

LIQUID ROCKETS AND PROPELLANTS

Edited by

LOREN E. BOLLINGER

The Ohio State University, Columbus, Ohio

MARTIN GOLDSMITH

The Rand Corporation, Santa Monica, California

ALEXIS W. LEMMON, Jr.

Battelle Memorial Institute, Columbus, Ohio

A Selection of Technical Papers based mainly on
a Symposium of the American Rocket Society
held at the Ohio State University, Columbus,
Ohio, July 18-19, 1960

ACADEMIC PRESS NEW YORK LONDON 1960

ИССЛЕДОВАНИЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ

Перевод с английского

В. Ф. БАЙБУЗ, Л. Н. КОМАРОВ, В. И. ЛЕВЧЕНКО,
В. А. МЕДВЕДЕВ, В. В. СОЛОВЬЕВ, В. К. СТАРКОВ,
Л. Е. СТЕРНИН, В. И. ТРИФОНЦЕВ И В. С. ЮНГМАН

Под редакцией

доктора техн. наук В. А. ИЛЬИНСКОГО

ИЗДАТЕЛЬСТВО «МИР»

Москва 1964

В книге приведены работы американских специалистов, касающиеся вопросов испытаний, проектирования и конструирования жидкостных ракетных двигателей, вопросов горения жидких ракетных топлив. Эти работы изложены в шести разделах: первый посвящен теории и практике испытания двигателей в условиях, близких к высотным; второй раздел касается проблемы измерений при неустойчивом процессе горения в камере сгорания ракетных двигателей; в третьем и четвертом разделах рассматриваются испарение и горение топливных капель и струй, а также кинетика реакций горения и других реакций; в последних двух разделах даны рекомендации по выбору топлива для летательных аппаратов в зависимости от их целевого назначения и рассматриваются вопросы конструирования узлов и агрегатов жидкостного ракетного двигателя.

Книга рассчитана на научных работников и инженеров, занимающихся разработкой и конструированием ракетных двигателей.

Редакция литературы по вопросам техники

ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА РУССКОГО ИЗДАНИЯ

В течение последних двадцати лет наблюдается стремительное развитие ракетной техники. Об этом свидетельствуют результаты планомерных и интенсивных работ по развитию ракетной техники и исследованию космического пространства, проводимых как в Советском Союзе, так и за рубежом. При этом решающим фактором является создание мощных и совершенных двигателей, применение многоступенчатых ракет, а также систем регулирования и автоматического управления, имеющих высокую точность. В связи с этим на книжном рынке появилось много новых работ, среди которых особое место занимает серия книг, выпущенная Американским ракетным обществом под редакцией М. Саммерфельда под общим названием «Progress in Astronautics and Rocketry».

Данная книга является второй в этой серии и представляет собой сборник из 6 разделов, в которых опубликовано 28 докладов и статей американских авторов. Тринадцать статей представлены на конференцию Американского ракетного общества по топливам, горению и жидкостным ракетным двигателям (Колумбус, Университет шт. Огайо) 18—19 июля 1960 г. Семь статей представлены на полугодовое заседание Американского ракетного общества (отель Амбассадор, Лос-Анжелос, Калифорния) 9—12 мая 1960 г. (статьи второго раздела, статья Росса и Эль-Векиля и статья Рао о новых типах ракетных сопел).

Остальные статьи представлены в Американское ракетное общество в 1960 г., за исключением статьи Рао о коротком диффузоре, дата представления которой не указана. Несмотря на некоторую потерю актуальности рассматриваемых вопросов, сборник в целом представляет интерес для советских читателей.

В данном сборнике рассмотрены некоторые сложные проблемы конструирования, расчета и испытаний ракетных двигателей. В ряде статей описываются новые оригинальные методы исследования этих проблем, однако не со всеми выдвинутыми положениями в них можно согласиться. Часть спорных положений оговорена в этом предисловии и в примечаниях редактора и переводчиков.

Безусловно, к оригинальным работам следует отнести статьи первого раздела, в которых описывается способ имитации высотных условий при наземных испытаниях ракетных двигателей с целью определения ряда параметров (удельной тяги, теплопередачи, характеристик запуска и т. д.). Для создания малого давления в выходном сечении сопла и для того, чтобы не было отрыва потока газа в сопле, авторы применили выхлопной диффузор, являющийся наиболее простым и дешевым агрегатом для создания разрежения. В основной статье раздела — в статье Массье и Рашке — приведены результаты обширных и интересных экспериментов по применению многих осесимметричных выхлопных диффузоров для моделей, а затем и для натурального двигателя с тягой 2700 кг. Основным параметром выбрано отношение полного давления на входе в сопло двигателя к давлению окружающего воздуха, которое названо отношением давлений. Эти экспериментальные работы, как правило, проводились сначала на моделях, затем после выбора оптимальной конфигурации проектировался натуральный выхлопной диффузор. Теоретическая часть этой статьи является менее интересной и упрощенной. В ней следовало бы учесть возможность образования косых скачков уплотнения, влияния нестационарности процесса и т. д. Также представляет интерес другая статья Массье и Рашке [1]. Обе статьи снабжены большой библиографией.

В статье Хольцмана и др. приведены результаты экспериментов по оригинальному улучшению характеристик выхлопных диффузоров типа цилиндрической трубы путем установки расширяющихся по потоку конических вставок и описывается оригинальная система моделирования высотных условий, состоящая из диффузора и двухступенчатого эжектора, работающего на водяном паре. В статье Рао даны краткие результаты экспери-

ментов по применению выхлопных диффузоров с цилиндрической горловиной, имеющих небольшую длину. Статья Ильсена является кратким сообщением о применении выхлопного диффузора типа цилиндрическая труба для испытаний ЖРД с тягой 3600 кг. В статье Чемберлена и Олсона «Разработка выхлопного диффузора для наземных испытаний ракетных двигателей» приведены результаты обширных экспериментальных исследований. Вышеуказанные статьи представляют большой интерес и могут оказать значительную помощь в начальной стадии конструирования выхлопных диффузоров. Исследованием неустойчивого горения предъявляют к измерительной аппаратуре весьма жесткие требования. Она должна правильно отображать высокочастотную неустойчивость (амплитуду, частоту и фазу колебаний в различных точках камеры сгорания). Датчики давления при этом работают при больших виброперегрузках и тепловых нагрузках, при высоких температурах и в коррозионной среде. Пять статей второго раздела посвящены краткому описанию некоторых измерительных приборов для исследования неустойчивой работы ЖРД и РДТТ. В общих чертах приведены требования к аппаратуре и описываются системы, примененные в некоторых организациях США. Во всех статьях рассматриваются датчики давления, системы регистраций и анализаторы. Эти статьи окажут пользу при первом знакомстве с этим предметом. Следует отметить, что в статьях дается постановка задач и общие указания или наметки по решению.

След и Лендсбаум приводят краткое описание и оценку аппаратуры, примененной в Лаборатории реактивных двигателей Калифорнийского технологического института. Рассматривается низкочастотная и высокочастотная система измерений, в том числе специальная запись, названная детекторной, и специальный частотный анализатор. В статье Осборна делается краткий обзор многочисленной литературы по приборам для исследования высокочастотного неустойчивого горения. Эту статью особенно можно рекомендовать при начальном изучении данного предмета. В ней оптическим методам отдается предпочтение перед другими методами, что является спорным. При применении оптических методов следует иметь прозрачные стенки, что сложно даже для модельных установок; кроме того, определяются не все параметры колебательных процессов. Джонс и Харье дают описание измерительной аппаратуры, примененной в Принстонском университете. Оригинально применение центрального регистрационного оборудования, специального анализирующего фазометра и датчиков давления, позволяющих оценивать локальные удельные тепловые потоки на подогреву охлаждающей воды. Бейкер приводит краткое описание типичной измерительной аппаратуры, примененной фирмой «Аэроджет дженерал корпорейшн» и работающей от 400 гц до 10 кгц. Оригинально применение электронного анализатора, выключающего двигатель в случае сильных колебаний. Рейсиг и Анжелус в наиболее подробной статье этого раздела приводят описание оборудования и методов, применяемых в Аллеганской баллистической лаборатории. Найдено, что наиболее эффективно применены тензометрических охлаждаемых датчиков давления и высокоскоростной записи на магнитную ленту (при этом производится регистрация колебаний с частотой более 40 кгц). Частотный анализ проводился многофильтовым и более совершенным магнитострикционным стержневым анализатором.

Третий раздел посвящен теоретическим и экспериментальным исследованиям процессов испарения и горения компонентов жидких ракетных топлив. В статье Вильямса «Горение каплей, имеющих одинаковые размеры» производится теоретический анализ скорости горения каплей горючего по реакции типа $\nu_F F + \nu_O O \rightarrow \nu_P P$. Она является развитием работы Вильямса [2], в которой рассматривается случай более простой реакции $A \rightarrow nB$. Сравниваются теоретические результаты с экспериментальными, приведенными в статье Буржуоуя и Кохена [3], и показана их удовлетворительная сходимость, но подтверждение результатов расчетов является недостаточным.

В статье Росса и Эль-Векиля предлагается метод исследования с применением интерферометра, работающего на двух монохроматических световых лучах, при изучении поля температур и концентрации продуктов испарения или горения около капли горючего. Также приведены результаты экспериментальных исследований испаряющейся и горячей цилиндрической капли, которые сравниваются с теоретическими данными. Этот экспериментальный метод представляет значительный интерес и принципиально позволяет исследовать поведение двух параметров (например, температуры и содержания

одного компонента), но требует тщательного отлаживания аппаратуры. В статье Дайкема и Грина «Экспериментальное исследование горения одиночных капель горючего RP-1, несимметричного диметилгидразина и гидразина в воздухе и кислороде» приводится методика и анализ результатов экспериментов по определению скорости испарения и горения, полученных путем фотографирования горящих одиночных капель, подвешенных на такой кварцевой нити. Экспериментальный метод прост, но позволяет определить лишь суммарные эффекты.

В четвертом разделе книги приводится шесть статей. В интересной статье Бауэра и др. описываются методы и результаты экспериментальных исследований реакции окисления диборана кислородом вблизи второго по температуре и давлению взрывного предела; определены параметры реакции и предложен механизм реакции. В статье Эберштейна и Глассмена рассмотрено каталитическое разложение гидразина на металлических поверхностях и сделана попытка установить класс металлов, являющихся катализаторами. Сделаны предположения о начальных стадиях и механизме разложения и предложены ингибиторы. Статья представляет интерес, хотя ряд ее положений не подкреплен экспериментальными данными. Фишборн и Эдде на основе предположения, что в детонационной волне химические реакции протекают во фронте, следующем непосредственно за скачком уплотнения, дают способ теоретического предсказания о способности газов к детонации. Если градиент повышения температуры в этом фронте большой, то выделяющееся тепло не рассеивается и детонационная волна стабилизируется. Работа подкрепляется расчетами возможности возникновения детонационной волны в озоне и окиси азота. Однако теоретическое исследование желательнее подкрепить расчетами возможности образования устойчивой детонационной волны в большем количестве газов.

В статье Кушида «Рекомбинация при химической неравновесности и ее влияние на поток в сопле ракетного двигателя» рассматривается поток продуктов сгорания топлива, состоящего из H, O и N. Расчет газового потока с учетом рекомбинации рекомендуется производить в предположении, что существует «температура замораживания», до которой химические реакции находятся в равновесном состоянии, а после нее полностью «замораживаются». Предлагаются критерии для определения этой температуры. В настоящее время большинство авторов рекомендуют производить «сквозной» расчет потока в сопле ракетного двигателя при крайних предположениях: полностью равновесном или полностью неравновесном процессе течения, так как учет кинетики химических реакций является сложным и громоздким с вычислительной точки зрения. Следует заметить, что удовлетворительное знание скоростей и механизма химических реакций, происходящих в сопле ракетного двигателя, в настоящее время имеется только для продуктов сгорания топлив, состоящих из C, H, N и O. Поэтому в ряде случаев метод, предлагаемый в этой статье и распространенный на топливо, в которое входят иные химические элементы, заслуживает внимания. Следует отметить, что численные результаты, приведенные в статье, имеют лишь качественное значение, так как приняты слишком грубые значения констант скоростей химических реакций.

Миско теоретически рассматривает спектроскопические методы определения температуры пламени по измерениям суммарной радиации. Предполагаемые методы в экспериментальном отношении проще методов, основанных на монохроматических лучах света. Однако автор не приводит результатов замеров по предлагаемому им методу, и поэтому нельзя судить о их точности. В разделах статьи «Метод с источником, имеющим фиксированную температуру» и «Измерение температуры неизоэнтальпических пламен» при переводе были обнаружены грубые математические ошибки, вследствие чего эти разделы являются неправильными и опущены в русском переводе.

Статья Херша является обзором имеющейся литературы по ряду параметров озона (приведено их сравнение с параметрами кислорода) и озono-кислородных смесей. В статье приведены довольно интересные соображения по методам получения жидких озона и озono-кислородных смесей. Этот обзор, несмотря на его краткость, является серьезным и включает результаты большого количества работ, опубликованных до 1960 г.

В двух статьях пятого раздела Меллиша и Гибба, а также Джорнтера производится сравнение целесообразности применения разных топлив на ракетах различных классов. Критерием сравнения является условная скорость полета ракеты в конце активного

участка. Из параметров топлива рассматриваются удельная тяга и удельный вес, из конструктивных — относительные доли: инертных масс, агрегатов, пропорциональных объему баков, несгоревшего топлива, системы подачи топлива и т. д. В каждой статье предлагаются несколько различные конструктивные параметры, но между этими параметрами нет принципиального различия. Полученные расчетные уравнения имеют простой вид. Однако в этих статьях не учтены такие важные параметры, как потеря удельной тяги из-за внутреннего охлаждения двигателя, зависимость между весом двигателя и удельной тягой, совместимость топлива и материала топливных баков, величина надува в баках при турбонасосной системе подачи, обусловленная давлением насыщенных паров, и т. д. При применении предлагаемых методов расчета необходимо точно выбирать значения указанных параметров, но, к сожалению, нет рекомендаций по их выбору. Выводы статей имеют качественное значение, и их следует принимать с известной осторожностью. Окончательное суждение о выборе топлива в каждом случае можно сделать лишь после тщательной проработки. Следует отметить, что наряду с указанными параметрами надо учитывать стабильность, взрывобезопасность, температурный интервал жидкого состояния, наличие и стоимость компонентов топлива.

Шестой раздел книги посвящен теоретическим и экспериментальным исследованиям некоторых агрегатов ракетного двигателя. В статье Эллиота приводятся экспериментальные исследования и элементарная теория оригинального метода подачи топлива в камеру сгорания с помощью газоструйных насосов. Автор ссылается на эксперименты, показывающие, что можно получить относительно малые потери. Но даже при этом удельный расход рабочего газа в 2—4 раза больше, чем при применении ТНА. Возможно применение газоструйных насосов с дожиганием рабочего газа в камере сгорания, но удельный расход рабочего газа при этом увеличивается еще в несколько раз; в этом случае также невозможна подача компонентов топлива с небольшим давлением насыщенного пара. Автор указывает на отсутствие к моменту написания статьи газоструйного насоса, пригодного для применения, хотя нет каких-либо принципиальных причин, препятствующих его созданию. Главным преимуществом газоструйного насоса является простота конструкции и повышенная надежность из-за отсутствия вращающихся частей. Однако вследствие высокого удельного расхода рабочего газа эти насосы вряд ли будут применяться на больших ракетных двигателях.

В статье Мейера анализируются возможности повышения давления газа в камере сгорания ЖРД, имеющего регенеративное охлаждение. При этом анализе рассматриваются лишь предельные толщины «огневой» стенки, которая должна пропустить высокий удельный тепловой поток при заданных температурах ее поверхности и выдерживать нагрузки от сил давления газов, охлаждающей жидкости и т. п. С целью упрощения анализа сделаны грубые допущения относительно теплопередачи, особенно от продуктов сгорания к «огневой» стенке (неучет внутреннего охлаждения, определение коэффициента теплопередачи по уравнениям для несжимаемых жидкостей). Определение механических напряжений в стенках сделано упрощенно (не учитываются температурные напряжения, осевые силы, устойчивость сопла и т. д.). Кроме того, рассмотрена лишь частная конструкция камеры двигателя. Мейер не учел ряд параметров, влияющих на выбор давления газа в камере сгорания, в частности потерю удельной тяги на привод ТНА (в случае выброса рабочего газа ТНА) или баланс энергии ТНА (в случае дожигания рабочего газа ТНА в камере сгорания). Поэтому результаты этой статьи следует принимать с некоторой осторожностью.

В статье Фиалкова и др. «Изготовление ракетных сопел методом электроформования и исследование их прочности и теплопередачи» рассматриваются охлаждаемые камеры двигателей, полностью изготовленные оригинальным методом электроосаждения различных металлов, в частности никеля и меди, на специальные матрицы. Возможно, что этот метод изготовления в некоторых случаях представляет практический интерес. Сообщаются сведения об изготовленных по этому методу соплах двигателя с тягой 450 кг, прошедших огневые испытания и результаты элементарного анализа теплопередачи и механических напряжений в них. При анализе автор принял довольно грубые допущения: анализ теплопередачи произведен по тому топливу, которое применялось; напряжения в пластической области определяются приближенно и т. д.

В статье Дэвиса и Маккормика подробно излагаются интересные экспериментальные работы по конструированию блока твердого катализатора из серебряных сеток для разложения высококонцентрированной перекиси водорода и дается ряд рекомендаций по его изготовлению и эксплуатации. Следует отметить, что на основе перекиси водорода теоретически можно получить высококипящие топлива, обеспечивающие высокие удельные тяги. К ним относятся топлива: $\text{H}_2\text{O}_2 + \text{V}_5\text{N}_5^1$, $\text{H}_2\text{O}_2 + \text{V}_6 + \text{N}_2\text{H}_4$ [4] и $\text{H}_2\text{O}_2 + \text{V}_6 + \text{V}_6\text{H}_2$ [5]. Последнее топливо дает почти ту же теоретическую удельную тягу, что и низкокипящее топливо (фтор и водород). Это обстоятельство увеличивает актуальность применения высококонцентрированной перекиси водорода как компонента ракетных топлив. В статье Кардалло и Хикерсона «Ракетные двигатели с регулируемой тягой» делается элементарный теоретический анализ и приводятся результаты интересных экспериментов, проведенных в NARTS с 1954 по 1960 г. Статья Петерсона посвящена теоретическому и экспериментальному исследованию переходных процессов небольших ракетных двигателей, работающих на самовоспламеняющемся жидком топливе. Теоретический анализ является элементарным, так как принят квазистационарный процесс подачи топлива, горения и истечения газа; не учитывается задержка воспламенения; принято, что весь объем камеры сгорания занят продуктами горения. По-видимому, при значительной ошибке описания процесса по времени ошибка в определении полного импульса является существенно меньшей. Приводятся результаты испытаний небольших ЖРД, и в том числе удельная тяга при многократных запусках. Результаты теоретического анализа статьи имеют лишь качественное значение.

В статье Рао в кратком виде приводится теоретический анализ одной из конфигураций ракетного сопла нового типа с кольцевым критическим сечением. Это сопло при одинаковых тягах приблизительно в два раза короче и имеет меньшие потери, обусловленные внешним давлением и давлением в выходном сечении, чем обычные сопла. Приведены результаты продувок модельных сопел холодным воздухом и продуктами сгорания. Однако нельзя сделать полного представления об этих соплах без знания теплопередачи в стенке и потерь удельной тяги, вызванной ею, весовых характеристик и т. д. Поэтому описание этих сопел в статье является неполным.

В заключение следует указать, что представленные статьи имеют разную ценность, хотя все статьи сборника, за исключением статьи Миско, переведены полностью. При переводе опущены несущественные подробности, как-то: наименование заказчиков, указания на договоры, благодарности и т. п. Наряду с этим следует отметить, что оригинал сборника был отредактирован недостаточно тщательно, в частности, нет унифицированной терминологии и принятых обозначений; замечено значительное количество опечаток. При редактировании русского перевода по возможности были унифицированы и приняты наиболее распространенные обозначения и терминология, но во многих случаях индексация оставлена согласно оригиналу. Мелкие опечатки исправлялись без особых указаний, более крупные исправления оговорены примечаниями редактора русского издания и переводчиков. Характеристическая скорость заменена параметром β -удельным импульсом давления газа в камере сгорания. Английская система единиц измерения переведена в метрическую. Цифры в тексте в квадратных скобках относятся к литературе, приведенной в конце каждой статьи.

Л И Т Е Р А Т У Р А

1. *Raketentechnik und Raumfahrtforschung* 6, № 3, 100 (1962) (приведена в сб. «Вопросы ракетной техники», № 5, 1963).
2. Williams F. A., *Combustion and Flame*, 3, 215 (1959).
3. Burgoyne J. H., Cohen L., *Proc. Roy. Soc.*, A225, 375 (1954).
4. Gordon L. J., Lee J. B., *ARS Journal*, 32, 4 (1962).
5. McCormick J. C., *Space Aeronautics*, 39, 3, 101 (1963).

¹⁾ См. статьи [Меллиша и Джибба, а также Джортнера, приведенные в этой книге.

ПРЕДИСЛОВИЕ
РЕДАКТОРОВ АМЕРИКАНСКОГО ИЗДАНИЯ

Всего пять лет тому назад специалисты всего мира в области космоса всячески наставляли на проведение элементарных научных исследований в космическом пространстве. Невиданный прогресс в развитии ракетной техники с этого времени наглядно показал огромное научное, экономическое и военное применение полетов в космосе. В связи с этим прогрессом наши планы предусматривают увеличение объема исследовательских работ. При этом, очевидно, будут требоваться космические летательные аппараты больших размеров, что в свою очередь потребует наличия двигательных установок значительно больших мощностей. Очевидным становится также и то, что при финансировании больших программ по разработкам в этой области нельзя допускать ошибок при проектировании основных систем. Таким образом, глубокое понимание процессов, протекающих в ракетных двигателях, приобретает весьма важное значение. Повышенное внимание к этим вопросам привело к значительному увеличению работ как в области ракетной техники, так и в других областях техники, связанных с космическими полетами.

Приблизительно половина статей этого тома была представлена на конференцию Американского ракетного общества по топливам, горению и жидкостным ракетным двигателям, проходившую 18—19 июля 1960 г. в Университете шт. Огайо. Остальные статьи были представлены Американскому ракетному обществу для публикации и включены в этот том для того, чтобы дать связное представление об отдельных темах проводящихся исследований, представляющих интерес при конструировании жидкостных ракетных двигателей. Среди них имеются статьи, касающиеся характеристик ракетных двигателей в высотных условиях, неустойчивости процесса сгорания в двигателе, улучшения двигателей путем усовершенствования его агрегатов.

С ростом применения ракетных двигателей для верхних ступеней ракет важное значение приобретает возможность испытания двигателей на земле, но в условиях, имитирующих почти вакуум больших высот. Первая часть этого тома посвящена теории и практике применения диффузоров для создания высотных условий в выходном сечении сопла камеры ракетного двигателя. Следует заметить, что это решение вопроса широко освещено в литературе.

Неустойчивость процесса горения, сопровождающаяся разрушительными колебаниями давления и приводящая к увеличенным удельным тепловым потокам, является актуальным вопросом современного ракетостроения. В настоящем сборнике статей этот вопрос рассматривается с двух точек зрения. Первой точкой зрения, отраженной во второй части тома, является рассмотрение основных проблем изготовления надлежащих измерительных приборов для детального изучения неустановившихся процессов горения. Другой точкой зрения является анализ непосредственно самого процесса горения. Таким образом, третья часть тома посвящена вопросам горения капель и струй топлива, тогда как в четвертой части рассматривается кинетика процесса горения.

В дополнение к рассмотрению этих основных исследовательских проблем необходимо уделить должное внимание выбору компонентов топлив и конструированию узлов двигателя, с тем чтобы повысить эффективность и надежность ракетных двигателей. Последние разделы этой книги посвящены этим вопросам современного ракетостроения.

Редакторы полагают, что этот том содержит полезную и своевременную информацию как для ученых-исследователей, так и для инженеров-конструкторов. С этой целью и подготовлялась настоящая книга.

Октябрь 1960 г.

*Л. Боллинджер,
М. Гольдберг,
А. Леммон*

А. ИМИТАЦИИ ВЫСОТНЫХ ИСПЫТАНИЙ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Экспериментальное исследование выхлопных диффузоров для ракетных двигателей

П. Массье, Е. Рошке

При наземных испытаниях ракетных двигателей, предназначенных для использования в верхних слоях земной атмосферы или в космосе, для определения характеристик всех составных частей системы требуется окружающая среда с низким давлением. Данные о таких параметрах, как тяга и теплопередача в камере двигателя, можно получить при заданных условиях, если применить соответствующие выхлопные диффузоры. Основное назначение выхлопного диффузора — понизить противодавление в выходном сечении сопла при номинальном значении давления газа в камере сгорания. С целью улучшения характеристик диффузоров были проведены обширные экспериментальные исследования многочисленных осесимметричных выхлопных диффузоров и вспомогательного оборудования. В некоторых экспериментах определялись характеристики прямых цилиндрических труб (с постоянной площадью поперечного сечения), диффузоров со второй горловиной, диффузоров со второй горловиной и отсосом газа до второй горловины во время запуска, а также диффузоров со второй горловиной и подачей дополнительной массы газа. Исследовано влияние на характеристики диффузора изменения геометрических параметров, как, например, длины, диаметра, углов конуса сужения и расширения. Было изучено влияние на характеристики диффузора углового расхождения между осью диффузора и осью сопла, для того чтобы установить возможность качания двигателя около карданного подвеса при испытаниях с выхлопным диффузором в вакуумной камере. Испытаниям были подвергнуты как конические, так и профилированные сверхзвуковые сопла. Проводились эксперименты по исследованию геометрического подобия с масштабным коэффициентом подобия по диаметру, равным 10. Опытные данные были получены в случае применения нескольких различных газов с номинальными значениями отношения удельных теплоемкостей: 1,22; 1,3 и 1,4. Среди этих газов были азот, продукты разложения гидразина и продукты горения гидразина в четырехокиси азота.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

- a — длина полости, расположенной около плоскости выходного сечения сопла, см;
- A — площадь, см²;
- D — диаметр, см;
- f — ширина отсасывающей щели, см;
- g — ускорение силы тяжести (9,806 м/сек²);
- i — энтальпия, ккал/кг·град;
- J — механический эквивалент тепла (427 кгм/ккал);
- K — коэффициент в уравнении весового секундного расхода (см. приложение А);
- L — длина по оси, см;
- m — молекулярный вес, кг/моль;
- M — число Маха;

- p — статическое или полное давление, *ата*;
 R — газовая постоянная, *кгм/кг.град*;
 T — статическая или полная температура, $^{\circ}\text{K}$;
 w — скорость, *м/сек*;
 V — объем, м^3 ;
 G — секундный весовой расход, *кг/сек*;
 x — расстояние по оси от плоскости выходного сечения сопла, *м*;
 α , θ — половина угла конуса сужающейся части диффузора, *град*;
 β — угол клина (для моделирования качания сопла), *град*;
 κ , κ — отношение и среднее отношение удельных теплоемкостей;
 ε — степень геометрического расширения сопла A_a/A_n^* ;
 η — эффективность;
 γ — удельный вес газа, *кг/м³*;
 φ — половина угла конуса дозвуковой расширяющейся части диффузора, *град*;
 ψ — степень сужения диффузора A_a/A_n^* .

ИНДЕКСЫ

- h — окружающий, атмосферный;
 b — полость около выходного сечения сопла или область донного давления;
 d — диффузор;
 a — выходное сечение сопла;
 E — смесительная труба эжектора;
 n — сопло;
 o — выходное сечение диффузора (или дозвукового диффузора);
 p — первичный газ;
 r — охлаждающее кольцо (применяется только в случае натурального диффузора);
 s — вместе с G обозначает вторичный газ, вместе с η — прямой скачок уплотнения, вместе с D — цилиндрическую часть диффузора;
 i — параметры полного торможения;
 T — вакуумная камера;
 V — вакуумная камера (применяется только в случае натурального диффузора);
 x — параметры потока перед прямым скачком уплотнения;
 y — параметры потока за прямым скачком уплотнения;
 $*$ — диаметр или площадь критического сечения сопла, горловины диффузора.

ВВЕДЕНИЕ

Характеристики ракетных двигателей, предназначенных для работы на большой высоте, например двигателей, устанавливаемых на верхние ступени космических ракет, обычно не могут быть правильно определены при давлении окружающей атмосферы на уровне моря и при номинальном давлении газа в камере сгорания из-за отрыва потока газа от стенок в закритической части сопла. Для определения эксплуатационных возможностей двигателя необходима информация о таких характеристиках, как тяга, теплообмен в камере двигателя, зажигание в вакууме, вибрационные характеристики камеры двигателя, ресурс работы агрегатов двигателя, — все это при условии безотрывного течения в сопле. Поэтому, чтобы экспериментально определить высотные характеристики двигателя в атмосферных условиях работы на уровне моря, необходимо применить некоторые способы понижения противодавления на выходе из сопла в течение некоторых интервалов времени, определяемых эксплуатационными требованиями.

Способы понижения противодавления на выходе из сопла, позволяющие предотвратить отрыв потока газа от стенок в сопле, состоят в применении барокамер, вакуумных насосов, эжекторов и выхлопных диффузоров. Они могут быть применены в отдельности или в различных комбинациях. Высотные камеры, в которых применяются вакуумные насосы или другие установки для отсасывания газа с достаточной производительностью для обеспечения испытания натурального двигателя, являются дорогими и громоздкими. При установке эжекторов, предназначенных для понижения противодавления за счет вторичного потока газа, весовой секундный расход газа вторичного потока может значительно превосходить весовой секундный расход газа основного (первичного) потока. При установке выхлопных диффузоров для понижения противодавления на выходе из сопла используется кинетическая энергия выхлопных газов ракетного двигателя. Конструкция выхлопных диффузоров относительно проста, и они недороги в изготовлении. В данной работе представлены результаты исследований, полученных при использовании различных конфигураций выхлопных диффузоров.

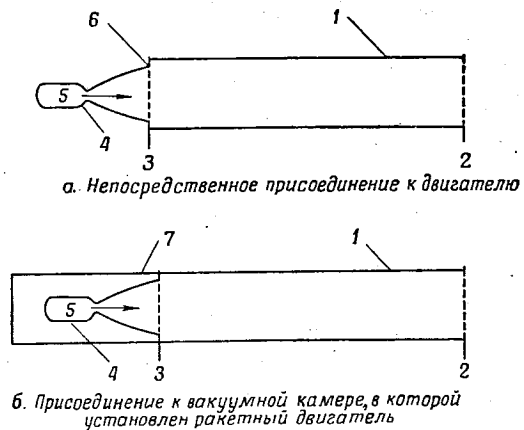
Простейшим выхлопным диффузором для ракетного двигателя является прямая цилиндрическая труба, присоединенная либо непосредственно к выходному сечению сопла двигателя, либо к камере, в которой находится двигатель. Усовершенствованные диффузоры состоят из трубы с переменной площадью поперечного сечения, имеющей участок с минимальной площадью поперечного сечения, называемый второй горловиной (первой горловиной является критическое сечение сопла двигателя). Восстановление давления в диффузоре осуществляется посредством системы последовательных ударных волн и постепенного, но не обязательно плавного замедления скорости потока газа до дозвуковых скоростей. Основной недостаток выхлопных диффузоров состоит в том, что один и тот же диффузор трудно приспособить для испытаний ракетных двигателей различных размеров.

При конструировании выхлопного диффузора для ракетного двигателя, имеющего тягу 2700 кг, были использованы данные, полученные по испытаниям моделей выхлопных диффузоров. Этот двигатель с номинальным давлением газа в камере сгорания, равным 10,5 ата, имеет сопло с геометрической степенью расширения 20 : 1. Закритическая часть сопла этого двигателя является укороченным вариантом контура сопла, первоначально спроектированного методом характеристик, с геометрической степенью расширения 55 : 1. Двигатель работает на топливе гидразин — четырехокись азота.

Целью экспериментальной программы является определение такой конфигурации выхлопного диффузора, которая бы обеспечила безотрывное течение в указанном сопле при номинальном значении давления газа в камере сгорания и при внешнем давлении, соответствующем атмосферному давлению на уровне земли. Испытания проведены на модели этого сопла в $1/10$ натуральной величины. Диаметр критического сечения модели сопла равен 14 мм. Испытания были проведены с большим количеством конфигураций диффузора и с использованием трех различных газов, имеющих различные удельные теплоемкости. Натурный выхлопной диффузор был спроектирован, изготовлен и испытан позднее вместе с экспериментальным ракетным двигателем, имеющим тягу 2700 кг.

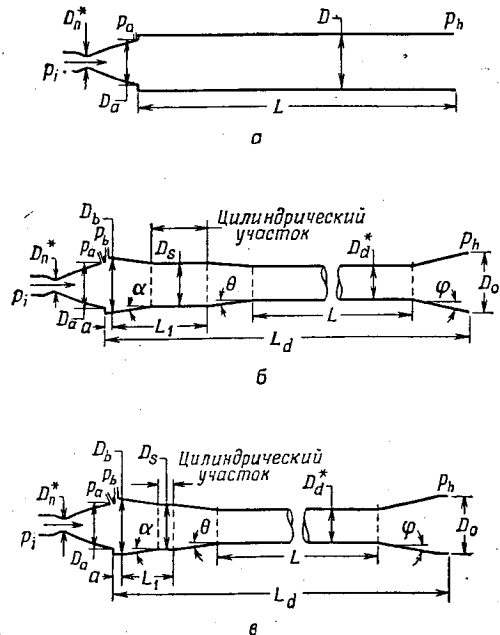
ОБЩИЙ АНАЛИЗ РАБОТЫ ВЫХЛОПНЫХ ДИФФУЗОРОВ
РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Выхлопной диффузор ракетного двигателя можно рассматривать как осесимметричную трубу, присоединенную к плоскости выходного сечения сопла, причем продольная ось диффузора совпадает с осью сопла. На фиг. 1 показаны два возможных способа присоединения выхлопного диффузора к ракетному двигателю. Кинетическая энергия выхлопных газов, выходящих



Фиг. 1. Способы присоединения выхлопных диффузоров к ракетному двигателю.

1 — диффузор; 2 — плоскость выходного сечения диффузора; 3 — плоскость выходного сечения сопла; 4 — ракетный двигатель; 5 — поток газа; 6 — вакуумное уплотнение; 7 — вакуумная камера.



Фиг. 2. Конфигурации диффузоров, применявшихся при испытаниях.

а — диффузор с конфигурацией 1: $D/D_a = 1,007$; $L/D = 11,6$ и $13,6$;
 б — диффузор с конфигурацией 2: $D_b/D_a = 1,126$; $\psi = 1,545$; $\alpha = 5^\circ$; $a/D_a = 0,0704$;
 $D_s/D_a = 1,005$; $L/D_a^* = 10,0$; $\theta = 3^\circ$; $L_1/D_s = 2,0$; $D_0/D_a^* = 2,0$; $\varphi = 6,5^\circ$; $L_d/D_a = 15,6$;
 в — диффузор с конфигурацией 3: $D_b/D_a = 1,126$; $\psi = 1,545$; $\alpha = 5^\circ$; $D_s/D_a = 1,005$;
 $L/D_a^* = 10,0$; $\theta = 5^\circ$; $L_1/D_s = 1,0$; $D_0/D_a^* = 2$; $\varphi = 10^\circ$; $a/D_a = 0,0704$; $L_d/D_a = 13,1$.

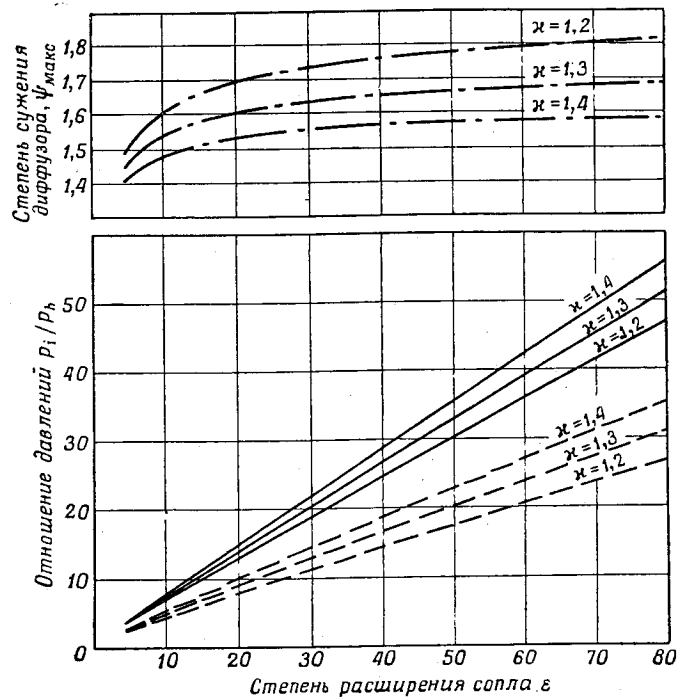
из сопла двигателя, используется для понижения противодавления за соплом, чтобы получить безотрывное течение в сопле. Однако понижение противодавления, достаточное для обеспечения безотрывного течения, может быть получено только при определенных режимах работы ракетного двигателя. На фиг. 2 показаны некоторые конфигурации диффузоров, которые оказались практичными для испытания ракетных двигателей. Другие конфигурации диффузоров, обеспечивающие более лучшие характеристики, оказались непрактичными для использования. К последним относятся диффузоры с изменяемой геометрией и другие типы диффузоров с применением подвижного центрального тела, расположенного внутри диффузора около выходного сечения сопла двигателя.

Для запуска сверхзвуковых диффузоров, имеющих вторую горловину, требуется определенная величина полного входного давления p_i . Если выхлоп из сверхзвукового сопла производится в диффузор такого типа, то диффузор может считаться запущенным, если ядро потока на входе в диффузор имеет сверхзвуковую скорость, а внутри сопла нет области с отрывом потока или сильной ударной волны, например прямого скачка уплотнения. После запуска диффузора можно получить минимальное рабочее полное давление на входе, при котором в сопле не происходит ни отрыва потока, ни образования прямого скачка уплотнения. Обычно для сверхзвуковых диффузоров со второй горловиной рабочее полное входное давление ниже, чем давление, требуемое для запуска. Анализ теоретического процесса запуска сверхзвукового диффузора приводится в приложении А и в руководствах по аэродинамике сверхзвуковых потоков, например в работе [1]. Величину полного входного давления, необходимую для запуска сверхзвуковых диффузоров, можно вычислять, исходя из того, что при запуске прямой скачок уплотнения должен находиться в выходном сечении сопла ракетного двигателя. Полное давление перед скачком вычисляется в предположении, что статическое давление после этого скачка равно атмосферному давлению. Если диффузор представляет собой цилиндрическую трубу, то минимальное пусковое полное давление приблизительно такое же, как и минимальное рабочее давление. Диффузоры со второй горловиной могут иметь более низкое рабочее полное давление, величину которого можно приблизительно определить, предположив, что прямой скачок уплотнения расположен в критическом сечении, т. е. в горловине диффузора; при этом полное давление перед скачком вычисляется по статическому давлению за скачком, которое принимается равным атмосферному. Максимальная геометрическая степень сужения диффузора (определяемая в этом случае как отношение площади выходного сечения сопла к площади сечения второй горловины диффузора) может быть определена подобным же способом.

Расчеты этого типа диффузора представлены в приложении А, а результаты этих вычислений приведены на фиг. 3, на которой отношение полного давления на входе в сопло (которое в случае изэнтропического расширения в сопле также равно полному давлению на входе в диффузор) к атмосферному статическому давлению представлено в зависимости от геометрической степени расширения сопла. Эти параметры являются более удобными при исследовании работы ракетного двигателя, чем чаще употребляемые параметры в виде отношения полных давлений вдоль диффузора и числа M на входе в диффузор. Обычно истечение газов из выхлопных диффузоров ракетных двигателей происходит в атмосферу, и поэтому измерить полное давление на выходе очень трудно (если это вообще возможно). В этом случае кинетическая энергия газа на выходе из диффузора является потерянной и дальнейшее восстановление давления невозможно. Если скорость газа в выходном сечении диффузора равна нулю, то предельное значение полного давления на выходе равно атмосферному давлению. Для этого потребовался бы в идеальном случае дозвуковой диффузор с бесконечно большой степенью геометрического

расширения. В анализе, приведенном в приложении А, принято отношение полного давления перед прямым скачком уплотнения к статическому давлению за скачком, а не отношение полных давлений в этом прямом скачке.

* Данные, представленные на фиг. 3, можно использовать для определения потенциальных возможностей выхлопного диффузора в отношении удовлетворения предъявляемых к нему требований. Кривые, обозначенные



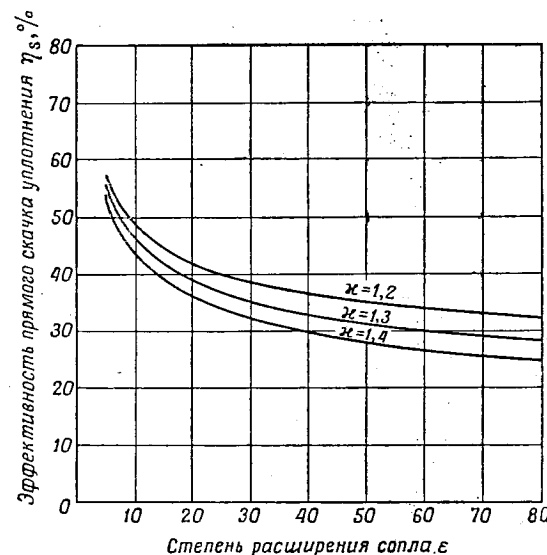
Фиг. 3. Характеристики системы сопло — диффузор, вычисленные по одномерной теории прямого скачка уплотнения.

ψ_{\max} — максимально допустимая степень сужения диффузора для запуска; — минимальное значение при запуске, прямой скачок уплотнения расположен в выходном сечении сопла; — минимальное значение на рабочем режиме, прямой скачок уплотнения расположен в горловине диффузора.

«минимальное отношение давлений при запуске», можно применить как для диффузоров, представляющих трубу с постоянным диаметром поперечного сечения, так и для диффузоров, имеющих вторую горловину, если площадь выходного сечения сопла равна площади входного сечения диффузора. Кривые, обозначенные «минимальное отношение давлений на рабочем режиме», применимы только к диффузорам со второй горловиной. В этом анализе не дается другой информации относительно конфигурации диффузоров, кроме максимальной степени сужения. Для определения оптимальной конфигурации диффузора для каждого конкретного ракетного двигателя необходимо проведение экспериментов.

Были проведены обширные исследования [2—4] с целью понижения пускового и рабочего полных давлений во входном сечении сверхзвукового диффузора. К сожалению, большая часть имеющейся в литературе информации относится к диффузорам аэродинамических труб, являющимся

составной частью сложных аэродинамических систем. Конечно, было бы замечательно, если бы точные характеристики диффузора можно было предсказать заранее, и, возможно, еще лучше, если бы можно было заранее определить конфигурацию диффузора, обеспечивающую оптимальные характеристики. К сожалению, ни одна из этих проблем не была решена аналитически, так как до сих пор поток внутри сверхзвукового диффузора изучен еще недостаточно и не поддается точному аналитическому решению. Кроме того, конструирование выхлопных диффузоров для ракетных двигателей усложняется определенными требованиями, предъявляемыми к двигателю,



Фиг. 4. Эффективность прямого скачка уплотнения, расположенного в выходном сечении сопла.

Эффективность η_s вычислена по формуле

$$\eta_s = \frac{\left(\frac{P_1}{P_k}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\frac{T_1}{T_k} - 1}$$

например максимально допустимым давлением газа в камере сгорания, требованиями со стороны аппаратуры и исключением возможности взрыва. При определении размеров выхлопного диффузора следует учитывать, что площадь, на которой размещается оборудование для испытания двигателя, может быть ограничена и установка выхлопного диффузора больших размеров невозможна.

Отношения пусковых и рабочих давлений в сопле являются наиболее вескими критериями при сравнении характеристик различных конфигураций диффузоров, предназначенных для испытаний ракетных двигателей. Отдельно взятое значение эффективности диффузора не является абсолютным показателем общих характеристик системы. Причины этого обсуждены в разделе «Результаты экспериментов». Эффективность сверхзвукового диффузора можно определить путем вычисления эффективности прямого скачка уплотнения, расположенного в выходном сечении сопла. Такие расчеты приведены в приложении Б. Эффективность прямого скачка уплотнения, расположенного в выходном сечении сопла, приведена на фиг. 4.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РАБОТЫ

Экспериментальные работы были выполнены в четыре этапа. На первом этапе были проведены испытания многих конфигураций диффузоров; составные части диффузора не охлаждались и были грубо изготовленными. В качестве рабочего тела применялись относительно холодные выхлопные газы из сопла, являвшиеся продуктами разложения гидразина. Модель профилированного сопла с геометрической степенью расширения 20,3 : 1 описывается в разделе «Сопла». Целью первого этапа испытаний было определение общего типа конфигурации диффузора, которая бы обеспечивала наилучшие характеристики диффузора при применении с соплами определенных типов.

На втором этапе были проведены испытания нескольких диффузоров с наиболее перспективными конфигурациями. В качестве рабочего тела использовались как азот, так и продукты сгорания гидразина в четырехокиси азота. При испытаниях с этим двухкомпонентным топливом необходимо было обеспечить охлаждение камеры сгорания, сопла и агрегатов диффузора. Агрегаты диффузоров, примененные на втором этапе, были изготовлены и подогнаны более тщательно друг к другу, чем агрегаты, примененные на первом этапе. Внутренняя поверхность была обработана чище, осевые зазоры между отдельными частями были устранены, более тщательно контролировалась подгонка внутренних диаметров смежных деталей.

Во время второго этапа было закончено конструирование натурального выхлопного диффузора и начато его изготовление в соответствии с конфигурацией модели диффузора, обеспечившей лучшие характеристики на первом этапе.

На третьем этапе были сделаны попытки улучшить пусковые и рабочие характеристики некоторых конфигураций моделей диффузоров с помощью вспомогательных средств. При испытаниях использовались два основных газа: продукты разложения гидразина и продукты сгорания гидразина в четырехокиси азота. Во время этих испытаний была найдена конфигурация диффузора, которая без помощи вспомогательного оборудования обеспечивала существенно лучшие пусковые характеристики, чем самые лучшие конфигурации диффузоров, найденные раньше. Эта новая конфигурация подверглась интенсивному испытанию с использованием в качестве рабочего тела всех трех основных газов, указанных выше. К этому времени изготовление натурального диффузора настолько продвинулось вперед, что его конструкцию нельзя уже было изменить без больших переделок.

На четвертом этапе было проведено испытание нескольких дополнительных конфигураций диффузоров на продуктах сгорания двухкомпонентного топлива. Были проведены также различные испытания по определению влияния углового расхождения осей сопла и диффузора и способов охлаждения диффузора. Натурный диффузор был успешно приведен в действие до окончания работ четвертого этапа.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Сопла

Сопла, применявшиеся при всех испытаниях моделей диффузоров, имели диаметр критического сечения 1,4 см и степень геометрического расширения 20,3 : 1. Отклонения размеров различных сопел не превышали 0,5%. Закритическая часть сопла была спрофилирована методом характеристик для случая $\kappa = 1,22$, угол полураствора в начале закритической части составил $22^{\circ}55'$ и угол полураствора в выходном сечении — $12^{\circ}50'$. Небольшое количество испытаний было проделано на коническом сопле с углом полураствора, равным $17^{\circ}50'$. Длина конического сопла от критического до выход-

ного сечения была приблизительно равна соответствующей длине профилированного сопла.

Сопла, применявшиеся при испытаниях на двухкомпонентном топливе (продукты сгорания гидразина в четырехокиси азота), были изготовлены из мягкой стали, покрытой никелем, или из меди, покрытой никелем, и имели номинальную толщину стенок от 1,25 до 1,8 мм. Эти сопла охлаждались водой, циркулирующей тангенциально по концентрически расположенной охлаждающей рубашке. При такой установке сопла в охлаждающей рубашке возникла необходимость в пленочном охлаждении докритической части сопла, главным образом для защиты уплотнения, представляющего собой O-образное резиновое кольцо. Сопла имели в сечении, соответствующем степени расширения 20 : 1 и расположенном на расстоянии 0,89 мм от среза сопла, одно отверстие диаметром от 0,5 до 0,76 мм для замера статического давления (ось отверстия находится в этом сечении).

Сопла, применявшиеся в испытаниях на однокомпонентном топливе, были изготовлены из нержавеющей стали 347. Эти сопла охлаждались только за счет естественной конвекции и теплоизлучения. В закритической части сопел между критическим и выходным сечениями имелось одиннадцать отверстий для замера давления. Отверстия для замера давления были расположены по спирали на внешней поверхности каждого сопла и просверлены перпендикулярно к внутренней поверхности сопла. Эти же самые сопла были использованы в испытаниях, в которых в качестве рабочего тела применялся азот.

Агрегаты диффузора

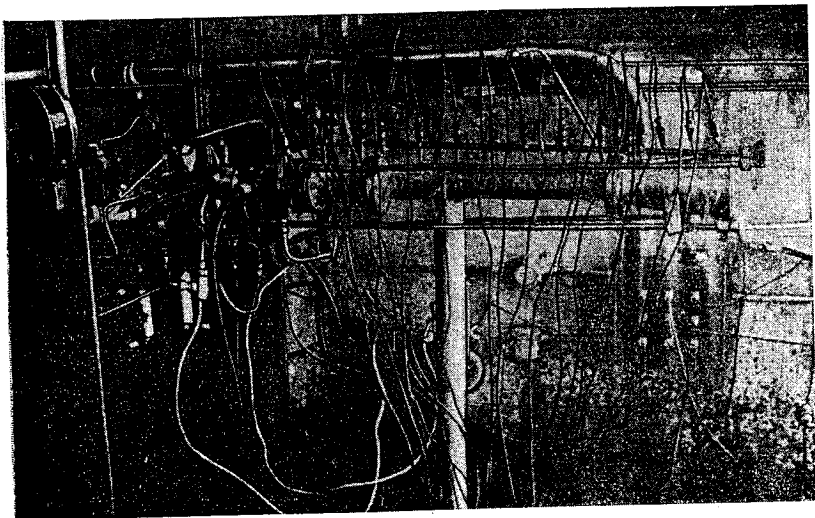
Диффузоры, имеющие различную конфигурацию, составлялись из отдельных секций с фланцами. Диффузоры, представляющие собой цилиндрическую трубу, состояли только из одной секции. Диффузоры, имеющие вторую горловину, состояли из нескольких секций (до пяти) в зависимости от конфигурации. Все профилированные части диффузоров и отдельные секции были взаимозаменяемы для испытаний на всех трех основных газах при различном способе охлаждения. Диффузоры, при испытаниях которых использовались либо однокомпонентное топливо, либо азот, охлаждались только за счет теплоизлучения и естественной конвекции. Диффузоры при испытаниях на двухкомпонентном топливе охлаждались водой, разбрызгиваемой струями по внешней поверхности диффузора.

В целях облегчения проведения программы испытаний секции диффузоров, применявшиеся на ранних этапах испытаний, например на первом этапе, были изготовлены без тщательной обработки. Отдельные секции были сделаны из мягкой стали, в некоторых случаях из труб «Шелби». К обоим концам секции были приварены зубчатые фланцы. При сборке профилированных диффузоров для испытаний отдельные секции соединялись просто болтами. Эти соединения уплотнялись кольцевыми медными прокладками.

Выравнивание секций производилось визуально и с помощью ручной подгонки фланцев по радиусу. За счет прокладок между секциями существовал осевой зазор шириной приблизительно 0,75 мм. Качеству обработки внутренней поверхности особого внимания не уделялось.

На втором этапе применялся другой метод изготовления секций диффузора: фланец на одном конце секций был выполнен с установочным кольцевым выступом, а на другом конце с кольцевой выточкой; внутренние поверхности секций были обработаны более тщательно. Такие секции быстро соединялись друг с другом и центровались с большой точностью; осевые зазоры между смежными секциями были фактически исключены. Эти секции были также изготовлены из мягкой стали. На фиг. 5 представлена фотография типичного диффузора со второй горловиной, секции которого были выполнены по второму методу. Этот диффузор состоит из трех отдельных секций,

скрепленных между собой болтами. На фотографии ясно виден применявшийся способ охлаждения при помощи водяных струй. Следует заметить, что штуцеры для замера давлений расположены через равные промежутки вдоль верхней стенки диффузора. Эти штуцеры присоединены к батарее ртутных



Ф и г. 5. Внешний вид типичной модели выхлопного диффузора со второй горловиной; виден способ охлаждения при помощи водяных струй.

манометров посредством длинных медных трубочек. Модель выхлопного диффузора (см. фиг. 5), подготовленная для испытаний на двухкомпонентном топливе, прикреплялась болтами непосредственно к рубашке охлаждения сопла.

Измерительная аппаратура

Во всех испытаниях статическое давление на стенке цилиндрической камеры сгорания, непосредственно предшествующей соплу, замерялось при помощи датчиков давления «Статхем» с диапазоном замера давлений от 0 до 42 *ати*. Полное давление во входном сечении сопла получалось на основании показаний этих приборов с обычной поправкой на число *M* по одномерной теории. Точность измерения полного давления во входном сечении сопла составляла $\pm 1\%$ всей шкалы датчика давления, или $\pm 0,42$ *атм*.

При применении жидких компонентов топлив весовой секундный расход основного потока замерялся до разложения или сгорания с помощью измерительных шайб и дифференциальных датчиков давления «Фоксборо», расположенных в магистрали подачи жидких компонентов топлива. Весовой секундный расход газообразного азота измерялся с помощью протарированного насадка Вентури, расположенного перед основным соплом.

Барометрическое давление окружающей среды измерялось перед всеми экспериментами с помощью обычного ртутного барометра. Статическое давление на стенках сопла и выхлопного диффузора замерялось при помощи ртутных манометров. Каждый штуцер для замера статического давления присоединен с помощью длинной медной трубочки диаметром 3,2 *мм* к обычной батарее манометров (см. фиг. 5). Длина этих трубочек менялась от 3 до 4,5 *м*. Во время испытаний батарея манометров фотографировалась через

заданные интервалы времени с помощью камеры «Спид график» форматом 10×12,7 *см*. Установлено, что ошибки измерений статического давления на стенках сопла и выхлопного диффузора не выходили за пределы $\pm 2,5$ *мм рт. ст.* ($\pm 0,0035$ *атм*). Точность измерения определялась: 1) точностью отсчета барометрического давления; 2) наличием загрязнений и примеси в ртути; 3) возможностью незначительной утечки в системе; 4) колебаниями высоты столбика ртути, вызванными небольшими отклонениями от установившегося значения давления; 5) ошибкой из-за параллакса, обусловленной расположением фотокамеры; 6) ошибками при отсчете высоты ртутного столбика с фотопленки.

Во время испытаний давление в полости около выходного сечения сопла p_b замерялось ртутными манометрами, а также записывалось с помощью датчика давления «Статхем», имеющего диапазон измерения давления от 0 до 2,1 *атм*. Данные этого отсчета использовались для быстрого указания, запустился диффузор или нет, но не были использованы в качестве достоверных значений при обработке результатов испытаний.

Температура газа во входном сечении сопла при испытаниях на однокомпонентном топливе измерялась с помощью экранированной термометры платина — платина с десятипроцентной добавкой родия и при испытаниях на газообразном азоте — с помощью хромель-алюмелевой термометры. Температура газа при испытаниях на двухкомпонентном топливе не измерялась.

Все параметры, измеряемые с помощью электрических методов, например датчиками давления и термометрами, записывались самописцем с пером «Спидомакс». Измерение тяги во время всех этих испытаний не производилось.

Методика проведения испытаний

В целях гарантии, что приборы не повреждены и не имеют существенных отклонений от предыдущих тарировок, все датчики давления периодически тарировались. Для получения четких фотографий трубки манометров и ртуть время от времени очищались. Все агрегаты диффузоров систематически проверялись на герметичность всей системы как при повышенном давлении, так и в вакууме. Некоторые затруднения при испытаниях на однокомпонентном топливе и серьезные затруднения при испытаниях на двухкомпонентном топливе вызывали частичное или полное засорение штуцеров для замера давления и соединительных трубок к манометру. По этой причине перед началом испытаний старались, чтобы по крайней мере магистрали замера давления в выходном сечении сопла и в полости (давление p_b) не были засорены. При испытаниях на двухкомпонентном топливе такая проверка проводилась перед каждым испытанием.

Минимальное полное давление во входном сечении сопла при запуске определялось двумя способами:

1) постепенным и равномерным повышением полного давления, при этом фиксируется его значение, при котором в сопле устанавливается безотрывное течение газа, определяемое по давлению в выходном сечении сопла,

2) проведением серии последовательных испытаний, причем каждое следующее начиналось с более низкой величины полного давления. В процессе испытаний фиксировалось предельное значение полного давления, при котором начиналось отрывное течение в сопле, даже при значительном времени опыта. Это наблюдалось по давлению в выходном сечении сопла. Второй метод проведения испытания рекомендуется потому, что получаемые результаты мало зависят от временной характеристики системы замера давления. Обнаружилось, что при запуске диффузора и при начале безотрывного течения в сопле происходит определенное изменение тональности шума, создаваемого струей выхлопных газов, вытекающих из диффузора.

Однако это изменение тональности не рекомендуется принимать в качестве надежного критерия для точного определения начала или прекращения безотрывного течения в сопле.

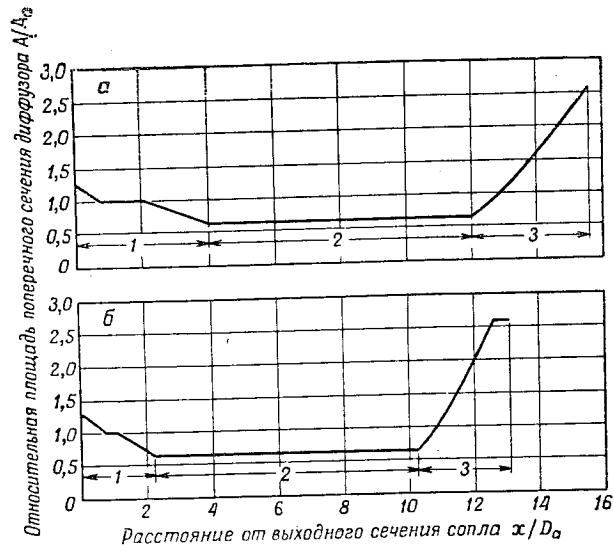
Минимальное рабочее давление определялось следующим образом. Диффузор запускался при достаточно высоком полном давлении, заведомо обеспечивающем безотрывное течение в сопле, затем полное давление понижалось; эта процедура является обратной той, которая в общих чертах приведена выше, в первом методе.

Все опытные точки и фотографии батарей манометров получены при условиях установившегося режима работы.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Были испытаны многие конфигурации диффузоров, но в данной работе не дается детального описания характеристик всех конфигураций. Приведены только характеристики трех конфигураций диффузоров, показанных на фиг. 2.

Конфигурация 1 — цилиндрическая труба, конфигурации 2 и 3 — диффузоры со второй горловиной. Конфигурация 2 выбрана для анализа, потому



Ф и г. 6. Зависимость относительной площади поперечного сечения диффузора от расстояния от выходного сечения сопла.
 а — диффузор с конфигурацией 2; б — диффузор с конфигурацией 3; 1 — входной участок; 2 — вторая горловина; 3 — дозвуковая часть диффузора.

что она была взята за основу при конструировании натурного диффузора. С конфигурацией 3 были получены лучшие характеристики для потока газа, состоящего из продуктов сгорания гидразина в четырехокиси азота, при этом в комбинации с диффузором не применялось вспомогательное оборудование для улучшения пуска и работы. На фиг. 6 представлено изменение отношения A/A_0 в зависимости от длины для конфигураций 2 и 3.

В табл. 1 приведены вычисленные значения параметров газа и параметров потока для трех примененных газов. В табл. 2 и 3 представлены основные характеристики нескольких моделей выхлопных диффузоров, установленных с вспомогательным оборудованием и без него. Некоторые из этих

Таблица 1

Свойства газов и параметры потока, применявшиеся при испытаниях

Газ	$\bar{\kappa}$	$T_i, ^\circ\text{C}$	m	Одномерный изэнтропический поток		Осесимметричный изэнтропический поток
				$p_a/p_i^{(1)}$	$M_a^{(1)}$	
Продукты сгорания гидразина в четырехокиси азота	1,22 ³⁾	2500 ³⁾	19,3 ³⁾	0,00466	3,85	0,00636
Продукты разложения гидразина	1,3 ⁴⁾	900 ⁵⁾	12,8 ⁴⁾	0,00357	4,22	0,00486
Газообразный азот	1,4	—6 ⁵⁾	28,0	0,00256	4,74	0,00352

1) Табличное значение для $\epsilon=20,3$.
 2) Вычисленное значение для степени расширения профилированного сопла $\epsilon=20,3$; $p_i=10,5 \text{ ата}$ (p_a на стенке сопла).
 3) Вычислено для $p_i=10,5 \text{ ата}$ и весового коэффициента соотношения компонентов, равного единице.
 4) Вычислено для $T=900^\circ \text{C}$.
 5) Средние замеренные значения.

Таблица 2

Средние экспериментальные характеристики различных моделей выхлопных диффузоров без вспомогательного оборудования

Модель конфигурации диффузора	Тип сопла ¹⁾	$\bar{\kappa}$	Минимальное отношение давлений p_i/p_h при запуске	Минимальные отношения давлений на рабочем режиме				
				p_i/p_h	p_a/p_i	p_a/p_h	p_b/p_h	η_d
1 ²⁾	Профилированное	1,3	16,1	16,1	0,00497	0,080	0,100 ³⁾	0,313
2 ⁴⁾	» »	1,3	15,7	10,7	0,00487	0,050	0,040	0,415
2 ⁵⁾	» »	1,22	15,6	12,0	0,00542	0,065	0,028	0,457
2 ⁴⁾	Коническое	1,22	16,5	12,3	0,00642	0,079	0,064	0,406
3 ⁵⁾	» »	1,22	11,7	11,7	0,00400	0,047	0,043	0,436
3 ⁵⁾	Профилированное	1,22	11,5	11,5	0,00670	0,077	0,035	0,451
3 ⁵⁾	» »	1,3	10,4	9,75	0,00380	0,037	0,045	0,343
3 ⁵⁾	» »	1,4	15,7	10,1	0,00347	0,035	0,015	0,424

1) Степень геометрического расширения всех сопел $\epsilon=20,3$; диаметр критического сечения всех сопел $D_n^*=1,4 \text{ см}$.
 2) Диффузор, представляющий собой цилиндрическую трубу и имеющий $D/D_0=1,007$ $L/D=13,6$.
 3) Расчетная величина.
 4) Диффузор со второй горловиной, имеющий $D_0/D_n^*=1,422$.
 5) Диффузор со второй горловиной, представленный на фиг. 2.

данных представлены на фиг. 7 и 8, где в качестве независимой переменной принимается значение κ . В табл. 2 выявляются относительно большие разбросы замеренных величин отношения p_a/p_i для различных конфигураций

Таблица 3

Средние экспериментальные характеристики различных моделей выхлопных диффузоров с вспомогательным оборудованием

Конфигурация диффузора и тип вспомогательного оборудования	Тип сопла	$\bar{\kappa}$	Минимальное отношение давлений p_i/p_h при запуске	Минимальные параметры на рабочем режиме	
				p_i/p_h	η_d
Диффузор с конфигурацией 2, $D_0/D_2^* = 1,422$; при пуске использовалась вакуумная камера объемом $1,4 \text{ м}^3$	Профилированное	1,3	12,1	10,7	0,415
Диффузор с конфигурацией 2, $D_0/D_2^* = 1,358$; азотный эжектор с $D_E/D_0 = 1,012$, $L_E/D_E = 4,16$	»	1,3	15,7	8,75 ¹⁾	—
Диффузор с конфигурацией 3А, $\psi = 1,758$, при запуске применялся отсос газа через кольцевую щель	»	1,22	11,5 ²⁾	9,45 ²⁾	0,494

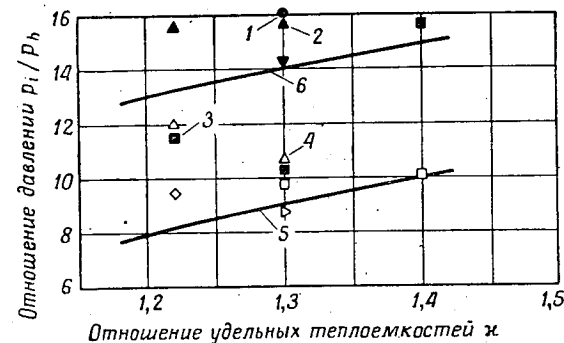
1) При отношении весового секундного расхода вторичного и первичного газов $G_3/G_p = 4,40$.
 2) С применением вакуумной камеры, объем которой вместе с объемом трубопровода и системы соединительных труб равен приблизительно $0,12 \text{ м}^3$.

диффузора при применении одного и того же газа и типа сопла (профилированного или конического). Этот разброс может быть вызван следующими факторами:

- 1) ошибками измерений, обсуждавшимися в разделе «Измерительная аппаратура»;
- 2) изменением температуры торможения и состава газа при испытаниях на однокомпонентном топливе с вытекающими отсюда изменениями молекулярного веса газа;
- 3) изменением температуры торможения и состава продуктов сгорания при испытаниях на двухкомпонентном топливе вследствие изменения коэффициента соотношения компонентов топлива;
- 4) влиянием ввода воды для получения пленочного охлаждения камеры сгорания и докритической части сопла при испытаниях на двухкомпонентном топливе;
- 5) шероховатостью поверхности вследствие эрозии и выкрашивания никелевого покрытия внутренней поверхности сопла, применявшегося при испытаниях на двухкомпонентном топливе (эффект, который возрос с увеличением числа испытаний, проведенных с одним и тем же соплом), и
- 6) возможным индуктивным влиянием величины давления p_h на величину давления p_a через пограничный слой.

В какой степени эти факторы влияют на величину тяги, осталось невыясненным, поскольку замеров тяги не производилось.

На фиг. 7 сплошными линиями представлены зависимости отношений пусковых и рабочих давлений, вычисленные по теории прямого скачка уплотнения, изложенной в приложении А. Если рассматривать лишь диффузоры, применяемые без вспомогательного оборудования, то только для диффузора с конфигурацией 3 точки, соответствующие запуску, находятся ниже теоретической кривой ($\bar{\kappa} \approx 1,22$ или $\bar{\kappa} \approx 1,3$); здесь $\bar{\kappa}$ является средним значением



Фиг. 7. Средние экспериментальные значения минимальных пусковых и рабочих отношений давлений для модели выхлопного диффузора, примененной с профилированным соплом, $\epsilon = 20,3$.

Затусованные значки относятся к минимальным значениям при запуске; незатусованные значки относятся к минимальным значениям на рабочем режиме.
 ○ — диффузор с конфигурацией 1, $L/D = 13,6$; △ — диффузор с конфигурацией 2, $D_0/D_2^* = 1,422$ при $\bar{\kappa} \approx 1,3$; □ — диффузор с конфигурацией 3; ◇ — диффузор с конфигурацией 3А; ▽ — диффузор с конфигурацией 2, с эжектором, имеющим $G_3/G_p = 4,40$ и с $D_0/D_2^* = 1,422$; ▽ — диффузор с конфигурацией 2, с примененной вакуумной камерой при запуске, $D_0/D_2^* = 1,358$.

1 — также является «рабочей» точкой для диффузора с конфигурацией 1; 2 — также является «пусковой» точкой для диффузора с конфигурацией 2, с эжектором; 3 — также является «пусковой» точкой для диффузора с конфигурацией 3А и «рабочей» точкой для диффузора с конфигурацией 3; 4 — также является «рабочей» точкой для диффузора с конфигурацией 2, с примененной вакуумной камерой; 5 — по теории прямого скачка уплотнения (рабочий режим); 6 — по теории прямого скачка уплотнения (запуск).

отношения удельных теплоемкостей для процесса расширения в сопле или процесса сжатия в диффузоре. Для всех конфигураций, за исключением конфигурации 3, при испытаниях на азоте ($\kappa = 1,4$) ни одна из точек, соответствующих рабочему режиму, не лежит ниже теоретической кривой. Следует отметить, что при $\kappa = 1,4$ для диффузоров с конфигурацией 3 точки, соответствующие запуску и рабочему режиму, согласуются с расчетами по теории прямого скачка уплотнения. Из анализа параметров, приведенных на фиг. 7, следует, что при применении газов с существенно различными физическими свойствами показатель адиабаты и нельзя принимать в качестве определяющего параметра при получении общих характеристик диффузоров.

На фиг. 8 представлены значения эффективности для различных конфигураций диффузоров, вычисленные по методу, изложенному в приложении Б. Ранее указывалось, что отношение давлений является более определяющим критерием оценки характеристик диффузоров для ракетного двигателя, чем эффективность диффузора. Это положение нуждается в объяснении. Для одномерного потока можно вывести аналитическую зависимость между статическими давлениями во входном и выходном сечениях сверхзвукового диффузора, полным давлением во входном сечении, показателем адиабаты и эффективностью диффузора. Для того чтобы преобразовать это соотношение в другое, в которое бы входило полное давление во входном сечении сопла, расположенного перед этим диффузором, необходимо сделать некоторые предположения, относительно потерь в сопле и соотношения

между статическими давлениями в выходном сечении сопла и во входном сечении диффузора. Полное давление во входном сечении сопла принимается равным полному давлению во входном сечении диффузора, при этом пренебрегают соотношением между действительными значениями p_a и p_b . На фиг. 8 приведены результаты, вытекающие из сделанных предположений. На фиг. 8 не приведена кривая эффективности прямого скачка уплотнения, расположенного в горловине диффузора, с максимально возможной степенью сужения. Кривая, представляющая эту зависимость, располагалась бы выше изображенной кривой на расстоянии от 2 до 3% по шкале



Фиг. 8. Вычисленные значения эффективности моделей выхлопных диффузоров, применявшихся с профилированным соплом, $\epsilon = 20,3$. Затусшеванные значки обозначают величину эффективности при «минимальном» запуске; незатусшеванные значки обозначают величину эффективности на «минимальном» рабочем режиме. \circ — диффузор с конфигурацией 1, $L/D = 13,6$; Δ — диффузор с конфигурацией 2, $D_0/D_2^* = 1,422$, $\bar{\kappa} \approx 1,3$; \square — диффузор с конфигурацией 3А. 1 — также значение эффективности при «минимальном» рабочем режиме диффузора с конфигурацией 1; 2 — также значение эффективности при «минимальном» рабочем режиме диффузора с конфигурацией 3; 3 — также значение эффективности при «минимальном» пусковом режиме диффузора с конфигурацией 3А и значение эффективности при «минимальном» рабочем режиме диффузора с конфигурацией 3; 4 — эффективность, рассчитанная по теории прямого скачка уплотнения, расположенного в выходном сечении сопла.

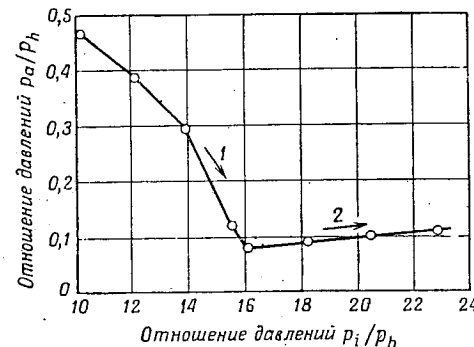
оси ординат. Результаты экспериментов, представленные на фиг. 8, не так хорошо совпадают с результатами теории, как результаты, приведенные на фиг. 7. Это несовпадение вызвано пренебрежением зависимостью между p_a и p_b , которая следует из анализа табл. 2, и тем, что при вычислении эффективности диффузора η_d берется p_b вместо p_a .

Опубликовано еще недостаточное количество экспериментальных данных по характеристикам выхлопных диффузоров, предназначенных для использования с ракетными двигателями, в особенности данных, полученных с использованием горячих выхлопных газов. Хотя работы [5] и [6] и содержат некоторые полезные данные о выхлопных диффузорах для ракетных двигателей, однако большинство этих данных получено при испытаниях на холодных газах.

Диффузоры типа цилиндрической трубы

При всех испытаниях диффузора типа цилиндрической трубы применялись продукты разложения гидразина. Давление в полости p_b не измерялось, так как первый штуцер для замера давления в диффузоре находился на расстоянии $x/D = 0,2$ от выходного сечения сопла. Типичные характеристики диффузоров типа цилиндрической трубы представлены на фиг. 9 и 10.

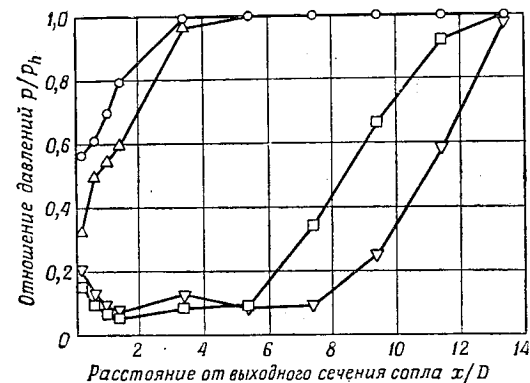
На фиг. 9 показано изменение отношения давления на выходе из сопла к атмосферному p_a/p_h в зависимости от отношения полного давления на входе



Фиг. 9. Типичные характеристики выхлопного диффузора типа цилиндрической трубы.

Газовый поток: продукты разложения гидразина, $877^\circ\text{C} < T_i < 927^\circ\text{C}$, $\bar{\kappa} \approx 1,3$; профилированное сопло, $\epsilon = 20,3$; диффузор с конфигурацией 1, $D/D_0 = 1,007$, $L/D = 13,6$. 1 — отрывное течение газа в сопле; 2 — безотрывное течение газа в сопле.

в сопло к атмосферному p_i/p_h . На этой фигуре также показаны области в сопле, в которых поток газа отрывается от стенок, и области безотрывного течения. Результаты испытаний и расчетов диффузоров этого типа, у которых



Фиг. 10. Типичное распределение статического давления на стенке диффузора типа цилиндрической трубы.

Газовый поток: продукты разложения гидразина, $877^\circ\text{C} < T_i < 927^\circ\text{C}$, $\bar{\kappa} \approx 1,3$; профилированное сопло, $\epsilon = 20,3$; диффузор с конфигурацией 1, $D/D_0 = 1,007$, $L/D = 13,6$. \circ — $p_i/p_h = 10,19$, отрывное течение газа в сопле; Δ — $p_i/p_h = 15,56$, почти безотрывное течение газа в сопле; \square — $p_i/p_h = 16,10$, безотрывное течение газа в сопле, $p_i \approx p_i \text{ мин}$; ∇ — $p_i/p_h = 22,82$, безотрывное течение газа в сопле, $p_i > p_i \text{ мин}$.

варьировались отношения D/D_0 и L/D , представлены в табл. 4. Расхождения между экспериментальными значениями p_a/p_h для двух приведенных значений отношения D/D_0 становятся ясными при рассмотрении соответствующих значений p_i/p_h . Возможная причина этого расхождения указана ранее.

В общем диффузоры типа цилиндрической трубы не имеют измеримого гистерезиса, т. е. минимальное полное давление при запуске равно минимальному рабочему полному давлению.

На фиг. 10 показано типичное замеренное распределение давления вдоль стенки диффузора. Разница в распределении давления для случая с отрывом

Таблица 4

Результаты, полученные при применении диффузоров, представляющих собой цилиндрическую трубу, и профилированного сопла, $\bar{\kappa} \approx 1,3$, $\varepsilon = 20,3$

D/D_a	L/D	$(p_i/p_h)_{\min}$		$(p_a/p_h)_{\min}$	
		эксперимент	теория ¹⁾	эксперимент	теория ¹⁾
1,007	11,6	16,2	14,3	0,0800	0,0516
1,007	13,6	16,1	14,3	0,0790	0,0516
1,007	19,6	15,6	14,3	0,0770	0,0516
1,110	5,1	20,5	17,3	0,0830	0,0626
1,110	12,4	19,1	17,3	0,0790	0,0626
1,110	17,8	19,0	17,3	0,0790	0,0626

¹⁾ Использовалась приближенная одномерная теория потока. Эти параметры являются функцией только $\bar{\kappa}$, ε , A/A_a .

потока от стенок сопла по сравнению с безотрывным потоком является значительной. Если отношения давлений превышают отношение давлений при запуске, то при увеличении полного давления на входе сопла осевое положение сечения, в котором происходит резкое возрастание статического давления, смещается вниз по потоку.

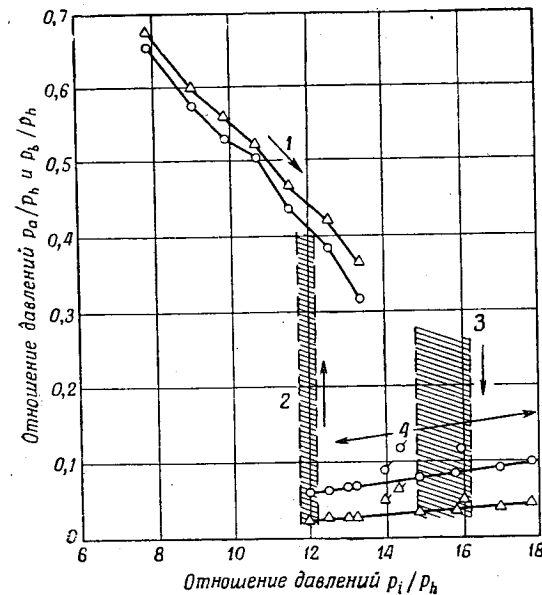
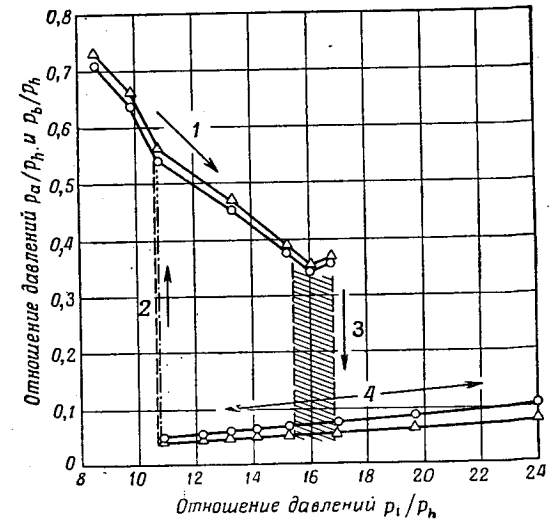
Теоретическая модель одномерного потока в диффузорах этого типа рассматривалась в работах [5] и [7]. Если $p_b = 0$ и $D = D_a$, то минимальные значения отношений давлений при запуске, полученные согласно этой теории, равны аналогичным значениям, определенным по теории прямого скачка уплотнения и представленным сплошными линиями на фиг. 3. Для цилиндрических труб, имеющих $D \neq D_a$, эти результаты можно скорректировать умножением на поправочный коэффициент A/A_a . Значения отношений $(p_i/p_a)_{\min}$ и $(p_a/p_h)_{\min}$, приведенные в табл. 4, вычислены по методу, изложенному выше. Следует отметить, что приведенные вычисленные значения параметров занижены по отношению к измеренным значениям на довольно большие величины.

Диффузоры со второй горловиной

Характеристики диффузоров с конфигурациями 2 и 3 представлены на графиках фиг. 11—12 и 13—15. Хотя общий характер всех этих характеристик подобен, имеются существенные различия величин отношений p_a/p_h , p_b/p_h , величины гистерезиса и областей минимальных пусковых и рабочих давлений. Эти различия выясняются при сравнении диффузоров с различными конфигурациями и при сравнении различных рабочих газов в случае их применения на одном и том же диффузоре. Диффузор можно запустить, если увеличить отношение p_i/p_h от некоторого небольшого значения, при котором в сопле происходит отрыв потока от стенок, до такого значения, при котором в сопле внезапно устанавливается безотрывное течение. Это значение является

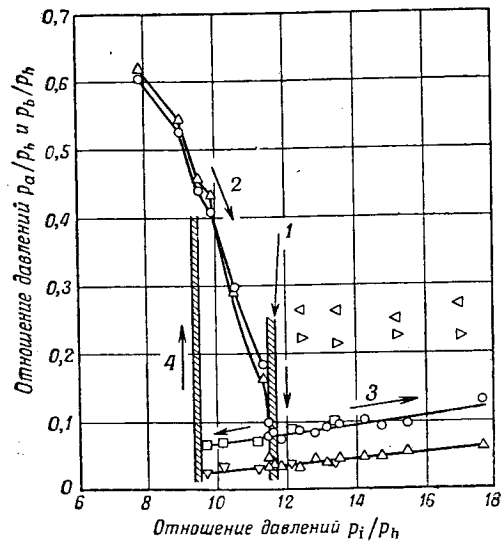
Фиг. 11. Типичные характеристики выхлопного диффузора со второй горловиной, имеющего конфигурацию 2, $\bar{\kappa} \approx 1,3$.

Газовый поток: продукты разложения гидразина, $877^\circ\text{C} < T_{t,2} < 927^\circ\text{C}$, $\bar{\kappa} \approx 1,3$; профилированное сопло, $\varepsilon = 20,3$; конфигурация диффузора такая же, как конфигурация 2, за исключением более короткой части дозвукового диффузора $D_0/D_2^* = 1,422$, $L_d/D_a = 13,6$; $\circ - p_a/p_h$; $\Delta - p_b/p_h$. 1 — отрывное течение газа в сопле; 2 — область минимальных отношений давлений на рабочем режиме; 3 — область минимальных отношений давлений при запуске; 4 — безотрывное течение газа в сопле.



Фиг. 12. Типичные характеристики выхлопного диффузора со второй горловиной, имеющего конфигурацию 2, $\bar{\kappa} \approx 1,22$.

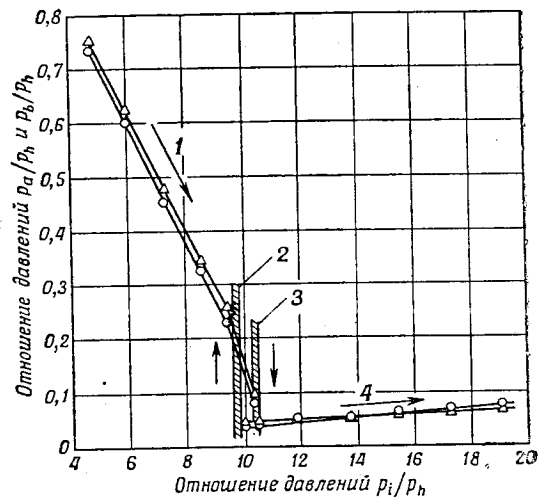
Газовый поток: продукты сгорания гидразина в четырехокиси азота, $T_t = 2500^\circ\text{C}$, $\bar{\kappa} \approx 1,22$; профилированное сопло, $\varepsilon = 20,3$. Знаки с черточкой обозначают течение газа в сопле с незначительным отрывом; $\circ - p_a/p_h$; $\Delta - p_b/p_h$. 1 — отрывное течение газа в сопле; 2 — область минимальных отношений давлений на рабочем режиме; 3 — область минимальных отношений давлений при запуске; 4 — безотрывное течение газа в сопле.



Ф и г. 13. Типичные характеристики выхлопного диффузора со второй горловиной, имеющего конфигурацию 3, $\bar{\kappa} \approx 1,22$.

Газовый поток: продукты сгорания гидразина в четырехокиси азота, $T_i \approx 2500^\circ\text{C}$, $\bar{\kappa} \approx 1,22$; профилированное сопло, $\varepsilon = 20,3$. Диффузор с конфигурацией 3, $\circ - p_a/p_h$, $\triangle - p_b/p_h$; диффузор с конфигурацией 3А, применен отсос газа, $\square - p_a/p_h$, $\nabla - p_b/p_h$; диффузор с конфигурацией 3А, без применения отсоса газа, $\triangleright - p_a/p_h$, $\triangleleft - p_b/p_h$.

1 — область минимальных пусковых и рабочих давлений для диффузоров с конфигурацией 3; 2 — область минимальных пусковых давлений для диффузоров с конфигурацией 3А; 3 — отрывное течение газа в сопле; 4 — безотрывное течение газа в сопле; 5 — область минимальных рабочих давлений для диффузоров с конфигурацией 3А.



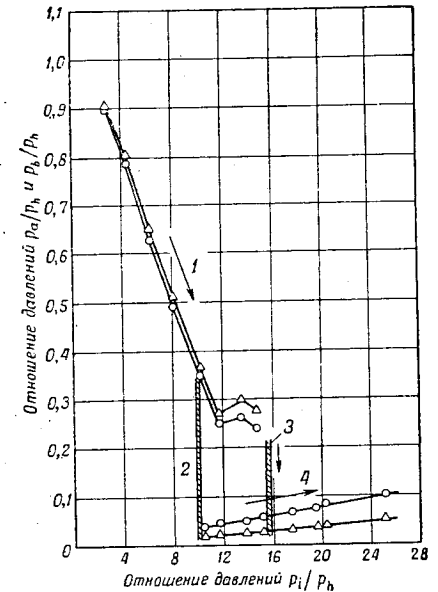
Ф и г. 14. Типичные характеристики выхлопного диффузора со второй горловиной, имеющего конфигурацию 3, $\bar{\kappa} \approx 1,3$.

Газовый поток: продукты разложения гидразина, $T_i = 900^\circ\text{C}$, $\bar{\kappa} \approx 1,3$; профилированное сопло, $\varepsilon = 20,3$.

1 — отрывное течение газа в сопле; 2 — область минимальных рабочих давлений; 3 — область минимальных пусковых давлений; 4 — безотрывное течение газа в сопле; $\circ - p_a/p_h$; $\triangle - p_b/p_h$.

минимальной величиной при запуске диффузора. Если это отношение давлений уменьшать, то при его некотором минимальном значении безотрывное течение в сопле внезапно прекращается и точка отрыва потока входит в сопло. Заштрихованные области на фиг. 11—15 являются областями минимальных пусковых и рабочих давлений. Для диффузоров с конфигурацией 2 диапазон минимальных пусковых отношений давлений более широкий, чем для конфигурации 3.

Экспериментальным путем установлено, что для диффузоров с конфигурацией 2 при течении продуктов разложения как однокомпонентного топлива ($\bar{\kappa} \approx 1,3$), так и продуктов сгорания двухкомпонентного топлива ($\bar{\kappa} \approx 1,22$)



Ф и г. 15. Типичные характеристики выхлопного диффузора со второй горловиной, имеющего конфигурацию 3, $\bar{\kappa} \approx 1,4$.

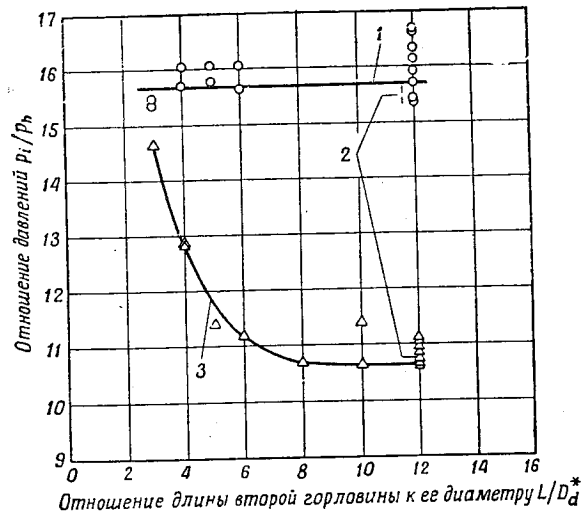
Газовый поток: азот — $23^\circ\text{C} < T_i < -3,7^\circ\text{C}$, $\bar{\kappa} = 1,4$; сопло профилированное, $\varepsilon = 20,3$. 1 — отрывное течение газа в сопле; 2 — область минимальных рабочих давлений; 3 — область минимальных пусковых давлений; 4 — безотрывное течение газа в сопле; $\circ - p_a/p_h$; $\triangle - p_b/p_h$.

максимальная геометрическая степень сужения, при которой возможен запуск, равна $\psi = 1,545$. Эта величина ψ меньше, чем соответствующие величины, вычисленные по теории прямого скачка уплотнения и приведенные на фиг. 3. Для сопла со степенью расширения $\varepsilon = 20,3$ теоретические значения $\psi_{\text{макс}} = 1,605$ и $\psi_{\text{макс}} = 1,672$ получаются соответственно для значений $\bar{\kappa} = 1,3$ и $\bar{\kappa} = 1,22$. Было установлено, что диффузор с конфигурацией 2 со степенью сужения $\psi = 1,545$ при испытании на азоте не мог запуститься при отношении давлений $p_i/p_h = 26$, которое является верхним пределом располагаемых установок.

На фиг. 16 показано влияние отношения длины второй горловины к диаметру L/D_a^* на пусковые и рабочие характеристики диффузора с конфигурацией 2 при $\psi = 1,545$ и $\bar{\kappa} \approx 1,3$. Заметим, что при этих испытаниях использовался более короткий дозвуковой диффузор, чем в диффузоре с конфигурацией 2, изображенном на фиг. 2. Минимальное отношение давлений при запуске слабо зависит от отношения L/D_a^* , хотя от него сильно зависит минимальное отношение рабочих давлений. На основании этих результатов при последующих испытаниях диффузоров со второй горловиной был принят как практически оправдавший себя диапазон отношений $8 < L/D_a^* < 12$. Дальнейших работ по выбору оптимальных значений этого отношения для

последующих конфигураций диффузоров или для других рабочих тел не проводилось.

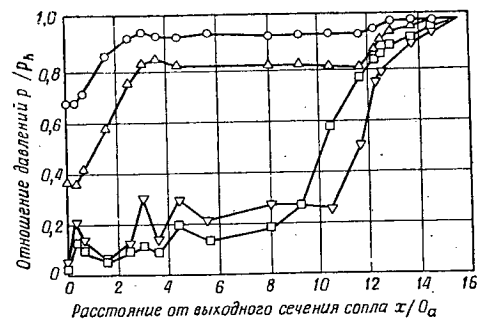
На фиг. 11 и 12 представлены характеристики диффузоров с конфигурацией 2 при работе на двух различных газах. Из сравнения этих графиков следует, что диффузоры такой конфигурации при применении рабочих газов с $\bar{\kappa} \approx 1,3$ могут работать при меньшем минимальном отношении рабочих давлений, чем при применении рабочих газов с $\bar{\kappa} \approx 1,22$. Однако при безотрывном течении в сопле величина давления в полости p_b больше при рабочем теле с $\bar{\kappa} \approx 1,3$, чем с $\bar{\kappa} \approx 1,22$. На фиг. 13—15 представлены сравнительные характеристики диффузоров с конфигурацией 3 для трех различных рабочих газов.



Фиг. 16. Влияние длины второй горловины на характеристики диффузора с конфигурацией 2, имеющего фиксированную степень сужения $\psi = 1,545$. Газовый поток: продукты разложения гидразина, $877^\circ\text{C} < T_i < 927^\circ\text{C}$, $\bar{\kappa} \approx 1,3$, профилированное сопло, $\varepsilon = 20,3$; конфигурация диффузора такая же, как конфигурация 2, за исключением более короткого дозвукового диффузора с $D_0/D_2^* = 1,422$, $L_2/D_2^* = 15,6$.

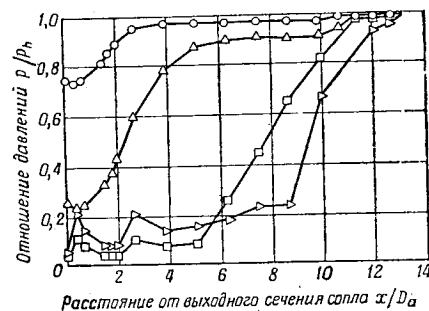
1 — минимальное отношение пусковых давлений; 2 — здесь много точек; 3 — минимальное отношение рабочих давлений.

Из анализа этих графиков ясно следует довольно примечательное различие характеристик, полученных при применении трех различных газов. При испытаниях диффузоров с конфигурацией 3 гистерезис характеристик не наблюдался, если газ имел $\bar{\kappa} \approx 1,22$; очень малый гистерезис наблюдался при $\bar{\kappa} \approx 1,3$ и большой гистерезис имел место, когда газ имел $\bar{\kappa} = 1,4$. Диффузоры с этой конфигурацией имеют большую разницу в диапазонах минимальных пусковых и рабочих давлений при применении трех рабочих газов. При безотрывном истечении из сопла наиболее низкое давление в полости было замерено при испытаниях на азоте. При испытаниях на продуктах разложения однокомпонентного топлива давление в выходном сечении сопла и давление в полости были приблизительно равными, однако между ними имеется определенное соотношение, выраженное пересечением соответствующих линий. Это обстоятельство можно видеть на фиг. 14. При небольших значениях отношения p_i/p_h , обеспечивающих безотрывное истечение из сопла, отношение p_a/p_h меньше отношения p_b/p_h . Подобный результат никогда не получался



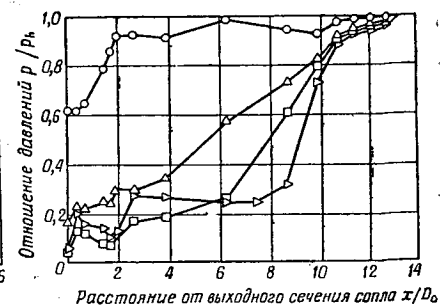
Фиг. 17. Типичное распределение статического давления по стенке диффузора со второй горловиной, имеющего конфигурацию 2, $\bar{\kappa} \approx 1,22$.

Газовый поток: продукты сгорания гидразина в четырехокиси азота, $T_i \approx 2500^\circ\text{C}$, $\bar{\kappa} \approx 1,22$; профилированное сопло, $\varepsilon = 20,3$.
 ○ — $p_i/p_h = 7,85$, отрывное течение газа в сопле; Δ — $p_i/p_h = 13,33$, в сопле все еще имеет место отрыв потока газа; \square — $p_i/p_h = 11,99$, безотрывное течение газа в сопле, $p_i \approx p_i$ мин (рабочий режим); ∇ — $p_i/p_h = 17,8$, безотрывное течение газа в сопле, $p_i > p_i$ мин (запуск).



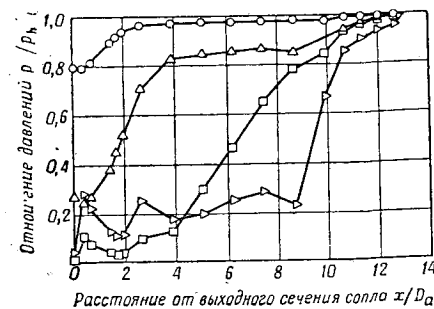
Фиг. 19. Типичное распределение статического давления по стенке диффузора со второй горловиной, имеющего конфигурацию 3, $\bar{\kappa} \approx 1,3$.

Газовый поток: продукты разложения гидразина, $T_i \approx 900^\circ\text{C}$, $\bar{\kappa} \approx 1,3$; профилированное сопло, $\varepsilon = 20,3$.
 ○ — $p_i/p_h = 4,76$, отрыв потока газа в сопле; Δ — $p_i/p_h = 9,45$, все еще отрывное течение газа в сопле; \square — $p_i/p_h = 10,50$ безотрывное течение газа в сопле, $p_i \approx p_i$ мин (запуск); ∇ — $p_i/p_h = 19,08$, безотрывное течение газа в сопле, $p_i > p_i$ мин (запуск).



Фиг. 18. Типичное распределение статического давления по стенке диффузора со второй горловиной, имеющего конфигурацию 3, $\bar{\kappa} \approx 1,22$.

Газовый поток: продукты сгорания гидразина в четырехокиси азота, $T_i \approx 2500^\circ\text{C}$, $\bar{\kappa} \approx 1,22$; профилированное сопло, $\varepsilon = 20,3$.
 ○ — $p_i/p_h = 7,86$, отрывное течение газа в сопле; Δ — $p_i/p_h = 11,38$, почти безотрывное течение газа в сопле; \square — $p_i/p_h = 11,64$, безотрывное течение газа в сопле, $p_i \approx p_i$ мин (запуск); ∇ — $p_i/p_h = 17,64$, безотрывное течение газа в сопле, $p_i > p_i$ мин (запуск).



Фиг. 20. Типичное распределение статического давления по стенке диффузора со второй горловиной, имеющего конфигурацию 3, $\bar{\kappa} = 1,4$.

Газовый поток: азот — $23^\circ\text{C} < T_i < -3,7^\circ\text{C}$, $\bar{\kappa} = 1,4$; профилированное сопло, $\varepsilon = 20,3$.
 ○ — $p_i/p_h = 4,54$, отрывное течение газа в сопле; Δ — $p_i/p_h = 11,81$, в сопле все еще имеет место отрывное течение газа; \square — $p_i/p_h = 10,36$, безотрывное течение газа в сопле, $p_i \approx p_i$ мин (рабочий режим); ∇ — $p_i/p_h = 25,17$, безотрывное течение газа в сопле, $p_i > p_i$ мин (запуск).

при испытаниях на двух других газах. Из сравнения характеристик диффузоров с конфигурациями 2 и 3 (например, фиг. 14 с фиг. 11 или фиг. 13 с фиг. 12) следует, что для диффузора с конфигурацией 2 требуется значительно большее отношение давлений при запуске, чем для диффузора с конфигурацией 3, а также требуется несколько большее отношение рабочих давлений, чем для конфигурации 3, хотя это выражено не слишком ярко.

Распределение экспериментальных значений статического давления вдоль контура диффузора с конфигурацией 2 приведено на фиг. 17 для $\bar{\kappa} \approx 1,22$. Распределение статических давлений вдоль контура диффузора с конфигурацией 3 для $\bar{\kappa} \approx 1,22$, $\bar{\kappa} \approx 1,3$ и $\bar{\kappa} = 1,4$ приведено соответственно на фиг. 18—20. На фиг. 6 приведена зависимость отношения площадей поперечного сечения диффузоров A/A_a от положения сечения вдоль оси диффузора x/D_a . Все эти распределения давления вдоль контура диффузора сходны между собой и имеют такой же характер, как и распределение давления вдоль контура диффузора типа цилиндрической трубы, представленное на фиг. 10. Во всех случаях безотрывного течения в сопле участок, в котором происходит быстрое возрастание статического давления, смещался вниз по потоку при возрастании отношения давлений. Следовательно, по мере увеличения отношения давлений от минимальной величины, необходимой для запуска, требуется все меньшая величина L/D_a^* . Логическое размышление в обратном направлении приводит к выводу, что переход к минимальным значениям рабочего давления в диффузорах со второй горловиной связан с возрастанием отношения L/D_a^* . Этот вывод подтверждается опытными данными, представленными на фиг. 16. Из графиков, приведенных на фиг. 6, 17—20, следует, что восстановление статического давления во второй горловине диффузоров с конфигурациями 2 и 3 при значениях p_i/p_h , близких к минимальной рабочей точке, достигает приблизительно 65—80% от общего восстановления статического давления в диффузоре. С другой стороны, из графиков, приведенных на фиг. 17 и 18, трудно определить, почему у диффузоров с конфигурацией 3 отношение пусковых давлений меньше, чем для диффузоров с конфигурацией 2. Возможно, что в диффузоре с конфигурацией 2 перед второй горловиной расположена более сильная серия ударных волн, чем в диффузоре с конфигурацией 3, следствием чего явились большие потери полного давления и уменьшение эффективности диффузора. Вычисленные значения эффективности для различных условий экспериментов приведены в табл. 2 и 3.

Дополнительные замечания о диффузоре со второй горловиной

Диаметр полости диффузора

При всех испытаниях модели диффузоров крепились к двигателю так, как показано на фиг. 1а. Длина полости диффузора (этот размер показан на фиг. 2) не изменялась во время испытаний. Эта полость в модели диффузора служит для того, чтобы по возможности более полно имитировать предполагаемые условия между плоскостью выходного сечения сопла и входным сечением диффузора системы сопла — диффузор в натуральную величину. Некоторые полезные результаты были получены при использовании полости в диффузоре. В самом начале были испытаны диффузоры с конфигурацией, не имеющей полости, т. е. для них $D_b = D_a$. Эти испытания показали, что поток в сопле имеет сильную тенденцию к отрыву в области на выходе из сопла, даже если диффузор был запущен. Это явление иногда наблюдалось как для диффузоров типа цилиндрической трубы, когда $D_b/D_a = 1$, так и для диффузоров со второй горловиной. Наличие полости с $D_b > D_a$ устраняет это явление. Было проведено небольшое число испытаний диффу-

зоров с конфигурациями 2 и 3, имеющих уменьшенный диаметр полости (отношение $D_b/D_a = 1,065$ вместо величины, указанной на фиг. 2). Длина полости при этих испытаниях не менялась. Результаты испытаний показывают, что у диффузоров с конфигурациями 2 и 3 при $\bar{\kappa} \approx 1,22$ минимальное отношение рабочих давлений немного уменьшилось, однако условия запуска не изменились.

Входная часть диффузора

Были проведены дополнительные испытания диффузоров с конфигурациями 2 и 3, во время которых изменялись величины угла θ и длина цилиндрической секции, расположенной перед второй горловиной:

1. Испытание диффузора с конфигурацией 2 с углом $\theta = 5^\circ$.
2. Испытание диффузора с конфигурацией 3 с углом $\theta = 7^\circ$.
3. Испытание диффузора с конфигурацией 3 без цилиндрической секции с углом $\alpha = \theta = 5^\circ$ (входная часть является непрерывным конусом). При этих испытаниях было использовано как однокомпонентное, так и двухкомпонентное топливо.

Испытания 1 при $\bar{\kappa} \approx 1,3$ дали небольшое изменение характеристик при $\theta = 5^\circ$ по сравнению с $\theta = 3^\circ$. Испытания 2 и 3 показали небольшое улучшение рабочих условий при $\bar{\kappa} \approx 1,3$ за счет этих изменений, однако при $\bar{\kappa} \approx 1,22$ наблюдалось не улучшение, а даже ухудшение характеристик. Был сделан вывод, что заметное улучшение характеристик, особенно условий запуска, для диффузоров с конфигурацией 3 по сравнению с диффузорами с конфигурацией 2 вызвано совокупным укорочением цилиндрической части и изменением угла θ от 3 до 5° , но не каждым этим изменением в отдельности. Диффузор с конфигурацией 3, представленный на фиг. 2, был выбран в качестве оптимального при испытаниях на двухкомпонентном топливе ($\bar{\kappa} \approx 1,22$).

Угол раствора и отношение площадей дозвуковой части

Во время испытаний применялись поочередно несколько дозвуковых диффузоров, имеющих различную конфигурацию, однако заметных различий в характеристиках не наблюдалось. Все эти испытания проводились при величине $L/D_a^* = 10$. Следует заметить, что систематических испытаний по определению влияния ϕ — угла полураствора или отношения площадей A_0/A_a дозвукового диффузора на характеристики диффузора не проводилось. Возможно, что для значений $L/D_a^* < 8$ угол полураствора и отношение площадей дозвукового диффузора имеют большое значение.

Интервал времени

При испытаниях диффузоров со второй горловиной было обнаружено влияние интервала времени на минимальные пусковые и минимальные рабочие характеристики, особенно при $\bar{\kappa} \approx 1,3$. Приведенные ранее пусковые характеристики получены для времени запуска 5 сек или менее. Это потребное время для запуска и замеряется от начала образования потока газа до момента, когда в сопле устанавливается безотрывное течение. Установлено, что отношение давлений, требуемое для запуска, можно заметно уменьшить для всех конфигураций диффузоров при $L/D_a^* = 10$ и $\bar{\kappa} = 1,3$, если имеется возможность увеличить время запуска. При увеличении времени запуска от 5 до 30 сек величина p_i/p_h , необходимая для запуска, соответственно уменьшается на величину 10—13%. Минимальная величина рабочего давления, приведенная в данной статье, была получена постепенным уменьшением отношения p_i/p_h от значения, необходимого для запуска. Влияние времени

на минимальное рабочее давление становится заметным, если уменьшение давления от значения, соответствующего запуску, производится быстро, т. е. за время порядка 2—3 сек. При быстром уменьшении отношения давлений минимальное рабочее давление увеличивается на 5—6%.

Указанное влияние интервала времени является малым в случае испытаний на двухкомпонентном топливе и почти незаметно при испытаниях на азоте. Полезное влияние времени запуска на пусковые характеристики не рекомендуется использовать при конструировании натурных диффузоров для ракетных двигателей, так как ракетный двигатель может не выдержать режим работы, при котором длительное время имеет место отрывное течение в сопле. С другой стороны, для получения максимальных результатов при применении диффузоров со второй горловиной необходимо, чтобы уменьшение давления от пускового режима к рабочему совершалось приблизительно не менее 5 сек.

Теплообмен

Во всех испытаниях, в которых использовались продукты разложения гидразина или продукты сгорания гидразина в четырехокси азота, не определялись удельные тепловые потоки или коэффициенты теплоотдачи со стороны газа. Следует отметить, что в обоих случаях тепло передавалось от газа к стенке диффузора. В противоположность этому при испытаниях на азоте тепло передавалось от стенки к газу.

При испытаниях на однокомпонентном топливе секции не охлаждались, и проблем, связанных с охлаждением, не возникало. Однако в диффузорах со второй горловиной могут появиться области с высокими местными удельными тепловыми потоками, что ясно видно из испытаний на двухкомпонентном топливе. Существование областей с высокими местными удельными тепловыми потоками может быть объяснено взаимодействием ударной волны с пограничным слоем или, в некоторых случаях, наличием осевых зазоров между секциями вблизи критических сечений. При отрывном течении в сопле имели место прогары стенок около входа во вторую горловину. При некоторых испытаниях наблюдался перегрев стенок в выходной части второй горловины или около входа в дозвуковую диффузор. За исключением случая необычно высоких местных удельных тепловых потоков, охлаждение при помощи струй, показанное на фиг. 5, оказалось очень эффективным, если обеспечивается равномерное распределение струй. Несколько секций со вторыми горловинами диффузора были изготовлены с кольцевыми рубашками охлаждения, для того чтобы выяснить возможность охлаждения второй горловины диффузора при помощи принудительного потока воды. При этих испытаниях вихревое движение охлаждающей воды достигалось изменением местоположения входных и выходных отверстий, благодаря чему достигалось движение потока в рубашке охлаждения по касательной или по спирали. Как способ охлаждения при помощи струй, так и способ охлаждения циркулирующим потоком обеспечивали достаточное охлаждение. Большая часть проблем, связанных с местным перегревом стенок, отпадала, когда отсутствовали осевые зазоры между смежными частями диффузора.

Конические сопла

Были проведены испытания диффузоров, имеющих конфигурации 2 и 3, с коническими соплами, степень геометрического расширения которых равна 20,3. При этих испытаниях применялось только рабочее тело с $\kappa \approx 1,22$. Результаты, полученные при этих испытаниях, приведены в табл. 2. При применении конических сопел характеристики диффузоров с конфигурацией 2 были хуже. Однако характеристики диффузоров с конфигурацией 3 были

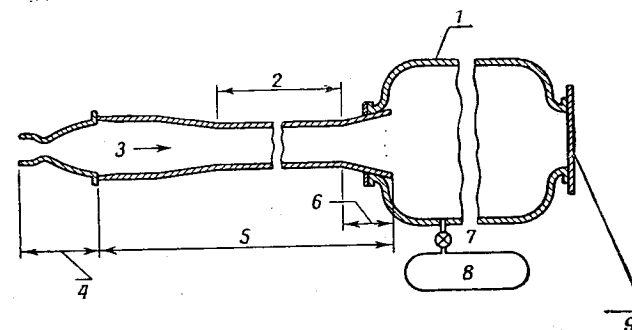
приблизительно одинаковы как для конических, так и для профилированных сопел. Как и предполагалось, отношение статического давления в выходном сечении сопла, замеренного на стенке, к атмосферному p_a/p_h для конического сопла было меньше, чем для профилированного.

Отношение давления в полости к атмосферному p_b/p_h было немного больше в случае конического сопла, чем в случае профилированного.

Вспомогательные методы улучшения пусковых и рабочих характеристик диффузоров со второй горловиной

Испытания, в которых для лучшего запуска выхлоп из диффузора производился в вакуумную камеру

Были проведены испытания с применением вакуумной камеры, присоединенной к выходному сечению диффузора. В пусковой период выхлопные газы двигателя могли проходить через диффузор в вакуумную камеру. Эти испытания проводились для того, чтобы определить, уменьшает ли применение



Ф и г. 21. Схема установки сопло — диффузор — вакуумная камера.
1 — вакуумная камера; 2 — вторая горловина; 3 — поток; 4 — сопло; 5 — диффузор;
6 — дозвуковая часть диффузора; 7 — клапан; 8 — вакуумный насос;
9 — отбрасывающаяся заслонка.

вакуумной камеры при запуске системы ракетный двигатель — диффузор минимальную величину полного давления по сравнению с запуском без применения вакуумной камеры.

Испытания с вакуумной камерой производились на диффузорах с конфигурацией 2 с короткой дозвуковой частью при $D_0/D_d^* = 1,422$ и $\kappa \approx 1,3$. Были испытаны вакуумные камеры с двумя различными объемами: номинальный объем одной равен $0,11 \text{ м}^3$, другой — $1,4 \text{ м}^3$. На фиг. 21 показана схема расположения испытательной установки. Перед началом испытаний отверстие задней стенки вакуумной камеры закрывалось легко отбрасываемой заслонкой, после чего из системы отсасывался воздух до заданной величины разрежения. При образовании газового потока вакуумная камера начинает наполняться газом, давление в ней возрастает до атмосферного, и под давлением газа заслонка отбрасывается. Во время повышения давления в вакуумной камере до момента отбрасывания заслонки вакуумная камера является вспомогательной установкой при запуске. После отбрасывания заслонки вакуумная камера бездействует и не влияет на характеристики диффузора.

В случае, когда вакуумная камера не применялась, минимальные требования при запуске величины отношения давлений p_i/p_h однозначно связаны с величиной отношения статических давлений во входном и выходном сечениях диффузора $p_b/p_0 = p_b/p_h$. Если во время переходного процесса

при запуске с помощью вакуумной камеры давление окружающей среды в области выходного сечения диффузора понижается, то в этом случае $p_0 = p_T < p_h$. Давление в полости диффузора при этом также понижается, так что $p_b < p_0$ и отношение давлений в диффузоре p_b/p_0 остается приблизительно таким же, как при испытаниях без вакуумной камеры. Статическое давление в выходном сечении сопла также уменьшается, так как оно связано с давлением в полости диффузора p_b . Поэтому для заданного отношения давлений в сопле p_a/p_i , определяемого степенью геометрического расширения сопла, минимальное пусковое полное давление должно также уменьшиться. Другими словами, применение вакуумной камеры позволяет производить запуск диффузора при меньшем значении отношения давлений p_i/p_h , чем при запуске без вакуумной камеры. Эффективность применения вакуумной камеры, по-видимому, зависит от скорости изменения по времени давления в выходном сечении диффузора p_0 и статического давления в вакуумной камере p_T . Если эти скорости слишком велики и давление в вакуумной камере возрастает слишком быстро, то возможно, что при более низком пусковом давлении в сопле не установится безотрывное течение. Эти величины до некоторой степени могут регулироваться величиной объема вакуумной камеры и начальной величиной давления в вакуумной камере, полученного путем разрежения.

Таблица 5

Наилучшие результаты, полученные при запуске диффузора с конфигурацией 2 с применением вакуумной камеры ($\kappa \approx 1,3$; профилированное сопло, $\varepsilon = 20,3$)

	Вакуумная камера отсутствовала	Небольшая вакуумная камера	Большая вакуумная камера
V_T/A_n^* , см ³ /см ²	0	74 200	927 000
Относительное начальное давление (разрежение) в вакуумной камере p_i/p_h	—	0,045	0,480
Минимальное отношение давлений p_i/p_h при запуске	15,7	14,5	12,1

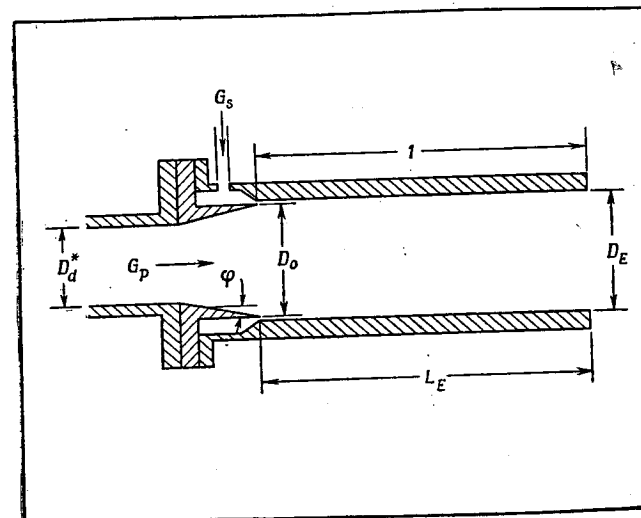
В табл. 5 приведены наилучшие результаты, полученные при испытаниях с применением двух упомянутых выше вакуумных камер. Из анализа приведенных результатов легко заметить, что небольшая вакуумная камера приводит к незначительному понижению пускового давления, а большая вакуумная камера существенно понижает пусковое давление. Эти вакуумные камеры для натурных диффузоров должны иметь очень большие размеры, и сомнительно, будут ли они практичны. Попытки улучшить пусковые характеристики некоторых конфигураций диффузоров путем установки отбрасывающей заслонки на самом диффузоре и созданием предварительного разрежения в системе сопло — диффузор не приводили к понижению пускового давления, так как сам диффузор не имел достаточного для этого объема. Наилучшие результаты, полученные при испытаниях с большой вакуумной камерой, приведены в табл. 3 и представлены на фиг. 7.

Эксперименты с эжекцией кольцевой струей вторичного газа, подаваемого в выходное сечение дозвукового диффузора

Была предпринята попытка улучшить как пусковые, так и рабочие характеристики диффузоров с конфигурацией 2 с помощью кольцевой эжекции

азотом, подаваемым под высоким давлением в выходное сечение дозвукового диффузора. Схема такой испытательной установки показана на фиг. 22. Азот вводился через кольцевое звуковое сопло, и смесь первичного газа — в данном случае продуктов разложения гидразина — и вторичного газа попадала в смесительную трубу и далее выбрасывалась в атмосферу. Отношение весового секундного расхода вторичного газа к весовому секунднему расходу первичного газа на имевшемся оборудовании могло изменяться от 0 и до $\sim 4,5$.

При применении эжектора скорость истечения выхлопных газов из диффузора повышается за счет эжекции вторичным газом, по крайней мере вблизи



Фиг. 22. Схема установки диффузора с конфигурацией 2, приспособленной к эжекции вторичным газом через кольцевую щель в выходном сечении дозвукового диффузора.

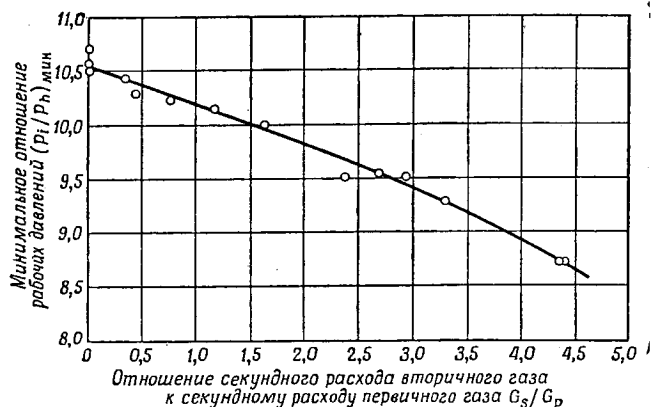
G_s — первичный поток, газообразный азот; G_p — вторичный поток, разложение гидразина.
 l — смесительная труба; $\varphi = 6,5^\circ$; $D_0/D_d^* = 1,358$; $D_E/D_0 = 1,012$;
 $L_E/D_E = 4,16$ (остальные размеры диффузора такие же, как на фиг. 2).

стенки диффузора, в результате чего понижается статическое давление в выходном сечении диффузора. В этом случае, так же как и при рассмотрении применения вакуумной камеры при запуске диффузора, аналогичными аргументами можно показать, что требуемое минимальное значение отношения давлений при запуске должно уменьшиться вследствие понижения давления в окружающей среде или давления в выходном сечении диффузора. Если подача вторичного газа продолжается и во время работы диффузора, то минимальное значение отношения рабочих давлений должно также уменьшиться.

Было установлено, что когда истечение вторичного газа начиналось раньше истечения первичного газа, то диффузор не запускался, поэтому необходимо, чтобы поток первичного газа начинался перед запуском эжектора. Эжектор не улучшал пусковые характеристики диффузора, но получено значительное понижение отношения рабочих давлений при больших весовых секундных расходах вторичного газа. На фиг. 23 дан график зависимости минимального отношения рабочих давлений от величины секундного весового

расхода вторичного газа. Наилучшие результаты, полученные при испытаниях, также приведены в табл. 3. Следует отметить, что для получения этих результатов потребовался довольно большой секундный весовой расход вторичного газа. Испытания, проведенные при отношениях длины смесительной трубы к ее диаметру $L_E/D_E = 6; 8,1; 10,1$ и $11,3$, не оказали влияния на результаты.

Возможно, что эжектор, расположенный в области выходного сечения диффузора, не способен улучшить пусковые характеристики диффузора по следующей причине. Если по какой-либо причине во время неустановившегося режима при пуске в дозвуковом диффузоре происходит отрыв потока, то ядро оторвавшейся спутной струи вряд ли может быть ускорено эжекцией азотом по такому способу. Поэтому был сконструирован другой тип эжектора, который позволил выяснить возможность введения вторичного газа не вдоль стенки диффузора, а в ядро первичного потока. В этом случае эжекция азотом



Фиг. 23. Влияние эжекции азотом в выходном сечении диффузора на рабочие характеристики диффузора с конфигурацией 2.

Первичный газовый поток: продукты разложения гидразина, $T_i \sim 900^\circ\text{C}$, $\kappa \approx 1,3$.
Вторичный газовый поток: азот, $T_i \sim -6^\circ\text{C}$, $\kappa = 1,4$; профилированное сопло.
 $\varepsilon = 20,3$. Эжектор не влиял на минимальное пусковое давление.

осуществлялась с помощью центрального обтекаемого тела, расположенного в выходном сечении дозвукового диффузора. Применение этого эжектора при испытании диффузора с конфигурацией 3 и при рабочем газе с $\kappa \approx 1,3$ не улучшило и не ухудшило как пусковые, так и рабочие характеристики диффузора. К сожалению, этот эжектор ни разу не использовался при испытаниях диффузоров с конфигурацией 2.

Был изготовлен еще один эжектор, с помощью которого вводился газообразный азот через кольцевое сверхзвуковое сопло в первичный поток в сечении, расположенном вблизи выходного сечения сопла. Однако его применение было безуспешным. Диффузор не запускался независимо от величины весового секундного расхода вторичного газа и от того, в какое время при запуске начинал работать эжектор, до или после начала истечения первичного потока. Этот эжектор применялся при испытании диффузора с конфигурацией 2 при $\kappa \approx 1,3$.

Газообразный азот с температурой торможения $T_t = -6^\circ\text{C}$ имеет довольно высокий молекулярный вес и не совсем пригоден для эжекции продуктов, разложения гидразина. Однако он удобен тем, что всегда имеется в наличии

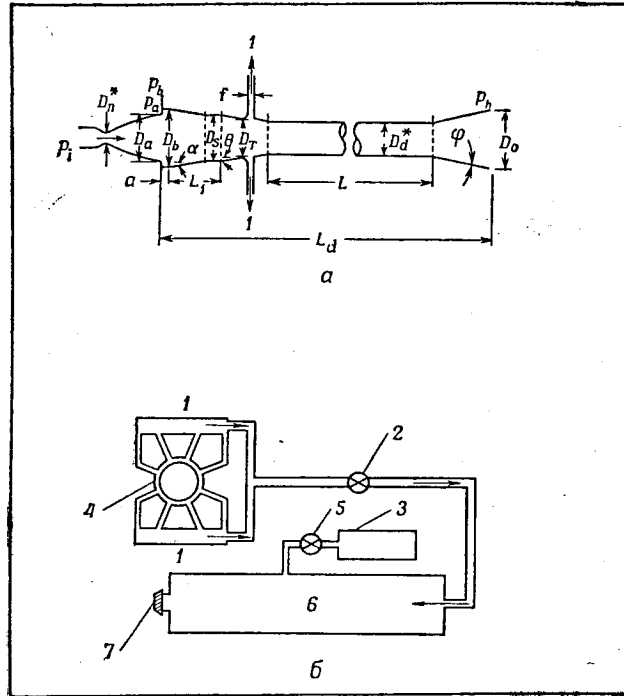
Эксперименты с применением отсоса первичного газа вблизи входа во вторую горловину

Теоретически можно понизить минимальное рабочее давление применением диффузора со второй горловиной, если площадь сечения второй горловины сделать меньшей, чем требуется для запуска диффузора. Один из способов выполнения этого предположения заключается в применении диффузора с регулируемой площадью поперечного сечения второй горловины. Применение осесимметричного диффузора с регулируемой площадью второй горловины требует значительной изобретательности. Если используется подвижное центральное тело, то возникают затруднения с охлаждением. Второй метод решения этой проблемы заключается в том, что применяется диффузор с меньшей площадью второй горловины, чем позволяют ограничения при запуске, и запускают диффузор с помощью вспомогательных средств. В работах [8] и [9] указаны средства для практического осуществления этого метода, который был принят в этих испытаниях. Во время неустановившегося пускового режима производился отсос газа в сечении, расположенном перед второй горловиной, через кольцевую отсасывающую щель. Следовательно, из диффузора отсасывался первичный газ, который затем поступал в вакуумную камеру. Вакуумная камера должна иметь достаточно большой объем для того, чтобы диффузор смог завестись, прежде чем давление в вакуумной камере станет равным давлению на стенке диффузора в сечении около отсасывающей щели. Влияние отсасывания или отбора массы газа при запуске заключается в уменьшении весового секундного расхода через единицу площади поперечного сечения горловины диффузора, благодаря чему эффективная площадь второй горловины больше ее геометрической величины.

На фиг. 24,а изображена схема диффузора, имеющего конфигурацию 3А, которая отличается от диффузора с конфигурацией 3 только тем, что у него площадь поперечного сечения горловины уменьшена на 12,1%, увеличена степень геометрического сужения с 1,545 до 1,758 и имеется кольцевая отсасывающая щель, расположенная непосредственно перед второй горловиной перпендикулярно оси диффузора. Край щели, расположенный вниз по потоку, находится в сечении, соответствующем $\psi = 1,545$, т. е. степени геометрического сужения диффузора с конфигурацией 3. Компоновка установки для испытаний схематически представлена на фиг. 24,б. Воздух отсасывался из вакуумной камеры вакуумным насосом до необходимого давления в камере. Непосредственно перед началом испытания насос выключался. Одновременно с началом образования потока первичного газа открывался воздушный клапан, и таким образом газ отсасывался в вакуумную камеру. Поступление газа в вакуумную камеру прекращалось, когда статическое давление в вакуумной камере становилось равным местному статическому давлению в диффузоре около щели. В этих испытаниях установившееся давление в вакуумной камере достигалось менее чем за 1 сек. Во всех испытаниях начальное давление в вакуумной камере было $0,007 \text{ атм}$ или меньше, и, наконец, все испытания проводились на продуктах сгорания гидразина в четырехокиси азота. Предполагалось, что при испытаниях на продуктах сгорания двухкомпонентного топлива будет иметь место сильное нагревание, а возможно, и оплавление края отсасывающей щели, расположенного ниже по потоку. Однако во время испытаний по этой причине не возникало серьезных проблем, за исключением небольшого изменения цвета поверхности края щели.

Вакуумные камеры двух размеров были испытаны совместно с диффузорами, имеющими конфигурацию 3А. Номинальный объем одной камеры был равен $0,028 \text{ м}^3$, другой — $0,11 \text{ м}^3$. Объем коллектора и системы труб, соединяющих вакуумную камеру с диффузором, был приблизительно в 5 раз меньше объема меньшей вакуумной камеры и приблизительно в 17 раз меньше объема большей вакуумной камеры. Объем меньшей вакуумной камеры с кол-

лектором и системой соединительных труб приблизительно в 20 раз больше объема диффузора. На фиг. 7, 8 и 13 и в табл. 3 представлены характеристики диффузора с конфигурацией 3А при применении большей вакуумной камеры. Следует отметить, что пусковые характеристики получились такие же, как и при применении диффузора с конфигурацией 3, однако рабочее давление понизилось приблизительно на 18%. На фиг. 13 также представлены



Фиг. 24. Конфигурация диффузора и установка для отсоса первичного газа при запуске.

а — диффузор с конфигурацией 3А с отсосом газа: 1 — отсос в вакуумную камеру; $D_b/D_a = 1,126$; $\psi = 1,758$; $\alpha = 5^\circ$; $a/D_a = 0,0704$; $D_s/D_a = 1,005$; $L/D_a^* = 9,64$; $\theta = 5^\circ$; $f/D_a = 0,100$; $D_d/D_T = 1,243$; $L_1/D_s = 1,00$; $D_0/D_a^* = 2,00$; $\phi = 6,5^\circ$; $L_d/D_a = 13,5$.
 б — схема установки для отсоса газа: 1 — трубопровод; 2 — воздушный клапан; 3 — вакуумный насос; 4 — кольцевые отсасывающие щели; 5 — клапан; 6 — вакуумная камера; 7 — пробка.

экспериментальные данные, полученные для диффузора с конфигурацией 3А без применения вакуумной камеры. В этом случае диффузор определенно не мог завестись. В табл. 6 показано влияние размера вакуумной камеры на характеристики диффузора с конфигурацией 3А.

Была сделана вторая отсасывающая щель в диффузоре с конфигурацией 3, который был переделан так, что его степень сужения резко увеличилась ($\psi = 2,017$). Эта щель была наклонена под углом 40° к оси диффузора, а не под углом 90° и имела острую заднюю кромку. Стенки щели были выполнены слегка расходящимися. Установлено, что при такой конструкции диффузор не мог завестись. Вероятно, в этом случае в системе трубопроводов произошло заирание потока, в результате чего секундный весовой расход отса-

сываемого газа оказался недостаточным для запуска. Во время этих испытаний оплавлялась острая задняя кромка этой щели. Однако на основании этого нельзя делать вывод о том, что диффузор, имеющий конфигурацию

Таблица 6

Результаты, полученные при испытаниях с отсосом массы газа при запуске, при применении диффузора с конфигурацией 3А, $\psi \approx 1,22$

	Небольшая вакуумная камера	Большая вакуумная камера
V_T/A_n^* , см ³ /см ² 1)	21 000	78 700
Минимальное отношение давлений P_i/P_n при запуске 2)	12,5	11,5
Минимальное отношение рабочих давлений 2) P_i/P_n	9,45	9,45

1) V_T включает объем трубопровода и системы соединительных труб.
 2) Начальное давление разрежения $P_T \leq 0,007$ атм.

3 со степенью сужения $\psi = 2,017$, не будет «запускаться». Очевидно, необходимо провести дальнейшие испытания, чтобы выяснить возможность использования столь больших степеней сужения.

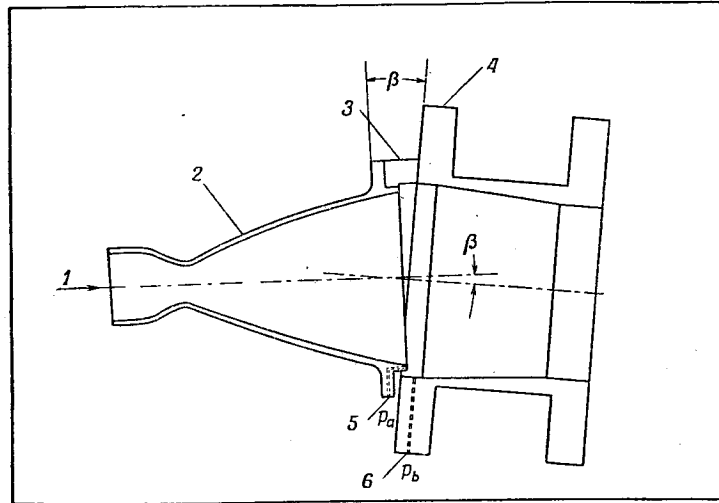
Характеристики отклоненного диффузора для моделирования качания сопла

Для того чтобы исследовать возможное влияние отклонения ракетного двигателя на характеристики диффузоров со второй горловиной, диффузоры с конфигурацией 3 были переделаны так, что можно было вставлять клинья между плоскостями выходного сечения сопла и входным сечением диффузора. Это устройство показано на фиг. 25. Были проведены испытания с клиньями, имеющими углы β 3, 5 и 7° . При такой методике испытаний с помощью вставленного клина можно задавать любой, но фиксированный угол отклонения оси диффузора от оси сопла. Поэтому этот способ не совсем точно отображает непрерывное изменение угла, которое будет иметь место при испытаниях свободно отклоняющегося двигателя на карданном подвесе. Тем не менее эти испытания дают характеристики диффузоров, отклоненных относительно сопла двигателя. При этих испытаниях в качестве рабочего тела применялись только продукты сгорания гидразина в четырехокиси азота.

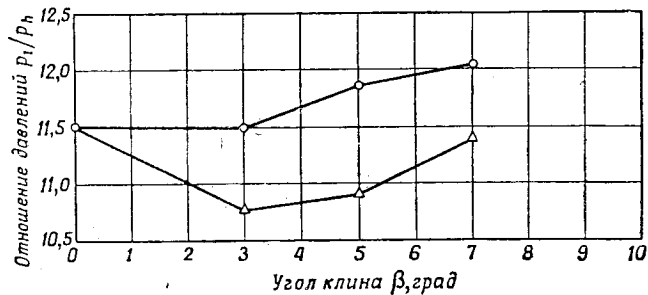
На фиг. 26 показано влияние углового смещения сопла и диффузора на характеристики диффузора. Как и предполагалось, минимальное значение отношения давлений, необходимое для запуска, увеличивалось при увеличении угла клина. Необычно, что при небольших углах клина уменьшалось минимальное отношение рабочих давлений. Причины этого явления не ясны. Однако изменения характеристик диффузора были небольшими как при запуске, так и при рабочем режиме.

Во всех этих испытаниях диффузор охлаждался при помощи струй. При проведении этих испытаний уделялось значительное внимание предотвращению прогаров стенки второй горловины, наклоненной в направлении оси сопла. Охлаждение стенок противоположной стороны второй горловины,

наклоненных в противоположную сторону от оси сопла, не являлось проблемой. Критические места стенок диффузора охлаждались с внешней стороны



Фиг. 25. Моделирование отклонения сопла путем вставки клина между соплом и входной секцией диффузора.
1 — поток; 2 — сопло; 3 — клин; 4 — входная секция диффузора; 5 — штуцер для замера давления (в выходном сечении сопла); 6 — штуцер для замера давления (в полости около выходного сечения сопла).



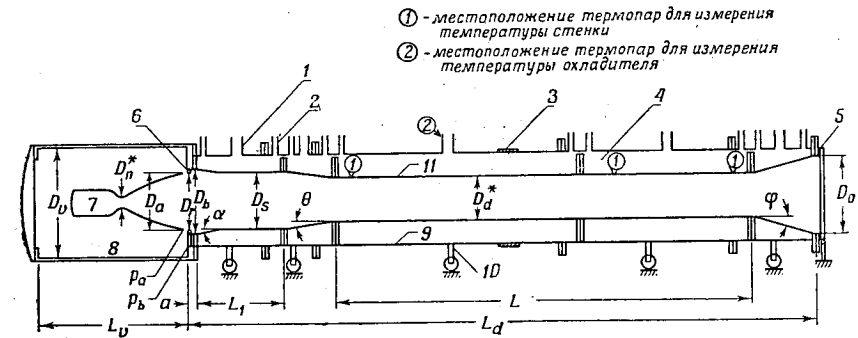
Фиг. 26. Влияние величины углового смещения осей сопла и диффузора на характеристики диффузора.
Газовый поток: продукты сгорания гидразина в четырехокиси азота, $T_i \approx 2500^\circ \text{C}$, $\bar{\alpha} = 1,22$; профилированное сопло, $\epsilon = 20,3$; диффузор с конфигурацией 3 приспособлен для установки клина.
○ — p_i/p_h — минимальные отношения пусковых давлений;
△ — p_i/p_h — минимальные отношения рабочих давлений.

строго направленными струйками охлаждающей воды. Тем не менее в нескольких случаях прогары были предотвращены с трудом. При увеличении угла клина положение мест перегрева стенок обычно перемещается вверх по потоку.

НАТУРНЫЙ ДИФфуЗОР

Номинальный масштабный коэффициент по диаметру модели диффузора и натурального диффузора равен десяти. По модели диффузора с конфигурацией 2 был изготовлен натуральный диффузор с незначительными изменениями.

На фиг. 27 схематически изображена вакуумная камера, в которую помещены двигатель и диффузор. Следует отметить, что в данном случае двигатель и диффузор механически не соединены, поскольку диффузор присоединен к вакуумной камере. Диффузор состоит из пяти осесимметричных секций с двойными стенками; секции соединены между собой фланцами с помощью болтов. Внутренние стенки секций диффузора свернуты из нержавеющей листовой стали типа 321 толщиной 6,4 мм и сварены вдоль продольной оси дуговой сваркой. Сварные швы были обработаны, чтобы получить более гладкую поверхность со стороны газа. Внешние стенки секций диффузора выполнены



Фиг. 27. Выхлопной диффузор, сконструированный для ракетного двигателя с тягой 2700 кг с соплом, имеющим степень геометрического расширения $\epsilon = 20,0$.
Конструкция натурального диффузора выполнена на основе модели с конфигурацией 2; номинальный коэффициент подобия равен 10. Материал внутренней стенки — нержавеющая сталь 321 толщиной 6,4 мм; материал наружной рубашки — мягкая сталь толщиной 9,5 мм.
1 — отверстие (единичное) выпуска охлаждающей воды; 2 — отверстие (несколько) выпуска охлаждающей воды; 3 — компенсатор; 4 — охлаждающий тракт; 5 — подвешенная заслонка на петлях (с о-образным кольцевым уплотнением); 6 — охлаждающее кольцо; 7 — ракетный двигатель; 8 — вакуумная камера; 9 — наружная рубашка диффузора; 10 — роликовая опора; 11 — внутренняя стенка диффузора.
 $D_n^* = 13,8 \text{ см}$; $L/D_d^* = 10,13$; $D_0/D_a = 1,483$; $D_0/D_d^* = 1,316$; $L_0/D_a = 3,64$; $a/D_a = 0,0619$; $D_r/D_a = 1,036$; $D_b/D_a = 1,072$; $L_d/D_a = 13,14$; $D_s/D_a = 0,990$; $\alpha = 5^\circ$; $L_1/D_s = 2,00$; $\theta = 3^\circ$; $\psi = 1,507$; $\phi = 6,5^\circ$.

из стандартной трубы, изготовленной из мягкой стали с толщиной стенки 9,5 мм. У секций фланцы внутренней стенки и внешней оболочки ради облегчения монтажа диффузора были умышленно расположены в различных плоскостях. Компенсатор, расположенный в первой секции второй горловины, позволяет наружной оболочке диффузора расширяться вместе с внутренней стенкой диффузора. Во время испытаний двигателя установлено, что диффузор имел суммарное термическое расширение ~ 18 мм. Поэтому при установке ракетного двигателя в вакуумной камере устанавливался зазор ~ 13—25 мм между плоскостью выходного сечения сопла и передней кромкой фланца вакуумной камеры. К этому фланцу вакуумной камеры присоединено кольцо для охлаждения, чтобы предотвратить прогорание фланца от выхлопных газов двигателя.

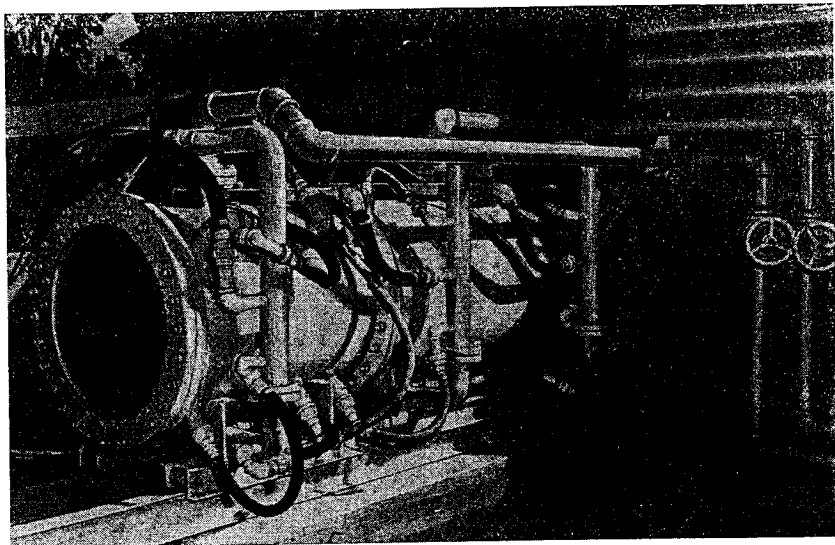
Каждая из пяти секций диффузора имела отдельный охлаждающий тракт, представляющий собой кольцевое пространство между наружной оболочкой и внутренней стенкой диффузора. Охлаждающая вода подавалась в каждый тракт через четыре сопла с обоих концов каждой секции диффузора и отводилась через одно выпускное отверстие, расположенное в верхней части посередине каждой секции. Сопла для подачи воды были устроены так, что вода поступала в охлаждающий тракт по касательной, благодаря чему ей сообщалось вихревое движение или движение по спирали. Как показано на фиг. 27, диффузор был установлен на роликовых опорах. Эти роликовые

опоры и направляющие рельсы показаны на фиг. 28, которая является фотографией диффузора со стороны выходной части.

На фиг. 27 изображена крышка (на фотографии фиг. 28 не показана), подвешенная на петлях и предназначенная для закрывания в случае необходимости выходного сечения диффузора. Установка этой крышки на диффузоре преследовала две цели:

1. Обеспечить запуск двигателя в вакууме для исследования зажигания в вакууме.

2. Уменьшить большие забросы давления и тяги от установленных значений, которые обычно имеют место при запуске двигателя.



Ф и г. 28. Фотография натурального выхлопного диффузора (вид на выходное сечение).

При запуске диффузора без крышки масса воздуха, находящегося в диффузоре, должна быть очень быстро удалена выхлопными газами двигателя. Образование удара типа ударной волны между газами, возможно, и является причиной большого заброса давления в вакуумной камере от установленного значения. Это явление имело место до тех пор, пока применение крышки не стало обязательной процедурой при проведении испытаний. В случае применения крышки перед запуском двигателя воздух из диффузора и вакуумной камеры отсасывается до тех пор, пока не будет получено низкое давление. Затем, во время неустановившегося режима при запуске, крышка открывается под действием кинетической энергии выхлопных газов ракетного двигателя. Измерения показывают, что крышка начинает открываться приблизительно через 40 мсек после воспламенения в двигателе. В момент остановки двигателя явление, обратное вышеописанному, вызывает также аналогичный заброс давления в вакуумной камере от установленного значения.

Аппаратура, установленная на диффузоре, предназначена не только для получения характеристик диффузора, но также для сигнализации о возможных неисправностях во время испытания двигателя. На большинстве двигателей, подвергнутых испытаниям, было установлено в выходном сечении сопла один или несколько штуцеров для замера статического давления.

По показаниям этих датчиков давления, а также датчика давления, расположенного во фланце вакуумной камеры непосредственно вниз по потоку за охлаждающим кольцом, можно судить, запустился или не запустился диффузор, и имеет ли место безотрывное течение в сопле. Для определения приблизительной величины локальной температуры внутренней стенки со стороны газа в стенке второй горловины были установлены три термопары, как показано на фиг. 27. В каждом из выходных отверстий для охлаждающей воды были установлены термопары, замеряющие возрастание температуры воды в каждой секции диффузора. Дополнительно к этому были установлены штуцеры для замера статического давления воды во всех входных и выходных трубопроводах. Показания всех приборов записывались во время испытаний двигателя. Установившаяся температура внутренней стенки второй горловины со стороны газа колебалась при испытаниях от 215 до 480° С.

Пусковые и рабочие характеристики этого диффузора превзошли все ожидания и предположения, основанные на испытаниях модели диффузора с конфигурацией 2, проведенных с применением двухкомпонентного топлива. Лучшие в настоящее время характеристики диффузора приведены в табл. 7. Этот диффузор работал при отношениях давлений вплоть до $p_i/p_h = 18$. Минимальные пусковые и рабочие параметры диффузора не были абсолютно точно определены, но можно предполагать, что величины, приведенные в табл. 7, близки к минимальным. Если данные, приведенные в табл. 7, сравнить с данными фиг. 12, полученными при испытаниях модели диффузора, то можно видеть, что отношения пусковых и рабочих давлений при применении натурального диффузора существенно ниже соответствующих величин,

Таблица 7

Наилучшие результаты, полученные в случае применения натурального выхлопного диффузора

Диффузор применялся при испытаниях ракетного двигателя с тягой 2700 кг. Рабочие газы были продуктами сгорания гидразина в четырехокиси азота, степень геометрического расширения сопла $\epsilon = 20,0$.

Отношение давлений p_i/p_h при запуске	Рабочий режим				
	p_i/p_h	p_a/p_i	p_a/p_h	p_b/p_h	η_d
12,7	10,3	0,00424	0,0437	0,0380	0,461

полученных при испытаниях модели. Таким образом, при применении двухкомпонентного топлива существенно увеличивается полезный эффект характеристик диффузора при переходе от модели к натурному диффузору. Возможно, это явление объясняется тем обстоятельством, что для натурального диффузора число Рейнольдса больше, а турбулентность свободной струи, вероятно, меньше. Однако число Рейнольдса было больше только потому, что натуральный диффузор имел большие размеры, чем его модель, а турбулентность свободной струи была меньше благодаря лучшему введению струи. Однако исследование турбулентности не производилось для проверки этого вывода. Если для сравнения взять толщину пограничного слоя, отнесенную к диаметру, то можно видеть, что это отношение было больше для модели диффузора, чем для натурального диффузора. Взаимодействие скачка уплотнения с пограничным слоем раньше вызывает отрыв потока при относительно более толстом пограничном слое, чем при тонком. Это, возможно, и является причиной, определяющей худшую характеристику модели диффузора.

ВЫВОДЫ

Выхлопные диффузоры, использующие кинетическую энергию выхлопных газов ракетного двигателя, являются одним из средств, позволяющих существенно понизить противодействие в выходном сечении двигателя для того, чтобы при определенных условиях получить безотрывное истечение на уровне земли из сверхзвуковых сопел с большой степенью геометрического расширения. Преимущества выхлопных диффузоров заключаются в их практичности, простоте и невысокой стоимости; однако они имеют тот недостаток, что их трудно приспособить к двигателям различных размеров.

К сожалению, конструирование сверхзвуковых диффузоров, особенно для применения вместе с ракетными двигателями, встречает трудности, которые могут быть решены только путем использования опыта и экспериментальных данных. Даже имея экспериментальные данные, полученные для моделей, конструктор сталкивается с неопределенностью, когда применяет эти данные для конструирования натуральных диффузоров. Широко используется простая одномерная теория прямого скачка уплотнения в качестве основы для оценки характеристик диффузора, но она не отвечает требованиям конструирования диффузоров.

На основании результатов испытаний моделей осесимметричных диффузоров с постоянной геометрией без вспомогательного оборудования при применении трех различных рабочих газов можно сделать следующие выводы:

- 1) Диффузоры типа цилиндрической трубы недостаточно удовлетворяют требованиям, предъявляемым соплом со степенью расширения $20 : 1$, работающим при давлении в камере сгорания $10,5 \text{ amg}$.
- 2) Минимальное рабочее давление при применении лучшей модели диффузора со второй горловиной, подвергнутой испытаниям на рабочем газе с $\kappa \approx 1,22$, превышает расчетное давление газа в камере сгорания на $8-9\%$.
- 3) Диффузоры со второй горловиной обеспечивают лучшие характеристики, если отношение длины второй горловины к ее диаметру более 8.
- 4) Найденная максимально допустимая степень геометрического сужения при запуске диффузоров со второй горловиной была одной и той же для трех рабочих газов, имеющих значение κ в пределах от 1,2 до 1,4. Для $\kappa = 1,4$ степень сужения больше расчетной максимальной степени сужения менее чем на 1% , для $\kappa \approx 1,3$ и $\kappa \approx 1,22$ степень сужения была меньше расчетной максимальной примерно на $3,7$ и $7,6\%$ соответственно.
- 5) У диффузоров со второй горловиной конфигурация части диффузора, предшествовавшей второй горловине, оказывает сильное влияние на характеристики диффузора, особенно на отношение пусковых давлений.
- 6) Влияние температуры и показателя адиабаты κ рабочих газов с сильно отличающимися свойствами является не только значительным, но и не поддается предварительной оценке даже в том случае, когда эти газы применяются на одной и той же конфигурации диффузора.
- 7) В диффузорах со второй горловиной, применяемых вместе с ракетными двигателями, могут существовать области больших местных удельных тепловых потоков.
- 8) Диффузоры со второй горловиной можно успешно охлаждать струями воды, разбрызгиваемой по наружной поверхности диффузора, или путем охлаждения наружной поверхности диффузора с вынужденной конвекцией.
- 9) Для одной и той же степени геометрического расширения сопла и для одного и того же типа конфигурации диффузора диффузоры в сочетании с профилированным соплом дают несколько лучшие характеристики, чем диффузоры в сочетании с коническим соплом.
- 10) Если при испытаниях лучших конфигураций диффузоров со второй горловиной на продуктах сгорания гидразина в четырехокиси азота имелось

угловое смещение осей сопла и диффузора до 7° , то характеристики их либо немного ухудшались, либо оставались неизменными.

Были исследованы различные методы улучшения пусковых и рабочих характеристик диффузоров со второй горловиной. Эти методы включали применение вместе с диффузором вспомогательного оборудования. Результаты этих экспериментов показывают, что:

1. Введение массы вторичного газа в основной поток около выходного сечения диффузора практически невыгодно, так как при этом требуется большой весовой секундный расход вторичного газа.
2. Применение вакуумной камеры при запуске, когда весь поток газа из сопла проходит через диффузор и затем выбрасывается в вакуумную камеру, также невыгодно на практике, так как вакуумная камера должна быть слишком большого объема.
3. Отсос первичного газа при запуске около входного сечения второй горловины позволяет применять диффузоры с меньшей площадью поперечного сечения второй горловины, чем без применения отсоса, и является перспективным и практичным средством улучшения рабочих характеристик диффузора.

В ходе испытаний моделей диффузора наблюдались многократные случаи, когда давление в полости за выходным сечением сопла или, иначе, статическое давление во входном сечении диффузора было достаточно низким для того, чтобы в сопле произошло безотрывное течение, однако его не было. По этой причине рекомендуется производить при испытаниях ракетных двигателей с применением выхлопных диффузоров замеры статического давления в выходном сечении сопла, чтобы проверить, имеет ли место безотрывное течение в сопле.

Может быть существенная разница в пусковых и рабочих характеристиках между натурным выхлопным диффузором со второй горловиной и его моделью. При сравнении результатов испытаний выявились различия в характеристиках диффузора такого типа, который применялся при испытаниях ракетного двигателя с тягой 2700 кг и соплом со степенью геометрического расширения $20 : 1$ и характеристиками модели этого диффузора в одну десятую натуральной величины. При испытаниях на двухкомпонентном топливе при переходе от модели к натурному диффузору были получены лучшие характеристики диффузора.

Приложение А

ЗАПУСК И РАБОТА ВЫХЛОПНОГО ДИФфуЗОРА,
РАСПОЛОЖЕННОГО ПОСЛЕ СВЕРХЗВУКОВОГО СОПЛА

Предполагается, что в сопле и диффузоре имеет место бескачковое одномерное изэнтропическое течение, за исключением определенных сечений, в которых расположен прямой скачок уплотнения. В настоящей работе рассматривается конфигурация диффузора, изображенная на фиг. А.

Полное давление на входе в сопло обозначается через p_i ; весовой секундный расход — через G ; x и y соответственно относятся к параметрам газа перед и после плоского прямого скачка уплотнения. В дальнейшем предполагается, что статическое давление за прямым скачком равно окружающему или атмосферному давлению p_a .

Условия при запуске

Из одномерной теории течения газа следует, что если при истечении газа через сверхзвуковое сопло давление p_i в некотором интервале времени увеличивается, то после достижения потоком в критическом сечении скорости звука в за критической части сопла возникает прямой скачок уплотнения.

Для простоты предполагается, что в рассматриваемом случае отсутствует диффузор. При возрастании давления p_i прямой скачок уплотнения движется вниз по потоку и, наконец, располагается в выходном сечении сопла. Статическое давление непосредственно перед прямым скачком уплотнения в этом случае будет равным величине давления в выходном сечении сопла при безотрывном течении в сопле при условии, если давления p_i будут одинаковыми и потери на трение не будут учитываться. Статическое давление после прямого скачка уплотнения должно равняться атмосферному давлению, так как поток после прямого скачка уплотнения становится дозвуковым. Следовательно, возможно приравнять величину давления p_i в этом случае величине давления газа в камере сгорания при запуске, когда прямой скачок уплотнения «заменен» выхлопным диффузором, присоединенным к соплу. Условие запуска с диффузором может быть тогда выражено следующим образом:

$$\frac{p_i}{p_h} = \frac{p_i}{p_{2x}} \frac{p_{2x}}{p_{2y}} = \frac{p_i}{p_{2x}} \frac{p_{2x}}{p_h}, \quad (A.1)$$

где $p_{2x} = p_a$ и p_{2x}/p_{2y} есть отношение статических давлений в прямом скачке уплотнения, расположенном в сечении 2, при допущении отсутствия диффузора. На фиг. 3 представлены графики, полученные на основании уравнения (A.1).

Максимальная степень сужения диффузора для запуска

Предположим теперь, что диффузор присоединен к выходному сечению сопла. Максимальный весовой секундный расход газа через сопло, в критическом сечении которого поток имеет скорость звука, вычисляется по уравнению

$$G = \frac{KA_1^* p_i}{\sqrt{T_i}},$$

где K — коэффициент, зависящий от κ и R . Из условия неразрывности течения и из предположения, что значения κ и R не зависят от давления или температуры, следует, что в системе сопло — диффузор величина произведения площади поперечного сечения на полное давление постоянна вдоль потока газа¹⁾. Из одномерной теории потока следует, что в интервале времени, когда увеличивается давление p_i , прямой скачок уплотнения движется вдоль закрывающейся части сопла, даже если к соплу присоединен диффузор. После того как прямой скачок уплотнения достигнет максимального сечения, он «проглатывается» и вновь появляется в сечении несколько большего диаметра в выходном конусе или за выходным сечением диффузора.

Однако прямой скачок уплотнения, расположенный в максимальном сечении вверх по течению от этой горловины, не может «проглотиться» в диффузоре, если площадь сечения горловины диффузора A_3^* не является достаточной, чтобы пропустить весь весовой секундный расход газа. Следовательно, $p_{2iy} = p_{3i}$ есть полное давление за этим прямым скачком уплотнения, если не учитывать потери между сечением, где расположен прямой скачок уплотнения, и горловиной диффузора. Поэтому

$$A_1^* p_i = A_3^* p_{2iy}. \quad (A.2)$$

Из уравнения (A.2) следует

$$\frac{A_2}{A_3^*} = \frac{A_2}{A_1^*} \frac{A_1^*}{A_3^*} = \frac{A_2}{A_1^*} \frac{p_{2iy}}{p_i}$$

или

$$\frac{A_2}{A_3^*} = \psi_{\max} = \varepsilon \left(\frac{p_{2iy}}{p_i} \right). \quad (A.3)$$

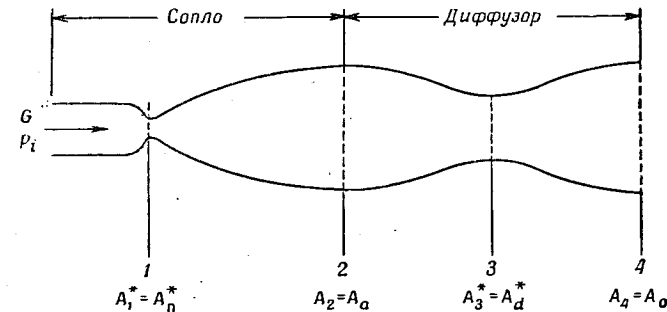
¹⁾ Это положение справедливо только для критического сечения сопла и горловины диффузора, если в этих сечениях скорость потока газа равна скорости звука. — Прим. ред.

Здесь p_{2iy}/p_i есть отношение полного давления газа после прямого скачка уплотнения к полному давлению газа перед ним в случае, если этот скачок расположен в выходном сечении сопла, а ε есть геометрическая степень расширения сопла. Максимальная допустимая степень сужения диффузора для его запуска определяется уравнением (A.3).

На фиг. 3 представлены графики, полученные по уравнению (A.3).

Оптимальные условия на рабочем режиме

Предположим, что диффузор с конфигурацией, изображенной на фиг. А, запущен таким образом, что в идеальном случае в сопле и диффузоре имеет



Фиг. А.

место бескачковое, сверхзвуковое течение, а прямой скачок уплотнения расположен в выходном сечении диффузора. При уменьшении полного давления на входе в сопло p_i этот скачок в диффузоре будет перемещаться вверх по потоку по направлению к горловине до тех пор, пока не достигнет сечения 3, т. е. горловины диффузора A_3^* . В идеальном случае величина p_i , при которой прямой скачок уплотнения расположен в горловине диффузора, представляет минимальное или оптимальное рабочее давление для системы сопло—диффузор, так как любое дальнейшее понижение полного давления p_i приводит к перемещению этого скачка вверх по потоку в сечение с меньшей площадью, чем горловина диффузора, т. е. приводит к возвращению скачка в сопло. Минимальное отношение давлений на рабочем режиме в этом случае может быть выражено следующим уравнением:

$$\frac{p_i}{p_h} = \frac{p_i}{p_{3x}} \frac{p_{3x}}{p_{3y}} = \frac{p_i}{p_{3x}} \frac{p_{3x}}{p_h}. \quad (A.4)$$

Здесь отношение p_i/p_{3x} определяется из условия изэнтропического истечения по отношению

$$\frac{A_3^*}{A_1^*} = \frac{A_d^*}{A_n^*},$$

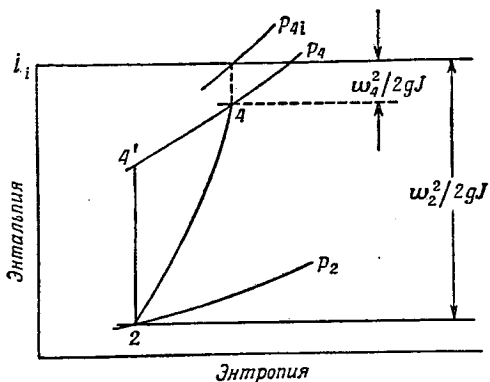
а p_{3x}/p_{3y} есть отношение статических давлений в прямом скачке уплотнения, расположенном в сечении 3. Уравнение (A.4) аналогично уравнению (A.1). Графики, вычисленные по уравнению (A.4), представлены на фиг. 3.

Приложение Б

МЕТОДЫ ВЫЧИСЛЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДИФфуЗОРА

На фиг. Б представлена $J-S$ -диаграмма процесса сжатия, происходящего в диффузоре, изображенном на фиг. А.

Вертикальный отрезок между точками 2 и 4' представляет изменение статического значения энтальпии при изэнтропическом сжатии от статического давления p_2 до статического давления p_4 . Вертикальный отрезок между точками 2 и 4 представляет изменение статического значения энтальпии при



Ф и г. Б.

действительном процессе сжатия между этими величинами давления. Эффективность диффузора η_d определяется как отношение разностей статических значений энтальпий

$$\eta_d = \frac{i_4' - i_2}{i_4 - i_2} \approx \frac{T_4' - T_2}{T_4 - T_2} \quad (Б.1)$$

Выражение (Б.1) может быть представлено следующим образом:

$$\eta_d = \frac{\left(\frac{p_4}{p_2}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_4}{T_2} - 1} \quad (Б.2)$$

Эффективность прямого скачка уплотнения, расположенного в выходном сечении сопла

Эффективность прямого скачка уплотнения, расположенного в выходном сечении сопла, обозначаемая через η_s , определяется путем соответствующего применения уравнения (Б.2)

$$\eta_s = \frac{\frac{p_{2y}}{p_{2x}}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_{2y}}{T_{2x}} - 1} \quad (Б.3)$$

Здесь индекс x опять относится к параметрам потока непосредственно перед прямым скачком, а y — к параметрам потока непосредственно за скачком. Кривые, вычисленные по этому уравнению, представлены на фиг. 4.

Можно получить уравнение для определения эффективности прямого скачка уплотнения, расположенного в горловине диффузора (сечение 3). Это уравнение аналогично уравнению (Б.3), однако оно приводит к численным значениям эффективности, которые на 2—3% больше, чем значения эффективности, полученные из уравнения (Б.3) при одинаковых значениях ϵ и κ .

Вычисление эффективности диффузора с использованием экспериментальных данных

Уравнение (Б.2) записано в форме, неудобной для непосредственного вычисления эффективности диффузора. Для того чтобы использовать величину полного давления во входном сечении сопла, необходимо сделать предположение о том, что в сопле имеет место изэнтропическое течение. Тогда значение p_i можно применять в качестве величины полного давления на входе в диффузор. Затем необходимо определить статическую температуру во входном и выходном сечениях диффузора. Температура $T_2 = T_b$ определяется в предположении изэнтропического расширения потока от A_2^* до A_b . Ради удобства принято, что $T_0 = T_i$, это эквивалентно допущению, что скорость газа в выходном сечении диффузора равна нулю. Справедливость последнего предположения будет обсуждена ниже. На основании этих предположений уравнение (Б.2) может быть записано следующим образом:

$$\eta_d = \frac{\left(\frac{p_h}{p_b}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_i}{T_b} - 1} \quad (Б.4)$$

где $p_0 = p_h = 1 \text{ ата}$.

Уравнение (Б.4) может быть далее преобразовано к виду

$$\eta_d = \frac{\left(\frac{p_h}{p_b}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{p_i}{p_b}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1} \quad (Б.5)$$

Значения p_i и p_b берутся из результатов экспериментов. В табл. 2 и 3 и на графике фиг. 8 приведены значения эффективности диффузора, вычисленные по уравнению (Б.5). Основной недостаток уравнения (Б.5) состоит в том, что оно получено в предположении об изэнтропическом течении в сопле и также в предположении изэнтропического расширения потока от сечения A_a до A_b . Опытным путем установлено, что, по-видимому, не существует общей зависимости между давлениями p_a и p_b у диффузоров, имеющих различную конфигурацию.

Параметры потока в выходном сечении диффузора были вычислены с использованием свойств газов, приведенных в табл. 1, и значений весового секундного расхода газа G , полученных из опыта. Используя уравнение неразрывности потока $G = \gamma v A$, определение числа M и уравнение идеального газа, можно получить следующее уравнение для определения числа M в выходном сечении диффузора:

$$M_0 = \frac{G}{p_h A_0} \sqrt{\frac{RT_i}{\kappa g}} \quad (Б.6)$$

полученное при условии, что в выходном сечении диффузора $T_0 = T_i$ и $p_0 = p_h$.

Также

$$\frac{T_i}{T_0} = 1 + \frac{\kappa-1}{2} M_0^2 \quad (Б.7)$$

и

$$\frac{p_{i,0}}{p_h} = \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (Б.8)$$

Здесь $p_{i,0}$ обозначает полное давление газа в выходном сечении диффузора.

Таблица Б

Параметры потока в выходном сечении диффузора,
вычисленные по одномерной теории с использованием опытных значений
весовых секундных расходов

Конфигурация модели диффузора	\bar{x}	Минимальные параметры при запуске			Минимальные параметры на рабочем режиме		
		M_0	T_i/T_0	$p_{i,0}/p_h^{1)}$	M_0	T_i/T_0	$p_{i,0}/p_h^{1)}$
1	1,3	0,448	1,030	1,137	0,448	1,030	1,137
2 2)	1,3	0,342	1,018	1,078	0,240	1,009	1,038
2	1,22	0,168	1,003	1,017	0,135	1,002	1,011
3	1,22	0,130	1,002	1,011	0,130	1,002	1,011
3	1,3	0,118	1,002	1,010	0,112	1,001	1,008
3	1,4	0,181	1,007	1,023	0,115	1,003	1,010
3А	1,22	0,130	1,002	1,011	0,113	1,001	1,008

1) $p_{i,0}$ — полное давление в выходном сечении диффузора.
2) При $D_0/D_d^* = 1,422$.

В табл. Б приведены результаты вычислений по формулам (Б.6) — (Б.8) для различных экспериментальных конфигураций. За возможным исключением конфигурации 1, предположение, что $T_0 = T_i$, по-видимому, является справедливым, так как числа M потока газа в выходном сечении диффузора являются небольшими.

ЛИТЕРАТУРА

- Shapiro A. H., The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, Vol. 1, Ronald Press, N.Y., 1953, 143—147.
 - Neumann E. P., Lusterwerk F., Supersonic Diffusers for Wind Tunnels, *J. Appl. Mech.*, Trans. ASME, 71, 195—202 (1949).
 - Neumann E. P., Lusterwerk F., High-Efficiency Supersonic Diffusers, *J. Aeronaut. Sci.*, 18, 369—374 (1951).
 - Lukasiewicz J., Diffusers for Supersonic Wind Tunnels, *J. Aeronaut. Sci.*, 20, 617—626 (1953).
 - Fortini A., Performance Investigation of a Nonpumping Rocket-Ejector System for Altitude Simulation, NASA Tech. Note D-257, Dec. 1959.
 - Jones W., L., Price H. G., Jr., Lorenzo C. F., Experimental Study of Zero-Flow Ejectors Using Gaseous Nitrogen, NASA Tech. Note D-203, March 1960.
 - Emmons H. W., Fundamentals of Gas Dynamics, Vol. III, High Speed Aerodynamics and Jet Propulsion Series, Princeton Univ. Press, Princeton, N. J., 1958, p. 115—124.
 - Patterson A. M., Improvement of Pressure Recovery of a Fixed Diffuser by Means of Suction, *J. Aeronaut. Sci.*, 20, 430—432 (1953).
 - Patterson A. M., Factors Affecting the Performance of Supersonic Diffusers, Univ. Toronto, Inst. of Aerophysics, UTIA Rep. № 23, Dec. 1952.
- Помимо указанной в тексте литературы, см. также следующие работы:
- Barton D. L., Taylor D., An Investigation of Ejectors Without Induced Flow-Phase 1, AEDC Tech. Note 59-145, Dec. 1959.
- DeLeo R. V., An Experimental Investigation of the Use of Hot Gas Ejectors for Boundary Layer Control, Part III, WADC Tech. Rep. 52-128, June 1958.
- Fabri J., Paulon J., Theory and Experiments on Supersonic Air-to-Air Ejectors, NACA Tech. Memo 1410, Sept. 1958.
- Fortini A., Hendrix C. D., Huff V. N., Experimental Altitude Performance of JP-4 Fuel and Liquid Oxygen Rocket Engine with an Area Ratio of 48, NASA Memo 5-14-59E, May 1959.

- Hasel L. E., Sinclair A. R., A Preliminary Investigation of Methods for Improving the Pressure-Recovery Characteristics of Variable-Geometry Supersonic-Subsonic Diffuser Systems, NACA Res. Memo L57HO2, Oct. 1957.
- Hensel R. W., Matt H. K., Full Scale Propulsion Testing in Wind Tunnels, AEDC TR 59-9, May 1959.
- Hermann R., Thompson K. O., Application of the Generalized Free Jet Analysis to Conventional Variable Geometry Free Jet Tunnel, AEDC Tech. Note 59-72, July 1959.
- Kantrowitz A. (замечания к работе [2]), Trans. ASME, 71, 417—418 (1949).
- Kline S. J., Abbott D. E., Fox R. W., Optimum Design of Straight-Wall Diffusers, ASME Paper № 58-A-137, Presented at Annual Meeting, Nov.—Dec. 1958.
- Kyser J. B., Design and Performance of a Variable Geometry Diffuser for an Axisymmetric Wind Tunnel, Defense Res. Lab. Univ. Texas, Austin, DRL-370, Feb. 1956.
- Lightner I. C., Altitude Facility Rocket Testing, ARS Paper № 996—59, Presented at 14th Annual ARS Meeting, Washington, Nov. 1959.
- Pierpont P. K., Investigation of Suction-Slot Shapes for Controlling a Turbulent Boundary Layer, NACA Tech. Note 1292, June 1947.
- Rhodes R. P., Evaluation of Hot-Water-Driven Diffuser Ejectors, AEDC Tech. Note 59-127, Nov. 1959.

Краткое изложение экспериментов по применению выхлопных диффузоров для испытания ракетных двигателей

А. Хольцман, С. Тик, Э. Хинк

Описывается влияние конических вставок в диффузорах с постоянной площадью поперечного сечения на пусковое давление и противодавление в области выходного сечения сопла p_b . Диффузоры применяются для моделирования эжекторной системы при испытаниях ракетных двигателей. Применение вставок обеспечивает максимальную приспособляемость системы диффузора и приводит к понижению пускового давления и противодавления в области выходного сечения сопла. Однако для получения оптимальной общей характеристики необходимо иметь наилучшее соотношение между минимальным пусковым и минимальным противодавлением в области выходного сечения сопла.

Помимо основных исследовательских работ, описывается проведенная Отделом реактивных двигателей фирмы «Тиокол» разработка системы для моделирования высотных условий, состоящей из ракетного диффузора и двухступенчатого парового эжектора. Рабочим телом эжектора является пар, образующийся при помощи каталитического разложения перекиси водорода и последующей реакции газообразного водорода с этими продуктами разложения.

ВВЕДЕНИЕ

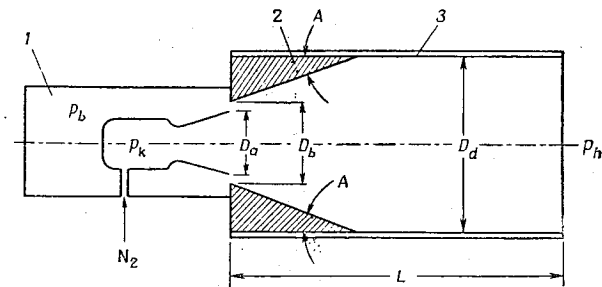
Быстрый прогресс, достигнутый за последние годы в производстве ракетных снарядов и космических ракет, придал особое значение требованию проведения испытаний ракетных двигателей с моделированием высотных условий в окружающей среде. Многие основные проблемы развития ракетных двигателей, как, например, воспламенение, вывод двигателя на режим, характеристики сопла и требования со стороны охлаждения, спад тяги, характеристики повторного запуска и многие другие, нельзя изучать надлежащим образом в земных условиях. Отдел реактивных двигателей фирмы «Тиокол» в течение последних нескольких месяцев провел теоретические и экспериментальные исследования с целью доказать возможность моделирования высотных условий путем создания низкого давления окружающей среды за счет использования кинетической энергии выхлопных газов ракетного двигателя. Помимо этого были исследованы различные методы и способы повышения разрежения за счет выхлопных газов ракетного двигателя. Далее кратко излагаются результаты этих исследований.

ОСНОВНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

Способность выхлопных газов ракетного двигателя создавать разрежение для моделирования высотных условий благодаря собственному подсасывающему действию [1—3] определяется аналогично противодавлению в области выходного сечения сопла при обтекании сверхзвуковым потоком ступенчатой поверхности и противодавлению при протекании сверхзвукового потока через внезапно увеличившееся поперечное сечение [4—6].

Основные усилия при проведении исследования были направлены на определение противодавления в области выходного сечения сопла или высоты (что можно сделать по трехмерной теории), давления при запуске в зависимости от длины диффузора, отношения диаметра выходного сечения сопла к диаметру цилиндрической части диффузора и угла вставки. Эти параметры представлены на фиг. 1.

Хотя для определения противодавления в области выходного сечения сопла применима двумерная теория, однако вследствие пространственного эффекта возникают отклонения от этой теории. Эти отклонения можно

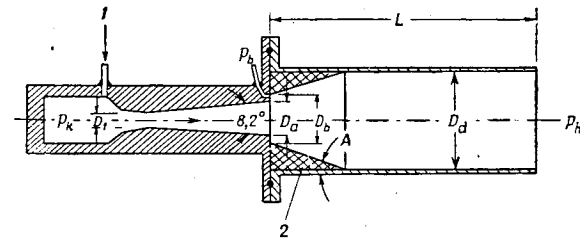


Фиг. 1. Схема диффузора.

1—полость противодавления; 2—вставка; 3—цилиндрическая труба. A—угол вставки; p_h —атмосферное давление; p_b —противодавление в области выходного сечения сопла; p_k —давление в камере сгорания; L—длина диффузора; D_d —диаметр диффузора; D_a —диаметр выходного сечения сопла; D_b —диаметр вставки.

определить, так что для систем, имитирующих высотные условия, можно выработать правильные критерии конструирования.

Сконструированное оборудование для экспериментов (фиг. 2) позволило изменять отношение L/D_d от 5,3 до 14,0, угол вставки — от 0 до $+11^\circ$ и отно-



Фиг. 2. Оборудование для испытаний.

1—штуцер подачи газообразного азота; 2—вставка. Параметры конструкции: $D_b=0,64$ см; $D_a=1,54$ см; $A_1/A_2=5,86$; диапазон изменения L/D_d от 5,3 до 14,0; диапазон изменения угла вставки A от 0 до $+11^\circ$; диапазон изменения D_d/D_a от 1,45 до 2,28.

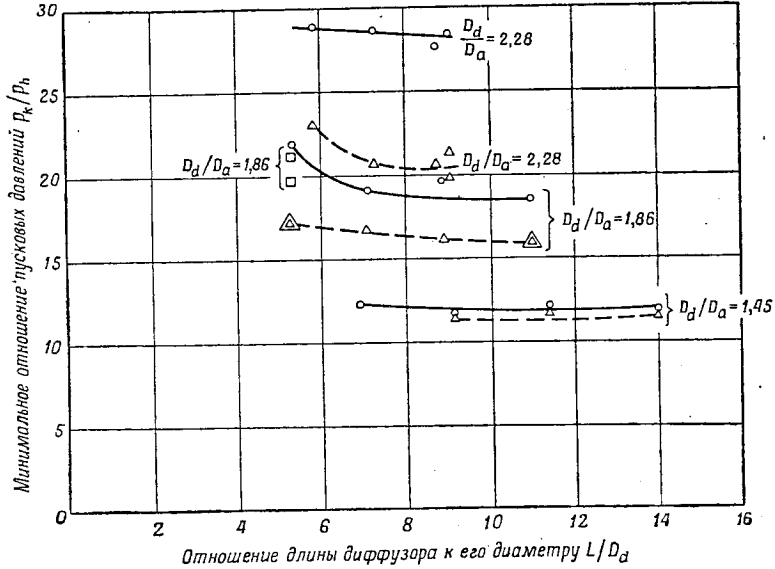
шение диаметра диффузора к диаметру выходного сечения сопла — от 1,45 до 2,28. Степень геометрического расширения сопла равна 5,86; диаметр критического сечения сопла — 0,64 см. В качестве рабочего тела при испытаниях применялся газообразный азот.

Экспериментальные данные, имеющиеся в настоящее время, кратко приведены на нескольких графиках.

На фиг. 3 представлено влияние отношения длины диффузора к его диаметру и угла вставки на минимальное отношение пускового давления к атмосферному для различных соотношений диаметра цилиндрической части диффузора к диаметру выходного сечения сопла. Следует отметить, что для данной величины отношения L/D_d применение вставки понижает минимальное отношение пускового давления на 25%.

На фиг. 4 представлено влияние отношения диаметра цилиндрической части диффузора к диаметру выходного сечения сопла и угла вставки на мини-

мальное пусковое давление. Там же показана разница между экспериментальными данными и данными, вычисленными по теории прямого скачка уплотнения. Видимое расхождение является следствием пространственного эффекта и становится резко выраженным при больших отношениях диаметра цилиндрической части диффузора к диаметру выходного сечения сопла.



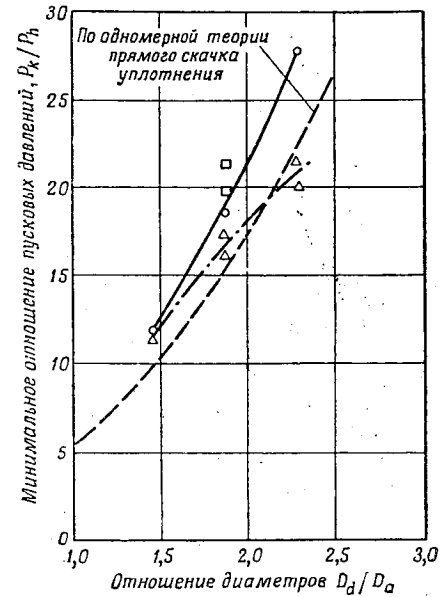
Ф и г. 3. Влияние отношения L/D_d и угла вставки на минимальное отношение пусковых давлений. Угол вставки А: \circ — 0° ; \triangle — 7° ; \square — 11° .

На фиг. 5 представлено изменение минимального отношения пускового давления к атмосферному в зависимости от угла вставки и отношения диаметра вставки к диаметру выходного сечения сопла. Нанесенные таким образом данные имеют существенный разброс. Оказалось, что характеристики зависят от угла вставки, отношения диаметра вставки к диаметру выходного сечения сопла и отношения диаметра цилиндрической части диффузора к диаметру выходного сечения сопла. Однако в настоящее время имеется неполное количество данных, чтобы нанести соответствующее количество семейств кривых, в которых два из указанных параметров сохраняли бы постоянное значение.

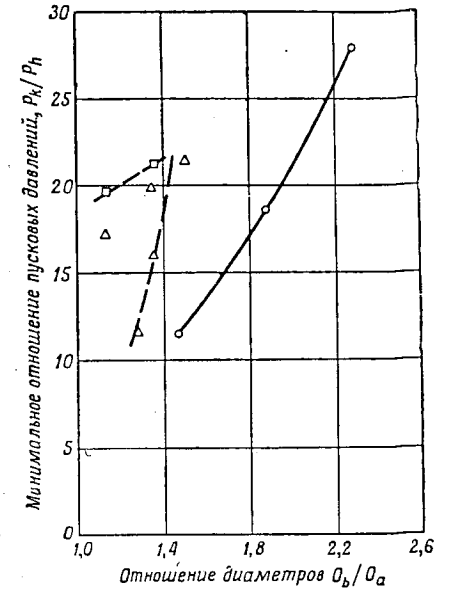
На фиг. 6 дано влияние отношения диаметра цилиндрической части диффузора к диаметру выходного сечения сопла и угла вставки на отношение минимального противодавления в области выходного сечения сопла к атмосферному давлению. Здесь снова имеет место разброс экспериментальных данных вследствие эффекта, описанного выше. Более ясная картина влияния отношения диаметра вставки к диаметру выходного сечения сопла и угла вставки на отношение минимального противодавления в области выходного сечения сопла к атмосферному давлению видна на фиг. 7.

На основании ограниченного количества данных, имеющих в настоящее время, можно указать определенные наиболее важные изменения, которые проявляются при применении вставок в диффузорах постоянного сечения. Их можно кратко изложить следующим образом:

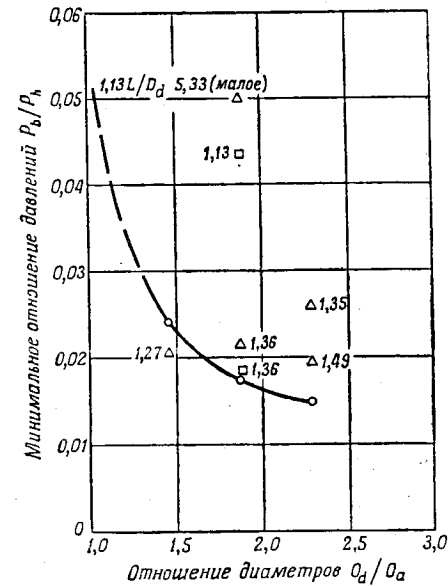
1. Понижение пускового давления для заданного значения отношения длины диффузора к диаметру его цилиндрической части.



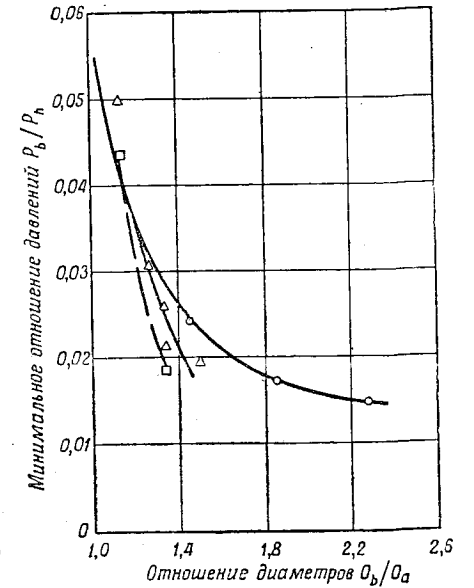
Ф и г. 4. Влияние отношения D_d/D_a и угла вставки на минимальное отношение пусковых давлений. Угол вставки А: \circ — 0° ; \triangle — 7° ; \square — 11° .



Ф и г. 5. Влияние отношения D_b/D_a и угла вставки на минимальное отношение пусковых давлений. Угол вставки А: \circ — 0° ; \triangle — 7° ; \square — 11° .



Ф и г. 6. Влияние отношения D_d/D_a и угла вставки на минимальное отношение давлений P_p/P_h . Угол вставки А: \circ — 0° ; \triangle — 7° ; \square — 11° . Числа обозначают величину отношения D_b/D_a .



Ф и г. 7. Влияние отношения D_b/D_a и угла вставки на минимальное отношение давлений P_p/P_h . Угол вставки А: \circ — 0° ; \triangle — 7° ; \square — 11° .

2. Понижение минимального противодействия в области выходного сечения сопла как за счет увеличения отношения D_d/D_a , так и за счет увеличения отношения D_b/D_a .

3. Понижение противодействия в области выходного сечения сопла с увеличением угла вставки, хотя при этом пусковое давление повышается.

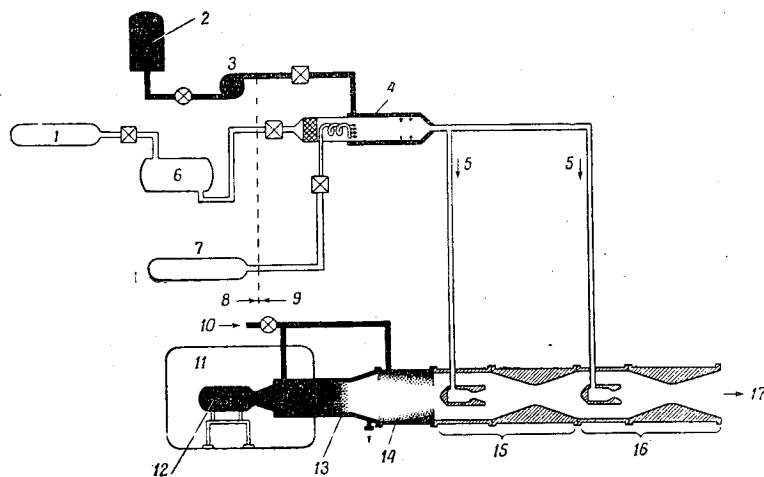
4. Улучшение общих характеристик при оптимальном соотношении между противодействием в области выходного сечения сопла и пусковым давлением.

5. Использование вставок в цилиндрических трубах обеспечивает максимальную приспособляемость диффузора.

Дальнейшие работы, планируемые фирмой «Тиокол» в этой области, состоят из последующих испытаний диффузора данной конфигурации с целью выяснения более полной картины влияния вставок. Кроме того, будут испытаны вставки с отрицательным углом.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ «ГИПРОКС»

Дополнительно к основной исследовательской работе, обсуждавшейся выше, Отделом реактивных двигателей были проведены работы по изысканию возможности создания простой, надежной и недорогой системы для моделирования атмосферных условий свыше 30 км на всех режимах работы ракетного двигателя. Результатом этих усилий явилась система «Гипрокс» (фиг. 8).



Фиг. 8. Схема отсасывания по системе «Гипрокс».

1—азот; 2—резервуар для воды; 3—насос; 4—генератор «Гипрокс»; 5—подача пара; 6—перекись водорода; 7—газообразный водород; 8—поставляется заказчиком; 9—поставляется фирмой «Тиокол»; 10—подача воды под низким давлением; 11—барокамера; 12—испытываемый двигатель; 13—диффузор; 14—охлаждение выхлопных газов; 15—первая ступень эжектора; 16—вторая ступень эжектора; 17—в атмосферу.

Система состоит в основном из ракетного диффузора с двухступенчатым паровым эжектором. Эта установка обеспечивает широкий диапазон рабочих возможностей.

Паровые эжекторы обеспечивают потребное моделирование высотных условий в течение периода времени, когда не работает испытываемый ракетный двигатель. Они также создают необходимую степень разрежения, позволяющую ракетному диффузору работать при максимальном увеличении отноше-

ния давлений. Ракетный двигатель может работать при давлении газа в камере сгорания вплоть до 0,35 ата, если поддерживать статическое давление в выходном сечении приблизительно равным 0,1 ата. Рабочий пар, требуемый для струйных эжекторов, получается в генераторе «Гипрокс». Генератор работает на перекиси водорода, газообразном водороде и воде. Перекись водорода каталитически разлагается, и получившийся в продуктах разложения кислород обеспечивает горение небольшого количества газообразного водорода, в результате чего образуется перегретый пар. К горячему пару добавляется вода, чтобы понизить его температуру и получить дополнительное количество пара.

Чтобы показать возможность применения генератора «Гипрокс» для привода в действие струйных эжекторов, Отделом реактивных двигателей проведен экспериментальные исследования совместно с фирмой «Кролл-Рейнольдс», изготовляющей струйные эжекторы. По этой программе было проведено приблизительно восемьдесят испытаний по выяснению возможности применения генератора «Гипрокс». Были успешно продемонстрированы возможности воспламенения и горения в широком диапазоне соотношений компонентов смеси: перекиси водорода и водорода. Результаты этих испытаний показали, что пар высокого давления можно легко получить по методу «Гипрокс».

В заключение можно кратко изложить основные достоинства системы «Гипрокс» для моделирования высотных условий:

1. Простота системы: используется минимум составных частей.
2. Гибкость в работе: может быть исследован широкий диапазон тяг и давлений газа в камере сгорания.
3. Надежность: поскольку в системе нет движущихся деталей, в отличие от системы, в которой используются механические вакуумные насосы.
4. Максимальная безопасность, которая обеспечивается за счет использования промежуточной генерирующей системы.
5. Минимум предварительных операций: время подготовки к работе минимально в основном благодаря немедленному получению пара после нагнетания компонентов топлива и открытия управляющих клапанов.
6. Возможность дальнейшего развития: увеличение числа ступеней струйного эжектора позволит моделировать большую высотность.
7. Современное состояние доводки металлического оборудования: оборудование, которое используется в этой системе, является испытанным, а применявшиеся эжекторы много лет использовались в других установках.
8. Минимальные капитальные вложения: низкая стоимость установки по сравнению со стандартной паросилой установкой, необходимой для привода в действие струйного эжектора, или по сравнению с системой, в которой используются механические насосы.
9. Нет надобности в дальнейшей ее доработке: составные части следует изготавливать так, чтобы удовлетворять техническим требованиям заказчика.

ЛИТЕРАТУРА

1. Foster R. M., The Supersonic Diffuser and its Application to Altitude Testing of Captive Rocket Engines, AFFTC-TR-60-1, Jan. 1960.
2. Simulated Altitude Testing of Rockets and Missile Components, Arnold Eng. Develop. Center, AEDC TR 60-6, March 1960.
3. Massier P. F., Roschke E. J., Experimental Investigation of Exhaust Diffusers for Rocket Engines, Jet Propulsion Lab., California Inst. of Technology, Pasadena, California (см. стр. 14 настоящей книги).
4. Korst H. H., Page R. H., Childs M. E., A Theory for Base Pressure in Transonic and Supersonic Flow, Univ. of Illinois, ME TN-392-2, March 1955.
5. Page R. H., A Note on Sonic Sudden Enlargements, ARS, April 1958.
6. Korst H. H., Chow W. L., Research on Transonic and Supersonic Flow of a Real Fluid at Abrupt Increases in Cross Section, ME Techn. Paper 392-5, Univ. of Illinois, Dec. 1959.

Короткий диффузор для испытания ракетных сопел

Г. Рао

ВВЕДЕНИЕ

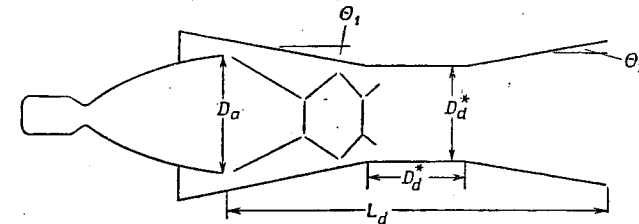
В ракетных двигателях с соплами, имеющими большую степень геометрического расширения и работающими при низких давлениях в камере сгорания, имеет место отрыв потока газа внутри сопла при выхлопе в окружающую атмосферу на уровне моря. Для получения характеристики камеры сгорания и сопла ракетного двигателя необходимо испытать этот двигатель в условиях безотрывного течения потока в сопле. Безотрывное течение в сопле является минимальным требованием, если не считать моделирования высотных условий в области, окружающей ракетный двигатель. Если давление в камере сгорания не является слишком низким, то безотрывное течение в сопле можно получить путем присоединения простого короткого диффузора типа кожуха к выходному сечению сопла. Так как диффузор подвергается действию горячего выхлопного газа, то необходимо обеспечить его охлаждение с помощью водяной рубашки либо каким-нибудь другим способом. Поэтому диффузор должен иметь постоянную конфигурацию и должен быть по возможности более коротким. Так как ракетные двигатели часто испытываются в вертикальном положении с выбросом выхлопных газов вниз, то очень важно конструировать как можно более короткие диффузоры, удовлетворяющие предъявляемым требованиям. В диффузорах, предназначенных для аэродинамических труб, участок с минимальной площадью сечения обычно имеет значительную длину. Преимущество таких конфигураций диффузоров состоит в том, что при их применении отношение рабочих давлений существенно меньше отношения пусковых давлений, как это показано в статье Массье и Рошке¹⁾. Однако при испытании сопел ракетных двигателей нельзя воспользоваться этим преимуществом, так как ракетный двигатель рассчитан для работы при определенных постоянных давлениях в камере сгорания и в выходном сечении сопла (в условиях, соответствующих уровню моря).

ПРЕДЛАГАЕМАЯ КОНСТРУКЦИЯ КОРОТКОГО ДИФFUЗОРА

Для удовлетворения указанных требований предлагается короткий диффузор типа кожуха, представленный на фиг. 1. Во избежание резкого изменения наклона стенок диффузора горловину диффузора можно распространить на некоторую небольшую длину, как показано на фиг. 1. Обычно площадь поперечного сечения горловины диффузора доводится до нужного размера с таким расчетом, чтобы поток «запирался» после прямого скачка уплотнения, находящегося в выходном сечении сопла. Однако прямой скачок уплотнения в выходном сечении сопла является неустойчивым и никогда не встречается на практике. Если давление за выходным сечением сопла в 3—4 раза больше давления в выходном сечении сопла, то точка отрыва потока

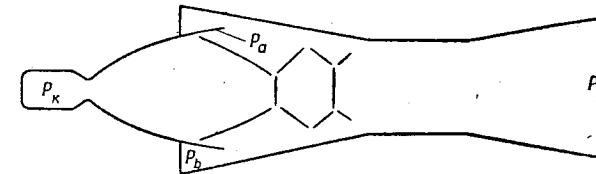
¹⁾ См. стр. 11 настоящей книги.

входит в сопло. Отрыв потока осуществляется через косой скачок уплотнения, определяемый требуемым повышением давления. Таким образом, для того чтобы косой скачок уплотнения находился в выходном сечении сопла, т. е. для безотрывного течения газа в сопле, следует брать площадь поперечного сечения второй горловины меньшей по сравнению с площадью поперечного сечения, вычисленной в случае расположения прямого скачка уплотнения в выходном сечении сопла. Применяемый обычно метод определения



Фиг. 1. Режим работы диффузора с косым скачком уплотнения в выходном сечении сопла.

минимальной площади поперечного сечения горловины состоит в том, что начинают с площадью сечения горловины больших, чем необходимо, и в процессе испытания их последовательно уменьшают. Однако такой метод является дорогостоящим даже при исследованиях небольших ракетных двигателей.



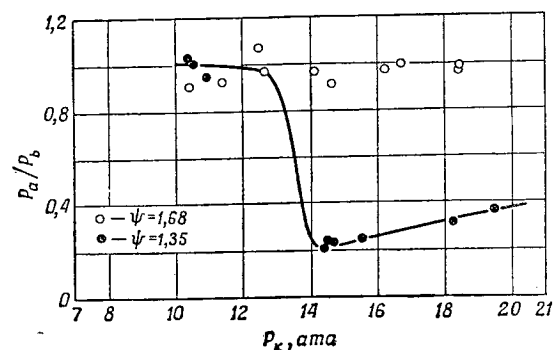
Фиг. 2. Отрыв потока внутри сопла вследствие того, что площадь горловины диффузора является недостаточной.

Вместо этого предлагается следующий метод. Площадь поперечного сечения горловины выбирается меньше необходимой, так, чтобы отрыв потока происходил внутри сопла, как показано на фиг. 2. При увеличении давления газа в камере сгорания точка отрыва потока перемещается по направлению к выходному сечению сопла и давление p_b в области отсасывания будет падать. Этот процесс будет происходить до тех пор, пока не произойдет «запирание» потока в горловине диффузора. При дальнейшем увеличении давления газа в камере сгорания давление в области отсасывания будет пропорционально возрастать. Если бы теперь увеличивать площадь сечения горловины диффузора, то точка отрыва потока стала бы перемещаться еще дальше по потоку к выходному сечению сопла. Требуемое увеличение площади поперечного сечения горловины диффузора может быть вычислено по отношению числа M между местом отрыва потока и выходным сечением сопла.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Небольшой ракетный двигатель с профилированным соплом, степень расширения которого 20 : 1, был испытан с коротким диффузором при двух различных значениях площади поперечного сечения горловины диффузора. Степень сужения профилированного сопла со стороны входа 2 : 1,

длина 310 мм, диаметр критического сечения 58,4 мм. Для уменьшения длины диффузора угол половины конуса сужающейся части θ_1 и угол полуконуса расширяющейся части диффузора были взяты равными 15° . Пусть коэффициент ψ обозначает степень сужения диффузора, т. е. отношение площади выходного сечения сопла к площади сечения горловины диффузора. Были испытаны две конфигурации диффузоров с коэффициентами $\psi = 1,35$ и $\psi = 1,68$. В обеих конфигурациях площадь поперечного сечения диффузора, взятая в плоскости выходного сечения сопла, была в 1,33 раза больше площади выходного сечения сопла. При всех испытаниях применялось одинаковое топливо: жидкий кислород — углеводородное горючее JP-4 при коэффициенте соотношения компонентов приблизительно 2,5. Была проделана серия пусков при различных давлениях газа в камере сгорания. Давление регулировалось путем



Фиг. 3. Работа диффузора при различных давлениях газа в камере сгорания.

предварительной настройки клапанов окислителя и горючего. Продолжительность пуска была в среднем 2 сек, давление газа в камере сгорания менялось от 9,8 до 18,7 ата.

Результаты экспериментов, полученные для двух значений площади сечения горловины, представлены на фиг. 3. Данные о безотрывном течении газа в сопле получались путем замеров давления на стенке сопла p_a в сечении, соответствующем степени геометрического расширения сопла 18,9. Это сечение расположено достаточно близко от выходного сечения сопла, и замеры в нем давления позволяли определить условия, при которых происходит безотрывное течение газа. Давление в области, расположенной между соплом и входной частью диффузора, обозначено p_b . При коэффициенте сужения диффузора $\psi = 1,68$ наблюдается «запирание» горловины диффузора и отрыв потока в сопле происходит вверх по потоку от сечения, соответствующего степени геометрического расширения 18,9. Этот режим работы схематически представлен на фиг. 2. Давление на стенке сопла p_a по существу остается равным давлению p_b независимо от давления в камере сгорания p_k в соответствии с рассуждениями, приведенными в предыдущей главе. К сожалению, замеры давления на стенке не были сделаны по всей длине сопла, что дало бы возможность определить место отрыва потока и вычислить увеличение площади поперечного сечения горловины, необходимое для получения безотрывного течения, схематически представленного на фиг. 1. Затем была испытана конфигурация диффузора, имеющая значение $\psi = 1,35$. В этой конфигурации площадь поперечного сечения горловины больше площади горловины, вычисленной из условия расположения в выходном сечении сопла прямого скачка уплотнения. На фиг. 3 представлены значения отношения давлений p_a/p_b , полученные экспериментально для этой конфигурации диффузора. При

давлениях газа в камере сгорания примерно около 12,5—14 ата имело место безотрывное течение в сопле с косым скачком уплотнения в выходном сечении сопла. При дальнейшем увеличении давления газа в камере сгорания отношение p_a/p_b оставалось постоянным, поскольку это отношение является функцией степени геометрического расширения. Однако поскольку площадь поперечного сечения горловины диффузора является достаточно большой, чтобы пропустить весь секундный весовой расход газа с потерями в скачке при числах M , больших числа M в выходном сечении сопла, то возможно дальнейшее расширение выхлопных газов. Поэтому отношение p_b/p_k будет падать, в результате чего отношение p_a/p_b будет увеличиваться при возрастании p_k . Если бы площадь горловины диффузора была взята равной теоретической, то отношение p_a/p_b оставалось бы постоянным.

ВЫВОДЫ

Интересно отметить, что вторая конфигурация диффузора обеспечивала безотрывное течение в сопле при общем отношении давлений, равном приблизительно 14, причем даже в том случае, когда длина диффузора была только в 1,9 раза более диаметра выходного сечения сопла. При надлежащем выборе площади поперечного сечения горловины диффузора можно улучшить характеристики диффузора и добиться безотрывного течения в сопле при более низких давлениях газа в камере сгорания. Например, как сообщили Массье и Ропке, в их испытаниях был применен диффузор с коэффициентом сужения $\psi = 1,545$, в то время как диффузор, о котором говорится в данной работе, имел коэффициент сужения $\psi = 1,35$. Применение меньших углов наклона стенок диффузора θ_1 и θ_2 может также улучшить характеристики диффузора, даже если диффузор станет несколько длиннее диффузора, описанного выше.

Эжекторная система для больших ракетных двигателей

В. Ильсен

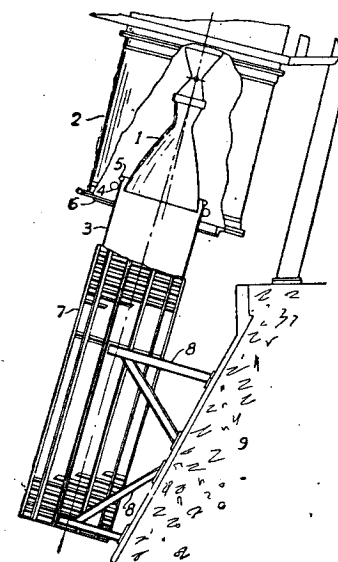
Для обеспечения надлежащих испытаний больших ракетных двигателей, работающих в высотных условиях, завод ракетных двигателей на жидком топливе в Сакраменто фирмы «Аэроджет» выпустил и испытал большой эжектор, предназначенный для применения с жидкостным ракетным двигателем XLR91 (тяга двигателя 36 000 кг, степень расширения сопла $\epsilon = 25$).

Прежде чем приступить к проектированию этого эжектора, был проведен обширный обзор имеющейся литературы для лучшего определения параметров конструкции. Различными организациями были опубликованы отчеты об эжекторах, имеющих различные конфигурации и создающих условия для ракетного двигателя во время огневых испытаний, близкие к вакууму. Хотя некоторые из отчетов содержали ценную информацию, большая часть приведенных данных не могла быть использована нами, так как конфигурации эжектора часто были очень сложными из-за наличия различных конических секций (сходящихся и расходящихся), труб различных диаметров и т. д. Такие конструкции, хотя и эффективные, являются непрактичными с точки зрения изготовления, монтажа и эксплуатации. Поэтому фирма «Аэроджет» провела обширное исследование небольшой эжекторной системы, работающей на холодном воздухе. Была создана небольшая модель сопла двигателя XLR91. Эта модель имела диаметр критического сечения сопла 38 мм и диаметр выходного сечения 190 мм. Сопло было установлено внутри трубы диаметром 203 и длиной 990 мм. Таким образом, отношение длины трубы к ее диаметру равно 4,9.

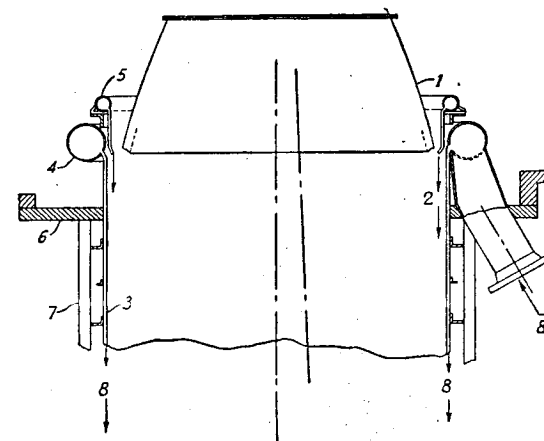
На основании результатов, опубликованных в работе [1], был сконструирован и изготовлен охлаждаемый эжектор — достаточно большой, чтобы его можно было приспособить для испытаний двигателя XLR91. Эжекторная система показана схематически на фиг. 1 и 2.

Камера двигателя вместе с карданным подвесом (см. фиг. 1 и 2) была установлена внутри вакуумной камеры. Эта вакуумная камера имела внутренний диаметр 2440 мм и объем приблизительно 14 м³. Вакуумная камера нижней частью была присоединена герметически к эжектору при помощи массивной крышки. Выходное сечение сопла было окружено трубками эжектора, охлаждаемыми водой. Внутренний диаметр эжектора $D_d = 1320$ мм, длина $L = 5480$ мм. Вода подавалась через кольцевой трубопровод в 330 трубок эжектора (внутренний диаметр 6,1 мм). Отношение длины цилиндрической эжекторной трубы к ее диаметру $L/D_d = 4,16$.

Эжектор поддерживался рамой, которая при помощи кронштейнов крепится к бетонированной опоре. Между выходным концом сопла (наружный диаметр 1240 мм) и трубой эжектора (внутренний диаметр 1320 мм) имелась щель для протока воздуха в форме кольцевого зазора шириной 40 мм. В начале огневого испытания воздух из вакуумной камеры очень быстро отсасывался через этот зазор. Это обеспечивало низкое давление в вакуумной камере (порядка 0,07 атм) во время испытания.



Фиг. 1. Схематический вид эжекторной трубы с водяным охлаждением. 1 — камера сгорания с соплом; 2 — вакуумная камера; 3 — трубка эжектора; 4 — кольцевой трубопровод; 5 — трубопровод для азота; 6 — массивная крышка; 7 — рама; 8 — кронштейны крепления рамы; 9 — бетонированная опора.



Фиг. 2. Детали эжекторной трубы с водяным охлаждением. 1 — сопло; 2 — азот; 3 — трубка эжектора; 4 — кольцевой трубопровод; 6 — крышка; 7 — рама; 8 — вода.

Над трубопроводом воды был установлен трубопровод азота с 330 трубками (см. фиг. 2). Установка трубопровода азота имела целью:

- 1) предотвратить перегрев водяных трубок во время пуска и прекращения работы двигателя;
- 2) усилить разрежение воздуха в вакуумной камере.

Опыты показали, что при отсутствии трубопровода с азотом не было повреждений или эрозии вследствие перегрева. Эта эжекция азотом не увеличивала разрежение. Последнее вызывается тем, что скорость потока азота была ниже скорости выхлопных газов ракетного двигателя. Этот метод увеличения отсасывания при помощи вспомогательной струи, окружающей основную струю выхлопного газа в сопле, будет в дальнейшем испытан в других сериях опытов.

По длине эжекторной трубы было сделано 45 отверстий для замера давления. Давление измерялось в шести точках во время некоторых испытаний. Было установлено, что давление на стенке возрастало от 0,26 *ата* за выходным сечением сопла до 0,89 *ата* вблизи конца эжектора.

Давление в вакуумной камере измерялось на различных «высотах» в трех точках, расположенных вокруг выходного сечения сопла. Во время огневых испытаний давление при различных испытаниях было в пределах 0,07—0,14 *ата*. Давление в вакуумной камере падало очень быстро, и примерно через 5 *сек* вокруг сопла устанавливалось стабильное значение низкого давления, остающееся почти неизменным в течение всего испытания (~155 *сек*).

Хотя давление в вакуумной камере не было очень низким (соответствует высотам от 14,6 до 18,3 *км*), однако такая установка для проведения испытаний (прямая эжекторная труба, охлаждаемая водой) хороша тем, что обеспечивает достаточно низкое давление, необходимое для испытания сопла; низкое давление в вакуумной камере получается посредством сравнительно простого способа; установка весьма надежна и обеспечивает устойчивый вакуум во время довольно продолжительных испытаний.

В настоящее время фирма «Аэроджет» (Сакраменто) проводит две дополнительные серии экспериментов. Первая серия предусматривает продолжение ранее проведенных испытаний модели (опубликовано в TCR-185) с применением двух сопел со степенями расширения $\varepsilon = 25$ и $\varepsilon = 45$. Выхлоп из этих сопел производится в эжекторные трубы диаметром 203, 305 и 356 *мм*. Эти трубы будут постепенно укорачиваться для того, чтобы определить минимально возможную длину эжекторной трубы, при которой эжектор будет работать.

Вторая установка состоит из специального эжектора, имеющего вспомогательные сопла ($\varepsilon = 16$ и 25), направляющие сверхзвуковую струю газа приблизительно параллельно основной струе выхлопного газа. Этот эжектор имеет отношение длины трубы к ее диаметру 0,3, что весьма удобно для применения этого эжектора, особенно в случаях ограниченного пространства. Несмотря на проведение испытаний с небольшими моделями, в процессе которых получены удовлетворительные результаты, в настоящее время не имеется опытных данных в отношении установок в натуральную величину.

ЛИТЕРАТУРА

1. I l s e n V., Experimental Simulation of High Altitude by Cylindrical Ejector Systems, Aerojet Rep. TCR 185, July 1960.
2. H a g g i n b o t h a m W. K., Straight Pipe Diffuser Thrust Stand etc., 7th Annual Joint Army-Navy-Air Force Meeting, Sacramento, 1958.
3. Research Summary № 3, Jet Propulsion Lab., 1959.
4. Research Summary № 4, Jet Propulsion Lab., 1959.

Разработка выхлопного диффузора для наземных испытаний ракетных двигателей

Дж. Чемберлен, Р. Олсон

В настоящей работе приведены результаты, полученные при испытаниях, проведенных во время разработки диффузора для моделирования высотных условий при наземных испытаниях ракетных двигателей. Были проведены продувки холодным воздухом, чтобы определить оптимальную геометрию диффузора, исследовать характеристики некоторых типов диффузоров и определить влияние качания сопла. Помимо продувок холодным воздухом, были проведены огневые испытания нескольких конфигураций диффузоров совместно с ракетными двигателями со степенью геометрического расширения сопла 10:1 и 40:1 на топливе кислород — водород.

Сужающиеся-расширяющиеся диффузоры с оптимальной степенью сужения, определяемой последовательно во время испытаний, имеют лучшие характеристики, чем теоретические характеристики, рассчитанные по теории прямого скачка уплотнения. Также было установлено, что отклонения значений характеристик от значений, вычисленных по теории прямого скачка уплотнения, не зависят от состава рабочего газа, размеров двигателя или от степени геометрического расширения сопла двигателя. Диффузоры с центральным телом, имеющие постоянную или изменяемую геометрию, имеют лучшие характеристики, чем сужающиеся-расширяющиеся диффузоры. Эксперименты показали, что применяемые диффузоры при испытаниях ракетных двигателей выполнили свое назначение. Более того, диффузоры становятся более необходимыми в связи с развитием ракетных двигателей, имеющих сопла со все возрастающей степенью расширения.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

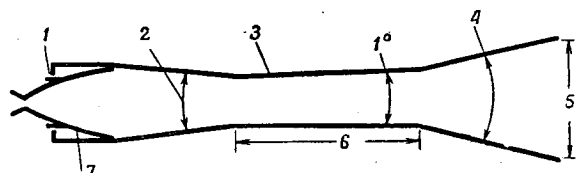
- C — длина цилиндрической горловины диффузора;
 D_a — диаметр выходного сечения сопла;
 D_b — диаметр входного сечения диффузора;
 D_1^* — диаметр горловины диффузора;
 D_1 — диаметр конечного сечения расширяющегося участка диффузора с углом расширения 10° ;
 D_0 — диаметр конечного сечения расширяющегося участка диффузора с углом расширения 20° ;
 D_p — максимальный диаметр центрального тела в диффузорах;
 E — длина цилиндрического участка наружной трубы диффузора с центральным телом;
 L — общая длина горловины (равна или больше значения C);
 $(p_i/p_n)_0$ — минимальное отношение рабочих давлений, равное полному давлению газа в сопле, деленному на статическое давление в выходном сечении диффузора;
 $(p_i/p_n)_s$ — минимальное отношение пусковых давлений, равное полному давлению в сопле, деленному на статическое давление в выходном сечении диффузора;
 a — длина цилиндрического участка во входной части диффузора;
 x — расстояние, на которое острие конуса центрального тела вдвигается в сопло.

ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ДИФFUЗОРАМ

Ракетные двигатели, разрабатываемые в настоящее время для верхних ступеней ракет, обычно имеют сопла с большой геометрической степенью расширения, и поэтому статическое давление в выходном сечении сопел этих двигателей очень мало. Для моделирования условий полета в разреженной среде и получения сверхзвукового безотрывного течения газа в сопле при наземных испытаниях необходимо применить некоторые способы для понижения статического давления в области выходного сечения сопла. Вместо применения насосов для отсасывания выхлопных газов фирма «Пратт — Уитни» применяет сужающиеся-расширяющиеся диффузоры, которые превращают кинетическую энергию выхлопных газов ракетного двигателя в давление, достаточное для того, чтобы позволить этим выхлопным газам выходить в атмосферу в условиях наземного испытания.

КОНСТРУКЦИЯ И ХАРАКТЕРИСТИКА ДИФFUЗОРА

Согласно программе, эксперименты с продувкой сопел холодным воздухом были проведены исследовательскими лабораториями фирмы «Юнайтед Эйркрафт». При этом применен испытательный стенд для ракетных двигателей, оборудованный приборами для измерения тяги. Чтобы избежать конденсации влаги в сопле, при испытаниях применялся сухой воздух. Этот



Ф и г. 1. Схема разработанного выхлопного диффузора.

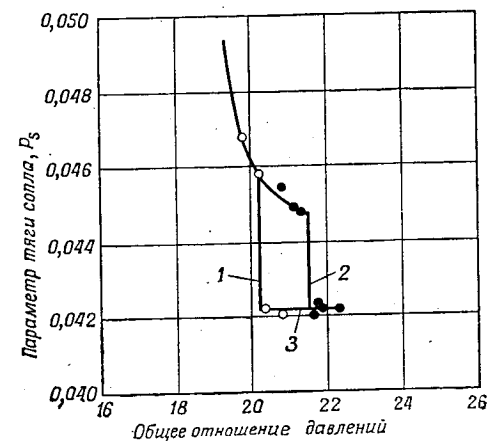
1 — зазор между соплом и диффузором, необходимый для замера тяги; 2 — угол сужения $11,2^\circ$; 3 — степень сужения 1,71; 4 — угол расширения 10° ; 5 — диаметр выходного сечения диффузора в 1,53 раза больше диаметра горловины диффузора; 6 — отношение длины горловины к ее диаметру $L/D_0^* = 6,60$; 7 — степень геометрического расширения профилированного сопла 40 : 1.

стенд был способен обеспечить безотрывное течение в сопле как с диффузором, так и без него, так что любое влияние диффузора на тягу сопла можно было легко обнаружить и его характеристики замерить и сравнить. Помимо продувок холодным воздухом, фирма «Пратт — Уитни» провела огневые испытания малых и больших моделей ракетных двигателей с применением диффузоров. При проведении этих испытаний также измерялась тяга.

На основе результатов этих испытаний был создан диффузор, подобный изображенному на фиг. 1. Он состоит из сужающейся части с углом сужения $11,2^\circ$, слегка расходящейся горловины с отношением длины к диаметру $L/D_0^* = 6,6$ и расширяющейся части с углом расширения 10° . Степень сужения горловины выбрана, согласно Кантровичу. Это теоретически максимальная степень сужения, при которой возможен запуск диффузора. Если сопло двигателя имеет степень геометрического расширения 40 : 1 и применяются продукты сгорания водорода в кислороде ($\gamma = 1,23$), то указанная степень сужения равна 1,71. На сверхзвуковой части сопла на некотором расстоянии от критического сечения расположено скользящее соединение с небольшим зазором, благодаря которому можно измерять тягу. При степени геометрического расширения сопла 40 : 1 отношение пусковых давлений, т. е. отношение полного давления газа во входном сечении сопла к статическому давлению в выходном сечении диффузора, равно 19.

Система сопло — диффузор, подобно другим сверхзвуковым системам, имеет рабочие характеристики, отличные от характеристик таких систем с дозвуковым потоком воздуха. Если в дозвуковых системах сопло — диффузор увеличить отношение давлений, то все скорости в системе возрастут одновременно и общая структура потока останется постоянной. В данной же системе при увеличении общего отношения давлений (p_1/p_0) последовательно в указанном порядке происходят следующие изменения:

1. Критическое сечение сопла «заперто», в то время как поток газа в остальной части системы остается дозвуковым.



Ф и г. 2. Эксплуатационные характеристики типичной системы сопло — диффузор.

1 — минимальное отношение рабочих давлений; 2 — минимальное отношение пусковых давлений; 3 — безотрывное течение газа в сопле.
● — увеличение отношения давлений;
○ — уменьшение отношения давлений.

2. Сверхзвуковой поток устанавливается в расширяющейся части сопла на некотором расстоянии от критического сечения. Комбинация косоугольного и прямого скачков уплотнения преобразует сверхзвуковой поток в дозвуковой, который заполняет остальную часть сопла и весь диффузор.

3. Система скачков уплотнения движется из сопла через сужающуюся часть диффузора к горловине диффузора (3 на фиг. 1). Как только система скачков уплотнения выходит из сопла, то она обычно быстро движется к горловине диффузора, так как эта система скачков в сужающейся части является неустойчивой. В этом случае сверхзвуковой поток устанавливается на всем пути от критического сечения сопла до горловины диффузора. В сходящейся части диффузора в сверхзвуковом потоке существуют слабые косые скачки уплотнения.

4. При дальнейшем увеличении общего отношения давлений система скачков уплотнения в диффузоре движется в расходящейся части вниз по потоку (4 на фиг. 1), при этом в сопле и выпележащих частях диффузора не происходит никаких изменений.

Третий этап, в котором сверхзвуковой поток устанавливается в некоторой области системы, представляющей интерес, обычно именуется «пусковым».

На фиг. 2 представлены такие рабочие характеристики для частного случая потока холодного газа. По оси ординат отложен параметр тяги сопла, равный значению тяги по внутреннему контуру сопла, деленному на произведение полного давления газа в сопле на площадь выходного сечения сопла.

На втором этапе, когда поток в хвостовой части сопла является дозвуковым, а статическое давление на стенке сопла высокое, тяга в этом случае будет относительно большой. При увеличении общего отношения давлений система скачков уплотнения движется вниз по соплу, при этом статическое давление в хвостовой части сопла понижается и уменьшается значение параметра тяги сопла. В критической точке (отношение давлений, достаточное для запуска) система скачков уплотнения выходит из сопла двигателя, и в сопле устанавливается полностью сверхзвуковой поток. Значение параметра тяги сопла падает до минимального значения, равного значению при истечении в абсолютный вакуум. В этом случае создается желаемый поток газа внутри сопла, который полностью моделирует условия полета в космосе.

Дальнейшее увеличение или уменьшение общего отношения давлений не влияет на поток газа в сопле, до тех пор пока оно не уменьшится настолько, что система скачков уплотнения переместится из диффузора снова в сопло. Это отношение давлений называется минимальным отношением рабочих давлений.

ПРОДУВКИ ХОЛОДНЫМ ВОЗДУХОМ

Почти при всех продувках холодным воздухом и с применением диффузора внутреннее статическое давление в сопле и тяга потока, полученные после запуска диффузора, были точно такие же, как и в случае испытаний, проводимых без диффузора, но с вакуумными насосами, которые поддерживали низкое давление в области выходного сечения сопла. В противоположность этому в статье Массье и Рошке [4] сообщается, что при применении некоторых типов диффузоров статическое давление увеличивается на внутренней стенке сопла недалеко от выходного сечения. Можно предположить, что эти нежелательные повышенные давления являются следствием чрезмерно большого угла поворота потока между выходным сечением сопла и входным сечением диффузора, что рассматривалось также Коуэном [2]. Большой угол поворота потока порождает сильную ударную волну, которая вызывает местный отрыв потока. Затем скачок перемещается на небольшое расстояние в сопло, увеличивая таким образом статическое давление. Угол поворота потока в рассматриваемых испытаниях был сравнительно мал, поскольку угол конусности стенок сопла около выходного сечения был равен всего 9° .

Конфигурации небольших моделей экспериментальных сужающихся-расширяющихся диффузоров приведены в табл. 1 и на фиг. 3, на которой изображена схема диффузора. Углы сужения и расширения диффузора, а также незначительный угол расширения горловины были выбраны на основе анализа результатов предварительного изучения сверхзвуковых диффузоров. Оптимальные углы сужения рассматривались Лукасевичем в работе [3]. Последняя секция диффузора, показанная на фигуре, с углом расширения 20° применялась для соединения диффузора с большой выхлопной трубой при продувках холодным воздухом. Предполагалось, что эта последняя секция не влияла заметно на характеристики диффузора.

При этих испытаниях изменялись следующие параметры:

- степень сужения $(D_a/D_d^*)^2$;
- длина горловины L (изменялась путем введения цилиндрической вставки C);
- длина цилиндрической части a перед диффузором;
- величина зазора (через который происходит подсос газа в диффузор) в выходном сечении сопла (этот зазор регулировался изменением толщины кольца, присоединенного к входной части диффузора).

Из табл. 1 следует, что для диффузоров с конфигурациями S1 и S2, S3 и S4 и при заданной степени сужения 1,57, изменение длины цилиндрической части a от 0 до $0,31 D_b$ не оказало заметного влияния на отношение пусковых давлений $(p_i/p_h)_s$. Однако в случае применения диффузора с кон-

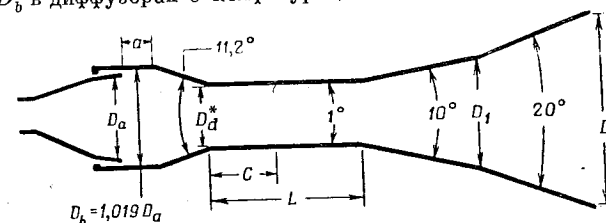
фигурацией S6 и при увеличении степени сужения до 1,71 можно было работать при несколько меньшем значении отношения пусковых давлений.

Таблица 1

Относительные параметры простых сужающихся - расширяющихся диффузоров

Конфигурация	Степень сужения $(D_a/D_d^*)^2$	L/D_d^*	C/D_d^*	D_1/D_d^*	D_0/D_d^*	a/D_b	$(p_i/p_h)_s$ (зазор 0,056 см)	Масштаб модели
S1	1,57	6,66	0	1,815	3,021	0	22,6	Небольшая модель $D_a = 8,0$ см
S2	1,57	6,66	0	1,815	3,021	0,310	22,4	
S3	1,57	10,06	3,4	1,815	3,021	0	22,0	
S4	1,57	10,06	3,4	1,815	3,021	0,310	22,2	
S5	1,71	6,66	0	1,894	3,153	0	Не запускался	
S6	1,71	6,66	0	1,894	3,153	0,310	21,7	
S7	1,71	6,60	0	1,58	—	0	18,7	Небольшая модель
S8	1,71	6,60	0	1,58	—	0	19,0	Модель в натуральную величину

Из табл. 1 и 2 следует, что при увеличении длины горловины L от $6,66 D_d^*$ до $10,06 D_d^*$ (при $a = 0$ в диффузорах с конфигурациями S1 и S3 и при $a = 0,310 D_b$ в диффузорах с конфигурациями S2 и S4) отношения пусковых



Фиг. 3. Простой сужающийся-расширяющийся диффузор.

давлений немного уменьшились, а отношение рабочих давлений уменьшилось значительно — приблизительно на 10%. Так как при испытаниях наибольший интерес представляло отношение пусковых давлений и можно было даже допустить небольшое ухудшение пусковых характеристик с целью

уменьшения длины диффузора, то конфигурации диффузоров для огневых испытаний были спроектированы с более короткой горловиной и без цилиндрической входной части. Однако для получения наилучших характеристик диффузора необходимо применить более длинную горловину и небольшой длины входную цилиндрическую секцию.

При продувках холодным воздухом увеличение степени сужения приводило к уменьшению отношения пусковых и рабочих давлений до величины, при которой диффузор не «запускался». Интересно отметить, что при этих продувках холодным воздухом максимальная степень сужения, при которой запускался диффузор, была равна 1,71. Это значение существенно больше теоретического максимума 1,57 для газов с $\kappa = 1,4$.

В табл. 2 также показано влияние изменения ширины зазора подсоса газа в диффузор. При продувке холодным воздухом через щель шириной 0,56 мм втекало в семь раз больше воздуха, чем через щель шириной 0,075 мм, а отношение пусковых давлений в случае применения более широкой щели было приблизительно на 2,5% ниже. Интересно отметить, что в случае большей щели характеристики диффузора не стали хуже. Это обстоятельство можно объяснить двумя возможными причинами:

- 1) поток подсосываемого воздуха мог уменьшить потери давления в системе скачков уплотнения в сверхзвуковом диффузоре при запуске и
- 2) увеличенный секундный расход газа через диффузор эффективно увеличивает степень сужения.

Таблица 2

Характеристики простого сужающегося - расширяющегося диффузора

Конфигурация	Минимальная величина отношения давлений при запуске $(P_i/P_h)_s$	Минимальная величина отношения давлений на рабочем режиме $(P_i/P_h)_0$		η 1)
		действительная	расчетная	
Зазор между диффузором и соплом 0,056 см				
S1	22,6	22,6	16,6	0,74
S2	22,4	22,4	16,6	0,74
S3	22,0	20,4	16,6	0,81
S4	22,2	19,9	16,6	0,83
S5	Не запускался	—	15,2	—
S6	21,7	21,7	15,2	0,70
Зазор между диффузором и соплом 0,0075 см				
S1	23,0	23,0	16,6	0,72
S2	22,8	21,8	16,6	0,76
S3	22,7	21,8	16,6	0,76
S4	22,9	21,3	16,6	0,78
S5	Не запускался	—	15,2	—
S6	Не запускался	—	15,2	—

1) $\eta = \frac{(P_i/P_h)_0, \text{ расч.}}{(P_i/P_h)_0, \text{ действ.}}$

В табл. 2 также представлены минимальные теоретические отношения рабочих давлений, вычисленные при допущении, что потери давления при сверхзвуковом течении в сужающейся части диффузора составляют 10%¹⁾ и что дальнейшие потери полного давления происходят в прямом скачке

¹⁾ Для исследуемых диффузоров изменение предполагаемых потерь в этой части диффузора от 0 до 50% вызывает изменение расчетного отношения давлений для всего диффузора только на 4%.

уплотнения, расположенном в горловине диффузора. Эффективность дозвуковой части диффузора принималась 100%-ной.

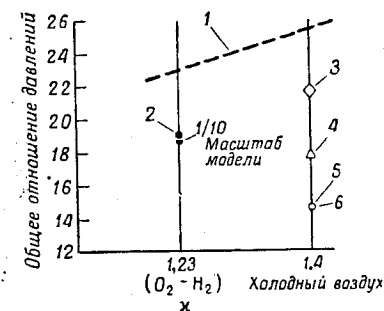
Теоретическое отношение пусковых давлений вычислено при допущении, что потери полного давления имеют место только в прямом скачке уплотнения, расположенном в выходном сечении сопла, и определяется соответствующим числом Маха.

ОГНЕВЫЕ ИСПЫТАНИЯ

Если применить слишком большую степень сужения, то диффузор не сможет запуститься. Поэтому для обеспечения запуска диффузора, работавшие на продуктах сгорания водорода в кислороде, были изготовлены с несколько

Фиг. 4. Характеристики диффузора, представляющего наибольший интерес.

1 — отношение полных давлений по теории прямого скачка уплотнения; 2 — модель в натуральную величину; 3 — простой сужающийся-расширяющийся диффузор с конфигурацией S6; 4 — диффузор с фиксированным центральным телом с конфигурацией РЗД; 5 — диффузор с подвижным центральным телом с конфигурацией МРД; 6 — минимальная величина отношения рабочих давлений. Все остальные точки относятся к отношениям пусковых давлений. O₂ — H₂ — продукты сгорания водорода в кислороде.

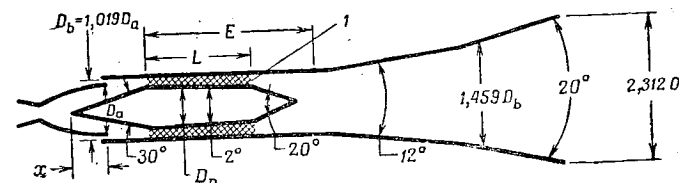


меньшей величиной степени сужения по сравнению с максимально допустимой степенью сужения, т. е. с некоторым ухудшением характеристик диффузора. Теоретически рассчитанная максимальная степень сужения при запуске при продувках холодным воздухом обеспечивала приемлемый небольшой запас. Поэтому при огневых испытаниях для горячих газов была принята теоретически максимальная степень сужения диффузора (1,71).

Запуск диффузоров осуществлялся без всяких трудностей. При этом значения отношений пусковых давлений были меньше по сравнению с полученными при испытаниях на холодном воздухе приблизительно на величину, вычисленную согласно теории прямого скачка уплотнений (пунктирная линия на фиг. 4). Из анализа фиг. 4 следует, что отношения пусковых давлений как для диффузора в натуральную величину, так и для модели в 1/10 натуральной величины практически совпадают.

ДИФFUЗОРЫ С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ

Продувкам холодным воздухом также подвергались другие типы диффузоров, имеющих сужающуюся и расширяющуюся части. В этих диффузорах применялись закрепленные центральные тела, как показано на фиг. 5.



Фиг. 5. Диффузор с фиксированным центральным телом. 1 — две опорные стойки шириной 0,049 D_b.

Относительные размеры таких диффузоров, применявшихся при испытаниях, представлены в табл. 3. Диффузоры с центральным телом обладают некоторыми преимуществами по сравнению с обычными сужающимися-расширяю-

Таблица 3

Относительные параметры диффузора с фиксированным центральным телом

Конфигурация	Степень сужения $D_a^2/(D_b^2 - D_p^2)$	L/D_b	α/D_a	E/D_b	$(P_i/P_h)_s$ (зазор 0,056 см)
P1B	1,52	1,934	0,256	3,532	21,2
P1C	1,52	1,934	0,414	3,687	20,1
P1D	1,52	1,934	0,572	3,842	19,0
P2A	1,81	1,570	0	3,237	Не запускался
P2B	1,81	1,570	0,269	3,392	
P2C	1,81	1,570	0,427	3,547	20,5
P2D	1,81	1,570	0,585	3,702	19,1
P3A	1,69	1,698	0	3,280	17,8
P3B	1,69	1,698	0,256	3,435	21,4
P3C	1,69	1,698	0,414	3,590	20,3
P3D	1,69	1,698	0,572	3,745	19,0

щимися диффузорами, рассмотренными ранее. Эти преимущества следующие: 1) длину горловины можно уменьшить, если горловина диффузора имеет кольцевую форму, 2) диффузоры с центральным телом обладают значительно

Таблица 4

Характеристики диффузора с фиксированным центральным телом; зазор 0,056 см

Конфигурация	Минимальная величина отношений давлений при запуске $(P_i/P_h)_s$	Минимальная величина отношений давлений на рабочем режиме $(P_i/P_h)_0$		$\eta^1)$
		действительная	расчетная	
P1A	22,0	20,3	16,4	0,81
P1B	21,4	21,0	16,4	0,80
P1C	20,2	20,2	16,4	0,80
P1D	19,3	19,3	16,4	0,85
P2A	Не запускался	—	—	—
P2B	20,7	19,1	14,0	0,74
P2C	19,3	18,5	14,0	0,76
P2D	18,2	18,2	14,0	0,77
P3A	21,8	19,9	14,8	0,76
P3B	20,5	19,1	14,8	0,78
P3C	19,5	19,5	14,8	0,76
P3D	18,0	18,0	14,8	0,82

1) $\eta = \frac{(P_i/P_h)_0, \text{ расч.}}{(P_i/P_h)_0, \text{ действ.}}$

лучшими характеристиками. Конец центрального тела может войти даже в сопло, не оказывая мгновенного влияния на характеристику сопла. Это позволяет уменьшить площадь поперечного выходного сечения сопла, что приводит к уменьшению среднего значения числа М в этом сечении падения

интенсивности системы скачков уплотнения при запуске и уменьшению отношения пусковых давлений. Из анализа табл. 3 следует, что требуемое отношение пусковых давлений для диффузора с конфигурацией P3D равно только

Таблица 5

Характеристики диффузора с фиксированным центральным телом; зазор 0,0075 см

Конфигурация	Минимальная величина отношения давлений при запуске $(P_i/P_h)_s$	Минимальная величина отношения давлений на рабочем режиме $(P_i/P_h)_0$		$\eta^1)$
		действительная	расчетная	
P1A	22,0	20,3	16,4	0,81
P1B	21,4	21,0	16,4	0,80
P1C	20,2	20,2	16,4	0,80
P1D	19,3	19,3	16,4	0,85
P2A	Не запускался	—	—	—
P2B	20,7	19,1	14,0	0,74
P2C	19,3	18,5	14,0	0,76
P2D	18,2	18,2	14,0	0,77
P3A	21,8	19,9	14,8	0,76
P3B	20,5	19,1	14,8	0,78
P3C	19,5	19,5	14,8	0,76
P3D	18,0	18,0	14,8	0,82

1) $\eta = \frac{(P_i/P_h)_0, \text{ расч.}}{(P_i/P_h)_0, \text{ действ.}}$

Таблица 6

Характеристики диффузора с подвижным центральным телом

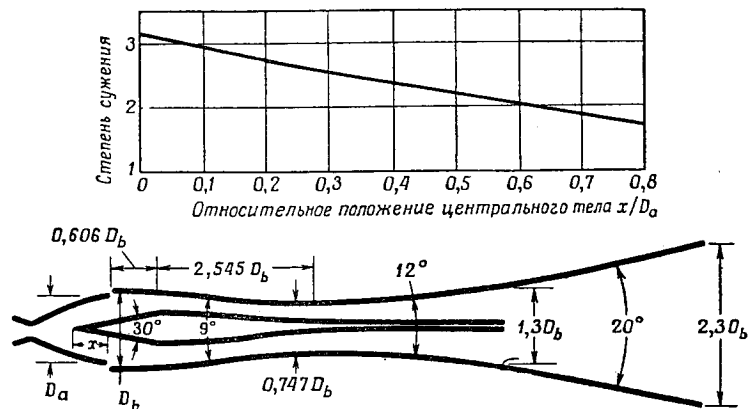
Положение центрального тела α/D_a		Минимальная величина отношений давлений при запуске $(P_i/P_h)_s$	Минимальная величина отношений давлений на рабочем режиме $(P_i/P_h)_0$		$\eta^1)$
запуск	рабочий режим		действительная	расчетная	
Зазор 0,056 см					
0,759	0,506	17,0	15,3	12,2	0,80
0,632	0,316	17,1	15,1	10,7	0,71
0,506	0,285	18,1	18,1	10,5	0,58
0,490	0,237	18,1	19,4	10,1	0,53
Зазор 0,0075 см					
0,759	0,490	17,0	15,1	12,0	0,80
0,632	0,316	17,0	14,5	10,7	0,74
0,490	0,142	18,3	14,6	9,5	0,65

1) $\eta = \frac{(P_i/P_h)_0, \text{ расч.}}{(P_i/P_h)_0, \text{ действ.}}$

17,8, тогда как при продувках холодным воздухом диффузоров без центрального тела наилучшее отношение пусковых давлений равнялось 21,7. В табл. 4 и 5 представлены результаты опытов для двенадцати типов диффузоров с центральным телом.

Конструкция диффузоров с центральным телом является более сложной из-за необходимости охлаждения центрального тела, опорных стоек и наружной трубы, тем не менее диффузоры с центральным телом являются вполне практичными при испытаниях сопел, для которых требуются диффузоры с улучшенными характеристиками.

На фиг. 6 показан диффузор с подвижным центральным телом, который также был испытан. Центральное тело помещалось в сужающейся части диффузора, что позволяло изменять степень сужения диффузора. При запуске



Фиг. 6. Диффузор с подвижным центральным телом. Максимальный диаметр центрального тела равен $0,683 D_b$; $D_a = 80$ мм; $D_b = 1,019 D_a$.

диффузора центральное тело вдвигалось в сопло. После установления сверхзвукового течения центральное тело выводилось из сопла на такое расстояние, при котором можно удерживать конусообразный скачок уплотнения от соприкосновения со стенкой сопла и получить оптимальную степень сужения. Наименьшее отношение пусковых давлений, полученное при применении диффузоров с подвижным центральным телом, было всего на ~5% меньше, чем наименьшее отношение пусковых давлений, полученное для диффузоров с неподвижным центральным телом. Из анализа табл. 6 следует интересный факт, а именно минимальное отношение рабочих давлений было равно 14,5, т. е. было существенно меньше.

Обеспечение достаточного охлаждения, сложность установки подвижного центрального тела в диффузоре и необходимость иметь мощный силовой привод для его перемещения вниз по потоку, т. е. для преодоления силы давления газа, которая действует после запуска диффузора на центральное тело в направлении против потока, — вот те вопросы, которые должны быть решены, прежде чем этот тип диффузоров может быть успешно применен для испытаний ракетных двигателей. Можно полагать, что если потребуются меньшие отношения пусковых и рабочих давлений, то эти вопросы будут решены, и будут сконструированы диффузоры с подвижным центральным телом, обладающие лучшими характеристиками.

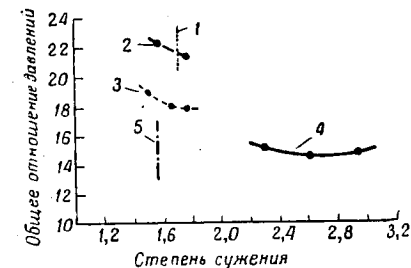
ВЛИЯНИЕ СТЕПЕНИ СУЖЕНИЯ

Лучшие характеристики простых диффузоров были получены при максимальной степени сужения, при которой возможен запуск диффузора. Диффузоры с центральным телом имеют лучшие характеристики при любой заданной степени сужения. Кроме того, диффузоры с центральным телом

имеют большую предельную степень сужения, чем обычные диффузоры. На фиг. 7 показано влияние степени сужения на характеристики каждого типа диффузора, подвергнутого испытаниям. Следует отметить, что даже в случае простого диффузора максимальная степень сужения, полученная экспериментально, больше теоретически рассчитанного максимального значения. Большие значения максимальных степеней сужения, полученных экспериментально, по сравнению с теоретическими, возможно, объясняются тем, что положенная в основу расчета идеализированная картина расположения

Фиг. 7. Общее отношение давлений в зависимости от степени сужения (продукты холодным газом).

1 — максимальная степень сужения при запуске; 2 — простой сужающийся-расширяющийся диффузор (запуск); 3 — диффузор с неподвижным центральным телом (запуск); 4 — диффузор с подвижным центральным телом (рабочий режим); 5 — степень сужения по Кантровичу (теоретически максимальная степень геометрического сужения).



прямого скачка уплотнения в выходном сечении сопла в момент запуска в действительности не существует. На самом деле имеет место система косого и прямого скачков уплотнений, и так как часть этой системы расположена в области более низких скоростей вниз и вверх по потоку от плоскости выходного сечения, то действительные потери полного давления меньше теоретически рассчитанных потерь. Поэтому, учитывая неразрывность потока, можно площадь поперечного сечения горловины диффузора уменьшить, не вызывая запаривания потока при запуске.

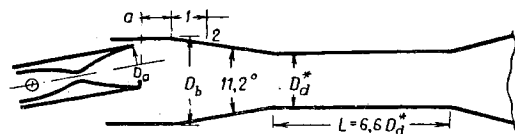
Все диффузоры, успешно применявшиеся фирмой «Пратт — Уитни» при испытаниях ракетных двигателей, были изготовлены с теоретически рассчитанной максимальной степенью сужения и обеспечили надежные пусковые характеристики.

В диффузорах с подвижным центральным телом степень сужения не ограничена требованием обеспечения запуска, поэтому можно применить более высокие степени сужения, при которых получаются даже меньшие отношения рабочих давлений, чем у диффузоров с закрепленным центральным телом. Из анализа характеристик диффузора с подвижным центральным телом, представленных на фиг. 7, следует, что имеется оптимальная степень сужения, при которой получаются лучшие характеристики диффузора, и что эта оптимальная степень сужения не совпадает с максимальным значением, а является промежуточной величиной.

ОТКЛОНЕНИЕ СОПЛА

Для определения характеристик некоторых ракетных двигателей требовалось качать сопло. Поэтому были проведены испытания на диффузоре с соответствующим оборудованием (фиг. 8). Диаметр входного сечения этого диффузора был на 20% больше диаметра диффузоров, применявшихся в предыдущих испытаниях. Такой диаметр входного сечения позволял производить отклонение сопла на величину $\pm 3^\circ$ без касания сопла стенки входной части диффузора. Во избежание втекания атмосферного воздуха через входную часть диффузора сопло и диффузор были помещены в камеру. К сожалению, через лабиринтное уплотнение линии подачи воздуха в сопло в камеру просачивался воздух, поэтому вокруг сопла в диффузоре протекало неизвестное количество воздуха.

Диффузор не запускался при степени сужения, равной 1,56, если сопло не было отклонено, т. е. когда угол отклонения был равен 0° . Причиной, вероятно, является просачивание воздуха в диффузор. При изменении степени сужения до 1,31 диффузор запустился, и сопло работало нормально при углах отклонения от 0 до 3° . В этих случаях в сопле наблюдалось нормальное распределение статических давлений, хотя характеристики диффузора были относительно хуже, вероятно, также из-за просачивания воздуха.



Фиг. 8. Конструкция диффузора, позволяющая проводить исследования с отклоненным соплом.

1 — дополнительная секция, чтобы получить $D_b/D_a = 1,22$; 2 — входное сечение основного диффузора. Степень сужения $(D_a/D_d^*)^2 = 1,56$ (не запускался); степень сужения $(D_a/D_d^*)^2 = 1,31$ (запустился, см. таблицу)

a/D_a	$(p_i/p_h)_s$		$(p_i/p_h)_0$
	0°	3°	3°
0	25,2	26,7	26,7
0,316	25,6	27,8	23,5

Значения отношений пусковых давлений для углов отклонения 0 и 3° были соответственно 25,2 и 26,7 по сравнению со значением отношения пусковых давлений 21,7 для первоначального диффузора.

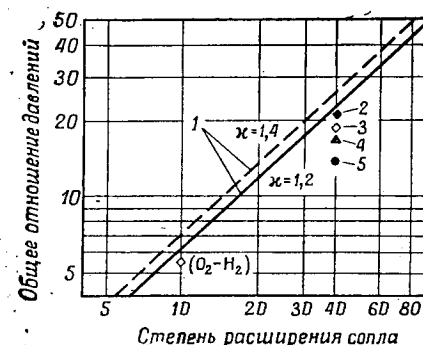
ОБЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДИФфуЗОРА

На фиг. 9 общие отношения давлений, полученные экспериментально, представлены в зависимости от степени геометрического расширения сопла. Четыре нанесенные точки представляют результаты, полученные для сопла со степенью геометрического расширения $40:1$ при продувках холодным воздухом и при испытаниях на продуктах сгорания водорода в кислороде; пятая точка относится к соплу со степенью геометрического расширения $10:1$, подвергнутому огневым испытаниям. С соплом со степенью геометрического расширения $10:1$ применялся простой сужающийся-расширяющийся диффузор, такой же, как и при испытании сопла со степенью расширения $40:1$ (конфигурация диффузора S7), за исключением того, что степень сужения была уменьшена до теоретически максимального значения, вычисленного для сопла со степенью расширения $10:1$.

У простых диффузоров, продутых холодным или горячим рабочим телом, в случае степени геометрического расширения сопла 10 и 40, отношения пусковых давлений были несколько меньше отношений полных давлений в прямом скачке уплотнения. Это положение также было установлено для сверхзвуковых аэродинамических труб со степенями геометрического расширения вплоть до 600. На основании этого можно достаточно точно оценить характеристики диффузора в широком диапазоне изменения степени геометрического расширения сопла при продувках как холодным, так и горячим рабочим телом, принимая теоретическое значение отношения полных давлений, определяемое по числу M , когда прямой скачок уплотнения находится в выходном сечении сопла.

В тех случаях, когда внутри самого сопла происходит интенсивное горение, как это наблюдалось при некоторых испытаниях прямооточных

воздушно-реактивных двигателей и турбореактивных двигателей с форсажной камерой, имеют место довольно большие потери полного давления в сопле, в результате чего ухудшаются характеристики диффузора. Если горение является неустойчивым, то отношение рабочих давлений следует увеличить,



Фиг. 9. Погрешное общее отношение давлений в зависимости от степени геометрического расширения сопла.

1 — отношение полных давлений, вычисленное по теории прямого скачка уплотнения; 2 — простой диффузор с конфигурацией S6 (воздух); 3 — диффузор с конфигурацией S7 и S8 (продукты сгорания водорода в кислороде); 4 — диффузор с неподвижным центральным телом, имеющий конфигурацию P3D (воздух); 5 — отношение рабочих давлений для диффузора с подвижным центральным телом, имеющего конфигурацию MPI (воздух). Все точки, за исключением *, представляют отношения пусковых давлений; $O_2 - H_2$ — продукты сгорания водорода в кислороде.

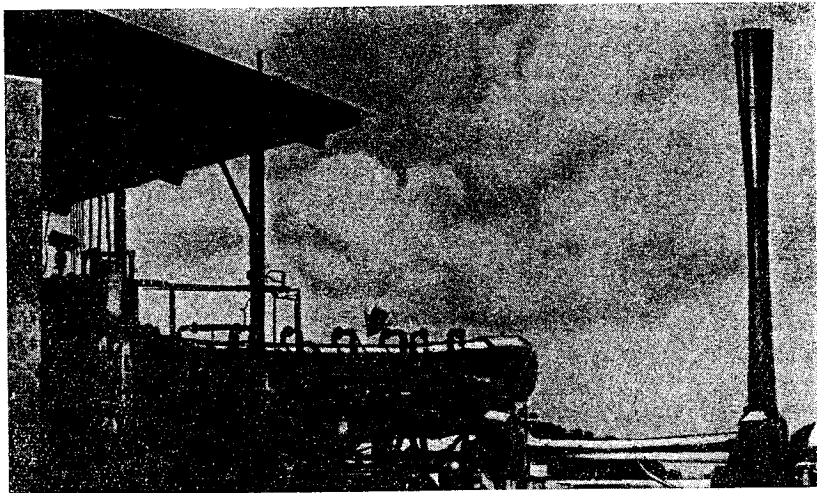
чтобы не допустить мгновенного падения минимальной величины отношения давления ниже допустимого уровня. Однако при испытаниях рассматриваемых диффузоров не имело место неустойчивое горение, так как обычно горение топлива кислород — водород происходит ровно и эффективно.

Из фиг. 9 также следует, что диффузоры с закрепленным и подвижным центральным телом обеспечивают лучшие характеристики.

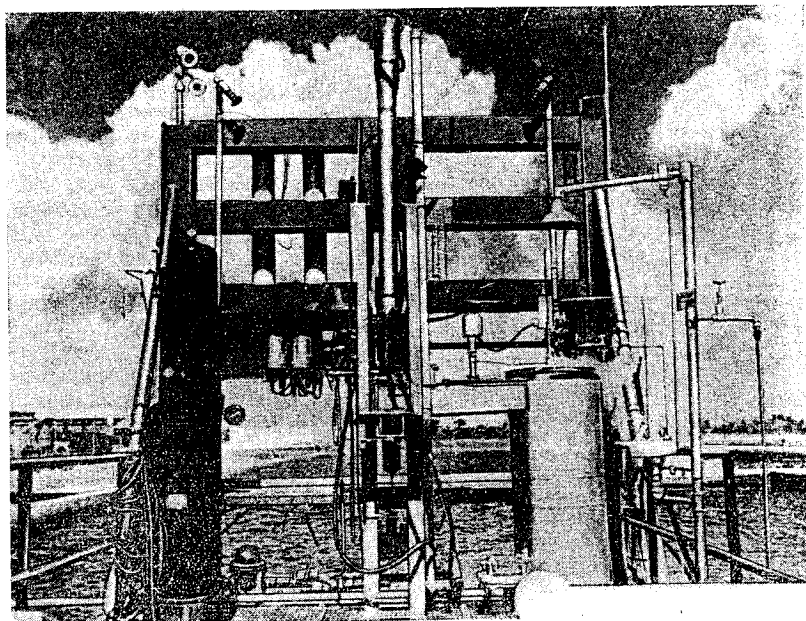
ПРИМЕНЕНИЯ

К настоящему времени диффузоры применялись почти при всех огневых испытаниях ракетного двигателя LR-115 («Кентавр»), работающего на жидком водороде; двигатель разработан фирмой «Пратт — Уитни». На фиг. 10 приводится фотография диффузорной установки, примененной при испытании этого двигателя. Охлаждение этого диффузора обеспечивается водой с помощью простой водяной рубанки. Хотя многократные сжатия и растяжения при интенсивной работе оказывали вредное влияние на прочность диффузора, тем не менее не было серьезных механических или эксплуатационных неисправностей в процессе испытаний.

На фиг. 11 показан более ранний испытательный стенд с диффузором для ракетного двигателя, работающего на жидком топливе фтор — водород. Чтобы уменьшить загрязнение земли выхлопными газами, двигатель при огневых испытаниях был направлен вертикально вверх. Сверхзвуковой диффузор был также применен при испытаниях турбореактивного двигателя с форсажной камерой и соплом Лавала. В целом при разработке ракетных двигателей с соплом, имеющим большую степень геометрического расширения, и в других подобных задачах применение сверхзвуковых диффузоров дает хорошие результаты. При использовании имеющейся в настоящее время информации о конструировании диффузоров можно изготовить простые сужающиеся-расширяющиеся диффузоры и можно достаточно точно



Ф и г. 10. Стенд с диффузором для испытания ракетного двигателя LR-115, работающего на топливе водород — кислород.



Ф и г. 11. Стенд с диффузором для испытания ракетного двигателя, работающего на топливе фтор — водород.

определить характеристики диффузора почти для любой геометрической степени расширения сопла и почти для любых продуктов сгорания. Если потребуются очень хорошие характеристики диффузоров, то их можно получить, применяя более сложные конструкции диффузоров.

Л И Т Е Р А Т У Р А

1. Massier P. F., Roschke E. J., Experimental Investigation of Exhaust Diffusers for Rocket Engines, Presented at the ARS Propellants, Combustion and Liquid Rockets Conf., Ohio Univ., Columbus, Ohio, July 18—19, 1960 (см. стр. 11 настоящей книги).
2. Kuehn D. M., Experimental Investigation of the Pressure Rise Required for Incipient Separation of Turbulent Boundary Layers in Two Dimensional Supersonic Flow., NASA Memo 1-21-59A, Feb. 1959.
3. Lukasiewicz J., Diffusers for Supersonic Wind Tunnels, *J. Aeronaut. Sci.*, 20, 617—626 (1953).

Б. ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ ПРИБОРЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕУСТОЙЧИВОГО ГОРЕНИЯ

Измерительные приборы для исследования неустойчивого горения в ракетных двигателях на твердом топливе

Ф. Спэд, Е. Лендсбаум

Исследование неустойчивого горения в ракетных двигателях твердого топлива предъявляет необычно жесткие требования к измерительным приборам. Для проведения исследований необходима высокочастотная система, которая правильно отображает амплитуду и частоту колебаний. Наряду с этим желательно иметь сведения о фазовых соотношениях между колебаниями в различных частях камеры. Датчики для измерения высокочастотных колебаний должны быть прочными и относительно нечувствительными как к высоким тепловым потокам, так и к большим ускорениям. Кроме того, необходимо применять низкочастотный датчик давления и измерительную систему, которые правильно отображают среднее давление в камере. В работе проводится обсуждение систем, применяемых в Лаборатории реактивных двигателей. Измерительные системы рассматриваются с точки зрения эксплуатации, т.е. с точки зрения надежности полученной информации.

ВВЕДЕНИЕ

Поскольку неустойчивое горение в ракетных двигателях твердого топлива является весьма сложным явлением, желательно получить по возможности полные данные об изменении давления по времени при неустойчивой работе двигателя. Эти данные должны состоять из записей давления по времени в каждой точке полости камеры, полости сопла и горячей поверхности топлива. Система измерения давления должна быть очень точной и способной по возможности точнее следовать за наиболее быстрыми изменениями давления. Однако на практике существующие измерительные приборы не дают еще возможности приблизиться к этому идеалу. Во многих экспериментах должны ограничиться измерениями в немногих точках внутри системы; поэтому при выборе структуры системы следует исходить из этого обстоятельства.

При неустойчивом горении желательно измерять среднее давление с большой точностью, так как зависимость давление — время необходима для определения секундного расхода топлива, который в свою очередь требуется при определении скорости горения и изменений геометрической структуры заряда. Непрерывное определение скорости горения во время работы двигателя важно. Поэтому, что в периоды неустойчивости скорость горения не является постоянной. Знание внутренних размеров заряда топлива необходимо для вычисления собственных частот системы по акустической теории [1].

Желательно также, чтобы приборы имели хорошие частотные и амплитудные характеристики в области высоких частот и были способны определять фазовые и амплитудные соотношения в различных точках камеры двигателя. При огневых испытаниях цилиндрической камеры сгорания, у которой частоты соответствуют тангенциальным модам, особенно важно знать величины фаз высокочастотных колебаний и их амплитуды в различных

точках двигателя, так как по ним можно определить положение узловых плоскостей.

В настоящее время нет приборов для измерения давления, которые имели бы высокую степень точности и хорошую частотную характеристику, поэтому хороший измерительный прибор следует компоновать из высоко- и низкочастотных систем измерения.

Точность измерений среднего давления и определения амплитуды, частоты и фазовых соотношений в высокочастотной системе зависит как от записывающей аппаратуры, так и от датчиков, и обычно одианное записывающее устройство является недостаточным. В настоящее время изготавливается множество различных типов записывающих устройств, датчиков давления, многие системы из которых можно использовать при изучении неустойчивого горения. В данной работе описывается и оценивается система, которая была сконструирована для применения в Лаборатории реактивных двигателей Калифорнийского технологического института.

НИЗКОЧАСТОТНАЯ СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ

Целью низкочастотной системы является получение точной записи величины среднего давления. В этой системе применяются тензодатчики, выходные цепи которых присоединены к шлейфовым осциллографам.

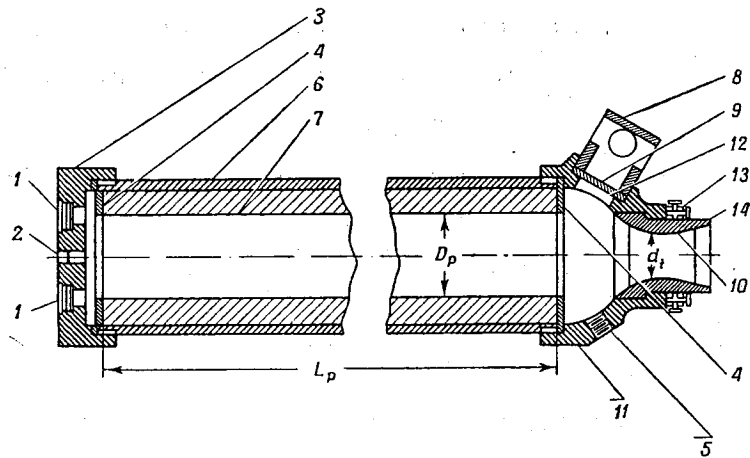
Датчики

Датчик для измерения низкочастотных колебаний должен быть значительно более прочным по сравнению с датчиком, применяемым при стабильном горении. Это объясняется тем, что при неустойчивом горении в некоторых двигателях появляются пики давления, которые по величине в несколько раз превосходят среднее стабильное давление, притом на эти пики налагаются высокочастотные колебания с амплитудой несколько десятков атмосфер.

В большей части огневых испытаний двигателей при изучении неустойчивого горения применялись датчики давления фирмы «Тейбер инструмент», тип 176. Давление в жидкостной полости датчика «Тейбер» деформирует кольцо, к которому присоединены тензодатчики. На фиг. 1 показано обычное расположение датчиков «Тейбер» на двигателе: один на сопловом конце, а другой на головке камеры.

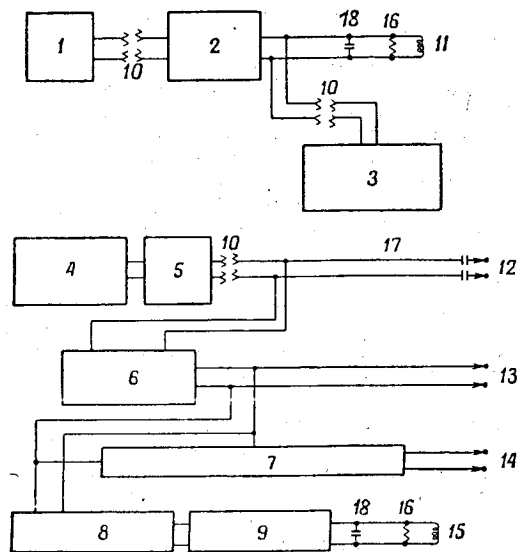
Установка двух датчиков частично объясняется стремлением предотвратить потери опытных данных, обычно вызываемые забиванием трубопроводов к датчику. Сильные колебания давления в некоторых двигателях, работающих неустойчиво, часто вызывают частичное разрушение топливного заряда, и кусочки этого топлива иногда откладываются в местах замера давления.

При сильной неустойчивости в работе двигателя часто отмечалась довольно большая разность между давлениями (как функция времени) у головки и на входе в сопло, замеренными при помощи датчиков «Тейбер». Возможно, что в тех периодах работы, когда среднее давление очень быстро изменяется по времени, может быть значительная разность давлений в точках, расположенных на противоположных концах камеры двигателя, особенно при значительном отношении ее длины к диаметру. На некоторых осциллограммах эта разность является вполне очевидной и вызвана она, по-видимому, тем, что один из датчиков частично забивался в течение некоторого времени работы двигателя, а затем откупоривался, возвращаясь к нулю в конце опыта. Во время неустойчивой работы двигателя датчики не подвергались действию чрезвычайно высоких температур, но они подвергались действию весьма сильной вибрации, и их точность работы в таких условиях не вполне известна. Однако в пусках, которые характеризовались особенно неустойчивой работой двигателя (но при этом не имелось доказательств о поломках топливного



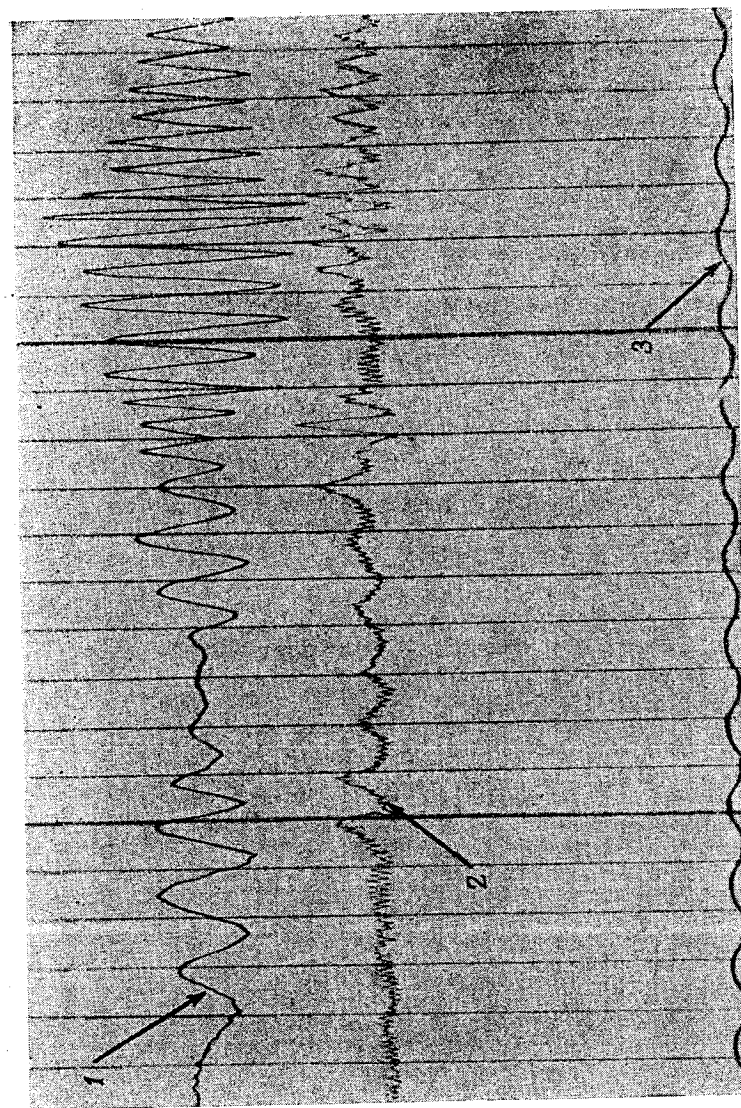
Ф и г. 1. Поперечное сечение двигателя с цилиндрической камерой сгорания.

1 — отверстие для датчика «Фотоон»; 2 — штуцер для замера давления; 3 — головка камеры сгорания; 4 — концевые упоры; 5 — штуцер для замера давления; 6 — корпус двигателя; 7 — шашка топлива; 8 — предохранительная пробка; 9 — разрывная диафрагма; 10 — молибденовая вставка; 11 — сопло; 12 — замазка из хрома та цинка; 13 — кольцо — фиксатор сопла; 14 — медь.



Ф и г. 2. Блок-схема измерительной аппаратуры.

1 — датчик «Тейбер» р k; 2 — усилитель несущей частоты Миллера; 3 — записывающее устройство Сандорна (в испытательном боксе); 4 — датчик давления «Фотоон» (Рас-1); 5 — блок «Дайна-Гейджи»; 6 — разделяющий усилитель; 7 — 3:1 аттенюатор и фильтр низких частот; 8 — фильтр Элиссона Лэбс, модель 2В-В; 9 — двухполупериодный мостиковый выпрямитель; 10 — кабель; 11 — шлейф на 460 гц в осциллографе Миллера, модель Н; 12 — записывающее устройство «Хатвей», тип SC-16A, канал 1; 13 — записывающее устройство на ленту «Эмлекс» AM-1; 14 — «Хатвей» CH DC-3 вта; 15 — шлейф на 460 гц в записывающем устройстве Миллера; 16 — шунт 37 ом; 17 — связь на постоянном или переменном токе; 18 — 75 мкф.



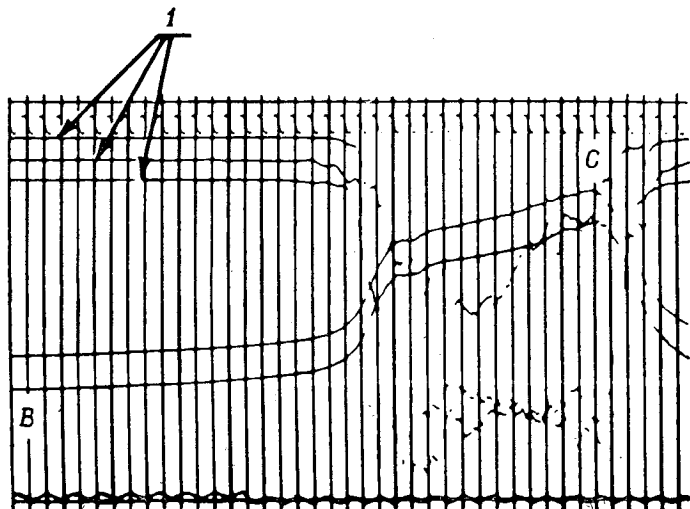
Ф и г. 3. Недемпфированная запись на аппаратуре Миллера.
1 — запись давления у головки камеры; 2 — запись давления на входе в сопло; 3 — запись воспламенения

заряда), удельный импульс давления β достаточно хорошо совпадал с его значением, полученным при устойчивой работе двигателя. С другой стороны, в пусках, в которых были свидетельства ополонке заряда, также наблюдалась несколько большая разность давлений в камере сгорания у головки и на входе в сопло. В этих пусках значения β , полученные при обработке осциллограмм, почти всегда были существенно ниже, чем значения β , полученные при устойчивой работе двигателя. Изредка при неустойчивой работе двигателя были получены по экспериментальным кривым зависимости давления от времени более высокие значения β , чем нормальные, но они были обычно связаны с забиваниями приемного устройства датчика.

Записывающая аппаратура

Структурная схема применяемой измерительной аппаратуры показана на фиг. 2. Сигнал от низкочастотного датчика «Тейбер» усиливается при помощи усилителя на несущей частоте Миллера, тип С-3, и демодулированный выходной сигнал с этого усилителя подается на 460-герцовый шлейф в шлейфовый осциллограф Миллера, модель Н, который обычно записывает со скоростью 0,6 м/сек, с чувствительностью 7 атм на 1 см и максимальным отклонением 70 атм. Шлейф электрически демпфировался до величины около 3 дб при частоте 90 гц. Демпфирование требовалось для того, чтобы исключить биеие частот, которое возникало в результате наложения несущей частоты на частоту колебаний давлений при неустойчивой работе двигателя, и чтобы уменьшить колебания шлейфа, связанные с воспламенением.

На фиг. 3 показана осциллограмма давления в двигателе, полученная недемпфированным шлейфом во время умеренной неустойчивости работы.



Ф и г. 4. Запись на аппаратуре Миллера типичного неустойчивого горения.
1 — выпрямленные выходные сигналы датчика «Фотокон».

Амплитуда частоты биеия здесь довольно большая, так что определение среднего давления является неточным. При испытании двигатель работал более неустойчиво, в результате чего данные по среднему давлению не представляют ценности. Демпфирование является единственным усредняющим процессом и, по-видимому, не вызывает потери опытных данных.

Кроме этого, аппарат Миллера записывает сигнал воспламенения, сигналы времени с частотой 100 гц, детектированные сигналы (которые будут объяснены ниже) и эталонные линии через 10-миллисекундные интервалы, как показано на фиг. 4.

Выходные сигналы с усилителя на несущей частоте Миллера, который соединен с датчиком «Тейбер» на головке камеры сгорания, подавались на записывающий аппарат Санборна, модель 127Т. Записи, полученные на этом записывающем приборе, применялись для качественного сравнения работы двигателя.

ВЫСОКОЧАСТОТНАЯ СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЙ ДАВЛЕНИЯ

Назначением этой системы является точное измерение амплитуд и частот переменной составляющей давления в потребном диапазоне частот. Система имеет хорошую характеристику от нескольких сотен герц до 15 кгц. Настоящее исследование показало, что пока не требуется система с более широкими пределами.

Кроме того, высокочастотная система должна обеспечивать также измерение фазовых соотношений.

Датчики

Высокочастотный датчик давления, применяемый при неустойчивой работе двигателей, должен быть достаточно прочным, чтобы выдерживать обычные удары, а также высокие виброускорения, которые прикладываются к ним. Кроме того, необходимо предусмотреть соответственное охлаждение

Таблица

Оценка высокочастотных датчиков давления

Датчик	Номинальное давление, кг/см ²	Номинальная линейность, %	Прикладываемый скачок давления, % (от полной шкалы)	Заброс показаний давления, % (от скачка давления)	Собственные частоты, кгц	Чувствительность к ускорению, атм/кг	
						с водой	без воды
Дайниско РТ-49 ¹⁾	140	0,5	4,7	70	30	0,0035	0,0021
Фотокон ²⁾							
307	70	2,0	13	15	35	—	—
345	140	2,0	7,5	10	35	0,00034	0,00025
355	140	2,0	—	—	—	0,00022	0,00022
Элаэроникс ³⁾							
6008	5	0,1	38	10	45	0,0042	0,0035
6009	140	0,1	7,5	20	55	0,0014	0,0014
Кистлер (SLM) PZ-14 ⁴⁾							
1233	210	1,0	4,2	30	47	—	0,003
1237	210	1,0	3,0	30	47	—	0,003

¹⁾ Dynamic Instrument Co., Cambridge.

²⁾ Photoccon Research Products, Pasadena.

³⁾ Elastronics, Inc., Reseda.

⁴⁾ Kistler Instruments Co., Tonawanda.

датчика, если он не рассчитан для работы при сравнительно высоких температурах без охлаждения. Анализ таблицы показывает, что из всех испытанных высокочастотных датчиков датчик фирмы «Фотокон ресерч продактс» с переменной емкостью менее чувствителен к виброускорениям, чем другие.

Некоторые данные, приведенные в этой таблице, были получены под воздействием ступенчатого импульса давления на каждый датчик при помощи ударной трубы. Каждый датчик показал заброс показания давления и в течение некоторого времени совершал колебания с собственной частотой. Частотная характеристика, полученная на датчике «Фотокон», в действительности является частотной характеристикой системы «Фотокон» — «Дайна-Гейдж». Относительная характеристика аппаратуры «Дайна-Гейдж» выше 15 кгц расходится очень резко. Из таблицы следует, что собственные частоты датчиков «Фотокон» находятся в области, где относительная характеристика приборов «Дайна-Гейдж» является относительно низкой, поэтому измеренные забросы в показаниях давления соответственно будут ниже.

1. Влияние местоположения. Места установки датчиков «Фотокон» на двигателе показаны на фиг. 1. Неудобство расположения датчиков на данной крышке головки состоит в том, что чувствительная часть «Фотокон» несколько удалена в полости от конца заряда. Такое расположение датчиков «Фотокон» является удобным для замера амплитуд продольных мод и недостаточно удобно для замера поперечных мод, поскольку ширина поверхности чувствительного элемента датчика составляет значительную часть сечения прохода газовых продуктов.

Вероятно, в любой момент неустойчивого горения будет существовать градиент давления вдоль поверхности датчика. Однако ошибка, возникающая вследствие этого эффекта, была малой.

При всех испытаниях двигателя с начальным диаметром поперечного сечения отверстия в заряде менее 100 мм передние поверхности датчиков «Фотокон», не расположенных вдоль продольной оси, были полностью или частично перекрыты 6-миллиметровой пробкой, которая вызывала неизвестную, но предположительно небольшую ошибку.

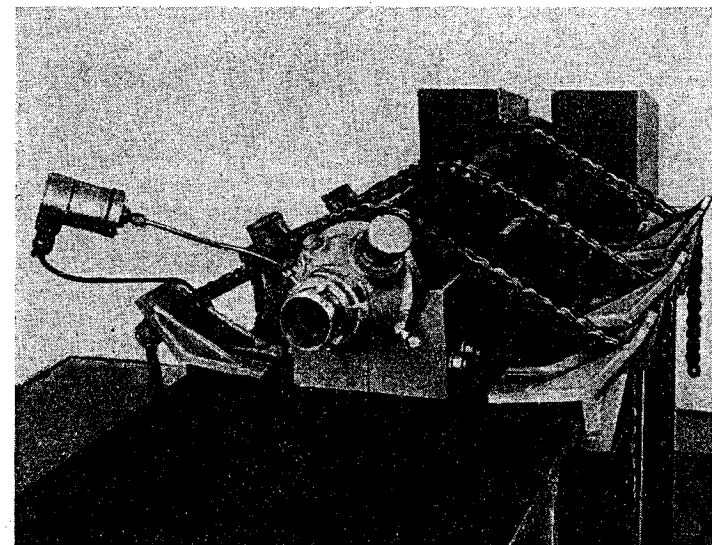
2. Влияние температуры. Датчики «Фотокон», применяемые при исследовании неустойчивой работы двигателей, по-видимому, имели достаточное охлаждение. Смещения положения нуля выходного напряжения в системе «Дайна-Гейдж» изредка наблюдались после замеров сильно неустойчивых режимов. Предположительно эти отклонения являлись результатом увеличения удельных тепловых потоков, которые влияли на точность записи среднего давления, но относительно мало влияли на переменную составляющую давления и, кажется, не приводили к выходу датчика из строя.

Когда эти датчики устанавливались на двигатели, которые испытывались при температурах ниже температуры замерзания, обращалось особое внимание на сушку внутренних каналов охлаждения датчиков при помощи струи воздуха перед подсоединением датчиков к двигателю. Это мероприятие проводится в целях предотвращения забивания льдом охлаждающих каналов, вызывающего прогорание мембраны. Для более надежного предотвращения опасности перегрева липевая сторона каждого датчика «Фотокон» покрывалась тонким слоем мастики из хромата цинка, благодаря которому уменьшался удельный тепловой поток через мембрану.

3. Влияние изменения установочного крутящего момента. Изготовитель рекомендует, чтобы датчики «Фотокон» устанавливались с крутящим моментом 3,5 кгм. Датчики «Фотокон» типа 355 (450 и 900 килограммовые) были протарированы в диапазоне установочных крутящих моментов от 0,35 до 4,6 кгм. Максимальные отклонения от градуировки при установочном моменте 3,5 кгм наблюдались при установочном моменте 0,35 кгм и равнялись 3,7%.

4. Влияние виброускорений. Измерение амплитуд в случае колебаний, имеющих относительно низкий уровень — от 0,14 до 3,5 атм, не представляло особой трудности, потому что датчики подвергались малым виброускорениям. Если двойная амплитуда высокочастотной составляющей колебаний давления приближалась по величине к среднему давлению, то значения

виброускорений на крышке головки двигателя становились весьма высокими, что приводило к значительным ошибкам. На фиг. 5 показан двигатель, установленный на стенде и подготовленный к огневым испытаниям. Двигатель покоится на V-образных блоках, а крышка головки расположена напротив двух вертикальных блоков, приваренных к стенду, лицевые стороны которых покрыты слоем свинца толщиной приблизительно 3 мм. Три прочные цепи



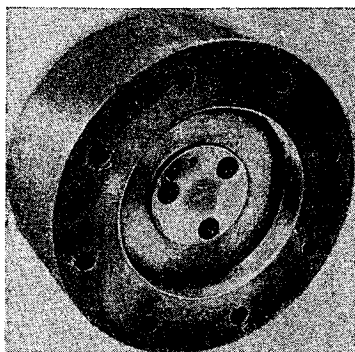
Фиг. 5. Двигатель, снабженный измерительными приборами, на испытательном стенде.

протянуты над корпусом двигателя и затянуты при помощи болтов. В различных местах двигателей, работающих неустойчиво, помещались датчики виброускорений.

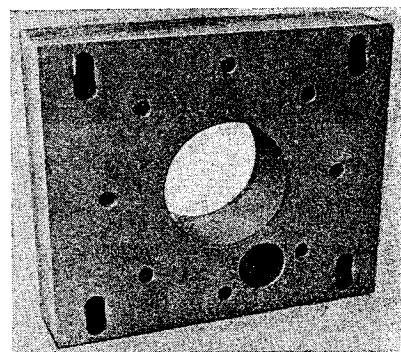
Результаты первых испытаний двигателей, имеющих неустойчивую работу, с установленными на корпусе двигателя датчиками виброускорений, показали чрезвычайно высокие величины ускорений, превышающие пределы работы установленных приборов. Были проведены последующие испытания, во время которых датчики виброускорений с наибольшими имеющимися диапазонами работы устанавливались на корпусе двигателя вблизи предполагаемых узловых точек (обычно на наружном крае крышки головки). Амплитуды виброускорений при огневых испытаниях наиболее неустойчивых двигателей достигали 10 000—20 000 g. Точно установлено, что измеренные величины ускорений были чрезвычайно высокими (порядка нескольких тысяч g), но их точные значения не были определены по двум причинам. Во-первых, при проведении испытаний тарировку датчиков виброускорений при помощи синусоидальных волн в диапазоне таких высоких значений колебаний нельзя было осуществить. Во-вторых, форма волны, полученная от датчиков виброускорений с большими диапазонами работы, указывает, что они часто переходили за пределы диапазонов этих датчиков.

Для того, чтобы исключить влияние виброускорений на датчики «Фотокон», была спроектирована и изготовлена новая стальная крышка головки (фиг. 6), которая в местах установки датчиков имела толщину 100 мм. Она

при помощи болтов, расположенных по периметру, прикреплялась к тяжелой стальной плите (фиг. 7), последняя в свою очередь при помощи болтов соединялась с испытательным стендом. Ценность этого метода устранения ошибки, вызываемой ускорениями, проверена двумя путями. Во-первых, в конструкции крышки головки было предусмотрено при ее проектировании четыре места для установки датчика «Фотокон». Одно из этих отверстий было глухим и располагалось несколько дальше от оси двигателя, чем другие. При огневых испытаниях двигателей датчики устанавливались во всех четырех



Фиг. 6. Массивная крышка головки.

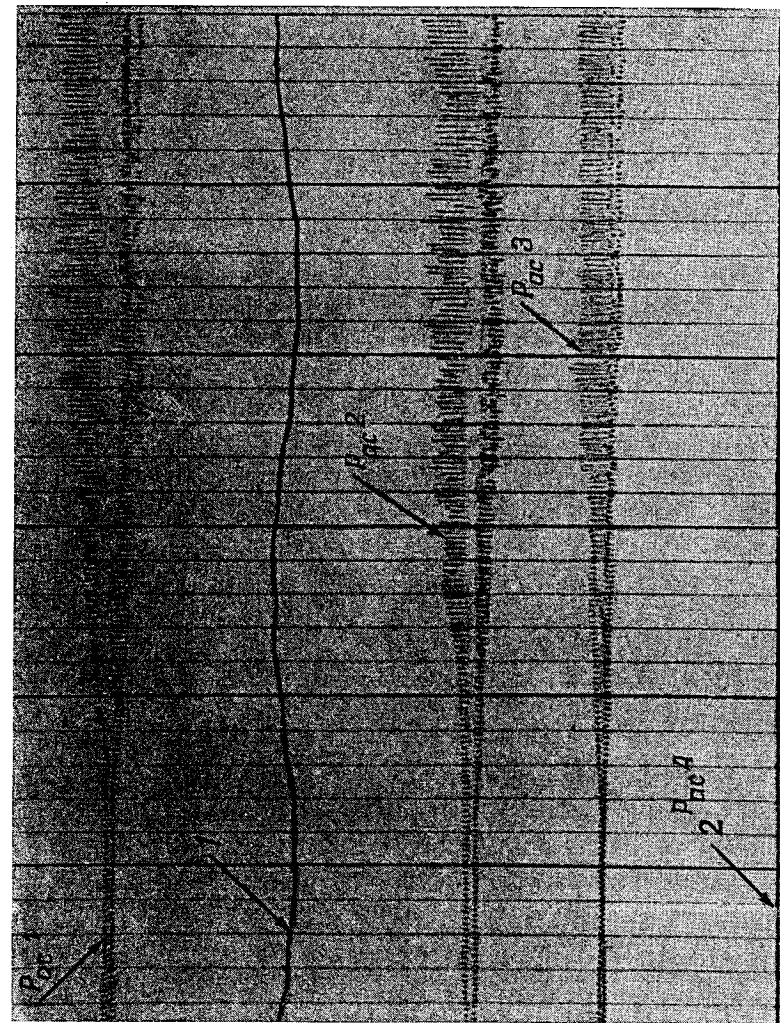


Фиг. 7. Упор.

точках. Оказалось, что амплитуды выходных сигналов датчиков, установленных в глухих отверстиях, всегда очень малы. При помощи переходных деталей датчики, находящиеся в глухих отверстиях, становились чувствительными к давлению. С такой установкой датчиков были проведены дополнительные огневые испытания [2].

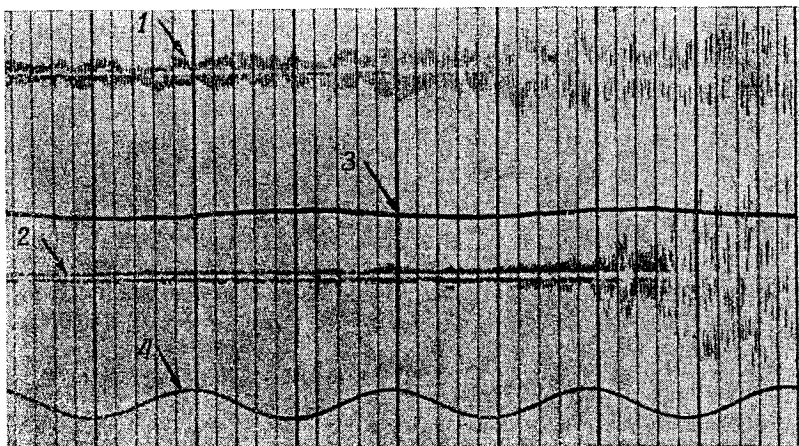
Типичная осциллограмма, полученная при этих огневых испытаниях, приведена на фиг. 8. Все осциллограммы, полученные при огневых испытаниях с применением датчиков, установленных в глухих отверстиях массивной крышки головки, прикрепленной болтами к испытательному стенду, показали, что ошибка, вызываемая действием ускорений в случае применения этой системы, была весьма мала. Были проведены дополнительные испытания с применением датчиков давления на стандартных крышках головок и установленных как в глухих, так и сквозных отверстиях. Выходные сигналы, показывающие большие ускорения и полученные при весьма больших колебаниях давления, представлены на фиг. 9. Применение массивной крышки головки, прикрепленной болтами к испытательному стенду, оказалось неудобным и вызывало задержку воспламенения, которая была особенно нежелательна у двигателей, работа которых сильно зависит от температурного режима.

Были проведены расчеты по определению амплитуды ускорений в случае, когда вибрирует только одна крышка головки. Эти вычисления дали значительно меньшие величины полных ускорений по сравнению с замерными, и они не выявили значительной разницы в величинах ускорений при применении стандартных и массивных крышек головки. Из этих результатов следует, что эффект ускорения обусловлен ускорением двигателя в целом, а не вибрациями крышки головки как диафрагмы. Тем не менее следующие испытания двигателей, имеющих большую неустойчивость работы, будут проведены с массивными крышками головки, не прикрепленными болтами к испытательному стенду, на которых будут установлены датчики «Фотокон», как на глухих отверстиях, так и чувствительных к давлению.



Фиг. 8. Запись на аппаратуре «Хатгей» с применением массивной крышки головки.
1 — запись воспламенения; 2 — датчик, установленный на глухом отверстии.

Другой необычной опасностью во время неустойчивой работы, которой могут подвергаться обе установки датчиков давления, являлась тенденция двигателя закручиваться вокруг своей продольной оси. Этого вращения часто



Ф и г. 9. Запись на аппаратуре «Хатвей» с применением стандартной крышки головки.

1 — датчик давления на сквозном отверстии; 2 — датчик, установленный на глухом отверстии; 3 — запись воспламенения; 4 — 100-герцовый калибровочный сигнал времени.

было достаточно, чтобы выдвинуть один из датчиков «Фотокон», установленный против упора, и вызвать удар датчика «Фотокон», расположенного на конце сопла, об испытательный стенд.

Записывающая аппаратура

Обычно для записи колебаний давления с большой амплитудой применялись два 900-килограммовых датчика, которые градуировались с таким расчетом, чтобы получить полное отклонение по шкале в 70 атм на записывающих устройствах. Третий датчик использовался главным образом для записи колебаний давления с малой амплитудой. Установка «Дайна-Гейдж», применяющаяся с этим датчиком, была отрегулирована так, что ее выходное напряжение равнялось нулю, когда на датчик подавалось приблизительно среднее давление, при котором ожидалось начало неустойчивости работы. Она была градуирована так, что давала полное отклонение по двойной амплитуде 14 атм. В этом случае обычно применялся 225- или 450-килограммовый «Фотокон» в зависимости от ожидаемой величины давления.

Выходные сигналы системы «Фотокон» — «Дайна-Гейдж» записывались тремя различными путями. Имелись каналы переменной или постоянной составляющих, соединенные с высокоскоростным катодным осциллографом фирмы «Хатвей инструмент», типа SC16-A. Переменная составляющая пропусклась через фильтр пропускания высоких частот так, что амплитуда ослабевала до 3 дБ при 55 кГц. Этот прибор записывал со скоростью 5 м/сек при максимальном отклонении 25 мм. Запись при помощи прибора «Хатвей» также включала эталонные линии, расположенные через 1 мсек, 100-герцовый отметчик времени и сигнал воспламенения. Примеры этой записи можно видеть на фиг. 8 и 9.

После неустойчивой работы при испытаниях двигателей датчики «Фотокон» часто показывали заметное смещение нуля. Вследствие этого смещения значения среднего давления, полученные от датчиков «Фотокон», являлись ненадежными, но постоянная составляющая выходного сигнала от одного из датчиков обычно записывалась прибором «Хатвей» с целью регистрации внезапных изменений среднего давления.

Переменная составляющая выходного сигнала от системы «Фотокон» записывалась на магнитную ленту со скоростью 1,5 м/сек через каналы амплитудной модуляции семиканального модифицированного записывающего аппарата фирмы «Эмпекс», модель 306-7, совместно с сигналами воспламенения и отметчика времени.

Для третьей записи с системы «Фотокон», названной детекторной, выходные сигналы «Дайна-Гейдж» фильтровались через фильтр пропускания высоких частот, обычно до 2400 кГц, подвергались двухполупериодному детектированию, после чего результирующий сигнал подавался на недемпфированные 100-герцовые шлейфы записывающего аппарата Миллера.

Отсечка частот до 2400 кГц выбрана из условия, что низшая частота, представляющая интерес в этом анализе, найдена равной приблизительно 3 кГц. Эти сигналы обычно усиливались до величины отклонения 0,085 атм на 1 мм; эта величина была повышена до 0,014 атм на 1 мм на одном канале при каждом пуске, для того чтобы можно было обнаружить неустойчивость относительно низкой величины. Назначение этой системы заключается в том, чтобы обнаружить начало неустойчивости по возможности в более раннее время пуска и легко установить соответствие колебаний давления с изменениями среднего давления.

Оценка системы

Для определения фазового сдвига между каналами и искажения формы колебаний, вызываемых относительным сдвигом фаз между составляющими, имеющими различные частоты, высокочастотная измерительная аппаратура была подвергнута серии испытаний. В каждом случае эти испытания высокочастотной системы проводились в условиях, близких к условиям огневых испытаний ракетного двигателя, за исключением того, что средняя величина давления имитировалась нагрузкой «Фотокон» при помощи испытательного прибора, а колебания давления имитировались реактивным модулятором, включенным между системами «Фотокон» и «Дайна-Гейдж». Реактивный модулятор был соединен со звуковым генератором.

1. Абсолютный фазовый сдвиг. Для определения величины абсолютного фазового сдвига выходной сигнал звукового генератора передавался по линии, имеющей малое полное сопротивление, к одной группе отклоняющих пластин осциллоскопа; а другая группа отклоняющих пластин присоединялась к ранее указанному каналу на входном контуре прибора «Хатвей». С электрической точки зрения эта точка является равнозначной входному контуру усилителя непосредственной записи «Эмпекс». Балансировка усилителей осциллоскопа проверялась заранее. Получаемые фигуры Лиссажу показывают фазовые сдвиги системы, за исключением сдвигов, вносимых записывающими устройствами. Измеренный фазовый сдвиг был менее 1° для частот до 1 кГц и увеличивался приблизительно линейно до 11,5° на частоте 5 кГц, а затем значительно быстрее возрастал до 90° при частоте 20 кГц. Эти данные показывают, что сложные колебания с компонентами значительно выше 8 кГц, вероятно, будут сильно искажены и что точное определение формы несинусоидальных волн с основной частотой от 3 до 7 кГц, подобных имевшим место в рассматриваемом анализе неустойчивого горения, представит серьезную трудность.

2. Относительный фазовый сдвиг. Измерение относительного фазового сдвига между двумя каналами производилось аналогично, за исключением

того, что сигнал от генератора подавался в оба канала и выходные сигналы подавались к осциллоскопу для получения фигур Лиссажу. Этот фазовый сдвиг приблизительно линейно изменялся до 5 $\mu\text{с}$, увеличиваясь с 6° на частоте 1 кГц до 19,8° при 5 кГц и до 43,3° при 17 кГц . Эти результаты показывают, что для измерения разницы фаз между сигналами датчиков давления, установленных в различных точках ракетного двигателя, необходимо заранее (до огневых испытаний двигателя) произвести определение относительных фазовых характеристик аппаратуры с применением точно тех же агрегатов аппаратуры, которые будут применены при огневом испытании. Кроме того, из экспериментов следует, что для получения качественной записи быстро изменяющихся фигур Лиссажу необходимо применение высокоскоростной фотографии.

3. Характеристика, полученная подключениями, и регулировка положения луча на приборе «Хатвей». Были проведены дополнительные испытания, при которых записи с помощью прибора «Хатвей» получались как путем одновременного подключения к двум каналам входа приборов «Дайна-Гейдж», так и входа приборов «Хатвей». Относительный сдвиг между двумя каналами был слишком малым для его точного измерения, однако установлено, что он менее 25 $\mu\text{сек}$, что соответствует сдвигу на 2,5% при частоте 10 кГц . Для оценки точности этого определения необходимо знать ошибку регулировки положения луча при записи прибором «Хатвей», которая имеет порядок 0,25 мм , или 50 $\mu\text{сек}$ при 5 м/сек . Непосредственное измерение фазового сдвига по записи сигналов прибором «Хатвей» с частотами выше 1000 Гц оказывается неприемлемым.

4. Общая частотная характеристика. Общая частотная характеристика системы, состоящей из «Фотокон», «Дайна-Гейдж» и аппарата записи на магнитную ленту, исключая механическую характеристику датчиков, была определена путем записи сигнала генератора на ленту. Такая же испытательная установка была применена для определения относительного фазового сдвига. Амплитуда напряжения частотой 1000 Гц на входном контуре записи на ленту была принята в качестве эталонной и сравнивалась с амплитудой воспроизводимого выходного напряжения.

Характеристики приборов, полученные таким образом, несколько изменялись от канала к каналу, но в худшем случае были в пределах $100 \pm 7\%$ при частотах от 500 Гц до 15 кГц . Эта же лента была записана прибором «Хатвей», и результирующая частотная характеристика (опять в худшем случае) изменялась в пределах 80–100% от 1000-герцевого эталонного сигнала в диапазоне частот от 500 Гц до 15 кГц с резкой отсечкой на частоте 15 кГц , что не наблюдалось в предыдущем случае. Характеристика системы внутри этого частотного интервала оказалась приемлемой, хотя желательно ее улучшить. Увеличение точности может быть получено путем амплитудной коррекции.

5. Перегрузка записывающей системы. При изучении неустойчивости горения часто невозможно оценить амплитуды колебаний давления, которые возможны при предполагаемых огневых испытаниях двигателя. Амплитуды колебаний, значительно превышающие ожидаемую величину и поэтому выходящие за пределы шкалы, встречаются часто. При записи на приборе «Хатвей» отклонение следа записи является ограниченным; в случае применения детектирования точка записи выходит за пределы ленты. Поэтому в каждом подобном случае действительную амплитуду определить невозможно. Следовательно, желательно определить характеристики записывающей аппаратуры на ленту в условиях перегрузки.

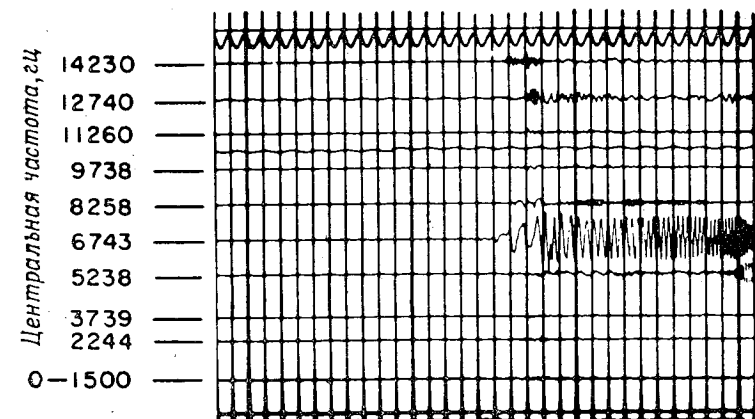
Аппаратура «Эмпекс» для записи на ленту и усилитель постоянного тока были подвергнуты испытанию с целью определения перегрузочных характеристик. На записывающую систему — вход аппаратуры «Эмпекс» — подавалась градуировочная величина напряжения 0,943 в (среднеквадратичное значение) с частотой 1000 Гц . Результаты испытаний показали, что характе-

ристика усилителя была линейной в пределах 3% от начальной градуировочной величины до пятикратной перегрузки. Система усилитель — записывающая аппаратура показала только 9%-ное уменьшение характеристики при пятикратной перегрузке и довольно резкое падение характеристики при дальнейшем увеличении перегрузки. Обнаруженное преобладающее искажение вызывалось появлением третьей гармоники. Ее величина возрастала линейно от 0 при градуировочной величине до 12% в случае пятикратной перегрузки. Кроме третьей гармоники, присутствовали также вторая и четвертая гармоники, однако их суммарный искажающий эффект являлся малым; в той же точке он был менее 2%. Эти испытания показали, что данные, записанные на ленту при значениях входных напряжений, значительно превышающих предельные градуировочные величины, не имеют значительной ошибки. Значение этой ошибки можно определить при приемлемом значении перегрузки.

Частотный анализатор

Запись на ленту с выходов блока «Дайна-Гейдж» анализировалась десятиполосным частотным спектральным анализатором, разработанным в Лаборатории реактивных двигателей главным образом для применения в исследованиях согласно этому плану.

Первым каналом анализатора записи является запись на ленту, которая отфильтровывалась фильтром низких частот на 1500 Гц . Остальные



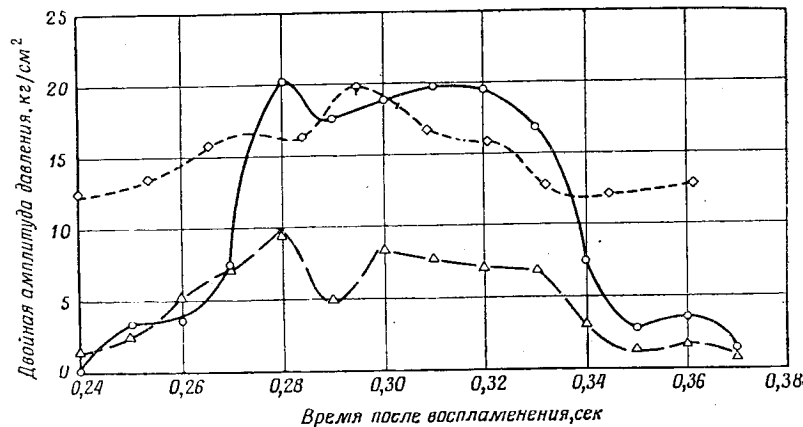
Ф и г. 10. Запись, полученная на высокочастотном анализаторе; типичная неустойчивая работа двигателя.

девять каналов имеют ширину полосы в 1500 Гц , но записываемый сигнал в каждом канале является разностью между входным сигналом и сигналом генератора колебаний, который имеет частоту, равную середине полосы. Пример этой записи показан на фиг. 10. При ширине полосы частот 1500 Гц этот записанный сигнал всегда менее 750 Гц и может удовлетворительно регистрироваться низкочастотным шлейфовым осциллографом. Генераторы и фильтры можно легко менять, так что можно получить различную ширину полос. Эта система также широко применялась для анализа низких частот с изменением ширины полосы до 300 Гц [3]. Применяя ширину полос 1500 Гц , можно определить частоты до ближайших 15 Гц , полагая циклы 0,03 сек . Большинство частот, измеренных при этом исследовании неустой-

чивого горения, уменьшалось с течением времени по линейному закону. Уменьшение частоты в случае типичной неустойчивой работы ракетного двигателя в течение отрезка времени 0,03 сек составляет приблизительно от 30 до 45 гу, или от 0,5 до 1,0% измеренного значения частоты. Была проверена переходная характеристика системы при помощи внезапного приложения синусоидальной волны. Найдено, что время получения 90%-ной характеристики составляет 2,5 мсек. Зависимости между частотой и временем, полученные при помощи двух датчиков «Фотокоп» на одном и том же двигателе, обычно согласуются между собой в любой момент во время неустойчивой работы в пределах 1%.

Сравнение амплитудных характеристик

Было проведено сравнение данных по амплитуде высокочастотных колебаний давления, записанных прибором «Хатвей», прибором с выпрямлением и частотным анализатором. Эти записи считывались через 0,01-секундные интервалы при различных пусках, в которых имели место умеренные



Ф и г. 11. Измерения амплитуды колебаний давления, полученные по записи «Хатвей», по детекторной записи и по записи анализатора частоты.
△ — запись «Хатвей»; ○ — детектор; ◇ — анализатор частоты.

амплитуды высокочастотных колебаний давления. Графики зависимости между амплитудами давления и временем от начала воспламенения, построенные по данным, полученным по этому способу, представлены на фиг. 11. Запись при помощи прибора «Хатвей» является наиболее прямой имеющейся записью и имеет наилучшие частотные характеристики. Поэтому можно полагать, что из трех указанных видов записей она является наиболее точной. Если принять в качестве эталона запись аппаратуры «Хатвей», то можно видеть, что усреднение характеристик и худшая частотная характеристика записи при помощи аппаратуры с выпрямлением и частотного анализатора вносят значительную ошибку в измерение амплитуды.

БУДУЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Из всех характеристик рассматриваемой высокочастотной аппаратуры наиболее ненадежными являются измерения относительного фазового сдвига. Сомнительно, что эта проблема изучена столь же подробно, как и проблемы

колеблющихся высоких тепловых потоков и частотных характеристик. Однако, по-видимому, измерения фаз в системах, имеющих высокочастотные колебания, будут более успешными при применениях другой измерительной аппаратуры, чем использованной при изучении неустойчивого горения твердого топлива. Попытки улучшения этой стороны характеристик приборов могут себя окупить.

Полагаем, что измерительная аппаратура, применявшаяся в данном исследовании неустойчивости горения, является лучшей из имеющейся в настоящее время. Некоторые усовершенствования системы, особенно датчиков, значительно увеличат число полезных данных, полученных при каждом огневом испытании ракетного двигателя. Желательно иметь высокочастотные датчики меньших размеров, более прочные и надежные и менее чувствительные к ускорениям. Весьма желательно улучшить способность приборов измерять возмущения, имеющие очень малую амплитуду, налагаемые на большие средние значения давления. В отношении низкочастотных датчиков необходимо принимать меры по увеличению их надежности в работе путем предотвращения закупоривания, но без ухудшения точности работы.

ВЫВОДЫ

Приведено описание и дана оценка измерительной аппаратуры, применяемой в Лаборатории реактивных двигателей для исследования неустойчивости горения в ракетном двигателе, работающем на твердом топливе. Главное внимание было уделено определению амплитуды, частоты и средним значениям колебаний давления в ракетном двигателе. Исследованию были подвергнуты также фазовые сдвиги, имеющие место в аппаратуре. Представлены методы, применяемые для оценки характеристик измерительной аппаратуры. Необходимо отметить, что в данной работе не рассматривалось влияние датчиков в большей части проведенных оценочных испытаний. Поэтому точное воспроизведение процессов, происходящих в камере сгорания, по записанным данным невозможно. Чтобы решить эту задачу, систему следует оценить путем приложения к датчикам пульсирующих давлений с интересующими нас амплитудами и частотами. Вероятно, в ближайшем времени проведение этого исследования будет невозможно. Тем не менее полагаем, что исследователи в настоящее время с помощью имеющейся аппаратуры могут получить много полезной информации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Landsbaum E. M., Kuby W. C., Spaid F. W., Experimental Investigations of Unstable Burning in Solid-Propellant Rocket Motors, presented at American Rocket Soc., Solid Propellant Rocket Res. Conf., Princeton Univ., Jan. 28—29, 1960. ARS Preprint No 1067A-60. External Publication No 824. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, Calif., January 13, 1960.
2. Brownlee W. G., An Experimental Investigation of Unstable Combustion in Solid-Propellant Rocket Motors, Jet Propulsion Lab., California Inst. of Technology, Pasadena (M20-187, Pt. 1), Dec. 30, 1960.
3. Stott R. F., A Ten-Band Spectrum Analyzer for Combustion Stability Studies, Jet Propulsion Lab., California Inst. of Technology, Pasadena (M20-122), May 15, 1956.

Некоторые приборы для исследования устойчивости горения

Дж. Осборн

При высокочастотном неустойчивом горении жидкостные ракетные двигатели предъявляют жесткие требования к измерительным приборам. В данной работе описываются некоторые употребляемые на практике приборы: высокочастотные датчики давления, высокочастотные датчики давления в сочетании с волноводом, высокоскоростные кинокамеры и фотоэлектронные умножители. Описывается работа каждого из этих устройств на ракетном двигателе, имеющем высоко частотную неустойчивость, а также сравнивается точность их работы и трудности, возникающие при их применении. В дополнение приводятся некоторые методы динамической тарировки.

ВВЕДЕНИЕ

Лет десять-пятнадцать тому назад благодаря усовершенствованию приборов, измеряющих динамическое давление, было установлено тождество между явлением, вызывающим повреждение камеры сгорания ракетного двигателя, и явлением, известным теперь под названием высокочастотной неустойчивости горения [1]. Принято считать, что это явление состоит из волн давления в сочетании с колебаниями других параметров, которые распространяются по камере сгорания [2, 3]. Волны давления и изменения других параметров, очевидно, находятся во взаимодействии с процессом горения, что вызывает ряд нежелательных следствий, одно из которых заключается в повышении удельного теплового потока к стенкам камеры сгорания, могущего привести к выходу из строя двигателя. Для изучения процесса неустойчивого горения необходимо измерить некоторые вибрационные параметры ракетного двигателя.

При выполнении этих измерений желательно определить двойную амплитуду и частоту колебаний, а также фазовые соотношения между различными колебательными параметрами и фазовые соотношения для различных сечений камеры сгорания.

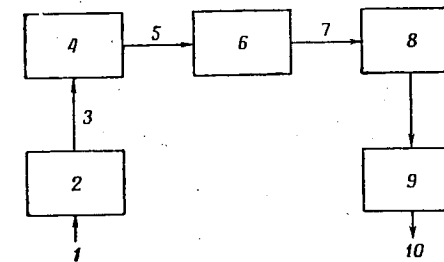
Хорошо известно, что в ракетных двигателях создаются необычайно тяжелые условия для работы любых приборов из-за высоких температур пламени, воздействия коррозионно-активных газов и чрезмерных вибраций. Кроме того, приборы должны реагировать на быстрые изменения параметров при частотах до десятка килогерц.

Приборами, пригодными для указанных замеров, являются описанные ниже системы измерения давления, фотографические системы и системы с применением фотоэлектронных умножителей.

ПРИБОРЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ

Приборы для измерения давления состоят из нескольких различных частей. Они подробно описаны в работе [4], поэтому в настоящей работе будет дано только их краткое описание. На фиг. 1 приведена структурная схема типичной системы, предназначенной для измерения давления [4]. Отдельные блоки определяют действие составных частей системы.

Входное устройство связи (волновод) представляет собой короткий кусок трубы, соединяющей приемник давления с полостью, в которой измеряется давление. Эта трубка заполняется веществом, через которое передается давление от камеры сгорания к приемнику давления и которое изолирует механические части приемника давления от контакта с горячим газом в камере сгорания. Из трех типов сред, применяемых для заполнения волновода (твердая, жидкая и газовая), жидкости, по-видимому, являются наиболее подходящими [5], так как обычно они имеют меньшую сжимаемость по сравнению с газами и меньший коэффициент теплопроводности по сравнению с твердыми телами.



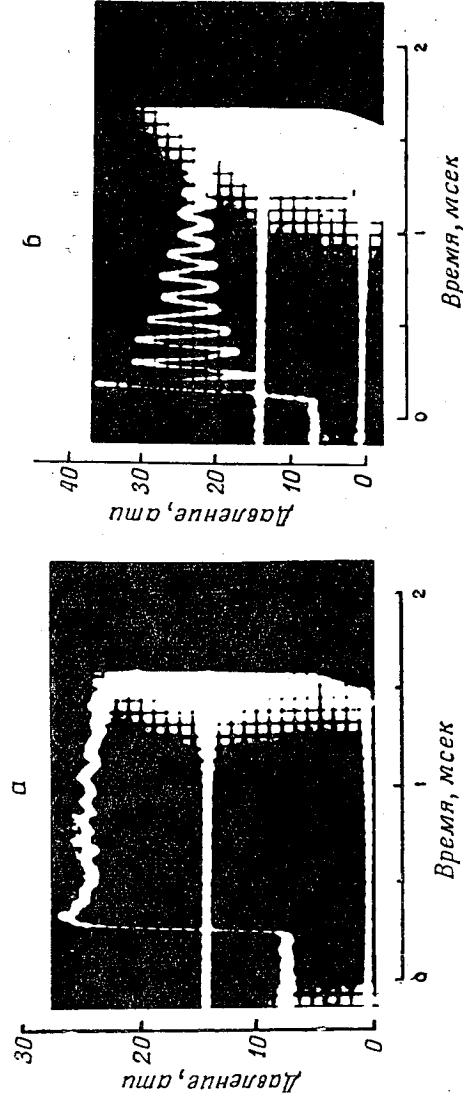
Ф и г. 1. Структурная схема типичной системы для измерения давления. 1 — прикладываемое давление; 2 — входной волновод; 3 — переданное давление; 4 — элемент, воспринимающий давление; 5 — отклонение мембраны; 6 — сигнал-генерирующая система; 7 — электрический выходной сигнал; 8 — соединительная система; 9 — регистрирующая система; 10 — измеренное давление.

Так как эти приборы предназначены для измерения высокочастотных колебаний давления, то должна быть известна характеристика входного волновода при таких сигналах давления. Опубликовано большое количество как аналитических, так и экспериментальных исследований входных волноводов [5—15]. На фиг. 2 показано характерное экспериментальное сравнение характеристики системы с входным волноводом и без него на ступенчатый входной импульс, полученный от ударной трубы [5]. Нетрудно заметить, что характеристика системы с наличием входного волновода несравнима с характеристикой системы без него, т. е. измерительная система с входным волноводом имеет несдмпфированную колебательную реакцию, которая не характеризует входной импульс. Подобные типичные сравнения можно найти в работах [8, 10—13].

На фиг. 3 представлена осциллограмма высокочастотных колебаний давления при горении (приблизительно 700 *gy*) [16], на которой записаны выходные сигналы от датчика «Фотокон» (канал 1) и от датчика «Фотокон» с входным волноводом длиной 100 *мм* и диаметром 3,2 *мм*, заполненным глицерином (канал 4). Можно видеть, что входной волновод неверно воспроизводит форму волны.

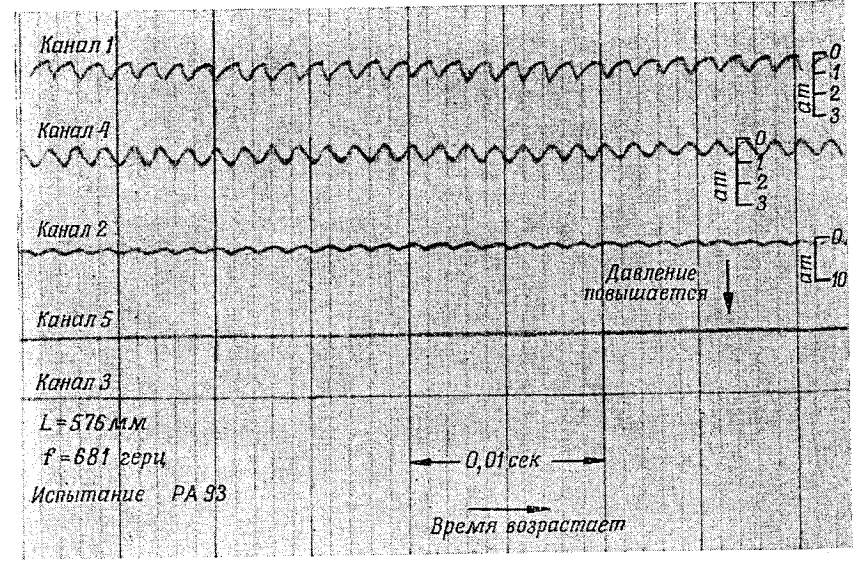
Таким образом, можно рекомендовать монтаж приемников давления заподлицо при условии, что удельные тепловые потоки к стенкам камеры не будут настолько высокими, что появится опасность отказа в работе системы замера давления.

Как следует из фиг. 1, функция приемника давления состоит в том, чтобы трансформировать давление, передающееся по входному волноводу, в отклонение или деформацию мембраны, которые являются входными сигналами в сигнал-генерирующей системе. Некоторые типы приемников давления были описаны в литературе [4, 17], из них два, наиболее широко применяемые в настоящее время, описываются в работах [18, 19]. Приемник, описанный в работе [18], представляет собой плоскую охлаждаемую водой мембрану. Другой тип приемника представляет собой водоохлаждаемую



Ф и г. 2. Экспериментальное сравнение реагирования двух систем, измеряющих давление. а — «Фотоikon» без входного волновода; б — «Фотоikon» с входным волноводом, заполненным глицерином (длина 50 мм, диаметр 1,6 мм.)

криволинейную мембрану, которая прижимается к корпусу приемника давления. В работе [4] указывается, что криволинейная мембрана может охлаждаться более эффективно, так как у нее большая поверхность имеет контакт с водой. На основании этого криволинейный тип мембраны должен лучше работать в жидкостных ракетных двигателях, хотя оба типа применялись при испытаниях ракетных двигателей на режиме «визжания» [20].

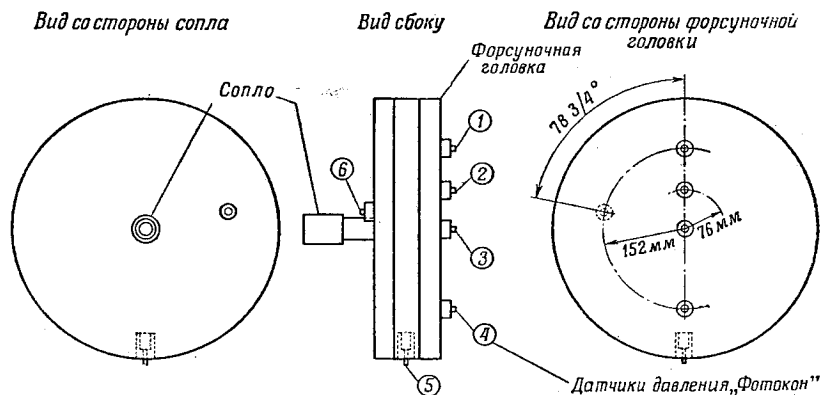


Ф и г. 3. Осциллограммы высокочастотных колебаний давления при горении. Канал 1 — давление в камере сгорания, «Фотоikon» смонтирован заподлицо; канал 4 — давление в камере сгорания, «Фотоikon» с гидравлическим волноводом; канал 2 — давление в камере сгорания, «Фотоikon» смонтирован заподлицо; канал 5 — отключен; канал 3 — отключен.

Мембрана для измерений высокочастотных колебаний давления может быть пригодной только в том случае, когда ее собственная частота колебаний будет выше частоты колебаний давления. Два упомянутых выше типа системы измерений давления имели собственные частоты одного и того же порядка величины для одинаковых по размерам мембран, которые могли быть в обоих случаях повышены до достаточно высоких значений [4]. В обоих случаях вода, охлаждающая мембраны, несколько снижает собственные частоты, однако при работе на частотах порядка 5000 гц влияние охлаждающей воды мало или оно вовсе не сказывается [12].

Сигнал-генерирующая система является в основном электрической системой и поэтому при относительно небольшой затрате усилий может иметь лучшие частотные характеристики, чем любые другие уже рассмотренные выше части. В работе [13] описывается семь различных систем, две из которых, по-видимому, больше других отвечают предъявляемым требованиям. Первый тип — система с переменной емкостью [18], второй тип — система с переменным сопротивлением [19]. Первый тип, по-видимому, имеет преимущества в отношении выходного сигнала, в то время как второй тип имеет лучшие температурные характеристики [13]. Изменения температуры обычно приводят к деформации мембраны, так что прибор показывает как бы давление. Поэтому влияние температуры должно быть сведено до минимума.

Представленная на фиг. 1 система для измерения давления состоит из комбинаций акустических, механических и электрических частей, поэтому определение ее динамических характеристик является трудной задачей. Для снятия динамических характеристик применено несколько методов [10, 21—30]. Наиболее популярной испытательной установкой является ударная труба [21, 24—26, 28, 29]. Это объясняется тем, что функция входного давления, приложенного в этом случае к системе измерения давления, может быть легко вычислена с достаточной степенью точности. Кроме того, ударная труба является простым устройством как в отношении конструкции, так и в работе. Ударная труба, конечно, дает на вход датчика



Фиг. 4. Расположение датчиков «Фотокон» для экспериментального определения типа колебания.

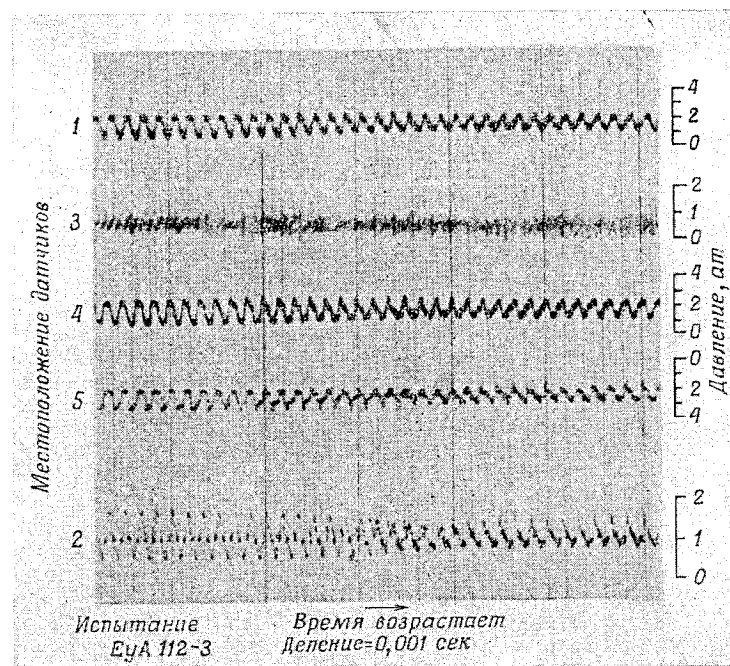
Диаметр двигателя 355 мм, длина 50 мм.
Числа в кружках указывают местоположение датчиков.

давления входную функцию в виде «ступеньки». Этот тип входной функции называется аперидической, и поэтому желаемые частотные характеристики системы не могут быть определены непосредственно из осциллограммы, что показано на фиг. 2. Преобразование от временной области «ступенчатой» функции, полученной посредством ударной трубы, к требуемой частотной области, описывается в работе [24]. Таким образом, частотные характеристики системы для измерения давления можно определить по ее реакции на аперидический входной сигнал.

Другие динамические испытательные установки также включают аперидическую входную функцию, но в каждом случае эта функция не так точно известна, как в случае ударной трубы. В работе [10] применялась установка, которая дает приближенное ступенчатое понижение давления, в то время как в [22, 23, 27] описываются установки, которые дают приближенную выдаваемую импульсную функцию. В работе [30] приводится метод тарировки датчиков давления акустического типа, который, по-видимому, применим только для датчиков низкого давления. Генераторы, дающие синусоидальную волну [32], вероятно, не могут быть применены, потому что они должны обеспечивать колебания давлений с частотами порядка от 10 до 100 кГц, а известно, что максимальная частота таких генераторов всего 2 кГц [32]. Учитывая, что системы для измерения давления дают часто нежелательные характеристики, как, например, заглушающие собственные колебания (см. фиг. 2), авторы статьи [12] разработали систему DADEE (компенсатор на основе аналогии дифференциального уравнения динамики), которая автоматически компенсирует динамические характери-

стики системы для измерения давлений. Рассмотрение системы DADEE приводится в работе [12].

После того как выбрана система для измерения давления и определены ее динамические характеристики, ее следует установить на камеру сгорания для получения данных, необходимых для исключения вибрационного горения. Данные по давлению представляют интерес как в отношении формы



Фиг. 5. Осциллограмма высокочастотных колебаний давления при горении. Диаметр двигателя 355 мм, длина 50 мм.

волны, так и типа (моды) колебаний. Следует отметить, что оба параметра могут быть определены также при помощи других методов измерений.

Фиг. 4 иллюстрирует метод расположения датчиков давления в камере сгорания, благодаря которому можно определять тип колебаний [33]. Продольные типы колебания опознаются в том случае, если давление в точках 1, 2, 3 и 4 было в одной фазе по отношению друг к другу и не в одной фазе с давлением в точках 5 и 6.

Первый тангенциальный тип опознается в случае, если давление в точках 1 и 4 находится в противофазе, давление в точке 4 в одной фазе с давлением в точке 5 и давление в точке 3 будет иметь малую амплитуду. Первый радиальный тип опознается в случае, если давление в точке 3 имеет амплитуду, сравнимую с амплитудой давления в точках 1 и 4, хотя по фазе давления отличаются на 180°. Давления в точках 1 и 4 находятся в одной фазе.

На фиг. 5 представлена типичная запись колебаний давления, замеренных в различных местах камеры сгорания [33]. Каждая линия записи давления на осциллограмме имеет номер датчика, согласно расположению, пред-

ставленному на фиг. 4. Из рассмотрения линий на фиг. 5, представляющих давление, следует, что давление в точках 1 и 4 находится в противофазе друг с другом, а давление в точке 4 находится в одной фазе с давлением в точке 5. Частота колебаний, записанная датчиками 1, 4 и 5, равна 1200 *гц*. В результате этого анализа можно прийти к заключению, что эти колебания относятся, по-видимому, к первому тангенциальному типу. Очевидно, что приемник давления, смонтированный в стенку камеры, с передней плоскостью мембраны, параллельной колебаниям давления, должен иметь малый диаметр так, чтобы волна давления имела весьма малый интервал времени прохождения мимо передней плоскости мембраны приемника давления. Большие интервалы времени прохождения будут приводить к ошибочным результатам изменения давления во времени.

Дополнительная литература по динамическим измерениям давления может быть найдена в работе [34], которая является библиографией по этому предмету, собранной Национальным бюро стандартов.

ФОТОГРАФИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

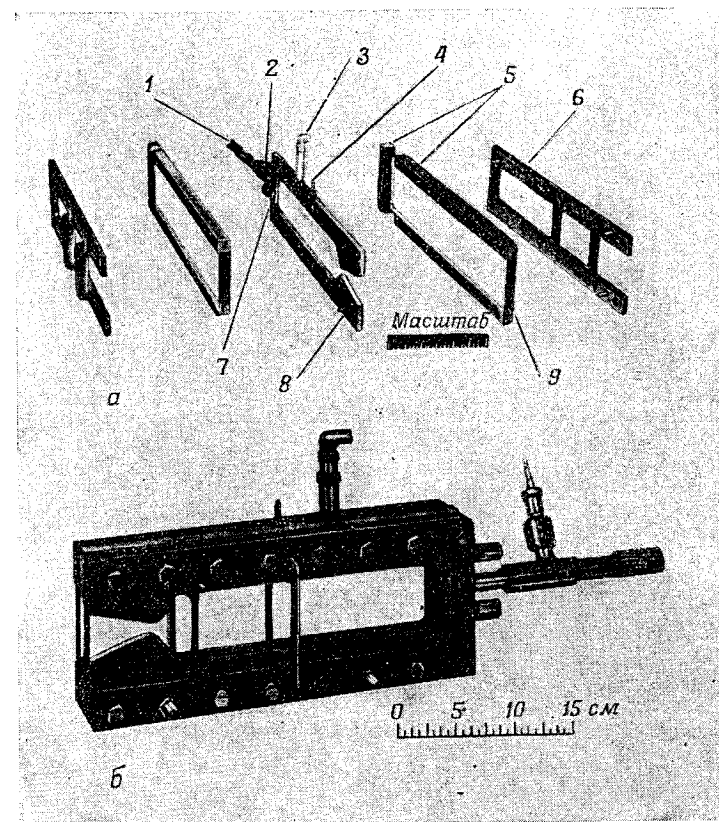
Метод фотографирования для записи явлений, сопровождающих горение, применяется уже давно. В работе [35] имеется сообщение, что несколько оригинальных фотоснимков детонации были сделаны Малляом и Ле-Шателье в 1883 г. Подобный метод фотографирования камерой с неподвижной пленкой применялся при изучении дробления и горения капли внутри жидкостных ракетных двигателей [36]. Эти фотографии были получены во время нормальной работы ракетного двигателя.

Другие исследователи [37—39] для изучения процессов горения применяли высокоскоростные кинокамеры. Кинокамеры, примененные в упомянутых работах, описываются в работах [40—42]. Эти камеры обычно имеют вращающуюся призму в качестве obtюратора и позволяют получить снимки при большей скорости (более чем 3000 кадров в 1 *сек*) [41, 42]. Несколько различных типов фильмов были получены с применением этих камер (Super XX и т. д.); их список приведен в работах [37—51]. При съемке обычно используется свет от горения и дополнительного освещения не требуется.

Многие исследователи, используя преимущество высокоскоростной фотографии как метода наблюдения и фиксации явлений, происходящих внутри камеры сгорания жидкостных ракетных двигателей, эффективно применили высокоскоростные кинокамеры в своих исследованиях указанных выше явлений [3, 16, 20, 43, 44—50]. Эти исследования можно разбить на две группы. К первой группе следует отнести эксперименты, в которых модифицированный ракетный двигатель позволял фотографировать всю камеру сгорания [16, 44—46, 48—50]. На фиг. 6, взятой из работы [46], показан такой двигатель. Двигатель [46] состоял из контурных и форсуночной пластины с листами прозрачного материала, расположенными с обеих сторон каждой контурной пластины и скрепленными при помощи соответствующих распорных блоков и сжимающих рам. Камера сгорания, включая сопло, имела постоянную толщину 12,7 *мм* и была спроектирована на тягу 45 *кг* с давлением в камере сгорания 21 *ата*. Фотографирование горения в моделях производилось при помощи 16-миллиметровой кинокамеры с максимальной скоростью 3000 кадров в 1 *сек* [40, 42]. Электроволновой генератор с постоянной частотой 1000 *гц* подавал напряжение на неоновую лампочку, которая делала отметки на фильме через 0,001 *сек* [42]. На фиг. 7, также заимствованной из работы [46], представлены кадры фильма неустойчивого (низкочастотного) горения в ракетном двигателе с прозрачными стенками. Области высокой освещенности (фотографии позитивные) указывают на зоны с высокой температурой и давлением продуктов сгорания. Наблюдения

явлений по освещенным частям снимков камеры сгорания позволили сделать выводы относительно механизма низкочастотных колебаний давления при горении [51].

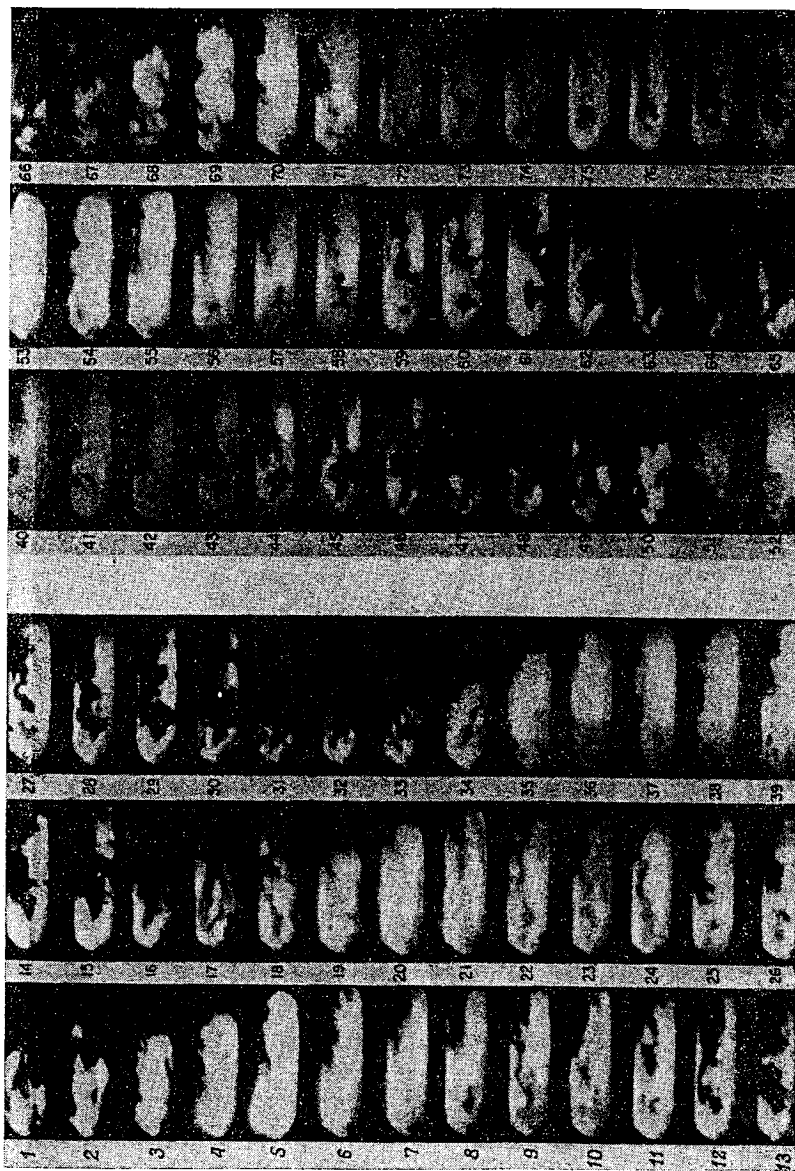
В другом типе исследования модификация ракетного двигателя позволяла фотографировать только прозрачное щелевое окно [3, 20, 43, 47, 49].



Фиг. 6. Двухмерный ракетный двигатель.

1 — воспламенитель смеси газобразный кислород — газولين; 2 — форсунка; 3 — датчик пульсирующего давления; 4 — штуцер замера давления; 5 — распорные детали; 6 — сжимающая рама; 7 — форсуночная пластина; 8 — контурная пластина; 9 — лист прозрачного материала.

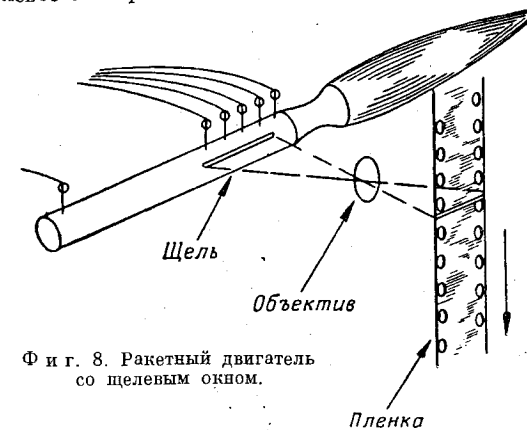
В целях изучения продольных колебаний давления при горении в камере сгорания щелевое окно делалось прозрачным по всей длине [20, 43, 47, 49]. Фиг. 8, заимствованная из работы [20], иллюстрирует расположение щелевого окна в ракетном двигателе и показывает направление движения пленки. В этих исследованиях применялись высокоскоростные кинокамеры (со скоростью протягивания пленки от 2,4 до 24 *м/сек*), которые фотографировали щель шириной 6 *мм* и длиной 280 *мм*. Фотография неустойчивой работы, полученная при помощи описанной кинокамеры, приведена на фиг. 9, которая также заимствована из работы [20]. Более светлые диагональные полосы (фотография позитивная) являются следами светящихся частиц, двигающихся



Ф и г. 7. Киноленга съемки неустойчивого горения в двухмерном ракетном двигателе.

в определенном направлении внутри камеры сгорания. Зная скорость движения пленки (по отметкам времени), коэффициент увеличения (отношение действительной длины окна к длине, полученной на пленке), расположение окна на пленке (т. е. с какой стороны находятся форсуночная головка и сопло) и направление движения пленки относительно щелевого окна, возможно определить направление движения светящихся частиц и их скорость. Темные полосы характеризуют составляющие части газа с низкой температурой и низким давлением. В работе [20] указывается, что существует хорошее соответствие между осциллограммами давления и фотоснимками процессов в камере двигателя, в которой исследовалось неустойчивое горение.

Для изучения поперечных колебаний давления в камере ракетного двигателя щелевое окно располагалось по окружности камеры сгорания [3].



Ф и г. 8. Ракетный двигатель со щелевым окном.

Фиг. 10, заимствованная из работы [3], показывает схему расположения щелевого окна и оптической системы. Для исследования применялись те же кинокамеры, что при съемках продольных щелевых окон и также с перпендикулярным направлением движения пленки по отношению к щели окна. Темные линии и зоны на фиг. 11 [3] показывают области с высокой светимостью, в которых движутся газы, имеющие высокую температуру и давление.

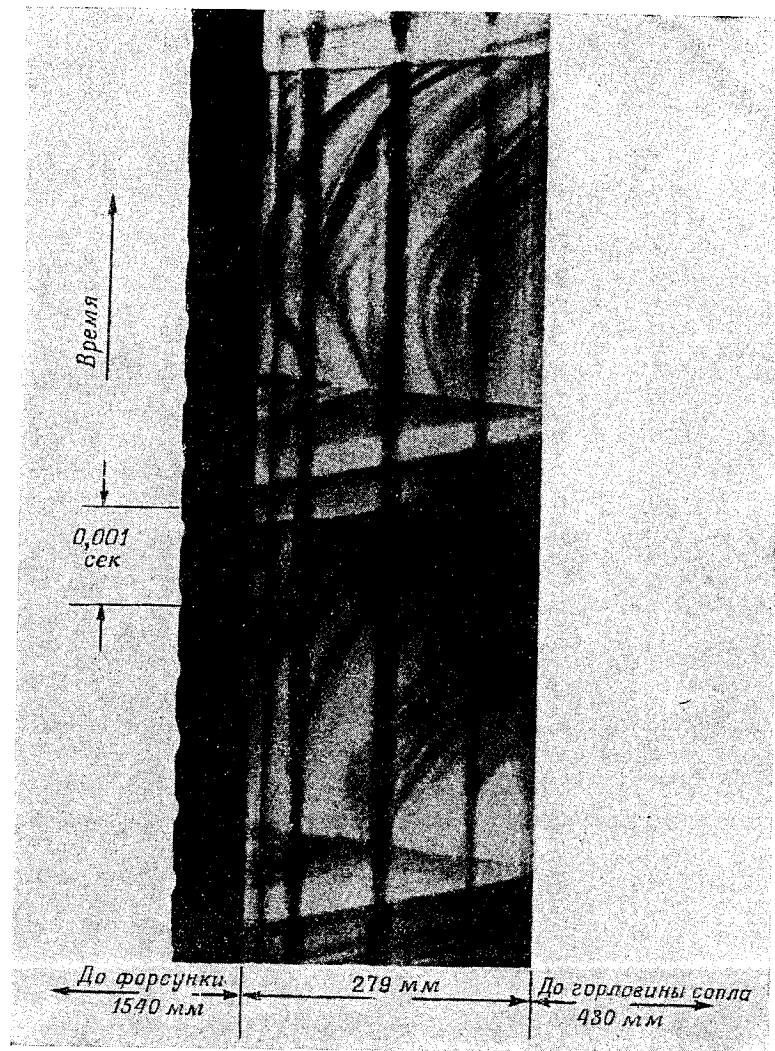
Из анализа фиг. 10 следует, что одиночный светящийся фронт, имеющий круговое движение в камере сгорания с постоянной угловой скоростью, в идеальном случае изображается на пленке в виде винтовой линии.

Подобным же образом можно получить «классические» снимки для других характерных типов колебаний.

Может возникнуть вопрос: какая часть светящегося газового объема экспонируется фактически на пленке? В работах [3, 40] указывается, что на снимках изображается явление на несколько большую глубину, чем в слое, примыкающем к окну. Во всяком случае, результаты являются сравнимыми с результатами, полученными датчиком давления, который измеряет давление у стенки камеры. Следовательно, можно сделать допущение, что параметры, записанные на снимке, отображают явление, происходящее в камере сгорания.

В работе [3] перечисляются следующие главные преимущества метода фотографирования через щелевое окно:

1. Возможность прямого определения типа существующих колебаний. Применение датчиков давления для установления типа колебаний является значительно более сложным (см. обсуждение выше).



Ф и г. 9. Фотография неустойчивого горения в ракетном двигателе со щелевым окном.

2. Метод является относительно простым и состоит главным образом в использовании фото- или кинокамеры для хронометрирования световых явлений при надлежащей скорости и экспозиции съемки во время испытания.

3. Прозрачное окно в камере сгорания представляет собой ту часть системы, которая более всего подвержена повреждениям или выходу из строя и является относительно недорогой по сравнению с применением более дорогих датчиков давления.

4. Метод дает результаты, которые сравнительно легко расшифровываются. Тип колебаний определяется по характеристикам следов.

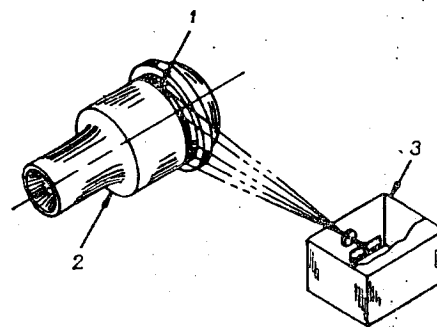
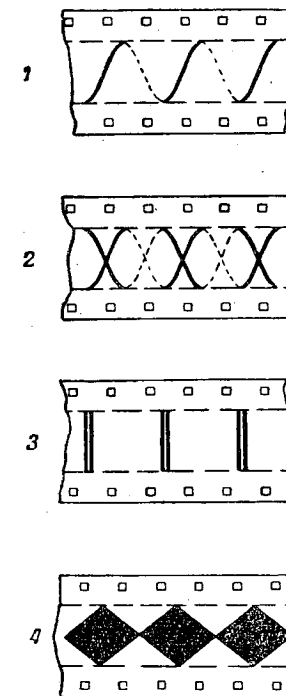


Схема оптической системы

Ф и г. 10. Ракетный двигатель, имеющий окно по окружности.
1 — окно (прозрачная прокладка); 2 — камера сгорания; 3 — узкоплечный киноаппарат.



Ф и г. 11. Характерные фотографии различных типов колебаний при неустойчивом горении.

1 — тангенциальный тип (единичный фронт); 2 — тангенциальный тип (двойной фронт); 3 — продольный тип (единичный фронт); 4 — радиальный тип (единичный фронт).

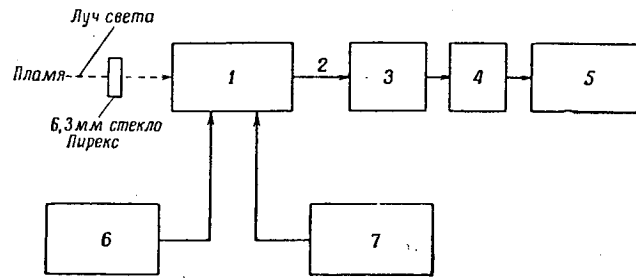
5. Частотная характеристика лимитируется не электронной или механической характеристиками передающей и записывающей систем, а скорее соотношением между шириной щелевого окна и скоростью движения пленки.

СИСТЕМЫ С ФОТОЭЛЕКТРОННЫМИ УМНОЖИТЕЛЯМИ

Некоторые исследователи [52—55] применяли фотопирометры для измерения температуры пламени в различных установках внутреннего сгорания с различной степенью точности. Последующее развитие таких систем позволило использовать их для измерения колебательного излучения в ракетных двигателях во время неустойчивого горения [54—56]. Метод измерения, примененный в работе [56], будет рассмотрен ниже; методы измерения, описанные в других литературных источниках, являются аналогичными.

На фиг. 12, взятая из работы [56], приведена структурная схема прибора, измеряющего излучение. В экспериментах применялся фотоэлектронный умножитель RCA 931A без фильтров. В других опытах, описанных

в работе [54], применялись фотоэлектронные умножители 1P21 в сочетании с фильтрами. В экспериментах, приведенных в работе [56], никакие фильтры



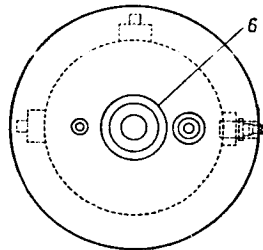
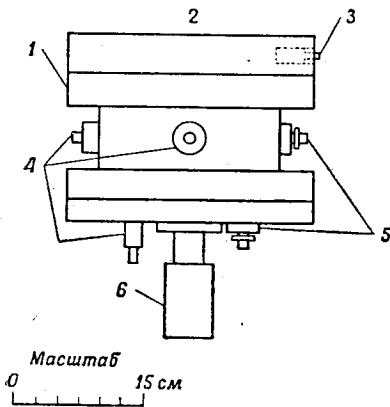
Фиг. 12. Структурная схема аппаратуры для измерения интенсивности свечения.

1 — фотоэлектронный умножитель и электрическая печь; 2 — выходной сигнал напряжения; 3 — усилитель; 4 — фильтр; 5 — многоканальный осциллограф «Хатвей»; 6 — источник электричества для последней ступени; 7 — источник электричества для электродов умножителя.

не применялись. Покрытие S-4, применяющееся в фотоэлектронном умножителе 931A, имеет максимум спектральной чувствительности в голубой части

спектра (4000 Å) и относительно нечувствительно к инфракрасной части спектра (7000 Å). Спектральная пропускная способность стекла Пирекс охватывает область чувствительности фотоэлектронного умножителя 931A.

На фиг. 13 показано местоположение фотопирометра на камере сгорания ракетного двигателя, а на фиг. 14 сравниваются между собой записи колебаний излучения и давления, измеренного датчиками давления «Фотокон», в том же радиальном сечении камеры сгорания. Осциллограммы, аналогичные этой, имеются в работах [54, 55]. Из осциллограммы следует, что колебания светимости запаздывают по отношению к колебаниям давления примерно на 1/4 цикла; кривая колебаний давления найдена как огибающая

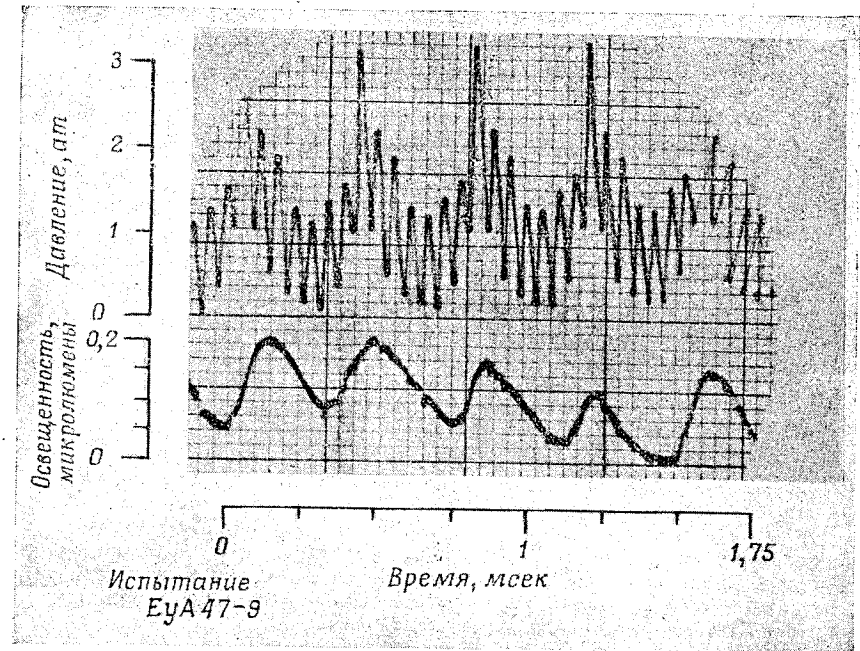


Вид снизу

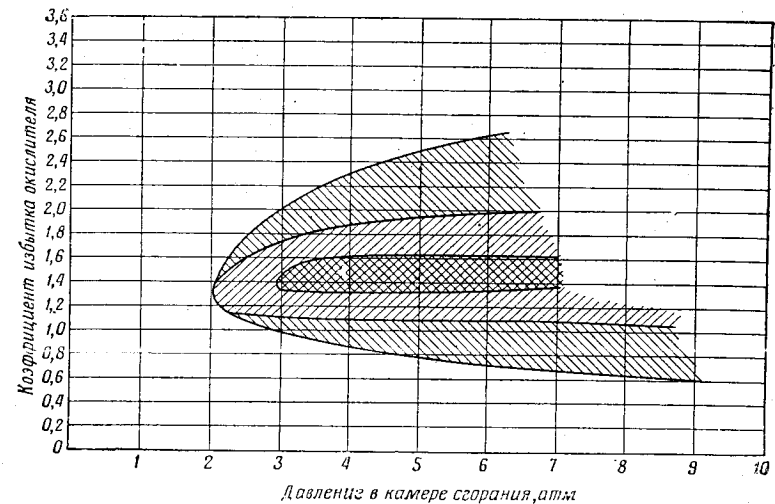
Фиг. 13. Расположение высокочастотных измерительных приборов при исследовании поперечных колебаний в ракетном двигателе.

1 — камера сгорания; 2 — форсунка; 3 — датчик давления «Фотокон»; 4 — датчики давления «Фотокон»; 5 — фотопирометры из фотоэлектронных умножителей; 6 — сопло.

колебаний, представленных на осциллограмме. При указанном местоположении датчика давления волна давления должна проходить одновременно мимо обоих датчиков. Следовательно, если бы датчик светимости реагиро-



Фиг. 14. Осциллограмма высокочастотных колебаний давления при горении. $P_k = 3,7$ атa; диаметр 178 мм; длина 50 мм; коэффициент избытка окислителя = 1,49.



Фиг. 15. Области неустойчивого горения. Топливо этилен — воздух, длина 50 мм, диаметр 178 мм.

Области колебания давления: — область, в которой нет колебаний светимости; — область, в которой имеются колебания светимости, связанные как с основным, так и с наложенным типом колебаний; — область, в которой имеются колебания светимости, связанные только с основным типом колебаний; — область стабильного горения.

вал на изменение давления, то изменения записываемых им параметров находились бы в одной фазе с записями датчика давления. Запаздывание колебаний светимости было характерным для всех типов колебаний, рассмотренных в работе [56]. В этой работе указано, что следует ожидать отставания интенсивности света. Это предположение доказывается тем, что когда ударная волна или волна давления проходит через зону горения, то температура мгновенно повышается. Однако это повышение температуры не может вызвать мгновенного увеличения скоростей химических реакций. Поэтому свечение, обусловленное химическими реакциями, является наибольшим, когда скорость реакции достигнет максимума [57, 58]. Это излучение и регистрирует фотоэлектронный умножитель.

Замечено, что в некоторых диапазонах значений коэффициентов соотношения компонентов смесей датчик давления регистрировал колебания, в то время как фотопиrometer не регистрировал. На фиг. 15 показан неустойчивый режим горения, при котором имеет место указанный выше факт. Это, по-видимому, аномальное явление вызывалось изменением характеристик излучения от продуктов горения. При низких значениях коэффициента избытка окислителя радикалы, поддерживающие цепные реакции и получаемые продукты сгорания, не дают излучения, которое бы фиксировалось фотоэлектронным умножителем. При работе в диапазоне богатых смесей наблюдалось весьма малое изменение излучения, которое наиболее вероятно вызывалось за счет большого ряда промежуточных реакций, происходящих при горении богатых углеводородных смесей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Измерительные системы, состоящие из высокочастотных датчиков давления, высокоскоростных кинокамер и фотоэлектронных умножителей, в качестве фотопиromетров применяются для измерения некоторых колеблющихся параметров при неустойчивом горении в ракетных двигателях. Из сравнения осциллограмм следует, что описанные в данной работе системы для измерения давления с помощью датчиков давления и при помощи фотографирования являются относительно простыми и дают полезные и сходные результаты при одинаковых входных сигналах.

Система измерений при помощи фотографирования имеет преимущество, так как она не находится в контакте с продуктами сгорания, имеющими высокую температуру, и, следовательно, не подвержена «сгоранию» во время высокочастотной неустойчивой работы камеры двигателя. Защита датчика давления при помощи входного волновода может вызвать искажение входного сигнала давления, подходящего к датчику.

Было замечено, что некоторые типы фотопиromетров не реагируют на изменение давления. Таким образом, измерительные приборы, основанные на измерении излучения, являются относительно нежелательными в этих условиях.

ЛИТЕРАТУРА

- Ross C. C., Datner P. P., Combustion Instability in Liquid-Propellant Rocket Motors, A Survey, Selected Combustion Problems, Butterworths Scientific Publ., Lnd., 1954.
- Zucrow M. J., Osborn J. R., An Experimental Study of High-Frequency Combustion Pressure Oscillations, *Jet Propulsion*, 28 (10), 654—659 (1958).
- Ellis H. B., Pickford R. S., High-Frequency Combustion Instability, Aerojet-General Rep. TN-17, Sept. 1956 (секретно).
- Li Y. T., Dynamic Pressure Measuring System for Jet Propulsion Research, *J. Amer. Rocket Soc.*, 23 (3), 124—127 (1953).

- Bowlin R. C., Measurement of the Dynamic Response of Pressure Transducers, Unpublished MSME Thesis, Purdue Univ., June 1956.
- Iberall A. S., Attenuation of Oscillatory Pressures in Instrument Lines, Research Paper № 2115, National Bureau of Standards, July 1950.
- Presson A. G., Analytical Study of Frequency Response of Pressure-Transducer Systems, Rep. № 20—91, Jet Propulsion Lab., Pasadena, Aug. 1955.
- Sibley W. A., Oakes W. G., Dynamic Characteristics of a Liquid Filled Tube, ARS Preprint № 349-56, Nov. 1956.
- Tack I., The Response of Pressure Measuring Systems to Oscillating Pressures, NACA TN 1819, Feb. 1949.
- Lowrey R. M., Dynamic Response of pressure Signal Generating Systems, Bulletin of the Sixth Meeting of the JANAF Solid Propellant Rocket Static Test Panel, Applied Physics Lab., Silver Spring, Maryland, Oct. 1957.
- Osborn J. R., Dynamic Pressure Measurements, Bulletin of the Sixth Meeting of the JANAF Solid Propellant Rocket Static Test Panel, Applied Phys. Lab., Silver Spring, Maryland, Oct. 1957.
- Liu F. F., Berwin T. W., Recent Advances in Dynamic Pressure Measurement Techniques, *Jet Propulsion*, 28 (2), (1958).
- McCullough J. D., Engine Cylinder Pressure Measurements, *SAE Transactions*, 61 (1953).
- Odgers I. L., Vandeverg N., Wick R. S., Combustion Stability Research, Progress Report № 20-203, Jet Propulsion Lab., Pasadena, Jan. 1954.
- Bowersox R., Calibration of High-Frequency-Response Pressure Transducers, *ISA Journal*, 5 (11), 98—103 (1958).
- Osborn J. R., An Experimental Study of Combustion Pressure Oscillations in a Gaseous Bipropellant Rocket Motor; Unpublished PhD Thesis, Purdue Univ., June 1957.
- Li Y. T., High-Frequency Pressure Indicators for Aerodynamic Problems, NACA TN 3024, Nov. 1953.
- Grinstead C. E., Frawley R. N., Chapman F. W., Schultz H. F., An Improved Indicator for Measuring Static and Dynamic Pressures, *SAE Journal*, 52 (11) (1944).
- Draper C. S., Li Y. T., A New High Performance Engine Indicator of the Strain Gauge Type, *J. Aeronaut. Sci.*, 16 (1949).
- Ellis H. B., Odgers I., Stosick A. J., Vandeverg N., Wick R. S., Experimental Investigation of Combustion Instability in Rocket Motors, Fourth Symposium on Combustion, Baltimore 1953, p. 880—885.
- Bleakney W., Weimer D. K., Fletcher C. H., The Shock Tube: A Facility for Investigations in Fluid Dynamics, *Rev. of Scient. Instr.*, 20 (11), (1949).
- Alman J., Pressure Recorders for Rocket Motor Studies, *Electronics* (May 1953).
- Gunn S. V., The Effect of Several Variables Upon the Ignition Lag of Hypergolic Fuels Oxidized by Nitric Acid. Unpublished PhD Thesis, Purdue Univ., Aug. 1953.
- Hylkema C. C., Bowersox R., Experimental and Mathematical Techniques for Determining the Dynamic Response of Pressure Gages, Memorandum № 20-68, Jet Propulsion Lab., Oct. 1953.
- Wolfe A. E., Shock Tube for Gage-Performance Studies, Rep. № 20-87, Jet Propulsion Lab., Pasadena, May 1955.
- Smith R. O., Lederer P. S., The Shock Tube as a Facility for Dynamic Testing of Pressure Pickups, Rep. № 4910, National Bureau of Standards, March 1957.
- Tomlinson J. R., Progress Toward Dynamic Calibration of Ballistic Pressure Instrumentation Systems, Bulletin of the Sixth Meeting of the JANAF Solid Propellant Rocket Static Test Panel, Applied Physics Lab., Silver Spring, Maryland, Oct. 1957.
- Tollman C. R., Transducer Frequency Response Evaluation for Rocket Instability Research, ARS Preprint № 616-58, June 1958.
- WillmARTH W. W., Small Barium Titanate Transducer for Aerodynamic or Acoustic Pressure Measurements, *Rev. Scient. Instr.*, 29 (3), 218—222 (1958).

30. Beranek L. L., Acoustics, McGraw-Hill Book Co., Inc., N. Y., 1954, p. 377.
31. Truxal J. G., Control System Synthesis, McGraw-Hill Book Co., Inc., N. Y., 1955, p. 54.
32. St. Clair D. W., Erath L. W., Gillespie S. L., Transactions of the ASME, vol. 76, № 11, Nov. 1954, p. 1177.
33. Bonnell J. M., An Experimental Investigation of Transverse Mode Combustion Oscillations in Premixed Gaseous Bipropellant Rocket Motors, Unpublished MSME Thesis, Purdue Univ., Jan. 1960.
34. Brombacher W. G., Lashof T. W., Bibliography and Index on Dynamic Pressure Measurement, National Bureau of Standards Circular 558, Feb. 1955.
35. Lewis B., Pease R. N., Taylor H. S., Combustion Processes, Vol. II High Speed Aerodynamics and Propulsion, Princeton Univ. Press, 1956, p. 578.
36. Rossmann T., Experiments of Instability in Liquid Propellant Rocket Engines, Fourth Symp. on Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors, Sponsored by AFOSR, BuAer, Los Angeles, Dec. 1957 (секретно).
37. Egerton A. C., Everett A. J., Minkoff G. J., High Speed (3000 Frames per Second) Photography of Low Pressure Spark-Ignited Explosions of Methane and Hydrogen in Oxygen, Fourth Symposium on Combustion, Baltimore, 1953, p. 392.
38. Markstein G. H., Instability Phenomena in Combustion Waves, Fourth Symposium on Combustion, Baltimore, 1953, p. 44.
39. Garvin E. L., Bibliography of High-Speed Photography, Eastman Kodak Co., Rochester, N. Y., 1956.
40. Berman K., Scharres E. H., Photographical Techniques in Jet Propulsion Studies, *J. Amer. Rocket Soc.*, 23 (3), 170 (1953).
41. Waddell J. H., A New 16 mm Rotating Prism Camera, Proceedings of the Third International Congress on High-Speed Photography, Butterworths Scientific Publ., Lnd., 1957, p. 351.
42. Hempsen J. G. G., Techniques for Cinematography of Combustion in Diesel Engines, Proc. of the Third International Congress on High-Speed Photography, Butterworths Scientific Publ., Lnd, 1957, p. 144.
43. Berman K., Logan S. E., Combustion Studies with a Rocket Motor Having a Full-Length Observation Window, *J. Amer. Rocket Soc.*, 22 (2), 78 (1952).
44. Altseimer J. H., Photographic Techniques Applied to Combustion Studies, Two Dimensional Transparent Thrust Chamber, *J. Amer. Rocket Soc.*, 22 (2), 86 (1952).
45. Bellman D. R., Humphrey J. C., Photographic Study of Combustion in a Rocket Engine. I. Variation in Combustion of Liquid Oxygen and Gasoline with Seven Methods of Propellant Injection, NACA Rep. RM E8F01, June 1948.
46. Bellman D. R., Humphrey J. C., Male T., Photographic Investigation of Combustion in a Two-Dimensional Transparent Rocket Engine, NACA Rep. № 1134, 1953.
47. Berman K., Cheney S. H., Combustion Studies in Rocket Motors. *J. Amer. Rocket Soc.*, 23 (2), 89 (1953).
48. Barrere M., Moutet A., Study of the Ignition Lag of Liquid Propellants, Fifth Symposium on Combustion, Reinhold Publishing Corp., N. Y., 1955, p. 170.
49. Berman K., Cheney S. H., Rocket Motor Instability Studies, *Jet Propulsion*, 25 (10), 513 (1955).
50. Tormey J. F., A Sustaining Mechanism for a Transverse Acoustical Mode of Combustion Instability, Rocketdyne Rep. R-326, Canoga Park, California, Nov. 13. 1956.
51. Tischler A. O., Bellman D. R., Combustion Instability in Acid-Heptane Rocket with a Pressurized-Gas Propellant Pumping System, NACA TN 2936, May 1953.
52. Heidmann M. F., Priem R. J., Modified Sodium-Line Reversal Technique for the Measurement of Combustion Temperatures in Rocket Engines, *J. Amer. Rocket Soc.*, 23 (4), 248 (1953).
53. Hett J. H., Gilstein J. B., Pyrometer for Measurement of Instantaneous Temperatures of Flames, *J. Optical Soc., of America*, 909 (Nov. 1949).

54. Hett J. H., Gilstein J. B., Indicated Instantaneous Temperatures of Liquid Rocket Exhausts and Combustion Chambers, *Jet Propulsion*, 25 (3), 119 (1955).
55. Auble C. M., Heidmann M. F., The Application of Radiation Measurement Techniques to the Determination of Gas Temperatures in Liquid Propellant Flames, *Jet Propulsion*, 25 (9), 449 (1955).
56. Pinchak A. C., Investigation of Aerothermodynamic Interaction Phenomena in Combustion Pressure Oscillations, Unpublished MSME Thesis, Purdue Univ., June 1959.
57. Markstein G. H., A Shock-Tube Study of Flame Front Pressure Wave Interaction, Sixth Symposium on Combustion, N. Y., 1957.
58. Gaydon A. G., Wolfhard H. G., Flames, Their Structure, Radiation and Temperature, Lnd, 1953.

Комбинированная установка для регистрации и анализа неустойчивости горения

Х. Джонс, Д. Харье

Описывается полная система измерения давления, которая была специально создана для исследования неустойчивости работы жидкостных ракетных двигателей. Система состоит из трех частей: датчика давления, записывающего и анализирующего оборудования. Каждый из этих элементов описывается в отдельности, при этом отмечаются индивидуальные характеристики, которые являются уникальными для каждого прибора. Обращается особое внимание на характеристики, имеющие общий характер, такие, как теплопередающая способность датчика и получаемая суммарная точность измерений. Обсуждаются дальнейшие планы и последние достижения в связи с перспективами усовершенствования системы.

ВВЕДЕНИЕ

При проектировании измерительного оборудования, предназначенного для различных исследований в области горения и работы ракетных двигателей, важно предусмотреть максимальную приспособляемость аппаратуры, так как будущие направления исследований являются не всегда достаточно определенными. Обычно на практике используют имеющуюся измерительную аппаратуру, предназначенную для различных исследований, комбинируя ее так, чтобы можно было эффективно применить к любой из намеченных экспериментальных программ. Таким образом, в наличии будет более совершенное измерительное оборудование, чем то, которое предусматривалось бы любой из этих программ.

Измерительная аппаратура такого рода применяется при выполнении программных исследований реактивных двигателей в Принстонском университете. Различные испытательные камеры и лаборатории исследования горения связаны с Центральным регистрационным залом, что позволяет произвести запись измерений как переходных, так и стационарных процессов. Все необходимое оборудование по синхронизации, эталонам и связи находится в одном и том же месте.

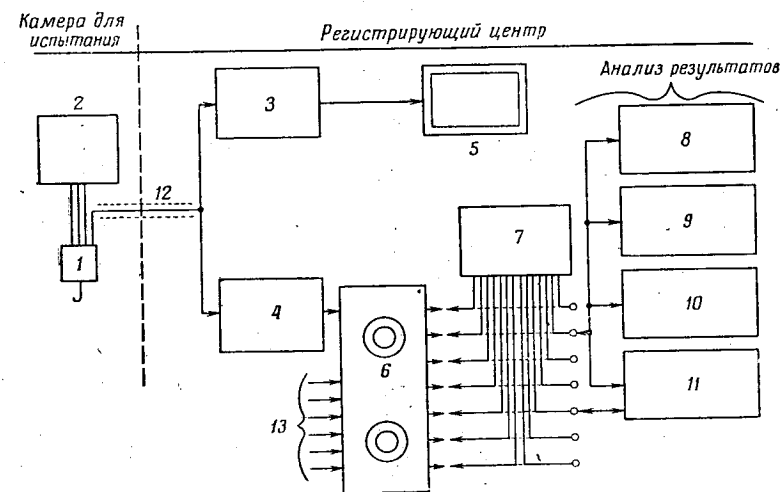
Однако, помимо общего характера центрального регистрирующего оборудования, особое внимание придавалось обеспечению точности регистрации нестационарных явлений, необходимой при исследовании неустойчивости горения. Это особое внимание предусматривает интенсивную работу как по регистрирующему оборудованию, так и по чувствительным приборам установки.

ЦЕНТРАЛЬНОЕ РЕГИСТРИРУЮЩЕЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Блок-схема регистрирующей установки показана на фиг. 1. Первичный сигнал датчика давления передается по коаксиальному кабелю из испытательной камеры к блоку связи, в котором постоянная составляющая сигнала отделяется от переменной составляющей. Постоянная составляющая, пропорциональная статической составляющей давления, подается на самобалансирующееся записывающее устройство. Переменная часть, представляющая

колебательную компоненту давления, проходит без ослабления в специально сконструированный усилитель. Разделение сигналов в этом узле установки позволяет колебательную компоненту давления, связанную со статической составляющей, имеющей высокое значение, выделить при благоприятном отношении сигнала к шуму и применить степень усиления, в 50 раз большую, чем для постоянной составляющей. Некоторые особенности усилителя следует рассмотреть особо.

Этот усилитель проектируется с таким расчетом, чтобы были весьма малыми фазовые искажения на низких частотах до 10 гц, поскольку значение фазового сдвига между двумя измерительными каналами является



Ф и г. 1. Блок-схема системы регистрации и анализа давлений по программе исследования реактивных двигателей в Принстонском университете. Установка имеет семь отдельных и одинаковых каналов.

1 — датчик давления; 2 — балансный мост; 3 — блок связи и ослабитель для регистрации постоянной составляющей; 4 — усилитель переменной составляющей, имеющий различные коэффициенты усиления (20, 200, 2000); 5 — самобалансирующееся записывающее устройство; 6 — 7-канальное записывающее устройство на ленту; 7 — 7-канальный фильтр с переменным срезом частоты; 8 — блок измерения амплитуды; 9 — блок измерения частоты; 10 — блок панорамного воспроизведения; 11 — блок измерения фазы; 12 — коаксиальная соединительная линия; 13 — шесть подобных каналов.

одним из основных измеряемых параметров. Однако у усилителей этого типа проявляется серьезный недостаток, если ступенчатая входная функция имеет большой подъем. В этом случае наблюдается весьма медленное восстановление после поданного скачка напряжения, например такого, какой получается вследствие внезапного подъема давления до его стационарного уровня во время запуска ракетного двигателя. Этот скачок напряжения для усилителя представляет перегрузку. Обычно продолжительность испытания нежелательного двигателя ограничивается 10 сек. Нормальный усилитель переменной составляющей с хорошей низкочастотной характеристикой на низких частотах может иметь длительность установления от 5 до 25 сек, следовательно, он не пригоден для непосредственных измерений в этих условиях. Поэтому в этом усилителе применяются ограничительные диоды с высокой проводимостью, благодаря чему время восстановления схемы после поступления на нее входного сигнала с большим скачком всегда составляет менее 0,5 сек и, следовательно, потеря части информации оказывается несущественной. Рабочая точка диодов смещена, так что межкаскадные изменения напряжений происходят в линейной области и не подрезаются в пределах этой

области. Полезные сведения не теряются при этом типе ограничений, потому что исключаются только переходные процессы при запуске. Если необходимо записать переходные процессы при запуске, то может быть использован другой канал с более низким коэффициентом усиления.

Выходной сигнал усилителя подается на магнитофон с ЧМ записью на ленте. В этой измерительной системе все данные могут быть записаны на семи одинаковых каналах. Коэффициенты усиления усилителей и качество передающих линий обеспечивают запись малых сигналов величиной $0,5 \text{ мВ}$, эквивалентной $0,7 \text{ атм}$ (эффективной), при полной модуляции и при отношении сигнала к шуму больше, чем $10/1$. Таким образом, следует, что любые флуктуации с эффективным значением давления порядка $0,07 \text{ атм}$ или выше являются различимыми при более высоком коэффициенте усиления.

Соединительные линии состоят из 14 коаксиальных кабелей с тройниками, расположенными на каждом приборе, так что соблюдается полная приспособляемость установки. Таким образом, возможно собирать различные схемы измерительной системы, состоящие из усилителей различных типов или других устройств, соединенных последовательно, без применения длинных соединительных кабелей.

Устройство для наблюдения состоит из двух 4-канальных осциллографов и нескольких небольших осциллографов, различных измерительных приборов постоянного и переменного тока для тарировки и обнаружения неисправностей. Быстрая проверка тарировки производится с помощью эталонного милливольтметра переменного тока; кратковременный градуировочный сигнал соответствующей частоты подается на магнитофон перед каждым испытанием.

Отметки времени следуют через интервалы в $0,01$ и 1 сек от модифицированного счетчика Беркли и подаются на каждую самоуравновешивающуюся регистрирующую установку. Эти отметки подаются также на один из каналов магнитофона и позволяют определить точное отношение по времени колебательной и статической составляющих давления.

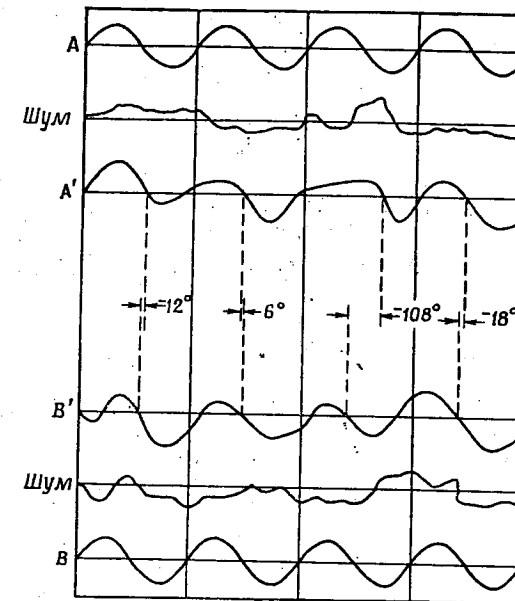
В настоящее время почти стандартным является применение 7-канального магнитофона при различных скоростях движения ленты от 150 до $7,5 \text{ см/сек}$. Следовательно, масштаб по времени может изменяться в отношениях от 1 до 20 .

Для повышения точности измерения фазы магнитофон модифицирован таким образом, чтобы фазовый сдвиг между отдельными каналами в нормальных условиях был менее 1° на частоте 5 кГц . Это позволило обеспечить работу 4 каналов в пределах обычных фазовых эталонов и 3 каналов в пределах 1° допуска. Таким образом, 7 полных каналов могут быть предусмотрены для регистрации нестационарных процессов в последующих исследованиях, включая измерения фаз и амплитуд с относительно высокой точностью.

АНАЛИЗИРУЮЩЕЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Одним из основных требований к этому оборудованию является определение фазовых соотношений, сведения о которых необходимы при анализе данных, полученных при испытаниях нестабильной работы ракетного двигателя. Начальные испытания при низкочастотных колебаниях, получаемых путем модуляции потока компонентов топлива с частотами от 50 до 250 гц , показали, что обычный серийный фазометр работает неустойчиво на режимах, имеющих место при испытаниях двигателей. Этот результат предположительно обусловлен в большой степени случайными флуктуациями постоянной составляющей измеряемого сигнала, вызванными неперпериодическими колебаниями статической составляющей давления газа в камере сгорания (фиг. 2). Большинство серийных фазометров работает по принципу измерения времени между прохождениями нуля при каждом цикле колебаний. В случае

изменения давления газа в камере сгорания прохождение нуля происходит в различных точках при переходе от цикла к циклу вследствие флуктуации начальной линии. Поэтому значения фазового сдвига, измеряемые фазометром, являются нестабильными. Неустойчивость горения, в особенности при поперечной моде, проявляется в виде высокочастотных колебаний, при



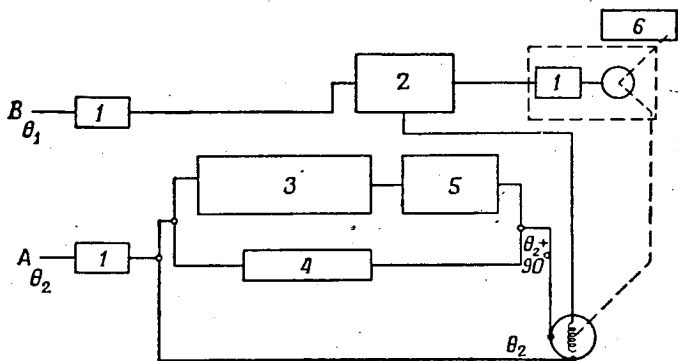
Фиг. 2. Схема форм волн, показывающая влияние случайных колебаний постоянной составляющей на измерения фаз.

которых условия измерения фазовых соотношений становятся более неблагоприятными. Чтобы постоянная составляющая сигнала не участвовала в фазовой калкуляции, был сконструирован фазометр с применением другого принципа работы. Блок-схема этого прибора показана на фиг. 3.

В этом приборе измерение фазы выполняется благодаря способности синусо-косинусного вращающегося трансформатора (СКВТ) фиксировать фазовый сдвиг пропорционально повороту валика. Один из входных сигналов прикладывается к фазовому детектору как эталонный. Другой расщепляется на две равные по амплитуде составляющие, одна из которых сдвинута на 90° ; каждая составляющая прикладывается к обмотке статора прецизионного СКВТ. Выходной сигнал СКВТ, вырабатываемый обмоткой ротора, прикладывается как вторичный сигнал к фазовому детектору. Выходной сигнал фазового детектора питает сервомеханизм, с которым механически связан СКВТ. Таким образом, относительный сдвиг фаз между входными сигналами заставляет фазовый детектор вырабатывать выходной сигнал, который поворачивает ротор СКВТ в направлении уменьшения выходного напряжения фазового детектора. Поворот ротора СКВТ дает выдачу результатов. На практике сервосистема является частью записывающего устройства на ленте, на котором результат по измерению фазы определяется положением пера регистрирующего прибора (при равновесии).

Этот метод позволяет измерять фазы с точностью около $\pm 1^\circ$ даже в тех случаях, когда входные сигналы имеют малое отношение полезного сигнала к шуму. Сигналы с большими гармоническими составляющими (50% и более) анализируются с дополнительной погрешностью от 1 до 3°. Можно обрабатывать частоты до нескольких сотен герц, а 20-кратное умножение частот на магнитофоне позволяет измерять фазы до предельной возможности оборудования, для записи на магнитную ленту, т. е. около 10 кГц.

Существенное общее улучшение отношения сигнала к шуму можно получить при помощи применения набора специально изготовленных фильтров. Эти приборы установлены в группе четырех идентичных каналов.



Фиг. 3. Блок-схема сервофазометра.
1 — усилитель; 2 — фазовый детектор; 3 — дифференциатор; 4 — интегратор;
5 — инвертор; 6 — карта.

Отдельные каналы состоят из четырех последовательно соединенных фильтров нижних частот RC, изолированных друг от друга катодными повторителями. Каждый фильтр настраивался индивидуально по фазовому сдвигу в зависимости от частоты к соответствующим ему фильтрам в трех остальных каналах. Четырехполюсный переключатель на пять положений позволяет включать на пути прохождения сигнала любое число последовательно соединенных фильтров от 0 до 4.

Общий эффект фильтров заключается в снижении шума, обусловленного горением и имеющего частоты более высокие, чем частоты анализируемого сигнала. Что еще более важно, фильтры существенно понижают величины относительных гармонических составляющих, что упрощает анализ сложных форм колебаний, обычно наблюдающихся при неустойчивом горении.

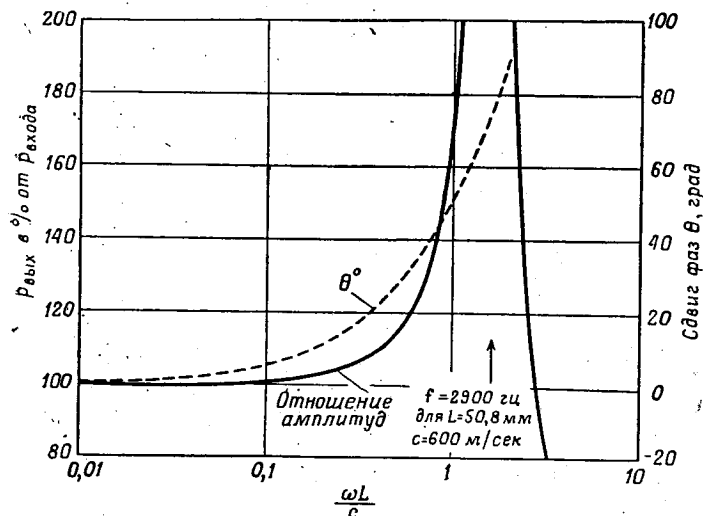
В описываемой системе измерения в течение нескольких тысяч циклов возможны общие отклонения в пределах $\pm 2\%$ по амплитуде и $\pm 2^\circ$ по фазе (включая передачу сигнала к месту расположения регистрирующего оборудования и считывание результатов). При тщательной градуировке, весьма хорошем заземлении и изоляции помех эти характеристики могут поддерживаться в течение продолжительного времени.

Другое анализирующее оборудование включает устройство для сравнения амплитуд, которое дает напряжение, пропорциональное разности амплитуд между двумя каналами, общераспространенный звуковой анализатор и необходимые записывающие приборы для представления анализируемых данных в форме, которую можно использовать непосредственно в уравнениях.

ДАТЧИК ДАВЛЕНИЯ

Эффективность работы системы для регистрации неустановившихся давлений ограничивается не только элементами передающего и записывающего оборудования, но включает также и работу датчика давления.

Оптимальный датчик должен обладать следующими свойствами: способностью противостоять чрезвычайно высоким удельным тепловым потокам, способностью сохранять характеристику при внешнем вибрационном возбуждении, достаточно малыми размерами, допускающими монтаж в большинстве мест (например, между трубами охлаждающей жидкости камеры).



Фиг. 4. Амплитуда и сдвиг фаз в зависимости от $\omega L/c$ трубки, соединяющей датчик с источником переменного давления.

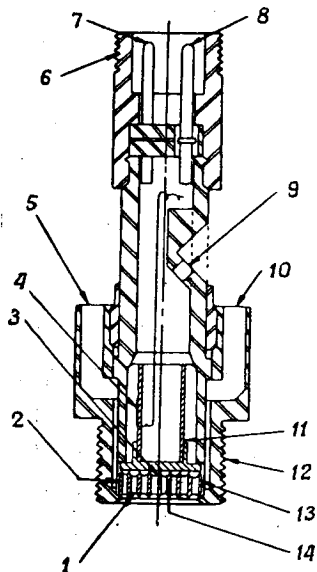
Однако согласно основному требованию к такому датчику, он должен обладать способностью реагировать на высокочастотный сигнал, что в действительности возможно только при установке датчика впритык к газовому объему камеры. В работах [1—3] показано, что установка датчиков в непосредственном контакте с газовым объемом абсолютно необходима для частот выше 1000 Гц. Например, если для соединения датчика, имеющего пренебрежимо малый объем, с источником давления применяется трубка длиной 50 мм и диаметром ~ 5 мм, то характеристики прибора получаются такими, как показано на фиг. 4. В этом случае значительные амплитудные и фазовые искажения будут возникать вплоть до частоты 290 Гц, которая составляет только 1/10 резонансной частоты комплекса соединительной трубы. При нахождении этой характеристики предполагается малое затухание, что обычно справедливо для высокочастотных датчиков.

Датчик, устанавливаемый впритык, показан в разрезе на фиг. 5. В этом датчике, который является дальнейшим развитием модели Ли [4], двойная диафрагма с разделительным элементом передает давление из камеры сгорания к измерительному элементу, тензотрубка которого имеет активный и компенсационный тензодатчики, присоединенные к ней.

По отверстиям, предусмотренным в корпусе датчика, пропускается охлаждающая вода в промежуток между пластинами диафрагмы. Этот промежуток имеет форму лабиринта, площадь поперечного сечения которого

вследствие тщательного изготовления имеет по существу постоянное значение по всей длине между диафрагмами. Входные давления воды применялись от 2,1 до 7 ат, и сечения при тарировке в этой модели не наблюдались за этими пределами.

С точки зрения охлаждения небольшие отверстия для протока охлаждающей воды с почти постоянным проходным сечением имеют ряд положительных свойств, к которым, в частности, можно отнести и то, что диафрагма обладает весьма высоким свойством противостоять большим удельным тепловым потокам при отсутствии как застойных зон, так и достаточно высокой



Ф и г. 5. Продольный разрез датчика давления, имеющего спиральную диафрагму.

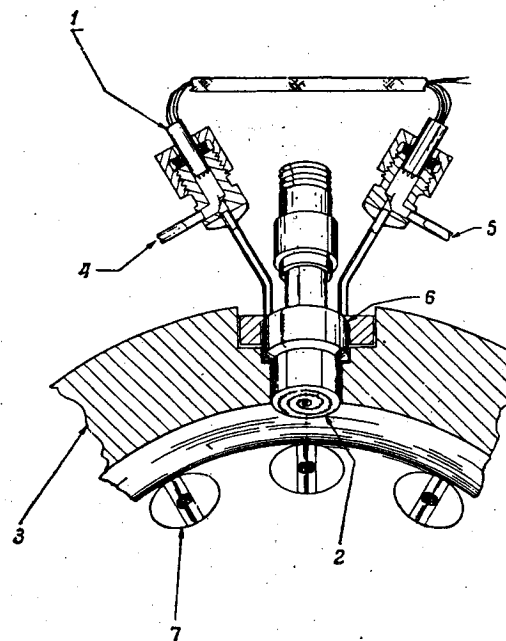
1 — наружная пластина диафрагмы (направленная в камеру сгорания); 2 — проход для охлаждающей воды; 3 — внутренняя пластина диафрагмы; 4 — тензодатчик; 5 — входное отверстие для воды, охлаждающей диафрагму; 6 — монтажная резьба электрического штепселя; 7 — электрические клеммы (входное напряжение моста); 8 — электрическая клемма (выходной сигнал); 9 — отверстие для подачи давления к внутренней пластине диафрагмы (если требуется); 10 — входное отверстие для охлаждающей воды; 11 — тензотрубка; 12 — монтажная резьба; 13 — предохранительный упор; 14 — спиральный соединитель пластин диафрагмы.

скорости охладителя в узких отверстиях. В более поздней конструкции датчика проходы для охлаждающей жидкости полностью отделены путем применения двух отдельных приваренных сепараторов, что позволяет получить дополнительные преимущества от высокого давления охладителя. Вторая особенность заключается в том, что условия теплопередачи к диафрагме являются почти однородными. Поэтому теплопередача к охлаждающей жидкости датчика может быть использована для получения точных измерений величины тепла, передаваемого к стенкам камеры сгорания ракетного двигателя, в котором установлен этот датчик. Кроме того, можно вычислить коэффициент теплоотдачи от стенки к жидкости, что дает возможность определить коэффициент теплоотдачи от газа к стенке.

Свойства теплопередачи в спиральных диафрагмах датчика давления были применены для экспериментального определения влияния возникновения неустойчивого горения в нескольких двухкомпонентных ракетных двигателях на тепловые потоки. На фиг. 6 показано, как был установлен датчик на камере сгорания в случае появления поперечной моды при неустойчивой работе. Температура воды во входном и выходном сечениях трубопроводов датчика измерялась при помощи термопары, состоящей из нескольких последовательно соединенных спаев, позволяющих получить достаточный электрический сигнал на выходе.

Два примера экспериментальных данных, полученных при помощи этого устройства, приведены на фиг. 7 и 8. Первый график для случая поперечных

колебаний указывает на увеличение теплового потока в несколько раз при высокочастотной неустойчивой работе по сравнению со стабильной работой. Ни один датчик не прогорел при удельных тепловых потоках ниже 21×10^6 ккал/м²·час, т. е. ниже величины, которая является значительной для любых ракетных двигателей. На фиг. 8 представлены результаты, полученные при применении датчика, способного измерять тепловой поток в стенку, в зависимости от расстояния от форсуночной головки. Такие влияния, как влияние теплового потока в случае неохлаждаемых стенок камеры, можно легко учесть при анализе экспериментальных данных (более подробно см. [5]).



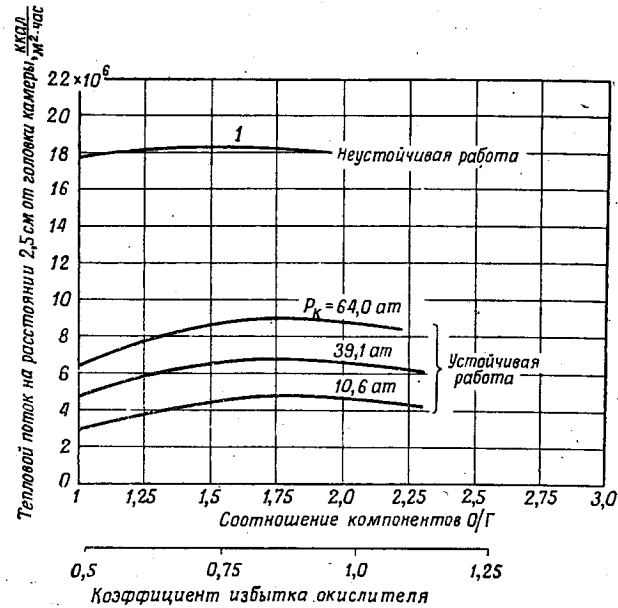
Ф и г. 6. Применение охлаждаемого водой датчика давления для измерения локального теплового потока.

1 — Термопара со многими спаями; 2 — спиральный охлаждающий проход (в форме трубки); 3 — медная стенка камеры сгорания; 4 — вход охлаждающей воды; 5 — выход охлаждающей воды; 6 — датчик давления Дайниско; 7 — форсунка.

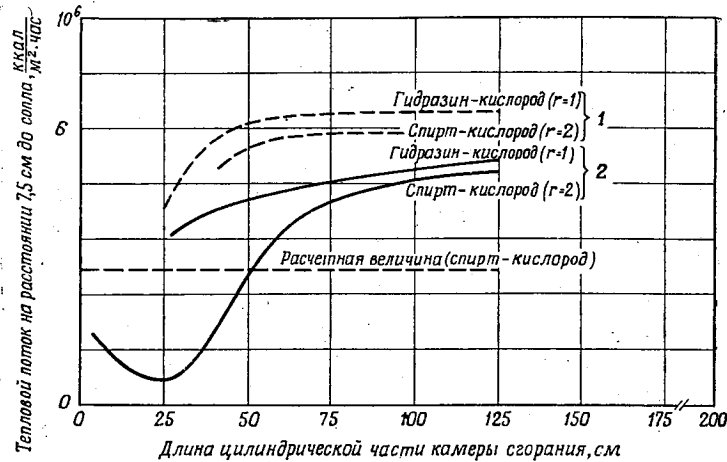
Следует заметить, что датчик не обладает свойствами высокоточного прибора и нельзя ожидать, чтобы он был высокочастотным и способным выдерживать слишком тяжелые окружающие условия. Резонансная частота, определенная по измерениям при помощи ударной трубы с подачей охлаждающей воды, равна приблизительно 24 кГц. В дальнейшем предполагается работать вместе с изготовителем над улучшением его частотной характеристики, стабильности и способности выдерживать еще большие значения тепловых потоков.

БУДУЩИЕ УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ

Дальнейшее усовершенствование всей системы получения записи и анализа величин давлений можно достигнуть путем применения транзисторных предварительных усилителей, расположенных вблизи камеры сгорания. Такая система обеспечит передачу информации при более высоком уровне



Ф и г. 7. Влияние поперечной неустойчивости горения на локальный тепловой поток через стенку камеры.
 1 — амплитуда ≈ 7 ат; давление $p_k = 19,5$ и 30 ат.



Ф и г. 8. Экспериментально полученное изменение теплового потока при устойчивом горении в зависимости от длины камеры сгорания.
 1 — форсунка с пересекающимися струями горючего и окислителя; 2 — форсунка с параллельными струями.

сигнала и в то же время при более низком общем сопротивлении линии. Это приведет к повышению верхнего предела характеристики и уменьшению шума датчика на значительную величину.

В настоящее время проводится большая работа по исследованию датчиков быстроизменяющихся давлений с целью улучшения их характеристик и повышения удобства их установки и применения. Большие размеры диафрагм в настоящее время ограничивают возможности монтажа этих датчиков в небольших установках, а потребность в применении высокого давления охлаждающей воды обычно препятствует установке датчиков в любых камерах сгорания, предназначенных для полета.

Если один канал установки для записи на магнитную ленту перевести на комбинированную запись (частотная модуляция — амплитудная модуляция), то это позволит записывать результаты по двум отдельным каналам с частотами от 0 до 100 кГц.

ЛИТЕРАТУРА

1. I b e r a l l A. S., Attenuation of Oscillatory Pressures in Instrument Lines, Journal of Research, National Bureau of Standards, Vol. 45, Res. Paper 2115, July 1951.
2. B r a d n e r M., Pneumatic Transmission Lag, Instruments, 22, 618—625 (July 1949).
3. R o l m a n C. P., G r o g a n E. C., On the Dynamics of Pneumatic Transmission Lines Transactions of ASME, Vol. 79, 1957, p. 853—867.
4. L i Y. T., Dynamic Pressure Measuring System for Jet Propulsion, J. Amer. Rocket Soc., 23, 124 (1953).
5. C r o c c o L., H a r r j e D. T., C o n d o m i n e s A., An Investigation of Steady and Unsteady Heat Transfer in Rocket Motors, Appendix to 29th Quarterly Installment of Princeton Univ. Aeronaut. Engin. Rep. № 216-cc, September 15, 1959.

Аппаратура для измерения высокочастотных колебаний давления при исследовании неустойчивой работы ракетных двигателей

С. Вейкер

В работе описаны в общих чертах требования, предъявляемые к высокочастотной измерительной аппаратуре для регистрации колебаний давления в неустойчиво работающем ракетном двигателе. Удовлетворение этих требований иллюстрируется описанием типичной измерительной системы, работающей в диапазоне частот 400—10 000 гц и амплитуд давления выше 1,5 атм. Обсуждается конструкция и принцип действия электронного анализатора, предназначенного для автоматического выключения ракетного двигателя в случае сильных колебаний. Анализатор вместе с измерительной системой контролирует амплитуду, частоту и продолжительность колебаний по принципу «идет — не идет» по заранее данным параметрам. Отличительной особенностью анализатора является то, что он не «запоминает» колебания сверхкритической амплитуды и частоты при нижекритической продолжительности.

ВВЕДЕНИЕ

К испытанию ракетного двигателя, в котором предполагается или может иметь место неустойчивая работа, следует относиться крайне осторожно. Сильная неустойчивость работы может в значительной степени повредить испытательную установку и явиться причиной недопустимых расходов и задержки. Значительные разрушения возможны даже при коротких испытаниях длительностью только 1—2 сек. Эта неустойчивость характеризуется резонансными колебаниями давления в камере сгорания, из которых главное значение имеют радиальная и тангенциальная моды. Наблюдались случаи во время испытаний, когда под действием тангенциальных колебаний давления отрывалось сопло от камеры сгорания. Продольная (осевая) мода колебаний, обычно называемая модой «органной трубы», возникает при более низких частотах и, как правило, не приводит к быстрым разрушениям. Колебания типа «органной трубы» можно определить при помощи самых обычных устройств для измерения давления и в данной работе рассматриваться не будут.

Существует несколько типов испытаний, основной задачей которых является изучение неустойчивости. При начальных испытаниях новой конструкции ракетного двигателя или нового топлива рабочие характеристики недостаточны хорошо известны. Поэтому колебания, приводящие к разрушению, могут возникнуть неожиданно. Для данного двигателя необходимо знать максимально возможное изменение рабочих параметров, таких, как секундный расход и коэффициент соотношения компонентов топлива, при которых работа двигателя является устойчивой. При определении этих пределов работа двигателя доводится до начала неустойчивости. Кроме того, проводятся специальные исследовательские работы по термодинамике процессов, порождающих неустойчивость. В ряде испытаний умышленно заставляют двигатель работать неустойчиво. При других испытаниях неустойчивость возбуждается путем последовательных ударных волн давления с возрастающей величиной в течение одного экспериментального пуска двигателя.

В настоящей работе описывается система, при помощи которой измеряются неустойчивые колебания давления в камере сгорания и которая дает

количественную оценку степени неустойчивости и ее характеристику по давлению, а также автоматически отключает испытуемый двигатель, если эти колебания становятся слишком сильными.

ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМЕ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ

Требования к аппаратуре для измерения высокочастотных колебаний давления во многих отношениях отличаются от требований, предъявляемых к стандартной аппаратуре, измеряющей давление. Колебания при неустойчивой работе есть динамическое явление, и поэтому не требуется информация о статическом давлении. Требование точности не является слишком строгим — обычно достаточно точность до 5%. Высокочастотный датчик давления работает в весьма тяжелых условиях, поэтому должен обладать значительно большей прочностью и нечувствительностью к окружающей среде, чем обычные датчики. Некоторые наиболее критические требования рассматриваются ниже.

Типичная температура горения в ракетных двигателях близка к 3000° К. Стандартные датчики статического давления можно расположить только на некотором расстоянии от зоны горения, т. е. они могут работать при относительно низкой температуре. При исследовании неустойчивости чувствительный элемент необходимо устанавливать непосредственно в камеру сгорания, чтобы получить хорошую частотную характеристику. Датчик должен быть достаточно прочным, чтобы противостоять воздействиям этих температур и иметь чувствительность, не зависящую от температуры. Эти необходимые требования исключают применение большинства стандартных типов датчиков.

При работе ракетного двигателя, особенно при неустойчивом режиме, возможны довольно сильные механические вибрации окружающих агрегатов. Обычно вибрации имеют главную компоненту той же частоты, что и измеряемые колебания давления. Если датчик имеет большую чувствительность к вибрациям, то результаты измерений давления могут быть искажены в сильной степени вследствие наложения вибраций на основной сигнал. Так как физически изолировать датчик от влияния вибраций невозможно, то датчик должен быть относительно нечувствителен к вибрациям.

Довольно часто измеряемые колебания давления составляют менее 5% статического давления в камере сгорания. Однако при выборе диапазона рабочих давлений датчика нельзя ориентироваться на этот уровень, равный 5%, а следует брать за основу величину статического давления. Даже датчик динамической составляющей давления, не показывающей статическое давление, следит за изменениями давления в камере сгорания при переходных процессах. Чтобы обеспечить необходимую разрешающую способность и независимость от шумов, требуется система датчика, имеющая широкий динамический диапазон работы и относительно высокое отношение уровня сигнала к уровню шума во всей измерительной системе. В общем случае необходимо, чтобы минимальная способность к разрешению сигнала системой была более чем на 60 дБ меньше полной номинальной шкалы датчика.

Частотная характеристика системы должна перекрывать диапазон по крайней мере в 10 кГц, с тем чтобы можно было наблюдать неустойчивые колебания вплоть до 12 кГц. Равномерная (плоская) частотная характеристика до 10 кГц легко достигается в электронной аппаратуре. Таким образом, ограничивающим фактором становится характеристика датчика. Согласно этому требованию датчик должен устанавливаться заподлицо со стенками камеры сгорания. Соединительный канал между датчиком и внутренней стенкой камеры сгорания длиной только 12 мм будет акустически резонировать в области частот около 7 кГц, подобно органной трубе, закрытой с одного конца.

Частотная характеристика датчика давления во многих случаях может быть аппроксимирована характеристикой классической колебательной системы второго порядка. Затухание резонанса, как правило, очень низкое, обычно менее 10%. Возбуждение этого резонанса будет выражаться в виде большого числа высокочастотных собственных колебаний датчика. Следовательно, частоты собственных колебаний датчика должны быть либо намного выше, чем наибольшие интересующие нас частоты, либо демпфированы настолько, что не происходит их возбуждения, либо скомпенсированы соответствующими электронными цепями.

Определение динамических характеристик датчика с помощью ударной трубы, генерирующей ступенчатое изменение входного давления, является исключительно ценным. Анализ переходной характеристики датчика дает возможность непосредственно оценить желаемые параметры: постоянную времени, коэффициент затухания и заброс давления [1]. Применение импульсного метода Гюиллемина позволит преобразовать временную область переходных параметров в частотную. Таким образом, испытания с помощью ударной трубы приводят к хорошей аппроксимации чувствительности датчика и вносимого им фазового сдвига в зависимости от частоты без применения источников синусоидального давления большой амплитуды.

СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ

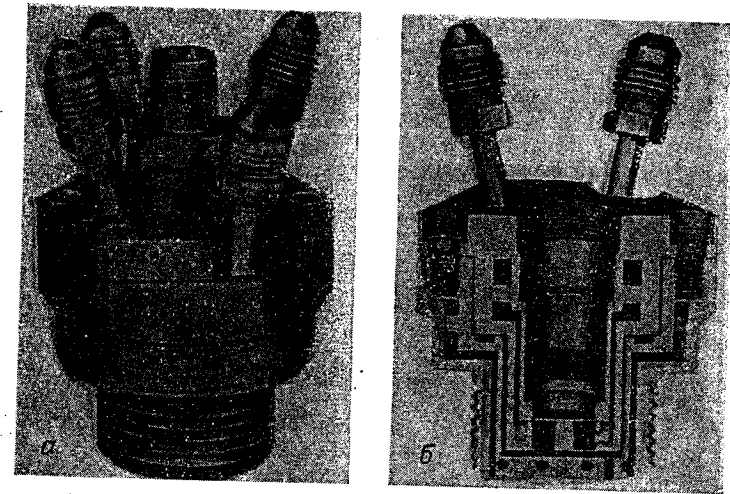
В течение нескольких лет в лаборатории фирмы «Аэроджет» успешно применялась для измерения колебательного давления система «Фотокон — Дайна-Гейдж» с датчиками модели № 352. Полную градуировку этой системы можно легко произвести при помощи статического давления. О прочности датчика свидетельствуют случаи, когда он оставался невредимым при взрыве испытываемого двигателя.

Механизм, посредством которого датчик преобразует давление в электрический сигнал, основывается на простых физических принципах. Чувствительная диафрагма датчика вместе с изолированным электродом образуют электрический конденсатор. Изменения давления деформируют чувствительную диафрагму, в результате чего изменяется емкость между диафрагмой и электродом. Внутри датчика находится индуктивность, которая вместе с этой емкостью образует настроенный контур с собственной частотой ~ 700 кГц. Этот контур посредством триаксиального кабеля подключен к цепи генератора-детектора, расположенного в аппарате «Дайна-Гейдж». Небольшое изменение емкости в контуре датчика приводит к относительно большим изменениям выходного сигнала детектора. Выходной сигнал детектора фильтруется и направляется в выходной контур через катодный повторитель, чтобы получить небольшое выходное сопротивление.

Датчик модели № 352 состоит из двух основных структурных элементов: съемного теплозащитного экрана и внутреннего датчика, который содержит чувствительную диафрагму, как показано на фиг. 1. Резьба находится на теплозащитном экране, который изолирован от чувствительной диафрагмы. Эта конструкция имеет минимальную деформацию диафрагмы, вызываемую удлинением резьбы. Теплозащитный экран защищает чувствительную диафрагму от конвективного и лучевого тепловых потоков. Он охлаждается водой, проходящей через корпус. Чувствительная диафрагма состоит из внешней и внутренней пластинок, соединенных коротким стержнем. Вода протекает между этими пластинками, создавая дополнительное охлаждение. Отверстия в теплозащитном экране и соединительные каналы акустически рассчитаны таким образом, чтобы датчик имел равномерную характеристику от 0 до 10 кГц. Резонансная частота диафрагмы составляет около 50 кГц, т. е. намного выше, чем ожидаемые частоты при неустойчивой работе. Эта двойным способом охлаждаемая и защищенная от тепловых потоков конструк-

ция является достаточно надежной, чтобы противостоять наиболее неблагоприятным окружающим условиям.

При первоначальной установке измерительной системы «Дайна-Гейдж» «демоуляционный» блок системы «Дайна-Гейдж» находился в пункте управления относительно близко к датчику. Соответствующий выходной сигнал этого блока направлялся к центральному записывающему оборудованию, расположенному в 300 м от пункта управления, по обычному двухпроводному

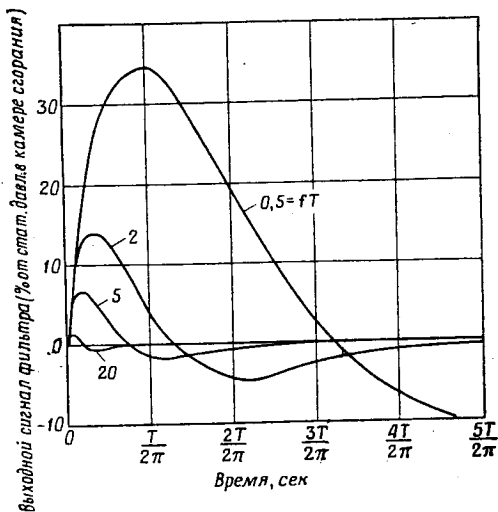


Ф и г. 1. Датчик давления «Фотокон», модель № 352.
а — в полной сборке; б — в осевом сечении.

экранированному кабелю. Заземление системы производилось в датчике, а остальная часть оборудования была изолирована от земли. Эта система являлась удовлетворительной в большей части исследований. Основные трудности были связаны с ослаблением высоких частот вследствие емкости линии и внесением линией шумов на длинном кабеле между пунктом управления и записывающим оборудованием. Чтобы избежать этих недостатков и использовать преимущества централизованного измерительного оборудования, блок «Дайна-Гейдж» был перенесен к центральному регистрирующему оборудованию. Триаксиальный кабель (коаксиальный кабель типа RG8/U с дополнительным изоляционным экраном, расположенным снаружи) применялся между датчиком и блоком «Дайна-Гейдж» вместо коаксиального кабеля. Было установлено, что при применении коаксиального кабеля в выходном сигнале появляются биения на звуковых частотах, имеющие небольшую амплитуду, вследствие смещения несущих радиочастот между кабелями. Лучшая защита в триаксиальном кабеле повысила отношение сигнала к шуму до значения более чем 60 дБ. В тех случаях, когда применяется только один канал или когда длина кабеля мала, удовлетворительные результаты дают и коаксиальные кабели типа RG8/U или RG58/U.

Для записи данных применялись магнитофон и осциллограф Миллера с катодной трубкой. Частотные характеристики обоих приборов являются горизонтальными от 0 до 10 кГц. Осциллографические данные являются основными при определении пульсирующего давления в камере. Магнитная лента обеспечивает непрерывную запись данных при проведении испытаний. Эти данные можно использовать в качестве дополнения к данным осцилло-

граничная частота фильтра). Легко можно видеть, что для любого значения fT менее 5 может иметь место насыщение чувствительного усилителя. В случае если давление поднимается в течение 25 мсек, это значение соответствует фильтру с $f = 200$ гц. Чтобы решить эту задачу, в этом контуре применены два фильтра верхних частот с $f = 200$ гц, оба с большим отсеиванием низких частот, чем фильтр второго порядка, описанный выше. Возможно,



Фиг. 3. Влияние времени повышения давления газа в камере сгорания и фильтра на переходную пульсацию входного сигнала к усилителю.

что во многих случаях исследований один фильтр может оказаться достаточным. Для уменьшения уровня высокочастотных шумов в усилителе переменного тока применялся дополнительный фильтр, отсеивающий частоты более 5 кгу. При определении амплитуды применялся триггерный компаратор напряжения Шмидта. Это устройство описано в работе [2]. Когда амплитуда входного сигнала превосходит предельную величину, то электрический ток переключается почти мгновенно со второй лампы на первую. Если входной сигнал падает несколько ниже установленного уровня напряжения, то ток переключается обратно в начальное состояние. Этот гистерезис в контуре Шмидта позволяет избежать возможные колебания. Таким образом, если типовое значение напряжения входных колебаний превосходит пороговое значение, то появляется серия несимметричных прямоугольных волн, имеющих такую же частоту, как и входной сигнал.

Выходной сигнал амплитудного воспринимающего элемента дифференцируется и образует импульсы, которые отпирают мультивибратор с одним устойчивым положением. Каждый импульс переключает ток от второй лампы к первой; после некоторой задержки ток возвращается к первоначальному состоянию. Для обеспечения низкоомной разрядной цепи для конденсатора, определяющего настройку по времени, применяется тиратронный триггер. Если частота повторения входных импульсов ниже критической величины, мультивибратор каждый раз будет иметь достаточное количество времени для возвращения в первоначальное состояние. Если же частота повторения выше критической величины, то мультивибратор переключается ранее конца времени задержки и никогда не возвращается в первоначальное состояние. Этот воспринимающий элемент разрешает частоты с точностью до 2%. Он измеряет только основную частоту сигнала и не будет работать на гармониках ниже критической частоты.

Выходная цепь частотного воспринимающего элемента соединена по постоянному току с триггером воспринимающего элемента продолжительности времени, мультивибратором с одним устойчивым положением. В течение времени, когда частотный воспринимающий элемент находится в первоначальном состоянии, воспринимающий элемент продолжительности времени фиксирован в пусковом положении. Когда частотный воспринимающий элемент переключается во второе состояние, фиксация выключается и начинается отсчет времени выдержки моностабильного мультивибратора продолжительности времени.

Если частотный воспринимающий элемент остается во втором состоянии в течение заданного времени, то мультивибратор продолжительности времени изменит состояние и запрет себя в этом состоянии. Это действие запускает отключающее устройство и зажигает на панели лампу отключения. Сигнал отключения включает два электромагнитных выключателя, расположенных в аварийном блоке системы двигателя, который автоматически выключает ракетный двигатель. Переключатели собраны в виде комплектов для повышения надежности. Третий переключатель применяется для включения регистрации отключения на осциллографическую запись. Время срабатывания всей схемы переключателей менее 1 мсек, что намного меньше времени, требуемого для отключения двигателя.

Ниже приводятся некоторые характеристики этой системы.

1. Электрическая интерпретация давления в отношении амплитуды, основной частоты и продолжительности почти такая же, как и визуальная интерпретация. Важность различных установок является очевидной.

2. Система возвращается в исходное положение, если значения параметров являются недостаточными, чтобы превысить заранее установленные уровни. Эта особенность является существенной при исследовании ударного возбуждения неустойчивости, когда в течение короткого испытания прикладывается несколько импульсов.

3. Схемы просты. Исключая питание прибора, в схеме требуется только семь вакуумных ламп. Все цепи являются простыми. Это сказывается в повышении надежности, что весьма важно для приборов, с помощью которых обеспечивается сохранность дорогих устройств.

4. Применяется простая градуировочная система, так что надлежащие операции по всем трем параметрам могут быть проверены в течение 1—2 мин. Это обстоятельство увеличивает уверенность в их надлежащей работе.

5. При исследовании ударного возбуждения достигается быстрая количественная информация по определению номера импульса, вызвавшего выключение.

Спецификация прибора приведена ниже. Параметры выбраны произвольно, чтобы удовлетворить большинство требований к испытаниям малых двигателей (менее 4,5 т тяги), и они могут быть легко изменены, если это потребуется для специальных исследований. В общем большие двигатели будут приводить к пропорциональному снижению частот.

Минимальный амплитудный порог, мв	20 (пиковое значение)
Граничная частота фильтра верхних частот, гц	200
Частотный порог, гц	600—2000 (5 ступеней)
Продолжительность колебаний (выбрано дважды), мсек	10—200 (через каждые 10 мсек)

ЛИТЕРАТУРА

1. Tallman C. R., Transducer Frequency Response Evaluation for Rocket Instability Studies, *ARS Journal*, 29, 119—122 (1959).
2. Millman J., Taub H., *Pulse and Digital Circuits*, McGraw-Hill, N. Y., 1956.

Измерительная аппаратура для исследования явления неустойчивого горения

Г. Рейсиг, Т. Анжелус

В работе описываются элементы измерительного оборудования и методы, применяемые согласно программе исследований неустойчивого горения в Аллеганской баллистической лаборатории. Требования программы были жесткими в том отношении, что измерение частоты и амплитуды высокочастотных колебаний давления следовало выполнять в весьма неблагоприятной обстановке, создаваемой ракетным двигателем, а затем эти колебания должны быть записаны в функции времени и анализированы.

С помощью охлаждаемых водой тензометрических датчиков давления и высокоскоростной записи на магнитную ленту можно было эффективно обнаруживать и регистрировать колебания давления при частотах более чем 40 кгц, при этом ограничивающим обстоятельством оказалась динамическая характеристика датчика. Частотный анализ производился при помощи электрического многофильтрового и магнитострикционного стержневого анализаторов; последний оказался значительно более совершенным в отношении разрешающей способности частот, представления данных и времени, затраченного на анализ.

Дальнейшие требования программы по изучению неустойчивого горения указывают на продолжающуюся зависимость прогресса в этой области от совершенствования измерительной аппаратуры.

ВВЕДЕНИЕ

Целью данной работы является описание измерительной аппаратуры, примененной в Аллеганской баллистической лаборатории при изучении неустойчивого горения в ракетных двигателях твердого топлива. Обычно проблемы горения чужды инженеру, специалисту по измерительной технике, так же как и проблемы измерительной техники в большинстве случаев несвойственны специалистам по баллистике. Комплекс вопросов, с которыми косвенно сопрягается настоящая работа, требует тесной связи между этими специалистами и хорошего знания ими соответствующих областей исследования. Эта связь лучше всего объясняется кратким описанием явления неустойчивого горения.

Неустойчивое горение твердых топлив является ненормальным режимом горения и включает два различных по характеру класса явлений — колебательное и неравномерное горение. Обычно считают, что колебательное горение является результатом взаимодействия возмущений давления внутри камеры сгорания двигателя с горением твердого топлива. Установлено, что периодические изменения давления в камере сгорания связаны с возбуждением акустических мод колебаний внутрикамерной газовой полости, в связи с этим сам процесс горения может рассматриваться в тесной зависимости от акустических явлений. Понятие неравномерного горения включает нестабильное разложение твердого топлива в условиях колебаний окружающей среды. Установлено, что нерегулярные флуктуации определяют изменение среднего давления по времени в камере сгорания ракетного двигателя во время работы. С неустойчивым горением впервые столкнулись еще в на-

чале второй мировой войны, но до тех пор, пока не появилась высокочастотная измерительная аппаратура, существенный прогресс в понимании этой проблемы не был достигнут. Первое теоретическое обоснование неустойчивости горения, предложенное Градом [1], представляло собой попытку аналитически показать возможное взаимодействие между флуктуациями давления газа и горением твердого топлива или предсказать поперечные акустические моды как наиболее вероятно существующие при нестабильном горении. Смит и Шпренгер [2] путем применения высокочастотной измерительной аппаратуры экспериментально показали, что эти ненормальности горения всегда действительно связаны с высокочастотными колебаниями давления и что они соответствуют акустическим колебаниям поперечной моды в газовом объеме камеры сгорания. За этими работами последовало много других теоретических и экспериментальных исследований, которые усовершенствовали и расширили сведения о неустойчивом горении и к настоящему времени дали приемлемые представления о механизме этого явления. Результаты этих исследований недавно были обобщены в работе [3]. Вклад, внесенный в это дело более совершенной измерительной техникой, нельзя недооценить.

К измерительной аппаратуре, применяемой в этих исследованиях, предъявляются жесткие требования, исходя из следующих главнейших соображений.

1. Во-первых, для обнаружения колебаний датчик давления должен иметь высокие собственные частоты. Он должен в течение длительного времени выносить неблагоприятные условия: на стационарном режиме работы температуру газа в камере сгорания около $2000 \div 3500^\circ \text{C}$, переходные периоды с ненормальными значениями удельных тепловых потоков при колебательном режиме работы и большие механические усилия при неравномерном горении. С точки зрения экономии средств и эффективности проведения работ по программе испытаний датчик должен выдерживать эти условия и при повторных испытаниях.

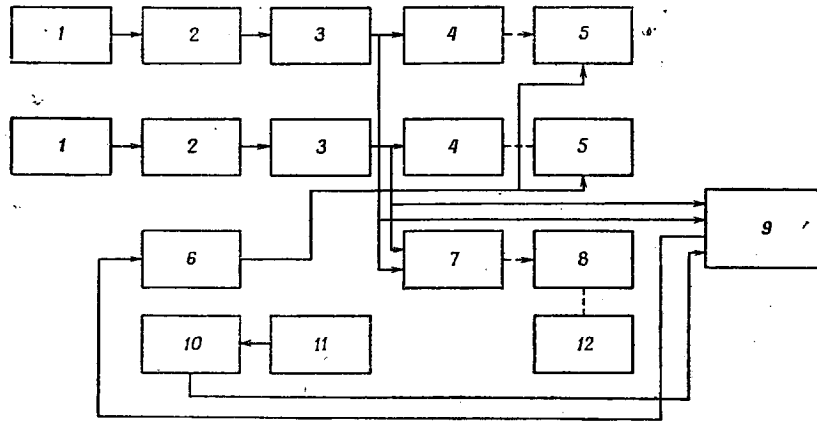
2. Система регистрации колебаний должна иметь равномерную частотную характеристику во всем диапазоне измеряемых частот. Она должна записывать и точно воспроизводить чрезвычайно сложные быстропротекающие переходные процессы. Записанная информация должна включать частоты и амплитуды имеющихся высокочастотных колебаний, а также обычные сведения об изменениях среднего давления по времени в камере ракетного двигателя. Поскольку максимальные частоты и амплитуды колебаний нельзя оценить до проведения экспериментов, методика измерений должна предусматривать гарантированную запись этих параметров в широких интервалах их изменения.

3. Для интерпретации колебательного и неравномерного режимов горения записанные сведения должны анализироваться таким образом, чтобы для каждого момента времени в течение цикла горения можно было легко определять частоты и соответствующие им амплитуды. Кроме того, поскольку проводится большое количество испытаний, анализирующая аппаратура должна обеспечить обработку данных при минимальных затратах времени и сил, без потери качества.

ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ АППАРАТУРА

Теоретически предъявляемые к измерительной аппаратуре требования являются в известной части приемлемыми, и многие из них в настоящее время применяются установившейся практикой. Однако на практике часто пользуются чем-то компромиссным между тем, что требуется, согласно программе работ, и тем, что позволяет наличная аппаратура и материальные

возможности. Блок-схема измерительной системы, которая была создана, чтобы удовлетворить эти требования, представлена на фиг. 1.



Фиг. 1. Блок-схема регистрирующей системы для исследования неустойчивости горения. 1 — датчик «Норвуд», модель 107; 2 — мост; 3 — усилитель постоянного тока «Кин-Тель»; 4 — двухлучевой осциллограф; 5 — баллистическая барабанная фотокамера; 6 — синхронизация магнитной ленты; 7 — осциллоскоп «Тектроникс», тип 502; 8 — 35-миллиметровая пленочная камера; 9 — магнитофон «Миннеаполис — Хониуэлл», серия 3190; 10 — генератор управляющего тона; 11 — отметчик времени; 12 — обработка киноплёнки.

Датчики давления

Для измерения давления в Аллеганской баллистической лаборатории применялся ряд датчиков сопротивления тензометрического типа. Более ранние работы были проведены с датчиками, у которых соединительные каналы были заполнены консистентной смазкой с целью защитить чувствительные элементы от горячего газа. Такие датчики при испытаниях оказались непригодными для высокочастотных измерений. Даже если основной элемент датчика обладает высокой резонансной частотой, то жировой подсоединительный канал ухудшает частотную характеристику до такой степени, что информация оказывается малоценной. В дополнение к сильному ослаблению высоких частот и другим характеристикам масляного канала были в сущности ненадежны, так как физические свойства консистентной смазки изменяются с температурой и она частично плавится и уносится с газовым потоком. Возможные пузырьки воздуха в жировом канале еще больше усложняют положение. Только применение датчиков с водяным охлаждением было прямым ответом на этот вопрос.

Датчик, который наконец был выбран и который соответствовал большинству требований, был изготовлен фирмой «Норвуд Контролс», модель 107. Этот тип датчика [4] имеет связанные между собой криволинейную диафрагму и деформирующуюся трубку с тензоэлементом. Внутренняя часть диафрагмы охлаждается водой. Резонансная частота прибора равна примерно 35 кгц. Он имеет слабое заглушение и пригоден для продолжительной работы при температуре 2800° С. Датчики вначале устанавливались в головке камеры сгорания при расположении диафрагмы перпендикулярно к продольной оси двигателя. Диафрагма располагалась заподлицо с внутренней стенкой

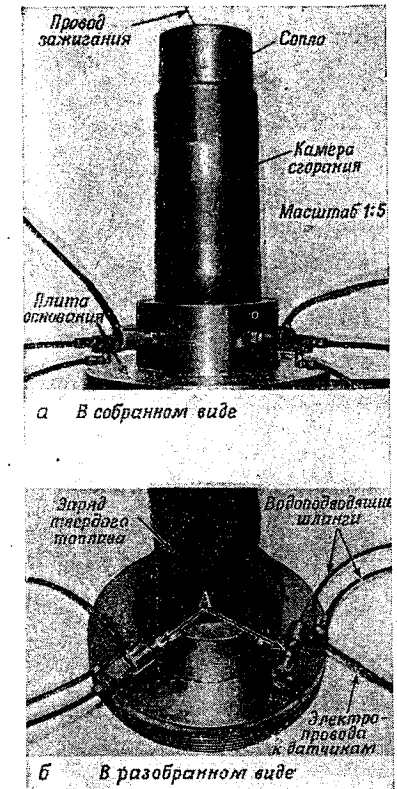
камеры сгорания, так как эксперимент показал, что даже малая полость перед диафрагмой сказывается неблагоприятно на показаниях датчика. Вследствие несовершенства конструкции датчика с водяным охлаждающим устройством он все же был неудовлетворительным. Датчик не выдерживал сильных механических нагрузок, которые возникали при неустойчивом горении. Повреждение шло двумя путями. Вибрации приводили к разрушению входного устройства водоподводящих трубок вблизи корпуса датчика и отламывали штепсельный разъем электропроводки. Тогда установка для статических испытаний была переоборудована так, что передний конец камеры двигателя закреплялся на массивном стальном основании. Датчики были установлены на массивном стальном основании и направлены перпендикулярно к продольной оси двигателя. При помощи этого устройства были смягчены механические вибрации, и датчик работал весьма удовлетворительно. Дополнительным преимуществом было то обстоятельство, что теперь не было необходимости снимать после каждого испытания датчик, а также связанные с ним линии подвода воды и электропроводку. Фотография установки для статических испытаний (включая датчики давления) показана на фиг. 2. (Массивное основание также включено в разъемную камеру сгорания.)

Устройства для записи

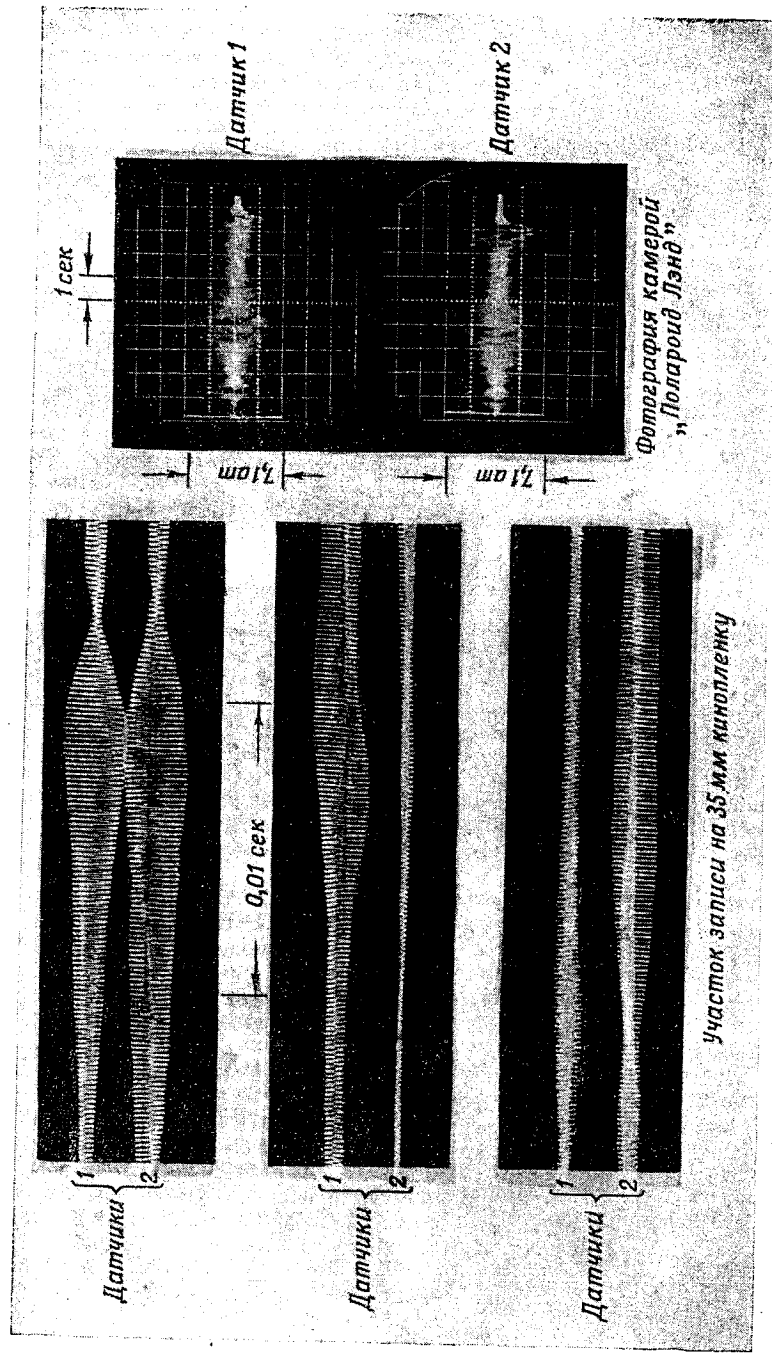
Запись при помощи фотографирования

Выход усилителя постоянного тока присоединялся к двухлучевому осциллоскопу, экран которого фотографировался при помощи баллистической катушечной фотокамеры. Получаемый снимок представляет зависимость среднего давления от времени и наложенного на эту составляющую колебательную составляющую давления.

Колебания давления также воспроизводятся на двухлучевом осциллоскопе, снабженном либо высокоскоростной камерой с пленкой, имеющей ширину 35 мм, либо камерой «Полароид Ленд». Характерные записи представлены на фиг. 3. Запись, произведенная на пленочной камере, была вполне пригодной для изучения весьма быстрых колебаний, полученных на осциллографе, а также форм волн. Путем сравнения выходных напряжений двух датчиков давления на осциллографе можно определить эффект расположения датчика. Этот способ позволяет выявить особенности различных мод колебаний. Градуировка по амплитуде получается по сигналу, подаваемому на устройство для записи на магнитную пленку, которое будет рассматриваться ниже.



Фиг. 2. Фотографии установки для статических испытаний. А — датчики давления.



Ф и г. 3. Фотографическая запись колебаний давления при неустойчивом горении.

Запись на магнитную ленту

Предварительная работа была проведена с магнитофоном «Ампекс» с применением ленты шириной 6,25 мм при максимальной скорости движения ленты 38 см/сек. Эта система имеет следующие недостатки. Протягивание ленты при помощи катушки является очень громоздким, и синхронизация с баллистической фотокамерой почти невозможна. Кроме того, частотная характеристика оказалась ограниченной и информацию можно записать только по двум каналам. Однако вначале имелся в распоряжении лишь этот метод магнитной записи, поэтому были сделаны попытки получить этим методом лучшую возможную информацию. Система была модифицирована таким образом, что магнитная лента протягивалась в форме петли, а электрическая цепь управления изменена так, что муфта ведущей оси и реле записи приводилось в действие автоматически посредством реле в электрической цепи управления всего устройства. Протягивание ленты в виде петли имеет дополнительное преимущество, так как не требуется перемотка и ленту можно пропустить повторно для частотного анализа. В конечном счете получается значительная экономия времени. С этими изменениями аппаратура функционировала вполне удовлетворительно, но оставалась желать лучшего. Дальнейшее совершенствование системы привело к приобретению записывающего оборудования, существующего в настоящее время.

В последнее время для записи на магнитную ленту и воспроизведения с нее применяется система «Миннеаполис — Хониуелл», серии 3190. Эта система производит запись информации по четырнадцатью каналам на ленту шириной 25 мм. Имеется возможность прямой записи или записи с частотной модуляцией. Обычно применяется только прямая запись, так как частотная характеристика каналов при частотной модуляции ограничена 10 кГц. Система протяжки ленты сделана для петли магнитной ленты любой длины от 1,5 до 30 м. Лентопротяжной механизм имеет шесть рабочих скоростей в диапазоне от 75 до 1500 мм/сек. Максимальное рабочее время при наибольших скоростях движения ленты равно 20 сек, которых более чем достаточно для испытания примененных двигателей.

Широкий выбор скоростей движения ленты обеспечивает гибкость работы как при записи, так и при воспроизведении. Например, запись на магнитную ленту при высокой скорости движения может быть воспроизведена при меньшей скорости, позволяющей произвести более тщательную обработку данных. Этот метод очень удобен при частотном анализе, так как снижение скорости движения ленты приводит к пропорциональному снижению частоты сигнала и таким образом расширяет частотный диапазон анализирующей аппаратуры. Выравнивающие цепи в усилителях воспроизведения позволяют сохранить неизменными амплитудные характеристики информации при снижении скорости движения ленты. Система прямой записи и воспроизведения работает при скоростях движения ленты до 1500 мм/сек и имеет в этом диапазоне горизонтальную частотную характеристику до 100 кГц.

Управление работой записывающей аппаратуры осуществляется при помощи кнопочных переключателей, установленных на корпусе механизма протягивания ленты. Для удобства и быстроты управления управляющая цепь модифицирована так, что позволяет выполнять некоторые действия как на расстоянии, так и при помощи реле. Эта модификация позволяет синхронизировать во времени работу магнитофона и баллистической фотокамеры до подачи пускового напряжения на ракетный двигатель. Синхронизация производится с помощью предварительной записи синусоидального сигнала на одну из дорожек магнитной ленты в первую половину секунды после прохода соединения ленты через головки магнитофона. При воспроизведении сигнал выпрямляется, и это используется для приведения в действие реле управляющей цепи баллистической фотокамеры. Когда

достигается состояние, при котором включается питание реле и цепи управления фотокамеры, то напряжение для запуска подается на ракетный двигатель.

Блокировочное приспособление препятствует запуску двигателя, если механизм движения пленки не приведен в действие. Неотъемлемой частью обычно применяемой аппаратуры является электронный отметчик времени. Чтобы привести в соответствие начало горения с началом записи частотного анализа, отметчик времени вырабатывает сигнал, который записывается на ленту на протяжении всего испытания. Применение этой информации будет описано в разделе, относящемся к волновым анализаторам.

Градуировка

Улучшение системы градуирования вызвано необходимостью в точном измерении амплитуды колебаний давления. Эта процедура непосредственно основывается на идее тарировки, применяемой при определении средних значений давления. После того как измерительный мост отбалансирован, в цепь моста включают точное сопротивление, что производит отклонение луча осциллографа. Это отклонение луча точно пропорционально отклонению, вызванному определенным статическим давлением, действующим на датчик. Поэтому совсем легко произвести градуировку по переменной составляющей сигнала путем удаления моста и подсоединения стандартного генератора сигналов вместо моста. Амплитуда сигнала регулируется так, чтобы произвести требуемое отклонение луча осциллографа, и затем записывается на магнитную ленту. Единственным ограничением является невозможность изменить коэффициенты усиления усилителей после градуировки. Обычно применяется сигнал с частотой 1 кгц и амплитудой, соответствующей изменению сопротивления датчика на $0,25 \text{ ом}$. Необходим некоторый опыт для определения уровня, который должен применяться при градуировке.

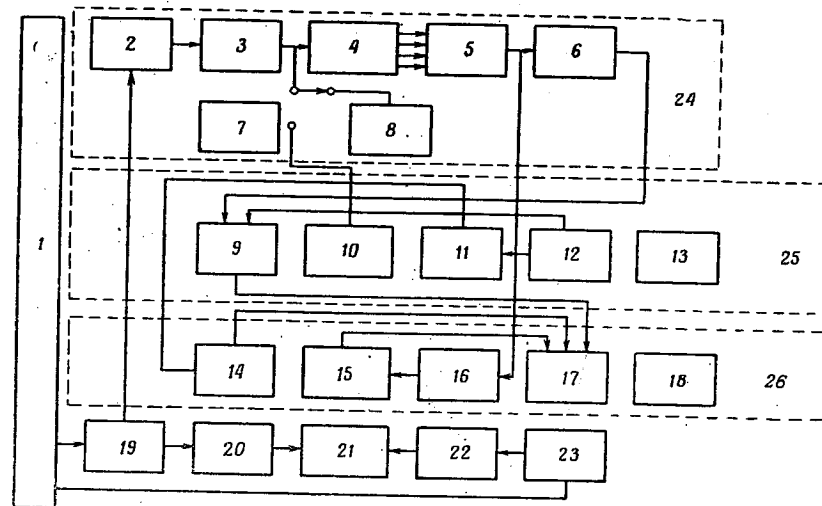
Так как коэффициент усиления усилителей записи определяется амплитудой градуировочного сигнала, то при высоком коэффициенте усиления установки и сильном колебательном процессе горения возможны перегрузочные искажения. И наоборот, если колебания при горении являются умеренными и коэффициент усиления системы записи низкий, то усилитель воспроизведения будет поставлен в такой режим, что в результате анализа будет вноситься значительный шум.

Частотный анализ

Для выполнения волнового анализа предназначено множество приборов. Выбор того или иного типа анализатора в основном зависит от требуемой формы представления данных. Блок-схема обычной анализирующей системы показана на фиг. 4. Фотография записывающей и анализирующей установки представлена на фиг. 5.

Анализатор с постоянной относительной шириной полосы частот

Простейший тип этого анализатора содержит единственный настраиваемый фильтр. Применяются различные фильтры, но наиболее употребительным является сосредоточенный индуктивно-емкостной фильтр, или мост Вина, с отрицательной обратной связью. Настройка осуществляется путем применения одного или нескольких переменных параметров схемы. Относительная ширина полосы частот всегда постоянна относительно центральной частоты. Для получения плоской частотной характеристики применяются выравнивающие контуры, но избирательность на краях характеристики не всегда соответствует требованиям. Эта аппаратура имеет преимущества:



Ф и г. 4. Блок-схема частотноанализирующей системы.

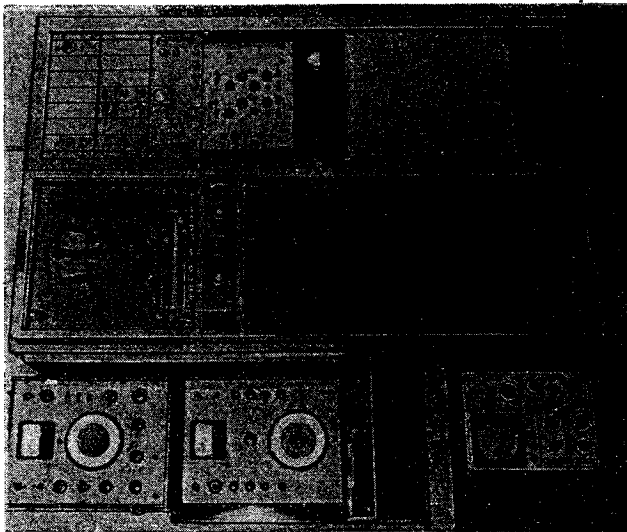
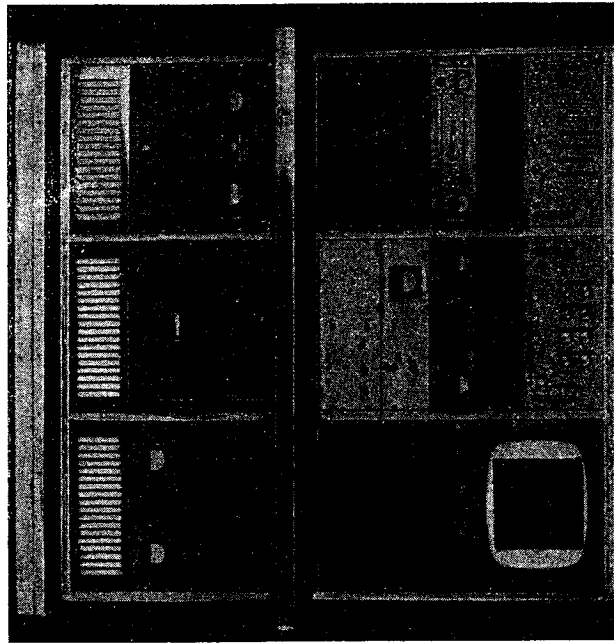
1 — магнитофон «Миннеаполис — Хонгуелл», серия 3190; 2 — предварительный усилитель; 3 — балансный смеситель; 4 — усилитель мощности; 5 — магнитоэлектрические стержневые фильтры и коммутатор; 6 — усилитель чувствительного элемента; 7 — источник питания; 8 — местный генератор; 9 — усилитель сигнала по оси Z; 10 — генератор с кварцевой стабилизацией частоты; 11 — генератор развертки; 12 — функциональный селектор; 13 — источник питания; 14 — усилитель по оси ординат; 15 — усилитель по оси абсцисс; 16 — цепь триггера; 17 — индикаторная трубка; 18 — источник питания; 19 — управляющая цепь анализатора; 20 — $1/2$ -октавный анализатор «Брюел и Кжаер»; 21 — регистратор уровня «Брюел и Кжаер»; 22 — автоматический переключатель полосы; 23 — дискриминатор управляющего тона; 24 — анализатор «Рейспэн»; 25 — вспомогательное оборудование для анализатора «Рейспэн»; 26 — осциллограф.

в стабильности. Стабильность зависит от электронных приборов, входящих в систему, которые имеют высокое качество. Подобного типа анализатор «Брюел и Кжаер» 2105 применялся в этой лаборатории, но в ограниченной степени. Его частотный диапазон ($50 \div 12\,000 \text{ гц}$) был недостаточен, кроме того, он оказался непригодным для автоматических операций.

Анализатор со смежными полосами частот

Продолжением развития идеи однофильтрового анализатора является создание анализатора с рядом независимо настраиваемых фильтров, причем каждый с постоянной полосой частот, которые должны перекрывать весь исследуемый диапазон частот. В этом приборе специфический фильтр выбирается с помощью переключающего устройства особого рода. Прибор «Брюел и Кжаер» типа 2109 был применен и в данном исследовании. Он содержит тридцать полосовых фильтров шириной в одну треть октавы, охватывающих в целом диапазон частот от 40 до $32\,000 \text{ гц}$. Переключающее устройство подсоединяет выход индивидуальных фильтров к звукозаписывающему аппарату «Брюел и Кжаер» типа 2304 или индикатору. Несколько образцов записи, произведенной записывающим аппаратом, приведено на фиг. 6. Относительная ширина полосы пропускания этого анализатора является постоянной относительно центральной частоты. При высоких частотах разложение на составляющие частоты становится недостаточным.

Время, необходимое для анализа при помощи этого прибора, было уменьшено путем автоматизации переключателя фильтров. Соленоид связан через механическую передачу с ключом селектора полосы частот. Соленоид



Ф и г. 5. Фотографии электронной аппаратуры. (Алгебраическая баллистическая лаборатория);
 а — измерительная аппаратура для регистрации и анализа нестационарных явлений (Алгебраическая баллистическая лаборатория);
 б — измерительная аппаратура для анализа результатов летных испытаний ракет (запись выполнена ранее) (Лаборатория
 прикладной физики университета Джона Гопкинса).



Ф и г. 6. Результаты амплитудно-временного анализа, полученные с трех отдельных $1/3$ -октавных полосовых фильтров.

управлялся звуковым тоном, записанным на дорожку магнитной ленты. Тон подается только в течение времени, соответствующего периоду работы двигателя. Когда тона нет, выход анализатора отсоединяется от регистратора уровня и следующий фильтр включается в цепь. Кроме того, диаграмма, полученная на регистраторе уровня, автоматически маркируется, чтобы показать, где начинается анализ.

Перед выполнением частотного анализа через анализатор пропускается градуировочный сигнал и коэффициент усиления устанавливается так, чтобы некоторая точка диаграммы соответствовала определенной величине давления. Так как система линейна, то практически необходима только одна точка.

Магнитострикционный стержневой анализатор

Другим типом частотного анализатора является анализатор «Рейспэн Спектрум Аналайзер», изготавливаемый фирмой «Рейтон Маньюфакчуринг». Этот прибор отличается некоторыми особыми качествами. Он выполнен на базе магнитострикционных стержневых фильтров, которым присуща стабильность, и имеет весьма хорошую частотную характеристику. Анализируемый сигнал проходит через предварительный усилитель и катодный повторитель к балансному модулятору. Входящий сигнал в балансном модуляторе смешивается с выходным сигналом генератора с фиксированной частотой, и сумма частот подается на комплект фильтров. Этот комплект состоит из 420 магнитострикционных стержневых фильтров, входные цепи которых соединены параллельно. Индивидуальные фильтры смонтированы на поверхности цилиндра, а для снятия выходных сигналов с каждого фильтра применяется коммутатор емкостного типа. Коммутатор вращается со скоростью 3450 об/мин, так что выходные сигналы с каждого фильтра снимаются один раз за 18 мсек. В конце каждого поворота коммутатора генерируется синхронизирующий импульс, который обеспечивает эталонную точку анализа.

Каждый фильтр имеет одинаковую полосу пропускания 32 гц. Комплект стержневых фильтров охватывает диапазон частот между 167,25 и 177,25 кГц. При помощи смещения частот генератора может быть проанализирована любая область частот входного сигнала шириной 10 кГц.

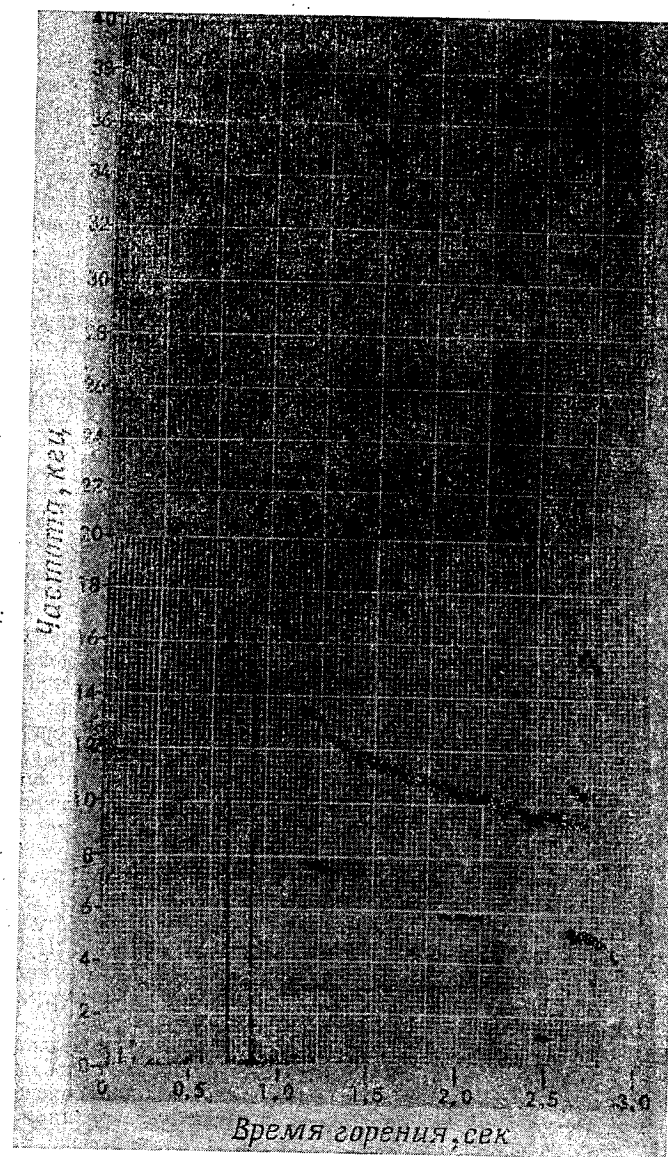
Выходной сигнал анализатора воспроизводится на осциллографе, и вычерчивается диаграмма зависимости относительной амплитуды от частоты для каждой восемнадцатимиллисекундной части входного сигнала. Чтобы получить полный анализ в непрерывной форме, экран осциллографа должен фотографироваться в течение каждой указанной части входного сигнала. Осуществление этого не является желательным по двум причинам. Во-первых, кривая зависимости амплитуды от частоты не является слишком полезной, во-вторых, обработка данных в такой форме была бы утомительной и отнимала бы много времени.

Этот анализатор с помощью вспомогательного оборудования способен вырабатывать кривую изменения частот от времени. Такая установка была сконструирована и выполнена Лабораторией прикладной физики университета Джона Гопкинса. Вначале она была спроектирована для изучения и анализа телеметрических сигналов, записанных при летных испытаниях ракет. (Подобная система собрана в Аллеганской баллистической лаборатории.) Выходной сигнал анализатора подается на ось Z осциллоскопа, создавая модуляцию интенсивности электронного луча. Синхронизирующий импульс из анализатора «Рейспэн» подается к триггеру развертывающей цепи по оси X. Это действие происходит каждые 18 мсек, и, таким образом, ось X оканчивается линейной шкалой по отношению к частоте.

Первый синхронизирующий импульс, имеющий место после начала анализа, используется для приведения в действие развертки, напряжение в которой по времени изменяется значительно медленнее. Это напряжение прилагается к оси Y осциллоскопа. Продолжительность времени, потребная для получения развертки вдоль оси Y, соответствует длительности входного сигнала или некоторому выбранному отрезку этого времени.

Результаты анализа получаются в неизменной форме путем фотографирования экрана осциллоскопа камерой «Полароид Ленд». Образец подобного анализа приведен на фиг. 7. Весь процесс анализа является очень быстрым, так как необходимо пропускать ленту только один раз для получения записи.

Как уже отмечалось ранее, фильтры пропускают частоты между 167,25 и 177,25 кГц. Поскольку на фильтры подается сумма сигналов — входного и генератора частот, то единственным требованием, относящимся к входному



Фиг. 7. Типичный образец результатов частотно-временного анализа полученного на анализаторе «Рейспэн».

сигналу на фильтр, является то, чтобы сумма частот находилась в этой области. Путем изменения частоты сигнал-генератора можно анализировать диапазон частот до 40 кГц. Единственной дополнительной работой является фотографирование каждой области частот шириной в 10 кГц. Для этой цели применяется внешний сигнал-генератор с кварцевой стабилизацией частоты. Любую из десяти различных пластин кварца можно выбрать с помощью переключателя. Их частоты выбраны так, что они перекрывают весь диапазон.

Развертка по времени по оси Y создается специальным усилителем, собранным по интегрирующей схеме. Входным сигналом интегратора служит постоянный ток с постоянным напряжением. Для получения необходимой скорости развертки в интегрирующую цепь при помощи переключателя вводятся различные сопротивления.

Усилитель по оси Z служит для соединения выходного контура спектроанализатора «Рейспэн» с осциллоскопом и получения необходимого уровня сигнала. Усилитель импульсов позволяет применить предварительно настроенный счетчик для управления анализом, если необходимо рассмотреть отдельный участок записи на магнитной ленте. Включена дополнительная коммутирующая цепь так, что можно получить на осциллографе воспроизведение других параметров.

Представление данных

С целью представления анализируемых данных в удобной форме для дальнейшего рассмотрения были разработаны следующие методы.

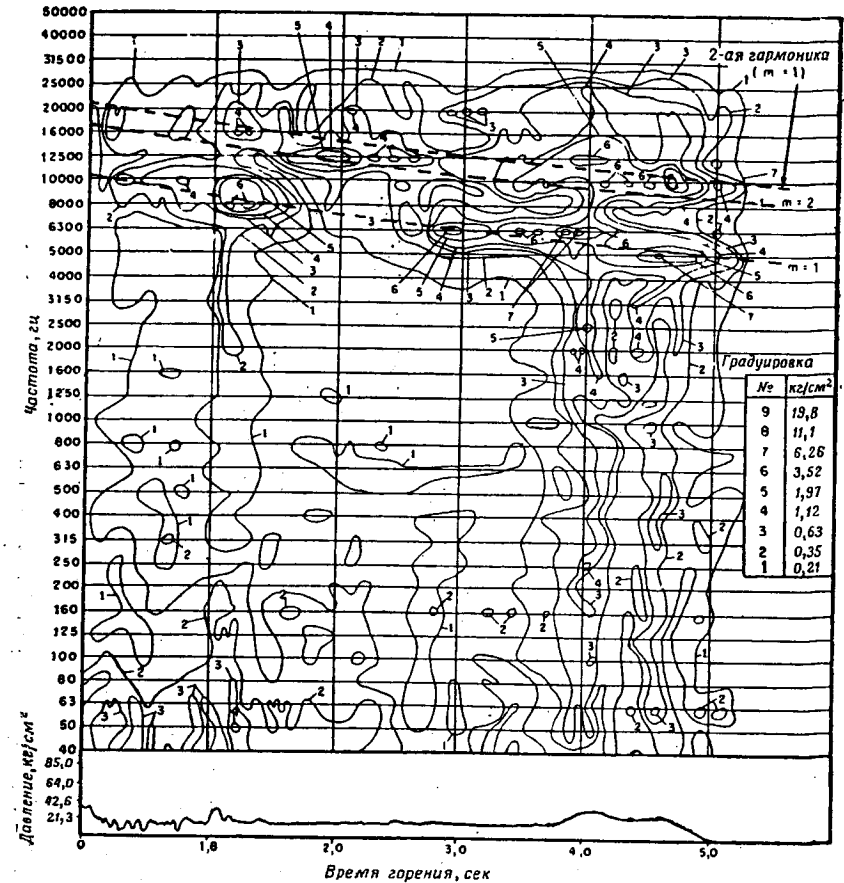
Контурный анализ

Амплитудно-временной анализ, полученный на анализаторе с «октавными фильтрами», трудно интерпретировать, и поэтому он переделан в удобный метод, названный методом «контурной карты». Для отдельных частот на карте вычерчивается вручную зависимость специфических амплитуд от времени. Результирующая кривая на карте представляет непрерывную зависимость амплитуды от времени и ступенчатую зависимость амплитуды от частоты. Путем соединения между собой точек с постоянными значениями амплитуды можно представить контурную диаграмму режима колебаний. Пример этой процедуры представлен на фиг. 8. Главное преимущество этого метода состоит в том, что частота и амплитуда колебаний могут изучаться одновременно как функции времени. Можно заметить, что таким путем удобно интерпретировать поведение колебаний. Путем проведения линии среднего давления по времени параллельно оси времени возможно провести непосредственно анализ колебательного и неравномерного горения. Пунктирные линии на карте представляют расчетные значения низших тангенциальных акустических мод ($m = 1, 2, \dots$ и т. д.) колебаний газа внутри камеры сгорания и им соответствующие гармоники.

Главными недостатками этого метода являются: 1) значительная трудоемкость работ, необходимых для приведения данных к удобной форме; 2) во многих сложных случаях процесс получения контуров зависит от индивидуальных интерпретаций колебаний исследователем; 3) слишком широкие полосы пропускания индивидуальных фильтров анализатора в верхнем участке спектра.

Частотно-временной анализ

Результаты частотно-временного анализа, полученные с помощью магнитострикционного анализатора «Рейспэн», не нуждаются в дальнейших преобразованиях и легко интерпретируются. Путем проведения линии

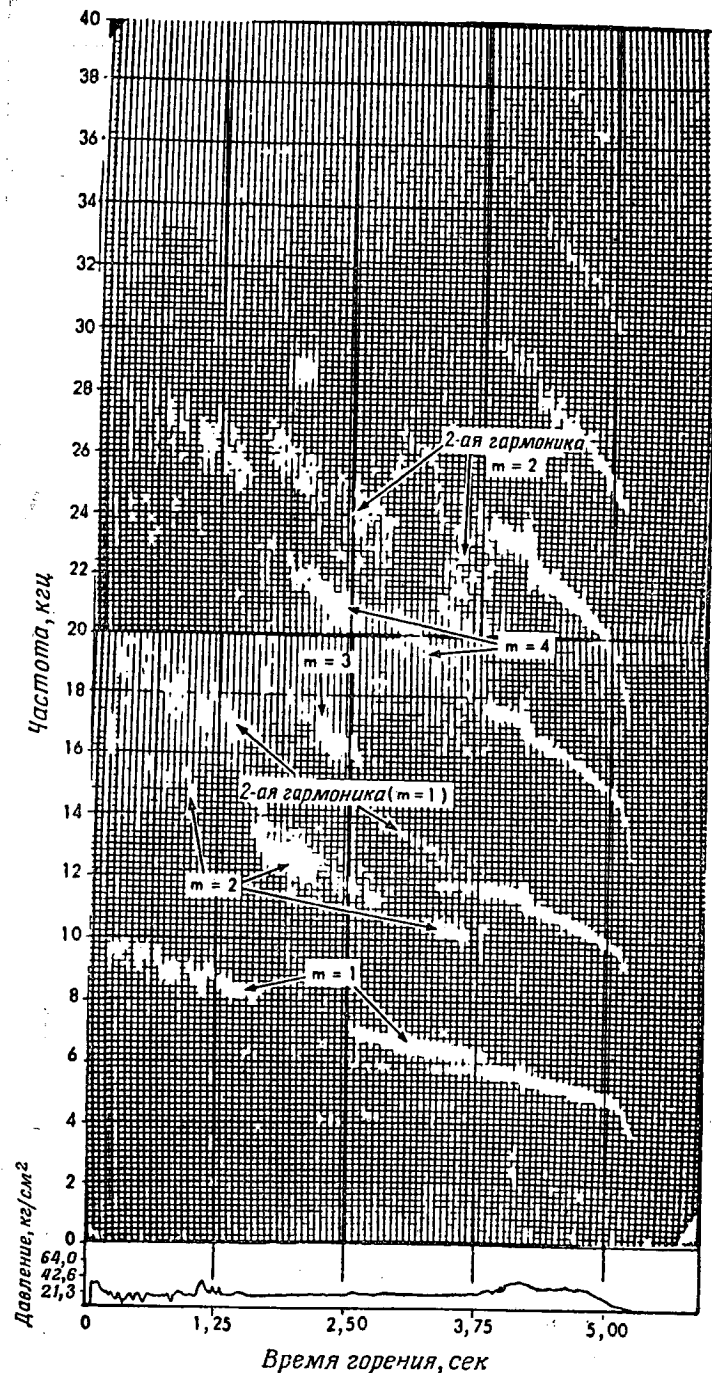


Фиг. 8. Амплитуда колебаний как функция времени и частоты, построенная параллельно зависимости среднего давления от времени.

среднего давления в зависимости от времени, параллельно оси времени, можно выполнить непосредственный анализ режимов колебательного и неравномерного горения (фиг. 9). Главным недостатком этого метода является отсутствие амплитудно-временной зависимости. Главное достоинство указанного метода состоит в том, что: 1) он представляет частотно-временные данные с большой степенью разрешения, 2) он является весьма быстрым по сравнению с контурным анализом. (Для выполнения анализа необходимо лишь одно пропускание записи на магнитной ленте по сравнению с тридцатью пропусканиями в аппарате «Брюел и Кжаер».)

Комбинированный анализ

Принимая во внимание преимущества обеих анализирующих систем, можно получить более качественную обработку данных, которая лучше описывает режим неустойчивости горения в камере сгорания. Это достигается путем комбинирования амплитудно-временной информации с частотной



Фиг. 9. Частота колебаний и среднее давление в зависимости от времени (анализ испытания, представленного на фиг. 8).

зависимостью от времени, полученных в обоих описанных методах. Результирующие кривые для одного испытания с учетом частотных характеристик всей системы представлены на фиг. 10. Из-за относительно большой трудоемкости эта обработка была проведена только для одного специального случая горения.

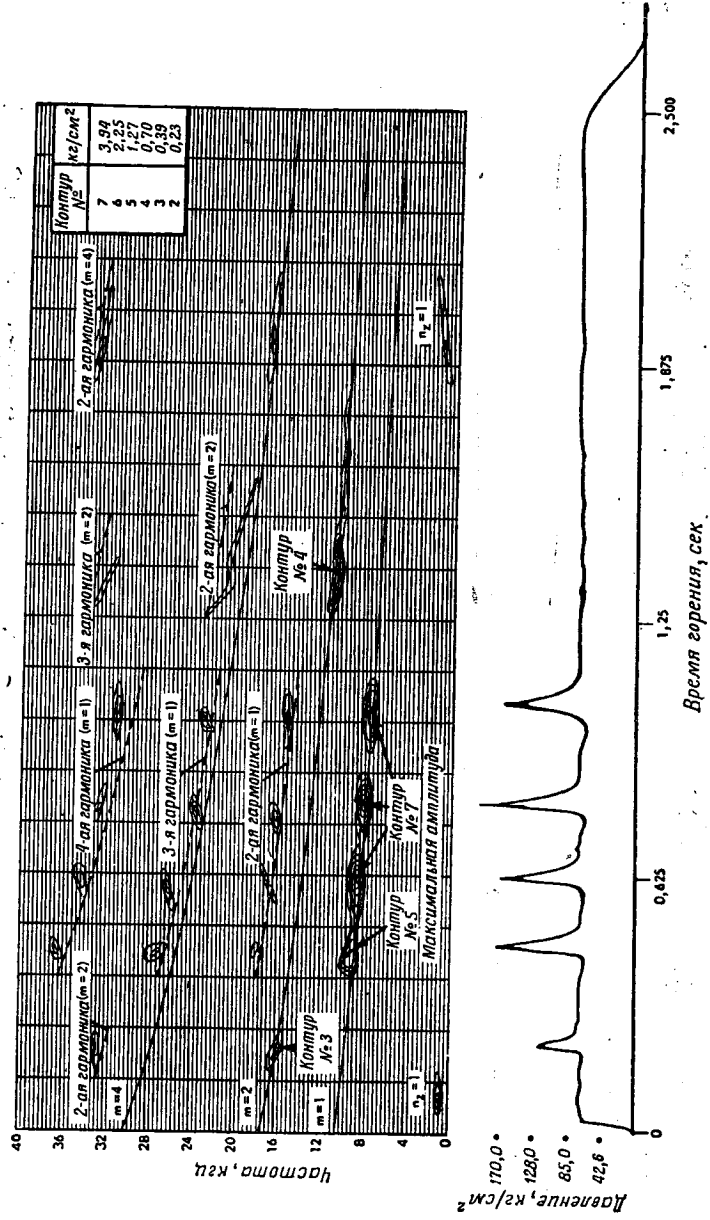
В общем данные записи и анализа удовлетворительно изображают режим горения, но имеются некоторые дополнительные ограничения в их интерпретации, связанные с неотъемлемыми физическими свойствами системы [5].

Характеристики аппаратуры

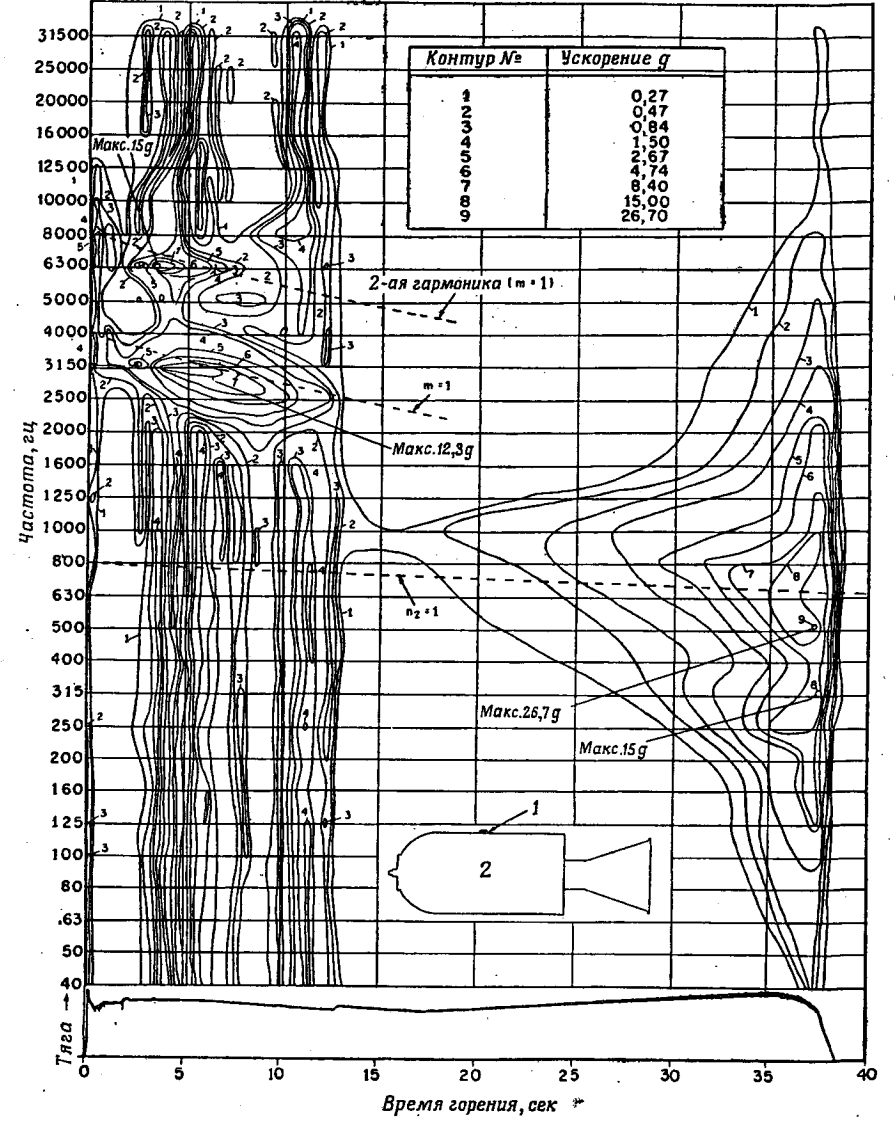
Знание частотных характеристик измерительных приборов необходимо, так как конечной целью является получение количественных данных об амплитудах колебаний. Поэтому с большой тщательностью были проведены общепринятые испытания всех элементов аппаратуры дополнительно к аналогичным испытаниям всей системы. Результирующую характеристику можно применить для коррекции результатов анализа. Наиболее слабым в этом отношении звеном был датчик давления. Сведения относительно динамической характеристики датчика давления модели 107 были ограниченными и противоречивыми. Из работы [6] следует, что датчик недодемпфирован (примерно 0,1 критического значения) и имеет резонансную частоту 18,7 кгц. Согласно более поздней информации фирмы «Норвуд контролс» [7], модель 107 (номинальное значение 70 *ати*) имеет резонансную частоту приблизительно 45 кгц без водяного охлаждения и приблизительно 35 кгц с водяным охлаждением. Здесь также показано, что этот датчик применим до значения частот 50 кгц. (Эти данные были подтверждены экспериментально.) Общие характеристики, примененные для поправок значений амплитуд, включали заранее имевшуюся информацию. Предполагается, что характеристика датчика описывается классической системой второго порядка, и согласно этому были внесены соответствующие поправки. Поправки к амплитудам при частотах выше 10 кгц, по-видимому, являются лишь грубым приближением. В этой области желательно иметь более точные поправки, применяя методы, подобные методам, описанным Тельманом [8]. В период развития исследований не было сделано каких-либо попыток внести поправки к значениям амплитуд всех анализируемых данных, что можно объяснить большим количеством собранных данных и неуверенностью относительно типов колебаний [5].

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ

Надлежащее оборудование измерительной аппаратурой экспериментального ракетного двигателя с целью исследования неустойчивости горения имеет то преимущество, что двигатель может быть сконструирован с учетом присоединения к нему датчика давления. На практике при изучении горения в различных натуральных ракетных двигателях, находящихся в доводке, имеет место обратное положение, а именно датчик можно присоединить лишь к существующим неизменяемым элементам конструкции. Причем очень часто доступ к внутренней полости двигателя весьма ограничен. С появлением ракетных двигателей с высокими характеристиками стало часто трудно или вовсе невозможно надлежащим образом произвести оборудование ракетного двигателя измерительной аппаратурой. Обычным примером может служить измерение давления в камере сгорания через длинный тонкий канал между внутренним газовым объемом и наружной поверхностью камеры. Анализ этих частных систем измерения давления показал, что затухание, вносимое подсоединительным каналом, бывает настолько сильным, что не дает возможности обнаружить колебательный



Ф и г. 10. Колебательное и неравномерное горение (применение комбинированного анализа).



Ф и г. 11. Анализ виброускорений, нормальных оболочке камеры сгорания в функции времени и частоты.

1 — датчик виброускорения; 2 — схема камеры сгорания ракетного двигателя, показывающая расположение датчика виброускорений.

режим горения. В этих условиях приходится применять датчики другого типа, в частности, датчики виброускорения. Несмотря на погрешности из-за сложно передающей способности конструкции двигателя, часто возможно установить характеристики колебательного горения путем измерения вибраций корпуса двигателя. Пример применения датчика виброускорения для этих целей на камере сгорания, сделанной из стекловолокна, и анализа полученных данных по одному из описанных методов показан на фиг. 11. Здесь показано соотношение наблюдаемого спектра ускорений с некоторыми внутрикамерными акустическими модами. Широкополосный спектр во время последнего периода горения указывает на значительные механические вибрации корпуса двигателя, усиливающиеся в области частот, соответствующих продольной акустической моде колебаний газового объема.

Дальнейшие требования

Как и во многих других программах испытаний этого типа, требования к измерительной аппаратуре возрастают с прогрессом в области исследования неустойчивости горения. В настоящее время стремятся производить датчики давления, имеющие динамический диапазон работы 100 кГц с суммарной электронной компенсацией. Можно надеяться, что объединение большого количества вспомогательной аппаратуры с магнитоотрижционными анализаторами позволит получить выверенные значения амплитуды одновременно со значениями частоты и времени. Таким образом, полностью будет исключена необходимость применения ручного труда.

Добавочные требования вытекают из недавних теоретических и экспериментальных работ. Например, в работе [9] сделано предположение, что усиленные свойства горения твердого топлива могут быть определены посредством измерения характерной акустической проводимости поверхности пламени. Для проведения измерений подобного рода необходима специально разработанная измерительная аппаратура, а также новые экспериментальные методы.

Многое из сделанного в направлении развития современных знаний относительно нестабильности горения следует отнести за счет соответствующего прогресса в области измерительной техники, и дальнейшее развитие, несомненно, будет следовать по этому пути.

ВЫВОДЫ

Для проведения работ, направленных на решение проблемы нестабильного горения в ракетных двигателях на твердом топливе, необходима высококачественная измерительная аппаратура. В предшествующих разделах этой статьи описаны некоторые объединенные измерительные системы для обнаружения, регистрации и анализа высокочастотных колебаний давления. Согласно общему признанию, существуют другие удовлетворительные подходы к этой проблеме, поэтому здесь не проведено сравнения измерительных компонентов, примененных в данной работе, относительно многих других, возможных в этой области. Описанные приборы были разработаны, поскольку других, отвечающих специфическим требованиям программы, готовых приборов не имелось в наличии. Хотя аппаратура обладает некоторыми нежелательными характеристиками, все же она является достаточно точной и эффективной для исследования нестабильности горения или явлений подобного рода.

Оценка всей измерительной системы исходит из того, насколько точно данные, полученные с ее помощью, представляют силовые функции, воспринимаемые датчиком давления. Величина искажения, вносимого записывающей и анализирующей аппаратурой, еще не разрешена, и информация относи-

тельно величины искажений, вносимых датчиком, отсутствует. Оценка описанных электронных приборов ограничивалась применением синусоидальных входных сигналов.

Достоверность данных о внутрикамерных процессах горения также зависит в большой степени от применяемой экспериментальной методики и способа интерпретации результатов. Этот вопрос, однако, не является целью настоящей статьи.

ЛИТЕРАТУРА

1. Grad H., Resonance Burning in Rocket Motors, Communications on Pure and Applied Mathematics, Vol. II, № 1, March 1949.
2. Smith R. P., Sprenger D. F., Combustion Instability in Solid Propellant Rocket, Fourth Symposium (Intern.) on Combustion, The Williams and Wilkins Co., 1953, p. 893—906.
3. Price E. W., Analysis of Results of Combustion Instability Research on Solid Propellants, Presented at ARS Solid Propellants Conf. (Rep. № 1068-60), Princeton, N. J., (см. русский перевод в книге «Исследование ракетных двигателей на твердом топливе», ИЛ, М., 1963) Jan. 28—29, 1960.
4. Draper C. S., Li Y. T., A New High Performance Engine Indicator of the Strain Gage Type, Presented at the 17th Annual Meeting of the Inst. of Aeronaut. Sci., N. Y., Jan. 27, 1949.
5. Angelus T. A., Unstable Burning Phenomenon in Double-Base Propellants, Presented at ARS Solid Propellants Rocket Res. Conf. (Rep. № 1066-60), Princeton, N. J., (см. русский перевод в книге «Исследование ракетных двигателей на твердом топливе», ИЛ, М., 1963) Jan. 28—29, 1960.
6. Liu F. F., Berwin T. W., Recent Advances in Dynamic Pressure Measurement Techniques, Presented at the ARS Semi-Annual Meeting (Rep. № 435-457), San Francisco, California, June 10—13, 1957.
7. Baring J. A., Norwood Controls Unit, Detroit Controls Division, June 8, 1959 (частное сообщение).
8. Tallman C. R., Transducer Frequency Response Evaluation for Rocket Instability Research, Presented at ARS Semi-Annual Meeting (Rep. № 616-58), Los Angeles, California, June 9—12, 1958.
9. Hart R. W., McClure F. T., Combustion Instability: Acoustic Interaction with a Burning Propellants Surface, *J. Chem. Phys.*, 30, № 6, 1501—1514 (1959).

В. ГОРЕНИЕ ЖИДКИХ РАКЕТНЫХ ТОПЛИВ

Горение капель, имеющих одинаковые размеры

Ф. Вильямс

Математически рассматривается проблема скорости горения капель горючего, имеющих одинаковые размеры, при реакции типа $\nu_{RF} + \nu_{O_2} \rightarrow \nu_{RP}$, с учетом возможности как гомогенного, так и гетерогенного горения. Устанавливается критическое отношение скоростей, которое приблизительно определяет, какой процесс является доминирующим: гомогенный или гетерогенный. Показано, что аналитическое выражение скорости горения в гетерогенной области имеет хорошее совпадение с экспериментальными данными. Приведена методика определения скорости горения в гомогенной области; результаты расчета по этой методике мало отличаются от результатов, полученных по обычной теории ламинарного пламени предварительно перемешанного газа.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

- B — коэффициент, пропорциональный числу столкновений, при гомогенной реакции;
 c_p — удельная теплоемкость газа при постоянном давлении;
 $c_{p, \text{ср}}$ — средняя удельная теплоемкость поверхностного слоя капли при постоянном давлении;
 $c_{p, l}$ — удельная теплоемкость жидкости при постоянном давлении;
 D — бинарный коэффициент диффузии;
 E — энергия активации гомогенной реакции;
 h — удельная энтальпия газа;
 h_k — удельная энтальпия газообразного компонента k ;
 h_l — удельная энтальпия конденсированной фазы;
 h_k^0 — стандартная теплота образования газообразного компонента k при температуре T^0 ;
 h_l^0 — стандартная теплота образования конденсированной фазы при температуре T^0 ;
 I — интеграл, определяемый уравнением (77);
 L — теплота испарения единицы веса;
 M — полный весовой секундный расход, отнесенный к единице площади поперечного сечения потока;
 p — давление;
 Q — теплота реакции, отнесенная к единице веса смеси;
 Q' — см. уравнение (38);
 Q_k — теплота газовой реакции на единицу веса, израсходованного компонента k ;
 q — тепловой поток;

- R^0 — универсальная газовая постоянная;
 r — радиус капли;
 T — температура газа;
 T_i — температура воспламенения;
 T_l — температура конденсированной фазы;
 T^0 — стандартная температура;
 U_k — скорость диффузии компонента k ;
 u — скорость потока;
 W_k — молекулярный вес компонента k ;
 \bar{W} — средний молекулярный вес газа;
 x — координата в направлении потока;
 Y_k — весовая концентрация компонента k в газе;
 Z — весовая доля газа;
 α — весовая диффузия ($\gamma Z D$);
 $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$ — константы, определяемые в уравнениях (70)—(73);
 $\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, \gamma_4, \gamma_5$ — константы, определяемые в уравнениях (44)—(48);
 $\Delta \nu_k$ — изменение числа молей компонента k в гомогенной реакции;
 ϵ_k — весовая доля компонента k в потоке, поступающем в газ из наружной части поверхностного слоя капли;
 ζ — см. уравнение (43);
 η — см. уравнение (67);
 η_0 — весовая доля потока окислителя в направлении x ;
 θ — см. уравнение (68);
 κ — безразмерная скорость горения, определяемая в уравнении (74);
 Λ — безразмерная скорость горения, определяемая в уравнении (50);
 Λ' — безразмерная скорость горения, определяемая в уравнении (65);
 λ — коэффициент теплопроводности газа;
 $\bar{\lambda}$ — средний коэффициент теплопроводности поверхностного слоя капли;
 $\mu_k = -\Delta \nu_k W_k / \Delta \nu_0 W_0$;
 ν_k — стехиометрический коэффициент компонента k в уравнении реакции горения;
 ν_k' — порядок гомогенной реакции относительно компонента k ;
 γ — общий вес (газ плюс распыленная жидкость), отнесенный к единице объема;
 γ_l — удельный вес конденсированной фазы;
 τ — см. уравнение (42);
 χ — см. уравнение (7);
 ω_k — весовая скорость образования компонента k в случае гомогенной химической реакции.

ИНДЕКСЫ

- c — гетерогенное горение;
 F — топливо;
 i — условия, соответствующие концу области испарения (вниз по потоку);
 k — химические компоненты F , O или P ;
 l — конденсированная фаза;
 O — окислитель;

0 — начальные условия (при $x = -\infty$ вверх по потоку);
 P — продукты сгорания;
 v — испарение без горения;
 ∞ — условия вниз по потоку (при $x = +\infty$).

1. ВВЕДЕНИЕ

Ряд экспериментальных исследований, которые были опубликованы недавно, относятся к горению распыленного горючего в воздухе [1—6]. Зависимость скорости горения от размеров капель наиболее ясно приведена в работе [1], которая относится к исследованию капель одного размера тетралина. Основные теоретические положения, необходимые для тщательной обработки данных по горению распыленной жидкости, сформулированы в работе [7]. В настоящей работе эта теория применяется к сгоранию распыленного горючего, с тем чтобы попытаться описать режимы горения и найти уравнения для определения скорости горения в каждом режиме, которые можно затем сравнить с вышеупомянутыми результатами экспериментов.

В работе [7] проанализирована одномерная задача относительно скорости горения для реакции типа $A \rightarrow nB$ для предельного случая, при котором преобладает гетерогенное горение. Мы рассмотрим здесь более реальную реакцию: $v_F F + v_O O \rightarrow v_P P$, где v_F , v_O и v_P являются стехиометрическими коэффициентами горючего (F), окислителя (O) и продуктов сгорания (P). В разд. 2 сформулирована задача определения скорости горения в общем случае, в котором могут иметь место как гомогенное, так и гетерогенное горение. В разд. 3 определяется приблизительное местоположение переходной области, разделяющей области горения с преобладанием соответственно гомогенного и гетерогенного механизма горения. В разд. 4 получено приблизительное решение для определения скорости горения в гетерогенной области по методике, аналогичной методике, приведенной в работе [7]. Показано, что теоретические результаты хорошо совпадают с результатами экспериментов, описанных в работе [1]. В заключение (разд. 5) получено уравнение для определения скорости горения в области с преобладанием гомогенной реакции и определена поправка первого порядка, обусловленная испарением капель.

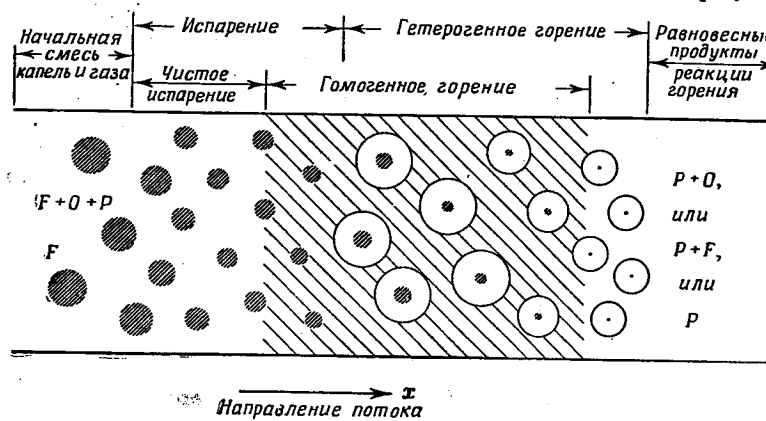
2. ФОРМУЛИРОВКА ПРОБЛЕМ ГОРЕНИЯ КАПЕЛЬ, ИМЕЮЩИХ ОДИНАКОВЫЕ РАЗМЕРЫ

Основные уравнения постоянства

Делается предположение о том, что рассматриваемая система [7] является разбавленной струей и состоит из жидких капель горючего, перемешанных с газообразными горючим, окислителем и продуктами сгорания, как представлено на фиг. 1. Хотя для краткости мы будем рассматривать только один продукт сгорания P, однако все результаты, приведенные в данной работе, будут справедливыми и для произвольного числа N продуктов сгорания (т. е. когда $v_P P$ можно заменить через $\sum_{k=1}^N v_{P_k} P_k$) при условии,

что свойства переноса и удельные теплоемкости всех продуктов являются одинаковыми. Присутствие инертных газов не оказывает влияния (т. е. допустим $v_{P_k} = 0$ для некоторых значений k), если их свойства такие же, как и продуктов сгорания. Рассмотрим задачу об установившемся одномерном потоке, имеющем постоянную площадь поперечного сечения и небольшую скорость. В работе [8] показано, что в отношении такого потока спра-

ведливо предположение о том, что скорости всех капель равны скорости газа u. Уравнение количества движения точно удовлетворяется при условии,



Ф и г. 1. Грубая схема модели горения капель одинаковых размеров.

что давление p является постоянным [7]. Уравнения неразрывности, сохранения массы химических компонентов в газе и сохранения энергии, полученные в работе [7], соответственно запишутся

$$\gamma u = M = \text{const}, \tag{1}$$

$$\frac{d}{dx} \left[Z \left(1 + \frac{U_k}{u} \right) Y_k \right] = \frac{\omega_k}{M} + \epsilon_k \frac{dZ}{dx}, \quad k = F, O, P, \tag{2}$$

$$Zh + (1 - Z) h_l + \frac{q}{M} = H = \text{const}, \tag{3}$$

где γ — полный удельный вес (т. е. вес газа и жидкости), отнесенный к единице объема; Z — весовая доля газа (т. е. вес газа, отнесенный к сумме веса жидкости и газа); Y_k — представляет весовую долю компонента k в газе (т. е. вес компонента k в газообразном состоянии, отнесенный к полному весу газа) и U_k — скорость диффузии компонента k. Уравнение (2) показывает, что полный весовой секундный расход компонента k газа через единицу площади может измениться лишь за счет химических реакций в газе или процесса испарения. В этом уравнении ω_k представляет весовую скорость образования (на единицу объема) компонента k путем гомогенных химических реакций, происходящих в газе, и ϵ_k обозначает весовую долю компонента k в потоке, поступающем в газ из наружной части поверхностного слоя капли. Поскольку

$$Y_P = 1 - Y_O - Y_F, \tag{4}$$

то только два отношения, приведенные в уравнении (2), являются независимыми. В уравнении (3) q представляет удельный тепловой поток (путем теплопроводности и диффузии), h — удельная энтальпия газа и h_l — удельная энтальпия жидкости. Так как число Маха потока является небольшим, то в уравнении (3) пренебрегаем кинетической энергией потока и потерями энергии вследствие трения, в результате чего оно устанавливает, что суммарная энтальпия потока меняется только за счет q.

К рабочему телу можно применить закон идеальных газов. Так как удельный вес газа равен $Z\gamma$, то это уравнение запишется как

$$p = \frac{Z\gamma R^0 T}{W} = \text{const}, \tag{5}$$

где R^0 — универсальная газовая постоянная, а \bar{W} — средний молекулярный вес газа — определяется по формуле

$$\bar{W} = \left(\frac{Y_F}{W_F} + \frac{Y_O}{W_O} + \frac{Y_P}{W_P} \right)^{-1}, \quad (6)$$

где W_k — молекулярный вес компонента k .

К этим уравнениям следует добавить уравнение, описывающее распределение размеров капель струи [7, 8]. Если испарение и горение индивидуальных капель горючего определяются квазистационарными молекулярными процессами, то скорость уменьшения радиуса капли r определяется уравнением, приведенным в работе [8],

$$-\frac{dr}{dt} = \frac{\chi}{r}, \quad (7)$$

где χ не зависит от радиуса капли. Для испарения без горения в работе [8] приводится следующее уравнение:

$$\chi = \frac{\bar{\lambda}}{c_p \gamma_l} \ln \left[1 + \frac{\bar{c}_p (T - T_l)}{L} \right] \equiv \chi_0, \quad (8)$$

где \bar{c}_p и $\bar{\lambda}$ — средние значения удельной теплоемкости при постоянном давлении и коэффициенте теплопроводности газа около капли; γ_l и T_l — удельный вес и температура жидкой капли; L — теплота испарения на единицу веса горючего при температуре T_l и T — температура газа вдали от капли. Для капель горючего, горящих в окислительной среде,

$$\chi = \frac{\bar{\lambda}}{c_p \gamma_l} \ln \left[1 + \frac{\bar{c}_p (T - T_l) + Q_0 Y_O}{L} \right] \equiv \chi_c, \quad (9)$$

где Q_0 — теплота реакции в газе на единицу веса израсходованного окислителя и Y_O — весовая доля окислителя в газообразном слое около поверхности капли [8, 13]. Согласно работе [7], из уравнения распыленной жидкости следует, что для капель, имеющих одинаковые размеры, скорость изменения весовой доли распыленной жидкости равна

$$\frac{dz}{dx} = \frac{4\pi \gamma_l \mu_0 n_0 r_0}{M} \frac{\chi}{u} \left(\frac{1-z}{1-z_0} \right)^{1/2}, \quad (10)$$

где индекс 0 соответствует условиям в верхней части потока (при $x = -\infty$) и n — число капель в единице объема. Элементарный вывод уравнения (10), справедливый только для капель, имеющих одинаковые размеры, приведен в приложении А.

Математическая формулировка задачи о скорости сгорания

Можно установить отношение между переменными U_k , ω_k , q , h и h_l , входящими в уравнения (2) и (3), и другими зависимыми переменными (например, Y_k , Z и T). Если пренебречь тепловой диффузией и принять допущение, что бинарные коэффициенты диффузии каждой пары химических компонентов являются одинаковыми, то можно из основного уравнения диффузии (приведенного, например, в работе [9]) показать, что в этом случае является справедливым закон диффузии Фика:

$$Y_k U_k = -D \frac{dY_k}{dx}, \quad k = F, O, P, \quad (11)$$

где D — бинарный коэффициент диффузии.

Если пренебречь изменением удельной теплоемкости при изменении температуры, то для смеси идеальных газов удельная энтальпия равна

$$h = \sum_k Y_k h_k, \quad (12)$$

где

$$h_k = h_k^0 + c_p (T - T^0). \quad (13)$$

Последнее уравнение связывает значение удельной энтальпии компонента k (h_k) с изменением стандартной удельной энтальпии образования компонента k (в газообразном состоянии) при температуре T^0 (h_k^0) и удельной теплоемкостью c_p (принятой приблизительно одинаковой для всех компонентов k).

Из уравнений (12) и (13) следует

$$h = \sum_k Y_k h_k^0 + c_p (T - T^0). \quad (14)$$

Пренебрегая зависимостью удельной теплоемкости жидкости от температуры, значение удельной энтальпии жидкости определяется выражением

$$h_l = h_l^0 + c_{p,l} (T_l - T^0), \quad (15)$$

где h_l^0 — изменение стандартной удельной энтальпии при образовании жидкости при температуре T^0 . Так как капли образованы горючим, то

$$h_l^0 = h_F^0 - L^0. \quad (16)$$

Теплота испарения при температуре T^0 (L^0) может быть выражена через теплоту испарения при температуре T_l (L) при помощи уравнения

$$L = L^0 - (c_{p,l} - c_p) (T_l - T^0). \quad (17)$$

Удельный тепловой поток q , согласно работе [9], определяется выражением

$$q = -\lambda \frac{dT}{dx} + \sum_k h_k (\gamma Z Y_k) U_k, \quad (18)$$

где λ — коэффициент теплопроводности газа и $\gamma Z Y_k$ равняется весу компонента k в газообразном состоянии в единице объема. Согласно определению U_k , следует, что $\sum_k Y_k U_k = 0$. Поэтому уравнения (11) и (13) позволяют представить уравнение (18) в виде

$$q = -\lambda \frac{dT}{dx} - \alpha \sum_k h_k^0 \frac{dY_k}{dx}, \quad (19)$$

где $\alpha = \gamma Z D$ для идеальных газов зависит только от T [9].

Полагая, что общая реакция горения происходит в одну ступень и скорость реакции подчиняется закону Аррениуса для гомогенной реакции, находим

$$\omega_k = W_k \Delta v_k B e^{-E/R^0 T} \left(\frac{\gamma Z Y_F}{W_F} \right)^{v_F} \left(\frac{\gamma Z Y_O}{W_O} \right)^{v_O}, \quad k = F, O, P, \quad (20)$$

где B — коэффициент, пропорциональный числу столкновений; E — энергия активации; $\Delta v_F = -v_F$, $\Delta v_O = -v_O$, $\Delta v_P = v_P$, а значения v_F и v_O представляют порядок реакции соответственно как в отношении горючего, так и окислителя. В большинстве практических случаев $v_F \neq v_O$ и $v_O \neq v_P$, потому что реакции не являются достаточно простыми в отношении определения их порядка по стехиометрическим коэффициентам. Обозначая отношение веса полученного компонента k к весу израсходованного окислителя как $\mu_k = -(\Delta v_k W_k) / (\Delta v_O W_O)$, получим, что

$$\omega_k = -\mu_k \omega_O = \mu_k W_O v_O B e^{-E/R^0 T} \left(\frac{p \bar{W}}{R^0 T} \right)^{v_F + v_O} \left(\frac{Y_F}{W_F} \right)^{v_F} \left(\frac{Y_O}{W_O} \right)^{v_O}, \quad k = F, O, P. \quad (21)$$

При выводе этого выражения применялось уравнение (5).

Из закона сохранения массы в химической реакции следует, что

$$\sum_k \mu_k = 0.$$

В дальнейшем в этой работе полагаем, что температура жидкости остается постоянной. Это предположение было принято ранее в работах [7, 9], где доказывается его справедливость, в частности для систем, в которых энергия, необходимая для повышения температуры жидкого горючего от первоначальной величины до температуры кипения, значительно меньше, чем тепло, выделяющееся при горении.

Из проведенного анализа, выполненного при условиях, указанных в предыдущих разделах, следует, что имеются четыре независимых дифференциальных уравнения с четырьмя неизвестными функциями Y_F , Y_O , Z и T . Эти уравнения можно записать более кратко, если использовать предыдущие выкладки. Подставляя уравнения (11) и (21) в уравнение (2), получим ¹⁾

$$\frac{d}{dx} \left(ZY_k - \frac{\alpha}{M} \frac{dY_k}{dx} \right) = -\frac{\mu_k}{M} \omega_0 + \varepsilon_k \frac{dZ}{dx}, \quad k = F, O. \quad (22)$$

(Уравнение (22), конечно, также справедливо для $k = P$). Подставляя уравнения (1) и (5) в уравнение (10), получим

$$\frac{dZ}{dx} = \frac{4\pi\gamma_1 n_0 r_0}{M} \left(\frac{Z_0}{Z} \right) \left(\frac{T_0}{T} \right) \left(\frac{\bar{W}}{\bar{W}_0} \right) \chi \left(\frac{1-Z}{1-Z_0} \right)^{1/2}. \quad (23)$$

Подстановка уравнений (14)–(19) в уравнение энергии (3) приводит к уравнению

$$-\frac{\lambda}{M} \frac{dT}{dx} - \frac{\alpha}{M} \sum_k h_k^0 \frac{dY_k}{dx} + \sum_k h_k^0 ZY_k - Z(h_F^0 - L) + Zc_p(T - T_i) = \sum_k h_k^0 Z_0 Y_{k,0} - Z_0(h_F^0 - L) + Z_0 c_p(T_0 - T_i), \quad (24)$$

в котором постоянная H определяется при $x = -\infty$, так как производные по x всех зависимых переменных в этом случае равны нулю.

Уравнения (22)–(24) образуют систему из двух уравнений второго порядка и двух первого порядка со всеми параметрами и их производными, определяемыми при значении $x = -\infty$. В большинстве экспериментов по горению распыленной жидкости первоначально имеется равновесие фаз (при $x = -\infty$) и поэтому $T_i = T_0$ (при этом уравнение (24) упрощается), а $Y_{F,0}$ определяется по уравнению Клайперона в интегральной форме [10] (так как доля испаренного горючего обычно не определяется непосредственно в экспериментах)

$$Y_{F,0} = \exp\left(\frac{L}{R_0 T_b} - \frac{L}{R_0 T_i}\right), \quad (25)$$

где T_b — температура кипения горючего, а изменение L между температурами T_i и T_b не учитывается.

При определении скорости горения M должны приниматься во внимание дополнительные условия, вытекающие из физических соображений,

¹⁾ Если присутствуют дополнительные или инертные продукты P_k , то их весовые доли могут быть определены в частях весовой доли основного продукта P_1 при помощи линейного (для Y_{P_k}) уравнения

$$ZY_{P_k} - \frac{\alpha}{M} \frac{dY_{P_k}}{dx} = Z_0 Y_{P_k,0} + \frac{\mu_{P_k}}{\mu_{P_1}} \left[ZY_{P_1} - \frac{\alpha}{M} \frac{dY_{P_1}}{dx} - Z_0 Y_{P_1,0} \right],$$

которое следует из положений, что

$$\mu_{P_k} \omega_{P_k} = \mu_{P_1} \omega_{P_1} \quad \text{и} \quad \mu_{P_k} \varepsilon_{P_k} = \mu_{P_1} \varepsilon_{P_1}.$$

что при $x \rightarrow \infty$ производные должны стремиться к нулю и реакция должна идти к завершению, а именно Y_F , а также (или) $Y_O \rightarrow 0$ и обычно $Z \rightarrow 1$.

3. ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ПЕРЕХОДНОЙ ОБЛАСТИ

Основные уравнения зоны испарения

Кажется разумным предположение, и, по-видимому, оно подтверждается экспериментально [1–3], что перед реакционной зоной существует зона, в которой имеют место лишь слабые реакции и в то же время происходит интенсивное испарение благодаря передаче тепла от зоны реакции. В этой зоне, которую можно назвать зоной испарения, определяющие уравнения значительно упрощаются, так как $\omega_k = 0$. Поскольку капли горючего испаряются без гетерогенного горения, то $\chi = \chi_0$, $\varepsilon_0 = \varepsilon_P = 0$ и $\varepsilon_F = 1$. Уравнение (22) может быть проинтегрировано один раз, и определена постоянная интегрирования при $x = -\infty$

$$\frac{\alpha^2}{M} \frac{dY_k}{dx} = ZY_k - Z_0 Y_{k,0}, \quad k = O, P, \quad (26)$$

$$\frac{\alpha}{M} \frac{dY_F}{dx} = Z_0(1 - Y_{F,0}) - Z(1 - Y_F). \quad (27)$$

Полагая $T_0 = T_i$ и подставляя уравнения (26) и (27) в уравнение (24), найдем, что

$$\frac{\lambda}{M} \frac{dT}{dx} = Zc_p(T - T_0) + LZ - LZ_0. \quad (28)$$

Так как Y_k не содержится в уравнениях (23) и (28) (за исключением очень слабой зависимости \bar{W} от Y_k , которой можно пренебречь), то из этих двух уравнений можно вначале определить функции $T(x)$ и $Z(x)$, а затем из уравнений (26) и (27) можно определить функцию $Y_k(x)$. На самом деле, из уравнений (23) и (28) легко исключается параметр x , в результате чего получается отдельное определяющее дифференциальное уравнение для зоны испарения

$$\frac{dT}{dZ} = \frac{Zc_p(T - T_0) + LZ - LZ_0}{\frac{4\pi\gamma_1 n_0 r_0 \lambda}{M^2} \frac{Z_0 T_0}{Z} \frac{\bar{W}}{T} \frac{\chi_0}{\bar{W}_0} \left(\frac{1-Z}{1-Z_0} \right)^{1/2}} \quad (29)$$

с граничным условием, что при $Z = Z_0$ $T = T_0$.

Критерий гомогенного горения

Предполагается [1], что скорость горения будут определять гомогенные процессы, если все капли полностью испаряются в зоне испарения. Поэтому, решая уравнение (29) относительно значения T при $Z = 1$ и сравнивая результат с условиями воспламенения, возможно приблизительно определить местонахождение переходной зоны. Нелинейные члены числителя правой части уравнения (29) не дают возможности получить аналитическое решение до конца. Однако при приближенном решении целесообразно положить правую часть уравнения (29) равной средней постоянной величине. Условия гомогенного горения при этом могут быть выражены как

$$\frac{dT}{dZ} \leq \frac{T_i - T_0}{1 - Z_0}, \quad (30)$$

где T_i — температура воспламенения. В качестве грубого приближения

значение \bar{dT}/dZ может быть оценено по уравнению (29), полагая $Z = Z_0 + (1 - Z_0)/2$ и $T = T_0 + (T_i - T_0)/2$. В результате получим критерий

$$\frac{1 - Z_0}{T_i - T_0} \left(\frac{1 + Z_0}{2} c_p \frac{T_i - T_0}{2} + L \frac{1 - Z_0}{2} \right) \frac{1 + Z_0}{2Z_0} \frac{T_i + T_0}{2T_0} \leq 1. \quad (31)$$

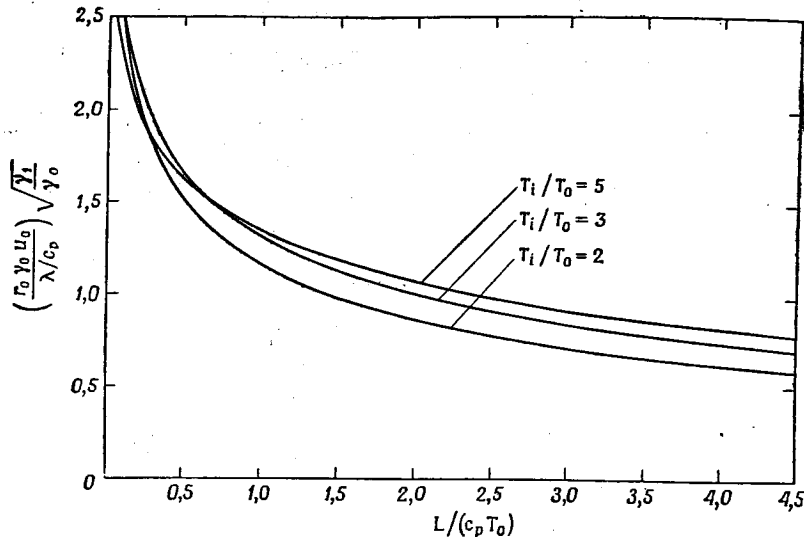
$$\frac{1}{\sqrt[3]{2}} \frac{\bar{W}}{W_0} \frac{4\pi n_0 r_0 \lambda}{M^2} \frac{\bar{\lambda}}{c_p} \ln \left[1 + \frac{c_p (T_i - T_0)}{2L} \right]$$

При выводе этого уравнения использовалось уравнение (8).

В случае обычных струй горючего, распыленных в воздухе, соотношения между горючим и окислителем такое, что даже в случае богатых смесей Z_0 очень близко к единице ($1 - Z_0 \leq 0,1$). Поэтому почти во всех случаях $(1 - Z_0)L \ll (1 + Z_0)c_p(T_i - T_0)$ и $1 + Z_0 \approx 2$. Если также предположить, что $\bar{W}_0 \approx \bar{W}$, $\bar{c}_p \approx c_p$, $\bar{\lambda} \approx \lambda$ и $12/\sqrt[3]{2} \approx 10$, то уравнение (31) принимает вид

$$\frac{u_0^2 \gamma_0 \gamma_i r_0^2 \left(1 + \frac{T_i}{T_0}\right)}{10 \left(\frac{\lambda}{c_p}\right)^2 \ln \left[1 + \frac{c_p (T_i - T_0)}{2L}\right]} \leq 1. \quad (32)$$

При выводе уравнения (32) используются уравнения (1) и (A.2) для исключения M и n_0 . Так как уравнение (31) дает лишь грубое приближенное определение местоположения переходной зоны, то следует ожидать, что уравнение (32) имеет такую же степень точности, что и уравнение (31). Из уравнения (31) следует, что для заданных значений γ_0 и Z_0 малые значения r_0 благоприятствуют гомогенному горению, так как $n_0 \sim 1/r_0^3$. Из уравнения (32)



Фиг. 2. Приблизительное местонахождение переходной зоны, отделяющей области гетерогенного и гомогенного горения, определяемое по уравнению (32).

также следует, что большие значения λ , высокие скорости испарения и малые значения c_p , γ_i и u_0 благоприятствуют гомогенному процессу горения. Все эти результаты с физической точки зрения являются вполне реальными. Так, например, если значение λ является большим, то большее количество тепла подводится путем теплопередачи к зоне испарения в верхней части

потока, усиливая тем самым процесс испарения. На фиг. 2 представлена графическая зависимость между безразмерной величиной максимального размера капли в случае гомогенного горения и безразмерной величиной теплоты испарения $L/c_p T_0$ при различных значениях T_i/T_0 .

Сравнение с экспериментом

Представляет интерес численное сравнение критерия, приведенного в уравнении (32), с экспериментом. Из экспериментов, цитированных во введении, только эксперименты, приведенные в работе [1], охватывают достаточные пределы для определения местоположения переходной зоны. В случае распыления струи тетралина в воздухе [1] рациональная оценка условий опыта приводит к значениям $T_0 = 300^\circ \text{K}$, $c_p = 0,3 \text{ кал/г} \cdot ^\circ \text{K}$, $L = 75 \text{ кал/г}$, $\gamma_i = 0,971 \text{ г/см}^3$ и $\gamma_0 = 1,25 \cdot 10^{-3} \text{ г/см}^3$. Можно принять температуру воспламенения $T_i = 800^\circ \text{K}$ [1]. Так как температуры в предвоспламененной зоне являются сравнительно низкими, то можно ожидать, что $\lambda = 10^{-4} \text{ кал/см} \cdot \text{сек} \cdot ^\circ \text{K}$. Если эти числа подставить в уравнение (32), то найдем, что значение $r_0 u_0 \leq 1,319 \cdot 10^{-2} \text{ см}^2/\text{сек}$ является условием гомогенного горения. Отклонение от гомогенного горения впервые наблюдается при значении $u_0 = 30 \text{ см/сек}$, которое, согласно нашему критерию, дает расчетную величину $r_0 = 4,5 \text{ мк}$. Эта величина почти совпадает с результатами экспериментов (диаметр капли 9 или 10 мк). Следует подчеркнуть, что уравнение (32) имеет столь приближенный характер, что совершенно не следует ожидать значения расчетных радиусов капли в переходной зоне с ошибкой, меньшей, чем в 2 раза. Поэтому это сравнение применяется только для того, чтобы показать, что теоретические и экспериментальные значения имеют одинаковый порядок величины.

Критическое отношение скоростей

Скорость горения u_0 , входящая в уравнение (32), не является основным физико-химическим свойством системы. Поэтому целесообразно выразить u_0 как функцию основных свойств системы. Грубыми методами осуществления этого положения являются: 1) допущение, что скорость гомогенного горения является такой же, как и в случае ламинарного пламени предварительно приготовленной газообразной смеси, 2) применение одной из многочисленных приближенных формул [11], которые были получены для ламинарных скоростей горения. Простейшей (и обычно имеющей меньшую точность) из этих формул является формула Зельдовича — Франк-Каменецкого [12], которая записывается приближенно в виде

$$(\gamma_0 u_0)^2 \approx \frac{\lambda}{c_p} \left(\frac{R^0 Q}{E c_p}\right)^2 \gamma_0 \left(\frac{p}{R^0 T_0}\right)^{\nu_F + \nu_0 - 1} B_0 \exp \left[-\frac{E}{R^0 \left(T_0 + \frac{Q}{c_p}\right)} \right]. \quad (33)$$

Это уравнение получено распространением на случай, когда скорость химической реакции определяется уравнением (21). В уравнении (33), которое отображает правильную природу зависимости u_0 от λ , c_p и скорости гомогенной химической реакции (в частности, B и E), Q является полной теплотой химической реакции, отнесенной к единице веса смеси, и было принято, что $B \sim T^{\nu_F + \nu_0}$.

Если применить метод Зельдовича — Франк-Каменецкого для скорости реакции, выраженной уравнением (21), то фактически получается несколько более сложное выражение для определения скорости горения, чем уравнение (33), но для упрощения были опущены некоторые коэффициенты,

что привело к худшей сходимости (в 2 или 3 раза). Исключая u_0 из уравнений (32) и (33), получим условие гомогенного горения

$$\left\{ \left(1 + \frac{T_i}{T_0} \right) \left(\frac{R^0 Q}{E c_p} \right)^2 \right\} \left(\frac{p}{R^0 T_0} \right)^{\nu_F + \nu_O - 1} B_0 \exp \left[- \frac{E}{R^0 \left(T_0 + \frac{Q}{c_p} \right)} \right] \frac{10 \frac{\lambda}{c_p \nu_i r_0^2} \ln \left[1 + \frac{c_p (T_i - T_0)}{2L} \right]}{\leq 1. \quad (34)}$$

Уравнение (34) приводит к другой интерпретации критерия перехода. За исключением сравнительно маловажного члена в фигурных скобках, числитель уравнения (34) является по существу обратной величиной времени гомогенной химической реакции [ср. уравнение (21)], в то время как знаменатель является приблизительно обратной величиной времени испарения ($1/r$) (dr/dt) [ср. уравнения (7) и (8)]. Поэтому уравнение (34) определяет критическое отношение скоростей; если время гомогенной реакции превосходит время испарения, то гомогенные процессы определяют скорость горения.

4. ГЕТЕРОГЕННАЯ СКОРОСТЬ ГОРЕНИЯ КАПЕЛЬ, ИМЕЮЩИХ ОДИНАКОВЫЕ РАЗМЕРЫ

В этом разделе получим приближенное выражение скорости горения в предельном случае, при котором время испарения значительно больше времени гомогенной реакции [т. е. нарушается неравенство в уравнении (34)]. Анализ ограничивается случаем горения распыленных струй горючего в окислительной среде, когда $\chi = \chi_c$.

Определяющие уравнения для гетерогенного горения

Если начальная концентрация газообразного горючего мала, то можно предположить, что значение $Y_{F,0} = 0$ является достаточно точным приближением, и, пренебрегая гомогенными реакциями, целесообразно принять $\omega_k = 0$. Из общей стехиометрии гетерогенного процесса горения одиночной капли горючего следует [13], что $\epsilon_F = 0$, $\epsilon_O = 1/\mu_F = -(\nu_O W_O)/(\nu_F W_F)$ и (так как $\sum_k \epsilon_k = 1$) $\epsilon_P = 1 - 1/\mu_F = (\nu_P W_P)/(\nu_F W_F)$. Поскольку $\epsilon_F = 0$, $\omega_F = 0$ и $Y_{F,0} = 0$, то из уравнения сохранения массы горючего [уравнение (22)] следует, что везде $\dot{Y}_F = 0$. Следовательно, газ является бинарной смесью и

$$Y_P = 1 - Y_O. \quad (35)$$

Эти результаты справедливы только в случае бедных смесей (которые встречаются чаще), так как нереально полагать, что продукты сгорания в случае богатых смесей не будут содержать газообразное горючее.

Уравнение (22) для окислителя может быть проинтегрировано один раз, при этом получается следующее выражение сохранения массы окислителя:

$$\frac{\alpha}{M} \frac{dY_O}{dx} = Z(Y_O - \epsilon_O) - Z_0(Y_{O,0} - \epsilon_O). \quad (36)$$

Если уравнения (35) и (36) подставить в уравнение (24), то получим

$$\frac{\lambda}{M} \frac{dT}{dx} = Z(c_P T - Q') - Z_0(c_P T_0 - Q'), \quad (37)$$

где постоянная Q' , которую можно назвать эффективной теплотой гетерогенной реакции, определяется выражением

$$Q' = Q_F - L + c_P T_0. \quad (38)$$

В уравнении (38) теплота газообразной реакции на единицу веса горючего равна

$$Q_F \equiv h_F^0 + \frac{\nu_O W_O}{\nu_F W_F} h_O^0 - \frac{\nu_P W_P}{\nu_F W_F} h_P^0 = \frac{\nu_O W_O}{\nu_F W_F} Q_O. \quad (39)$$

Уравнения (36), (37) и (23) представляют систему трех дифференциальных уравнений, описывающую гетерогенный процесс. Значения T_0 , Z_0 и $Y_{O,0}$ определяются при $x = -\infty$. Кроме того, из условий, что при $x \rightarrow +\infty$ должно устанавливаться условие однородности, следует, что $Z_\infty = 1$ [ср. уравнение (23)]; здесь индекс ∞ служит, чтобы указать на условия при $x = \infty$. Это дополнительное граничное условие позволяет определить скорость горения M . Если в уравнениях (36) и (37) применить условие однородности на бесконечном удалении, то найдем, что $Y_{O,\infty} = \epsilon_O + Z_0(Y_{O,0} - \epsilon_O)$ и

$$T_\infty = Z_0 T_0 + \frac{(1 - Z_0) Q'}{c_P} = T_0 + \frac{(1 - Z_0)(Q_F - L)}{c_P}. \quad (40)$$

Эти уравнения могут быть также подтверждены путем составления общих балансов массы окислителя и энергии.

Решение

Следствием подбора уравнений (36) и (37) является то обстоятельство, что приемлемое приближение $\lambda/c_p = \alpha$ (т. е. число Льюиса равно единице) дает возможность определить Y_O как функцию от T . Этот вывод, возможно, является несколько неожиданным, поскольку настоящая проблема значительно отличается от обычной проблемы ламинарного (газового) пламени. Если уравнение (37) умножить на величину $(Y_{O,0} - \epsilon_O)/(T_0 - (Q'/c_p)) \equiv C$ и вычесть из уравнения (36), то получается уравнение, которое легко решается относительно параметра $Y_O - \epsilon_O - C [T - (Q'/c_p)] \equiv X$ при $\lambda/c_p = \alpha$. Только одно решение $X = 0$ совместимо с необходимым условием, согласно которому параметр X имеет ограниченную величину, когда $x \rightarrow \infty$. Следовательно,

$$Y_O = \epsilon_O + (Y_{O,0} - \epsilon_O) \frac{Q' - c_p T}{Q' - c_p T_0}. \quad (41)$$

Два оставшихся дифференциальных уравнения [уравнения (23) и (37)] можно свести к одному, так как x исключается делением уравнения (37) на уравнение (23). Теперь следует выполнить преобразования, подобные тем, которые были выполнены в работе [7]. Сначала удобно ввести нормализованные безразмерные переменные

$$\tau \equiv \frac{T - T_0}{T_\infty - T_0}, \quad (42)$$

$$\zeta \equiv \frac{Z - Z_0}{1 - Z_0} \quad (43)$$

и определить безразмерные константы

$$\gamma_1 = \frac{Z_0}{1 - Z_0}, \quad (44)$$

$$\gamma_2 = \frac{T_0}{T_\infty - T_0}, \quad (45)$$

$$\gamma_3 = (1 - Z_0) \left(1 + \frac{Q_O Y_{O,0}}{L} \right), \quad (46)$$

$$\gamma_4 = \frac{(W_O - W_P)(1 - Z_0) \left(Y_{O,0} + \frac{\nu_O W_O}{\nu_F W_F} \right)}{W_O(1 - Y_{O,0}) + W_P Y_{O,0}}, \quad (47)$$

$$\gamma_5 = (1 - Z_0) \frac{Q_F}{L} \left(1 - \frac{c_P}{c_P} \right). \quad (48)$$

Из уравнений (6), (9) и (38)–(41) следует, что

$$\frac{\bar{W}}{\bar{W}_0} = \frac{1}{1 + \gamma_4 \tau} \quad \text{и} \quad \chi_c = \frac{\bar{\lambda}}{c_p \gamma_1} \ln [\gamma_3 (1 + \gamma_1 - \tau) - \gamma_5 \tau].$$

Последние выражения можно подставить в отношение уравнений (37) и (23), в результате чего получим

$$\frac{d\tau}{d\zeta} = \Lambda \frac{[\zeta \tau + \gamma_1 \tau - (1 + \gamma_1) \zeta] (\gamma_1 + \zeta) (\gamma_2 + \tau) (1 + \gamma_4 \tau)}{(1 - \zeta)^{1/2} \ln [\gamma_3 (1 + \gamma_1 - \tau) - \gamma_5 \tau]}, \quad (49)$$

где безразмерное собственное значение скорости горения равно

$$\Lambda = \frac{M^2 r_0^2 c_p \bar{p} \gamma_1 R^0 (1 - Z_0)^2 (T_\infty - T_0)}{3 \lambda \bar{p} \bar{W}_0}. \quad (50)$$

Граничными условиями уравнения (49) являются $\tau = 0$ при $\zeta = 0$ и $\tau = 1$ при $\zeta = 1$.

Проблема холодной «области» раздела обычной теории ламинарного пламени имеет место и в этом случае, так как χ_c , а следовательно, и знаменатель уравнения (49) не равны нулю при $\zeta = 0$. Эта трудность может быть устранена, если воспользоваться температурой воспламенения, т. е. введением

$$f(\tau) = \begin{cases} 0 & 0 \leq \tau < \tau_i \\ 1 & \tau_i \leq \tau \leq 1 \end{cases} \quad (51)$$

в знаменатель уравнения (49) и интегрированием от $(0, \tau_i)$ до $(1, 1)$.

Уравнение (49) можно решить путем применения метода итераций, приведенного в работе [7]. Уравнения точно такие же, как и в работе [7], с той разницей, что в этом случае

$$\Psi(\tau) = \int_{\tau_i}^{\tau} \frac{\ln [\gamma_3 (1 + \gamma_1 - \tau) - \gamma_5 \tau]}{(\gamma_2 + \tau) (1 + \gamma_4 \tau)} d\tau. \quad (52)$$

При выполнении только первого приближения получается аналитическое выражение для Λ , при этом не возникает никаких затруднений при подстановке $\tau_i = 0$. Если в уравнении (52) принять $\tau_i = 0$ и если справедливы приближения $\gamma_4 = \gamma_5 = 0$ (частый случай), то очевидно

$$\Psi(1) = \ln [\gamma_3 (1 + \gamma_1 + \gamma_2)] \ln \left(\frac{1 + \gamma_2}{\gamma_2} \right) - \sum_{m=1}^{\infty} \frac{1}{m^2} \left[\left(\frac{1 + \gamma_2}{1 + \gamma_1 + \gamma_2} \right)^m - \left(\frac{\gamma_2}{1 + \gamma_1 + \gamma_2} \right)^m \right]. \quad (53)$$

В выражении (53) члены в абсолютно сходящемся ряду уменьшаются столь быстро при увеличении значения m , что редко возникает необходимость учитывать более одного члена $m = 1$. Так же как в работе [7], приближение $\tau_0(\zeta) = 1 - (1 - \zeta)^{1/2}$ дает правильные предельные значения при $\zeta = 0$ и $\zeta = 1$ и правильное приближение к асимптоте при $\zeta = 1$. Если $\gamma_4 = \gamma_5 = 0$, то в первом приближении получим

$$\Lambda = \frac{\ln [\gamma_3 (1 + \gamma_1 + \gamma_2)] \ln \left(\frac{1 + \gamma_2}{\gamma_2} \right) - \sum_{m=1}^{\infty} \frac{1}{m^2} \left[\left(\frac{1 + \gamma_2}{1 + \gamma_1 + \gamma_2} \right)^m - \left(\frac{\gamma_2}{1 + \gamma_1 + \gamma_2} \right)^m \right]}{\frac{6}{35} (1 + \gamma_1)^2 - \frac{3}{8} (1 + \gamma_1) + \frac{15}{104}} \quad (54)$$

Качественные характеристики скорости горения по существу являются такими же, как и в работе [7], где рассматривалась реакция $A \rightarrow nB$. Например, для установленных значений v_h , W_h , Z_0 , $Y_{O,0}$, L/c_p , T_0 , Q_0/c_p , c_p/c_p и $\bar{\lambda}/\lambda$ из уравнений (44)–(48) следует, что значения γ_1 , γ_2 , γ_3 , γ_4 и γ_5 являются определенными, следовательно, значение Λ должно быть определенным при этом $M \sim (1/r_0) (\lambda/c_p) (p/\gamma_1)^{1/2}$, как и было получено в работе [7]. Из уравнения (54) вытекает дополнительный вывод о том, что при определенных значениях всех других параметров увеличение $Y_{O,0}$ приводит к увеличению M посредством увеличения γ_3 (за счет повышения скорости испарения χ_c). Однако основным достоинством настоящего анализа является вывод ясной формулы для более общей реакции $\nu_F F + \nu_O O \rightarrow$ продукты сгорания, для случая распыленных струй горючего в окислительном газе. Это устраняет многие неопределенные положения, полученные ранее при сравнении теоретических результатов с существующими результатами экспериментов.

Сравнение с экспериментальными данными

Результаты экспериментов, проведенных на распыленных струях горючего в окислительных средах, приводятся в работах [1–6]. К сожалению, в работах [5, 6] не были замерены скорости горения, а в работах [2, 3] капли были столь малы, что их горение не приблизилось к гетерогенному пределу, и, наконец, в работе [4] вследствие сложной геометрии системы поток был далек от одномерного. Поэтому для сравнения теории с экспериментом заслуживают внимания только опыты, приведенные в работе [1]. Условия, соответствующие эксперименту, в котором применялись распыленные струи тетралина в атмосферном воздухе, следующие: $p = 1 \text{ атм}$, $T_0 = 300^\circ \text{K}$, $L = 75 \text{ кал/г}$, $Q_F - L = 10230 \text{ кал/г}$, $\gamma_1 = 0,971 \text{ г/см}^3$, $c_p = c_p = 0,3 \text{ кал/г} \cdot ^\circ\text{K}$, $\lambda = \bar{\lambda} = 2 \cdot 10^{-4} \text{ кал/см} \cdot \text{сек} \cdot ^\circ\text{K}$, $\nu_F = 1$, $\nu_O = 13$, $W_F = 132,2 \text{ г/моль}$, $W_O = 32 \text{ г/моль}$, $Y_{O,0} = 0,222$ и $\gamma_4 \approx 0^{(1)}$. Наиболее определенные результаты измерений в области гетерогенного режима горения были получены для капель диаметром 38 мк и начальной концентрации горючего 48 мг/л при измеренной скорости горения 58 см/сек. В этом случае находим, что $\gamma_0 = 1,233 \cdot 10^{-3} \text{ г/см}^3$, $Z_0 = 0,961$, $T_\infty = 1630^\circ \text{K}$, $\gamma_1 = 24,7$, $\gamma_2 = 0,226$, $\gamma_3 = 0,412$, $\gamma_4 = \gamma_5 = 0$, а из уравнения (54) получаем $\Lambda = 3,80 \cdot 10^{-2}$. При этих значениях $M = 5,02 \cdot 10^{-2} \text{ г/см}^2 \cdot \text{сек}$ и $u_0 = 41 \text{ см/сек}$; последнее значение скорости приблизительно на 30% ниже экспериментального.

Сравнение теоретических результатов с результатами экспериментов, взятыми из работы [1], которые, по-видимому, соответствуют режиму гетерогенного горения, представлено в табл. 1. Из анализа этой таблицы следует, что разница между теоретическими и экспериментальными результатами колеблется от 20 до 30%. Теория указывает, что для выполненных экспериментов $u_0 \approx 1/r_0$, за исключением небольшого падения u_0 при увеличении концентрации горючего $\gamma_0 (1 - Z_0)$, которое также предсказывается теорией (см. табл. 1). Бессмысленно сравнивать результаты, полученные из этой теории, с другими экспериментальными значениями [1], так как очевидно, что гомогенные реакции имеют лишь некоторое значение для случаев, при которых диаметр капель ниже 25 мкм.

Неопределенность значения теплопроводности является большей, чем 30%, она может быть причиной расхождения между теоретическими и экспериментальными результатами. Можно также ожидать, что принятые допущения при выводе уравнения (54) могут внести ошибку в значение M

¹⁾ Первые семь указанных значений также применялись в работе [7], однако в данной работе имеется опечатка в значении λ .

при грубой оценке на 20%. Поэтому можно прийти к заключению, что результаты теории и эксперимента согласуются достаточно хорошо. Применение формул, полученных в этом разделе, к гетерогенному горению распыленных струй горючего должно привести к значениям скорости горения, приближающимся к истинным с точностью до множителя 2 (вследствие

Таблица 1

Сравнение теоретических результатов с экспериментальными [1] по определению скорости горения распыленных струй горючего при режимах гетерогенного горения

Диаметр капли, мкм	Весовая концентрация горючего, мг/л	Теоретическая скорость горения, см/сек	Экспериментальная скорость горения, см/сек
29	60	50,5	68
30	60	49	67
34	45	46	58
34	52	45	57
38	48	41	58

обычной неопределенности термодинамических и транспортных свойств). В то же время по результатам, приведенным в работе [7] (относительно справедливым в случае распыленных струй однокомпонентных топлив), можно только определить порядок величины. Дальнейшие эксперименты по определению скоростей горения капелек, имеющих одинаковые, но относительно большие размеры (диаметром более чем 25 мкм), необходимы для более строгой проверки этих теорий.

5. СКОРОСТЬ ГОМОГЕННОГО ГОРЕНИЯ КАПЕЛЬ, ИМЕЮЩИХ ОДИНАКОВЫЕ РАЗМЕРЫ

В случае, если размер капли приближается к нулю, скорость горения струи приближается к скорости горения предварительно перемешанной газовой смеси, для которой имеется много теоретических формул [11]. В этом разделе мы будем исследовать поправку первого порядка к этим теоретическим результатам на влияние наличия мелких капелек (например, тумана) на скорость горения. Если капли очень малы, то они полностью испаряются до реакционной зоны. Следовательно, разумно принять схему, согласно которой поток делится на две зоны: первая, в которой происходит испарение без реакций, и другая, в которой имеет место гомогенное горение. Пренебрежение весьма малым эффектом реакций в зоне испарения приводит к небольшой ошибке, но значительно упрощает уравнения благодаря исключению тех зон, в которых одновременно происходят оба процесса. В этом разделе принято, что число Льюиса равно единице ($\lambda/c_p = \alpha$).

Зона испарения

Уравнения, определяющие Y_h , T и Z в зоне испарения, получены и рассмотрены в разд. 3. Подобие форм уравнений (26)–(28) дает право формально выразить Y_O и Y_F в виде функции от T при числе Льюиса, равном единице. Если эти три уравнения соответственно разделить на $Z_0 Y_{O,0}$, $Z_0(1 - Y_{F,0})$ и $Z_0 L$ и первые два уравнения последовательно вычтуть из

третьего, то два полученных уравнения можно будет проинтегрировать

$$\frac{ZY_O}{Z_0 Y_{O,0}} = \frac{Z[c_p(T-T_0)+L]}{Z_0 L} + \left[\frac{Y_{O,i}}{Z_0 Y_{O,0}} - \frac{c_p(T_i-T_0)+L}{Z_0 L} \right] \exp \left[\int_0^x \frac{M}{\alpha} Z dx \right], \quad (55)$$

$$\frac{Z(1-Y_F)}{Z_0(1-Y_{F,0})} = \frac{Z[c_p(T-T_0)+L]}{Z_0 L} + \left[\frac{(1-Y_{F,i})}{Z_0(1-Y_{F,0})} - \frac{c_p(T_i-T_0)+L}{Z_0 L} \right] \exp \left[\int_0^x \frac{M}{\alpha} Z dx \right]. \quad (56)$$

Здесь постоянные интегрирования определяются при граничном условии конца зоны, расположенного вниз по потоку. В уравнениях (55) и (56) параметры на нижней границе (по потоку) этой зоны испарения, обозначенные индексом i , определяются условием полного испарения $Z_i = 1$ и принятием $x_i = 0$, поскольку начало x является произвольным. Значения $Y_{h,i}$ связаны с T_i путем решения уравнений для зоны реакции [см. уравнения (60) и (61)]. Для зоны испарения остается решить только одно дифференциальное уравнение (29) с граничными условиями $T = T_0$ при $Z = Z_0$ и $T = T_i$ (неизвестное) при $Z = 1$. Решение уравнения (29) дает связь между (еще неизвестной) весовой секундной скоростью горения M и неизвестной температурой T_i .

Реакционная зона

В процессе упрощения уравнений (22)–(24) для реакционной зоны возможно получить общие балансы массы и энергии. Так как $\epsilon_0 = 0$ и $\epsilon_F = 1$, то после умножения уравнения (22), взятого для случая окислителя, на отношение μ_F/μ_O и вычитания полученного уравнения из уравнения (22), взятого для случая горючего, имеем уравнение, которое после однократного интегрирования принимает следующий вид: В уравнении (57)

$$\frac{\alpha}{M} \frac{d}{dx} \left(Y_F - \frac{\mu_F}{\mu_O} Y_O \right) + Z \left(1 - Y_F + \frac{\mu_F}{\mu_O} Y_O \right) = 1 - Y_{F,\infty} + \frac{\mu_F}{\mu_O} Y_{O,\infty}. \quad (57)$$

постоянная интегрирования определяется при $x = \infty$, при котором $(dY_h/dx)_\infty = 0$, $Z_\infty = 1$, а $Y_{F,\infty} = 0$ или $Y_{O,\infty} = 0$ в зависимости от того, является ли смесь бедной или богатой. Так как уравнение (57) является справедливым в обеих зонах, то его левая часть может быть определена при $x = -\infty$ (где $dY_h/dx = 0$), при этом получается общий баланс компонентов

$$Y_{O,\infty} = Z_0 Y_{O,0} - \frac{\nu_O W_O}{\nu_F W_F} [(1 - Z_0) + Z_0 Y_{F,0} - Y_{F,\infty}] = \begin{cases} 0 & \text{(для богатых или стехиометрических смесей),} \\ Z_0 Y_{O,0} - \frac{\nu_O W_O}{\nu_F W_F} [(1 - Z_0) + Z_0 Y_{F,0}] & \text{(для бедных смесей).} \end{cases} \quad (58)$$

Общий баланс энергии можно получить путем решения уравнения (24) при $x = +\infty$ и $x = -\infty$, при условии, что в этих точках все производные по x равны нулю. Если применить полученное уравнение (58) и определение Q_0 [$Q_0 = -\sum_k \mu_k h_k^0$, см. уравнение (39)], то найдем

$$T_\infty = T_0 - (1 - Z_0) \frac{L}{c_p} + (Z_0 Y_{O,0} - Y_{O,\infty}) \frac{Q_0}{c_p}, \quad (59)$$

что и можно было ожидать на основании логики явлений.

В зоне реакции повсюду $Z = 1$ ($dZ/dx = 0$) и уравнение (23) удовлетворяется тривиально. Имеется только одно решение уравнения (57) при $Z = 1$, которое является конечным при $x = \infty$:

$$Y_F = Y_{F, \infty} + \frac{v_F W_F}{v_0 W_0} (Y_0 - Y_{0, \infty}). \quad (60)$$

Если уравнение (60) подставить в уравнение (24) при $Z = 1$ и $\alpha = \lambda/c_p$, то очевидно только одно решение, остающееся конечным при $x \rightarrow \infty$:

$$Y_0 = Y_{0, \infty} + \frac{c_p (T_\infty - T)}{Q_0}. \quad (61)$$

При выводе уравнения (61) применено уравнение (59). Поэтому, как и в случае обычного ламинарного пламени газообразных исходных продуктов при числе Льюиса, равном единице, все весовые доли являются линейными функциями температуры. Следовательно, для реакционной зоны остается решить только одно уравнение (например, для $T(x)$).

Чтобы получить легко решаемую форму остающегося определяющего уравнения, удобно ввести понятие о весовой доле потока окислителя в направлении x , которая обозначается $\eta_0 = Y_0 - (\alpha/M)(dY_0/dx)$. Подставляя это выражение и уравнения (59) и (60) в уравнение (24) при $Z = 1$, получим

$$\frac{\lambda}{M} \frac{dT}{dx} = Q_0 (\eta_0 - Y_{0, \infty}) + c_p (T - T_\infty). \quad (62)$$

Подставив η_0 в уравнение (22), взятое для окислителя при $Z = 1$, и разделив результат на уравнение (62), найдем, что

$$\frac{d\eta_0}{dT} = \frac{\frac{\lambda}{M^2 c_p} \omega_0}{T - T_\infty + \frac{Q_0}{c_p} (\eta_0 - Y_{0, \infty})}. \quad (63)$$

Так как из анализа уравнения (26) при $x = 0$ следует, что $\eta_{0, i} = Z_0 Y_{0, 0}$, то граничными условиями уравнения (63) являются $\eta_0 = Z_0 Y_{0, 0}$ при $T = T_i$ и $\eta_0 = Y_{0, \infty}$ при $T = T_\infty$. Все эти граничные значения, за исключением T_i , известны из уравнений (58) и (59). Поэтому в результате решения уравнения (63) будет получена связь между двумя неизвестными величинами T_i и M . Эта связь и связь, полученная при решении уравнения (29), образуют два независимых уравнения с двумя неизвестными величинами. Поэтому можно определить как T_i , так и M , т. е. скорость горения, при одновременном решении уравнений (29) и (63).

Метод решения в случае сильно разбавленных распыленных струй

Хотя вышеприведенный метод должен привести к определению скорости горения в том случае, когда испарение заканчивается вверх по потоку до зоны реакции, однако методика решения уравнений (29) и (63) в общем случае является сложной и не приводит к аналитическим результатам. Если начальная весовая доля конденсированной фазы очень мала, то промежуточная температура T_i должна мало отличаться от T_0 . Раскладывая в ряд уравнение зоны испарения относительно T_0 и оставляя только первый член разложения, можно определить влияние (первого порядка) наличия разбавленной распыленной жидкости на скорость горения.

Анализ уравнения (29) в точке $Z = Z_0$ дает

$$\left(\frac{dT}{dZ}\right)_0 = \left[\frac{c_p T_0^2 Z_0 \Lambda'}{2L(1-Z_0)^2}\right] \left\{1 + \left[1 + \left(\frac{L}{c_p T_0}\right)^2 \left(\frac{1-Z_0}{Z_0}\right)^2 \left(\frac{4}{\Lambda'}\right)\right]^{1/2}\right\}, \quad (64)$$

где

$$\Lambda' \equiv \frac{M^2 r_0^2 (1-Z_0) L^2 \gamma_i}{3\lambda T_0^2 v_0}. \quad (65)$$

При этом было применено уравнение (A.2). Принимая только первый член разложения величины T в ряд Тейлора около Z_0 , найдем

$$T_i = T_0 + (1-Z_0) \left(\frac{dT}{dZ}\right)_0 \approx T_0 (1 + \sqrt{\Lambda'}). \quad (66)$$

Правая часть равенства в уравнении (66) следует из уравнения (64), если $\Lambda' \ll 1$, т. е. при условии, которое почти всегда верно для гомогенного горения, подчиняющегося уравнению (32). Уравнение (66) показывает, что T_i превышает T_0 на величину, пропорциональную массовой скорости горения M и начальному радиусу капли r_0 .

Для того чтобы получить приближенное решение уравнения в зоне реакции, удобно ввести безразмерные переменные

$$\eta = \frac{Z_0 Y_{0, 0} - \eta_0}{Z_0 Y_{0, 0} - Y_{0, \infty}} \quad (67)$$

и

$$\theta \equiv 1 - \frac{T_\infty - T}{(Z_0 Y_{0, 0} - Y_{0, \infty}) \frac{Q_0}{c_p}}, \quad (68)$$

подстановкой которых в уравнение (63) получим

$$\frac{d\eta}{d\theta} = \kappa \frac{(\beta_2 - \theta)^{\nu_0} (\beta_4 - \theta)^{\nu_F}}{(1-\eta)^{-1} (1-\theta)} \exp \left[-\beta_1 \left(\frac{1-\theta}{\beta_2 + \theta} \right) \right]. \quad (69)$$

В уравнении (69) безразмерные постоянные равны

$$\beta_1 = \frac{E}{R^0 T_\infty}, \quad (70)$$

$$\beta_2 = \frac{T_0 - (1-Z_0) \frac{L}{c_p}}{(Z_0 Y_{0, 0} - Y_{0, \infty}) \frac{Q_0}{c_p}}, \quad (71)$$

$$\beta_3 = \frac{Z_0 Y_{0, 0}}{Z_0 Y_{0, 0} - Y_{0, \infty}}, \quad (72)$$

$$\beta_4 = \frac{(1-Z_0) + Z_0 Y_{F, 0}}{\frac{v_F W_F}{v_0 W_0} (Z_0 Y_{0, 0} - Y_{0, \infty})}. \quad (73)$$

Безразмерная скорость горения

$$\kappa = \frac{\lambda W_0 v_0}{M^2 c_p} \left\{ \left(\frac{pW}{R^0 T} \right)^{\nu_F + \nu_0} B \right\} \times \\ \times e^{-\beta_1 W_F^{-\nu_F} W_0^{-\nu_0} (Z_0 Y_{0, 0} - Y_{0, \infty})^{\nu_0 - 1} \left[\frac{v_F W_F}{v_0 W_0} (Z_0 Y_{0, 0} - Y_{0, \infty}) \right]^{\nu_F}}. \quad (74)$$

При выводе уравнения (69) использовались уравнения (21), (58)–(61) и сделано предположение, что изменение параметра B от температуры такое, что функция в фигурных скобках уравнения (74) является постоянной. Граничные условия уравнения (69) следующие: $\eta = 0$ при $\theta = \theta_i$ и $\eta = 1$ при $\theta = 1$, где

$$\theta_i \approx \frac{(1-Z_0) \frac{L}{c_p}}{(Z_0 Y_{0, 0} - Y_{0, \infty}) \frac{Q_0}{c_p}} \left[1 + \frac{c_p T_0}{(1-Z_0) L} \sqrt{\Lambda'} \right], \quad (75)$$

согласно уравнениям (68), (59) и (66). Незвестная скорость горения появляется только в параметрах κ и θ_i .

Так как уравнение (69) одинаково по форме с определяющим уравнением обычных ламинарных пламен газообразных веществ, то допущения, подобные допущениям, применяемым в случае сгорания газа, должны быть справедливыми и в рассматриваемом случае. Мы приведем итерационный метод решения, который до некоторой степени подобен методу Кармана [11]. Единственным преимуществом этого метода по сравнению с более изящными итерационными методами является то, что можно получить несколько более точные аналитические выражения, прежде чем прибегнуть к численному расчету. Умножение уравнения (69) на знаменатель правой части и интегрирование от $\theta = \theta_i$ до $\theta = 1$ дает

$$\kappa I = \frac{1}{2} - \int_{\theta_i}^1 (1 - \theta) d\eta, \tag{76}$$

где

$$I = \int_{\theta_i}^1 (\beta_3 - \theta)^{\nu_0} (\beta_4 - \theta)^{\nu_F} \exp \left[-\beta_1 \left(\frac{1 - \theta}{\beta_2 + \theta} \right) \right] d\theta. \tag{77}$$

Если нулевое приближение $\theta^{(0)}(\eta)$ подставить в уравнение (76), то из этого уравнения можно получить первое приближение значений $\kappa^{(1)}$ и $I^{(1)}$. Так как θ_i зависит от M , интеграл I не может быть вычислен заранее, как в случае пламени в чистом газе; в качестве I подставляются различные численные величины в каждом последующем приближении. Зная первое приближение для κ , можно определить первое приближение для $\theta(\eta)$, для чего умножается уравнение (69) на знаменатель правой части и интегрируется от θ до 1; при этом в качестве подынтегральной функции берется нулевое приближение $\theta^{(0)}(\eta)$. Приближения высшего порядка получают повторением этих действий

$$\kappa^{(n)} I^{(n)} = \frac{1}{2} - \int_{\theta_i}^1 (1 - \theta^{(n-1)}) d\eta, \tag{78}$$

$$\int_{\theta_i}^1 [(1 - \eta) - (1 - \theta^{(n-1)})] d\eta = \kappa^{(n)} \int_{\theta_i}^1 (\beta_3 - \theta)^{\nu_0} (\beta_4 - \theta)^{\nu_F} \exp \left[-\beta_1 \left(\frac{1 - \theta}{\beta_2 + \theta} \right) \right] d\theta \tag{79}$$

для приближения n -го порядка

Результаты

Действие, которое оказывает размер капли на скорость горения, можно вывести из уравнения (76). Рассмотрим систему с постоянными начальными значениями температуры, концентрации конденсированной фазы и соотношения компонентов смеси (т. е. $T_0, Z_0, Z_0 Y_{O,0}$ и $Z_0 Y_{F,0}$ постоянны), но при изменении начального радиуса капли. Для такой системы константы $\beta_1 \div \beta_4$ постоянны, и, следовательно, согласно уравнению (76), κ может изменяться только вследствие изменения θ_i . Из уравнения (77) следует, что I уменьшается с повышением θ_i , а, согласно уравнению (76), величина κ обратно пропорциональна I , следовательно κ возрастает при повышении θ_i . Из уравнений (65) и (75) видно, что увеличение r_0 приводит к возрастанию величины Λ^* и поэтому θ_i возрастает. Отсюда следует, что с увеличением r_0 величина κ

возрастает, что, согласно уравнению (74), вызывает уменьшение M . Скорость горения должна поэтому уменьшаться при возрастании радиуса капли около границы полностью гомогенного горения. Этот результат можно было ожидать, исходя из физических основ, поскольку время испарения возрастает с увеличением r_0 . Однако этот эффект не имеет места в экспериментах, приведенных в работе [1]; при этом следует отметить, что в этих экспериментах состав смеси изменялся с изменением r_0 . Ниже будет показано, что в согласии с экспериментальными результатами, представленными в работе [2], влияние r_0 на M очень мало; следовательно, малые изменения в составе смеси могут легко скрывать зависимость r_0 от M .

Точное выражение поправки первого порядка к скорости горения, вызванной конденсированной фазой, может быть получено для случая, в котором гомогенная реакция имеет большую энергию активации. Хорошо известно [11], что при больших значениях энергии активации ($\beta_1 \gg 1$) зависимость θ от η такая, что последний член уравнения (76) много меньше, чем $1/2$. Поэтому первое приближение с отбрасыванием последнего члена уравнения (76) дает

$$\kappa = \frac{1}{2I}. \tag{80}$$

Переходя при интегрировании уравнения (77) от переменной θ к

$$\xi = \frac{\beta_1 (1 - \theta_i)}{1 + \beta_2} \frac{1 - \theta}{\theta - \theta_i},$$

найдем, что

$$I = \frac{1 + \beta_2}{\beta_1} \int_0^\infty \left\{ 1 + \left[\frac{1 + \beta_2}{\beta_1 (1 - \theta_i)} \right] \xi \right\}^{-(\nu_0 + \nu_F + 2)} \times \left\{ (\beta_3 - 1) + \left[\frac{(\beta_3 - \theta_i)(1 + \beta_2)}{\beta_1 (1 - \theta_i)} \right] \xi \right\}^{\nu_0} \left\{ (\beta_4 - 1) + \left[\frac{(\beta_4 - \theta_i)(1 + \beta_2)}{\beta_1 (1 - \theta_i)} \right] \xi \right\}^{\nu_F} \exp \left[\frac{-\xi}{1 + \frac{(\beta_2 + \theta_i)}{\beta_1 (1 - \theta_i)} \xi} \right] d\xi \tag{81}$$

— форма, которая особенно выгодна при получении приближенного выражения для I при больших значениях β_1 .

Приближенное разложение в ряд величины I будет различным для бедных, богатых и стехиометрических смесей. Мы дадим результаты только для бедных смесей, а выражение, присущее богатым смесям, можно получить заменой β_3 на β_4 и перестановкой в формуле ν_F и ν_0 . Так как уравнения (58) и (73) показывают, что $\beta_4 = 1$ соответствует бедным смесям, разложение подынтегральной функции в уравнении (81) по степеням $1/\beta_1$ и учет только первого члена дают

$$I \approx (\beta_3 - 1)^{\nu_0} \left(\frac{1 + \beta_2}{\beta_1} \right)^{\nu_F + 1} \Gamma(\nu_F + 1), \tag{82}$$

где $\Gamma(x) = \int_0^\infty \xi^{x-1} e^{-\xi} d\xi$ есть гамма-функция.

Приближенная формула для κ , полученная из уравнений (80) и (82), аналогична формуле Зельдовича — Франк-Каменецкого [12] для обычного горения газа. Члены высшего порядка в разложении по степеням $1/\beta_1$ можно легко получить из уравнения (81).

Из уравнений (80) и (82) можно получить выражение для разности скоростей горения очень разбавленной распыленной струи жидкости и перемешанного газа для предельно больших значений энергий активаций. Чтобы

сделать разумное сравнение, необходимо принять начальные температуру и состав смеси как распыленной струи жидкости, так и перемешанного газа одинаковыми, т. е. T_0 , $Z_0 Y_{O_2}$ и $(1 - Z_0) + Z_0 Y_{F,0}$ — постоянны. Из этого следует, что параметры β_3 и β_4 постоянны, а β_1 и β_2 переменны, так как изменяется T_∞ с изменением Z_0 [см. уравнение (59)]. Для определения поправки к скорости горения можно выражение для M , полученное из уравнений (74), (80) и (82), разложить по степеням малого параметра $(1 - Z_0) L / c_p T_\infty$ и отбросить члены, включающие в себя квадрат от этого параметра. Пусть $M^{[0]}$ обозначает величину M перемешанного газа $[(1 - Z_0) L / c_p T_\infty] = 0$ и $M^{[1]}$ — первое приближение весовой скорости горения распыленной струи жидкости, тогда разложение в ряд дает

$$\frac{M^{[1]} - M^{[0]}}{M^{[0]}} = - \left[\frac{(1 - Z_0) L}{c_p T_\infty} \left(\frac{E}{2R^0 T_\infty} + \nu_F + 1 \right) \right]. \quad (83)$$

Уравнение (83) показывает, что скорость горения должна повышаться при приближении струи жидкости к перемешанному газу при одинаковых составах смеси и начальных температурах.

Обычный порядок величины разницы $M^{[1]} - M^{[0]}$ можно найти использованием числовых значений, соответствующих экспериментам работы [1].

Приняв $E \approx 15R^0 T_\infty$ и $\nu_F \approx 1$, находим, что при повышении $1 - Z_0$ от 0 до 0,05 (максимальная величина в работе [1]) скорость горения уменьшается на 5% (т. е. грубо на 1,5 см/сек). Этот эффект возникает исключительно из-за падения адиабатической температуры пламени при увеличении концентрации конденсированной фазы. В приведенном приближении размер капли не оказывает никакого влияния на скорость горения, потому что θ_i не проявляется в уравнении (82).

Упомянутое выше уменьшение M с повышением радиуса капли r_0 (т. е. увеличение θ_i) впервые проявляется во втором члене разложения уравнения (81) по степеням $1/\beta_1$. Оценка порядка величины второго члена разложения показывает, что при больших значениях энергии активации влияние r_0 на M всегда меньше $1/10$ поправки, получаемой из уравнения (83) (т. е. уменьшает скорость горения на $\leq 0,1$ см/сек).

Это заключение находится в согласии с экспериментальными результатами работы [2], в которых не было обнаружено заметного влияния радиуса капли на скорость горения.

6. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

При гетерогенном горении монодисперсной распыленной струи горючего скорость горения зависит главным образом от начального радиуса капли, начальной концентрации конденсированной фазы и начальной скорости уменьшения диаметра горящей капли горючего. При гомогенном горении распыленной струи скорость горения только незначительно меньше скорости горения перемешанного газа с одинаковым составом смеси, и она главным образом зависит от энергии активации и коэффициента, пропорционального числу столкновений. Поэтому в этих двух предельных случаях скорость горения определяется совершенно различными физико-химическими процессами, и можно предполагать, что уменьшения и повышения скорости горения в переходе от гомогенного к гетерогенному горению будут наблюдаться в различных системах. Получено уравнение (34), определяющее приблизительное местонахождение переходной зоны, разделяющей гомогенное и гетерогенное горение распыленной струи жидкости. Остается нерешенной трудная проблема определения скорости горения в переходной зоне, где гомогенный и гетерогенный процессы происходят одновременно.

Приложение А

ПРОСТОЙ ВЫВОД УРАВНЕНИЯ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СКОРОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ ВЕСОВОЙ ДОЛИ ГАЗА В СЛУЧАЕ КАПЕЛЬ, ИМЕЮЩИХ ОДИНАКОВЫЕ РАЗМЕРЫ

Так как в потоке капли не создаются и не разрушаются, то при установившемся потоке число капель, проходящих в секунду через единицу площади любой плоскости, нормальной к оси x , не зависит от x^1 . Следовательно,

$$nu = n_0 u_0, \quad (A.1)$$

где постоянная определяется при $x = -\infty$. Далее, общий вес жидкости, приходящейся на единицу объема, равен

$$\gamma(1 - Z) = \frac{4}{3} \pi r^3 \gamma_l n. \quad (A.2)$$

Здесь правая часть уравнения является произведением веса капли на число капель в единице объема. Умножив уравнение (A.2) на u и применяя уравнения (A.1) и (1), найдем, что

$$r = \left(\frac{M}{\frac{4}{3} \pi \gamma_l n_0 u_0} \right)^{1/3} (1 - Z)^{1/3}. \quad (A.3)$$

Но, согласно уравнению (7),

$$u \frac{dr}{dx} = \frac{dr}{dt} = -\frac{\chi}{r}. \quad (A.4)$$

Подставляя уравнение (A.3) в левую часть уравнения (A.4), находим, что

$$\frac{dZ}{dx} = \left(\frac{\frac{4}{3} \pi \gamma_l n_0 u_0}{M} \right)^{1/3} \frac{\chi}{ur} 3(1 - Z)^{2/3}. \quad (A.5)$$

Если исключить r из уравнения (A.5) путем подстановки уравнения (A.3), то получим следующее выражение:

$$\frac{dZ}{dx} = \frac{4\pi \gamma_l n_0 r_0}{M} \frac{\chi}{u} \left(\frac{1 - Z}{1 - Z_0} \right)^{1/3}. \quad (10)$$

на которое имелась ссылка в разд. 2.

ЛИТЕРАТУРА

1. Burgoyne J. H., Cohen L., The Effect of Droplet Size on Flame Propagation in Liquid Aerosols, Proc. Royal Soc. of London, Series A, vol. 225, 1954, p. 375—392.
2. Burgoyne J. H., Newitt D. M., Thomas A., Explosion Characteristics of a Lubricating Oil Mist, The Engineer, 198, 165—168 (1954).
3. Browning J. A., Krall W. G., Effect of Fuel Droplets on Flame Stability, Flame Velocity and Inflammability Limits, Fifth Intern. Symposium on Combustion, N. Y., 1955, p. 159—163.
4. Bolt J. A., Boyle T. A., The Combustion of a Liquid Fuel Spray, Transactions ASME, 78, 609—615 (1956).
5. Browning J. A., Tyler T. L., Krall W. G., Effect of Particle Size on Combustion of Uniform Suspensions, Industrial Engin. Chem., 49, 142—147 (1957).

¹⁾ То обстоятельство, что капли могут исчезнуть вследствие приближения их радиуса к нулю, не приводит к дополнительным затруднениям, так как уравнение для случая распыленной жидкости не применяется за сечением, в котором $r = 0$.

6. Anson D., Influence of the Quality of Atomization on the Stability of Combustion of Liquid Fuel Sprays, *Fuel*, 32, 39—51 (1953).
7. Williams F. A., Spray Combustion Theory, *Combustion and Flame*, 3, 215—228 (1959).
8. Williams F. A., Progress in Spray Combustion Analysis, Eighth Intern. Symposium on Combustion, Baltimore, 1961.
9. Hirschfelder J. O., Curtiss C. F., Bird R. B., Molecular Theory of Gases and Liquids, N. Y., 1954, p. 695—720.
10. Williams F. A., On the Assumptions Underlying Droplet Vaporization and Combustion Theories, *J. Chem. Phys.*, 33, 133—144 (1960).
11. Von Kármán Th., The Present Status of the Theory of Laminar Flame Propagation, Sixth Intern. Symposium on Combustion, N. Y., 1957, p. 1—11.
12. Зельдович Я. Б., Семенов Н. Н., Кинетика химических реакций в пламенах, *Ж. эксперим. теорет. физ.*, 10, 1116—1123 (1940).
13. Penner S. S., Mullins B. P., Explosions, Detonations, Flammability and Ignition, N. Y., 1959, p. 101—106.

Исследование испарения и горения горючих с помощью интерферометра, работающего на двух длинах волн

П. Росс, М. Эль-Векиль

В настоящей статье описывается конструкция и работа по улучшению интерферометра, работающего одновременно на двух длинах волн и предназначенного для определения таких свойств многокомпонентных систем, как профили температур и концентраций паров горючего в пограничных слоях каплей, испаряющихся на воздухе. В работе приведены также некоторые полученные экспериментальные результаты. В большинстве опытов была использована цилиндрическая модель испаряющейся и горящей капли для того, чтобы исключить влияние третьего измерения. В этой модели исследуемая жидкость подавалась через иглу для подкожных инъекций в пустотелый цилиндр из металлокерамической пористой бронзы. Концы цилиндра были закрыты крышками из непористой бронзы. Для создания условий, аналогичных условиям испарения в камере сгорания, капля обтекалась нагретым воздухом.

Приведены некоторые данные относительно градиентов температуры и концентрации в пограничном слое капли. Экспериментальные отношения между температурой и концентрацией были проверены расчетом по формуле, выведенной из упрощенной теории испарения цилиндрической капли в потоке воздуха, и при этом получено удовлетворительное согласие.

Описан также опыт по диффузионному испарению нормального гексана в неподвижном столбе воздуха. Согласие полученных результатов с точным решением по уравнению Фика для этого случая также оказалось вполне удовлетворительным.

Приведены профили температур вокруг горящей цилиндрической капли. Полученные данные указывают на наличие, во-первых, реакционной зоны, имеющей переменные, но конечные размеры, и, во-вторых, зоны, состоящей главным образом из паров горючего. Последняя зона увеличивается в размерах к нижнему (относительно направления потока) концу капли.

В заключение кратко изложены перспективы предлагаемой дальнейшей работы с применением интерферометра этого типа и предлагаются новые области его применения.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

- $D = N_+ - N_-$ — разность молярных рефракций горючего и воздуха, $см^3/моль$;
- C_1, C_2, C_3, C_4 — постоянные;
- L — длина цилиндра, $см$;
- μ — молекулярный вес, $г/моль$;
- N — молярная рефракция, $см^3/моль$;
- n — показатель преломления в любой точке возмущенной области;
- n_u — показатель преломления нагретой струи вне возмущенной области;
- p — общее давление, $атм$;
- r — радиус в любой точке пленки, $см$;
- R_0 — универсальная газовая постоянная, $см^3 \cdot атм/моль \cdot град$;
- $s(y)$ — смещение интерференционной полосы (т. е. число разностей длин волн в оптическом пути);
- $s_0 = \frac{L}{T_a} \frac{3}{2} \frac{p}{R_0} \frac{N_a}{\lambda}$ — смещение интерференционной полосы в случае эталона;
- $S(y) = s(y) + s_0$ — суммарное смещение полосы;

T — температура в любой точке возмущенной области, °K;
 T_a — температура невозмущенной нагретой струи, °K;
 X — концентрация (в мольных долях);
 x — координата вдоль оси цилиндра, см;
 y — координата вдоль оси, расположенной в горизонтальной плоскости перпендикулярно к оси x , см;
 z — положение по вертикали горизонтальной плоскости, см;
 $\beta = D/N_a$ — безразмерный параметр дисперсии;
 δ — область у края воздушной струи;
 $\theta = T/T_a$ — безразмерная температура;
 λ — эффективная длина волны, Å;
 γ — удельный вес, г/моль;
 $\sigma = \frac{\lambda_1}{\lambda_2} \frac{S_1(y)}{S_2(y)}$ — безразмерный параметр смещения интерференционных полос;
 φ — угловая координата в случае цилиндра;
 Φ — функция $X_{f,L}$ в уравнении Арнольда.

ИНДЕКСЫ

a — воздух;
 f — пары горючего;
 i — i -ая компонента;
 k — число неизвестных;
 m — смесь;
 u — к величине y на интерферограмме λ_1 ;
 v — к величине y на интерферограмме λ_2 .

ВТОРЫЕ ИНДЕКСЫ

$j = 1, 2$ относятся к длинам волн (1 — 6300 Å, 2 — 4360 Å, 5350 Å);
 L — поверхность цилиндра (т. е. жидкость).

ВВЕДЕНИЕ

Конструкция камеры сгорания, работающей на жидком горючем, в значительной степени зависит от факторов, которые определяют скорость испарения горючего, впрыскиваемого в камеру при различных условиях работы.

В процессе горения проходит некоторый промежуток времени между впрыском горючего в камеру и его самовоспламенением. Этот период задержки воспламенения образуется из трех составляющих. Одна из них представляет собой время, в течение которого струя горючего, вышедшая из форсунки, разбивается на капли. Образующиеся капли рассеиваются и перемешиваются с окислителем в камере сгорания. Вторая составляющая времени приходится на диффузию паров горючего с поверхности этих капелек в окружающую окислительную среду с образованием смеси горючего и окислителя в соотношениях, необходимых для воспламенения. Третья составляющая приходится на химические реакции. Первую и вторую составляющую этого времени обычно объединяют, рассматривая их как «физическую задержку воспламенения», в то время как третья составляющая обычно называется «химической задержкой воспламенения». Эти три составляющие никоим образом неотделимы друг от друга, и между ними имеет место значительное перекрытие.

В камере сгорания постоянного объема величина суммарного времени задержки воспламенения определяет характер горения и, следовательно, сил, действующих на поршень, которые могут быть плавными, резкими или

с детонацией. Время задержки также определяет степень полноты горения и, следовательно, коэффициент полезного действия двигателя. В камерах сгорания с непрерывным потоком более важным фактором является длина, на которой происходит горение, а не время горения, поскольку размеры и вес камеры играют здесь первоочередную роль. В этом случае длина, на которой происходит горение, обуславливается временем задержки воспламенения и скоростями потоков горючего и окислителя.

В камерах сгорания постоянного объема, где происходит самовоспламенение горючего (например, в двигателях типа дизеля), физическая задержка воспламенения составляет лишь небольшую долю суммарной задержки. Это обусловлено тем обстоятельством, что смесь паров горючего с воздухом прежде всего образуется вокруг капли горючего по соседству с другими такими же испаряющимися каплями в струе. Этот процесс может происходить при температурах на несколько сот градусов ниже, чем температуры сжатия в двигателе [1]. Скорости химических реакций довольно малы при этих температурах, и период химической задержки воспламенения имеет относительно большую величину, часто того же порядка, что и период физической задержки.

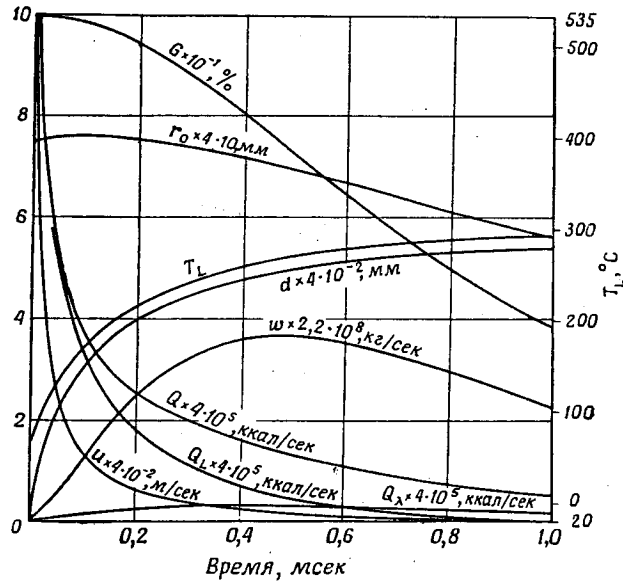
В камерах сгорания, где воспламенение осуществляется извне, например при помощи воспламенителя или в результате теплопередачи от соседнего пламени, можно ожидать, что период физической задержки воспламенения будет иметь преобладающее значение. Доля периода физической задержки воспламенения, приходящаяся на распад струи на капли, сравнительно невелика. Поэтому в таких камерах скорость горения определяется процессом испарения.

В Висконсинском университете в течение длительного времени изучались многие факторы, влияющие на процесс испарения [1—6]. Было показано, что при малом периоде химической задержки воспламенения самовоспламенение капелек горючего происходит главным образом в то время, когда более крупные капли, из которых и состоит большая часть массы горючего в струе, находятся в неустановившемся состоянии или в стадии подогрева. В течение этого времени температура жидкой капли повышается (а иногда понижается) от значения при впрыске в камеру до температуры по мокрому термометру (психрометра), соответствующей условиям окружающей среды при горении (фиг. 1). За время своего существования капля одновременно претерпевает процессы теплообмена с воздухом, массообмена с паром и воздействие аэродинамического сопротивления со стороны воздуха или других газов, находящихся в камере сгорания.

Согласно одномерной модели диффузии, парциальное давление диффундирующих паров является функцией многих параметров и меняется в пределах пограничного слоя испаряющейся капли. Аналогичным образом температура смеси паров горючего с воздухом изменяется с расстоянием от центра капли. Кроме того, в течение времени неустановившегося состояния нагреваемой капли горючего градиенты температуры и парциального давления паров горючего являются функциями времени. Эти градиенты перестают быть функциями времени только при условии достижения испаряющимися каплями квазиустановившегося состояния, т. е. температуры по мокрому термометру (психрометра), или когда они начинают гореть.

Соотношения между парциальным давлением, температурой и радиусом в пограничном слое испаряющейся сферической капли горючего для данного момента времени были выведены [4] с помощью некоторых довольно строгих предположений. В горящей капле температура жидкости достигает температуры кипения [3]. Были сделаны также при строгих предположениях теоретические расчеты [3, 7] температуры и парциального давления пара в зоне горения, окружающей каплю, и около нее.

§ Таким образом, становится очевидной необходимость экспериментальной проверки градиентов температуры и парциального давления в испаряющихся и горящих каплях. В связи с этим в настоящей работе дается описание, теория и применение модифицированного интерферометра типа Маха — Цендера, работающего на двух длинах волн и предназначенного для определения двух градиентов в двухкомпонентной смеси (например, воздух



Ф и г. 1. Процесс испарения во времени капли нормального декана, введенного в воздух при давлении 35 кг/см^2 и температуре 540°C (по данным работы [1]).

G — вес капли в процентах от начального; r_0 — радиус капли; T_L — температура жидкой капли; d — путь, проходимый в камере сгорания; w — массообмен; u — скорость капли; Q , Q_L , Q_λ — суммарная теплота, видимая теплота и скрытая теплота испарения соответственно, участвующие в процессе теплообмена между воздухом и каплей.

и пары чистого вещества) при условии, что пары обладают надлежащими оптическими константами. Некоторые результаты, полученные при различных условиях опыта, будут приведены в работе наряду с выводами. В общих чертах описаны также возможности применения этого прибора в дальнейшей работе.

МЕТОДИКА

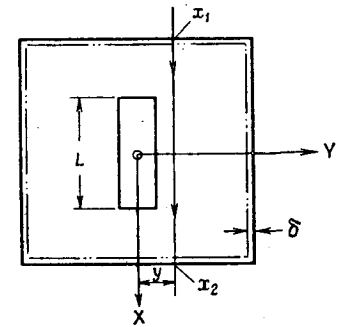
Многие интерферометры типа Маха — Цендера, сконструированные до сих пор, предназначались для аэродинамических исследований, в которых определялись изменения плотности в однокомпонентной среде (например, в воздухе или другом газе). Эккерт и Зоенген [8], Кольберт [9] и другие показали возможность применения интерферометра Маха — Цендера для систем, состоящих из таких сред, но с теплообменом, и тем самым положили основу применения этого прибора в рассматриваемой области.

Методика эксперимента, необходимая для исследования систем, в которых одновременно происходит теплообмен и массообмен, или в общем случае многокомпонентных систем, развита только частично. Олсен [10], рассмат-

ривая главным образом проблемы, связанные с горением, вывел соотношения для расчета таких многокомпонентных систем на основании данных, полученных с помощью интерферометра. Эти соотношения были применены к системе, представляющей собой нагретую струю углекислого газа. Для одной точки струи с известной концентрацией были измерены смещения интерференционных полос при двух различных длинах волн (измерения производились не одновременно). Результаты, полученные с применением упомянутых соотношений, разошлись с экспериментально измеренными концентрациями. Тем не менее эта работа помогла более определенно представить задачи, стоящие перед исследователями, а также показала возможности применения техники эксперимента.

Настоящая работа имеет своей целью прежде всего определение градиентов концентрации и температуры (т. е. неоднородной смеси) в пограничных слоях испаряющихся и горящих капель горючего. Поскольку эти два указанных градиента тесно связаны друг с другом и изменяются по времени, особенно существенным было одновременное определение смещения интерференционных полос для двух длин волн.

Описана методика измерения смещения полос и рассматривается вопрос о влиянии оптических констант на точность получаемых результатов. Предложен также другой метод решения для систем, в которых является преобладающим один из двух градиентов, и обсуждается вопрос об ошибках, вносимых этим приближением.



ТЕОРИЯ

В общем случае величина измеренного смещения интерференционной полосы в любой точке монохроматической интерферограммы, соответствующей любой плоскости $z = \text{const}$ (фиг. 2), связана с показателем преломления следующим соотношением:

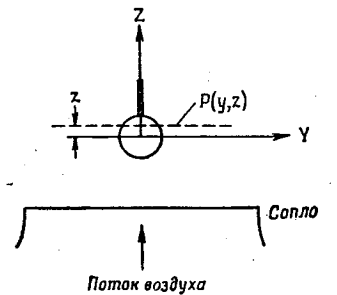
$$s(y) = \frac{1}{\lambda} \int_{x_1}^{x_2} [n(x, y) - n_a(x, y)] dx, \quad (1)$$

где $s(y)$ — смещение интерференционной полосы в точке y относительно невозмущенного потока (безразмерная величина); λ — эффективная длина волны примененного оптического фильтра, см; $n(x, y)$ — показатель преломления газа в точке (x, y) ; $n_a(x, y)$ — показатель преломления нагретого воздуха.

Если не учитывать краевые эффекты на концах цилиндра, которые при экспериментах сводятся к минимуму, то величины $n(x, y)$ для смеси паров горючего и воздуха и $n_a(x, y)$ не зависят от x , за исключением области δ . Область δ расположена на краях воздушной струи, где температура и скорость не являются постоянными значениями. Следовательно, уравнение (1) может быть проинтегрировано и приведено к виду

$$s(y) = \frac{L}{\lambda} [n(y) - n_a(y)], \quad (2)$$

где L — длина цилиндра, см.



Ф и г. 2. Определение координатных осей в области возмущений.

Таким образом,

$$s(y) = \frac{L}{\lambda} \{[n(y) - 1] - [n_a(y) - 1]\}. \quad (3)$$

Для применения уравнения (3) необходимо использовать соотношение между плотностью чистого вещества и его показателем преломления. Это соотношение дается законом Лоренца — Лорентца

$$\frac{n^2 - 1}{n^2 + 2} = \frac{N}{\mu} \gamma, \quad (4)$$

где N — мольная рефракция чистого вещества, $\text{см}^3/\text{моль}$; μ — молекулярный вес чистого вещества, $\text{г}/\text{моль}$; γ — удельный вес чистого вещества, $\text{г}/\text{см}^3$.

Величина N является однозначной характеристикой рассматриваемого вещества и не зависит от его удельного веса и фазового состояния. Она легко определяется экспериментально и наряду с величиной n используется для нахождения удельного веса.

Однако для смеси, состоящей из k газообразных компонентов, уравнение (4) может быть приведено [10] с большой точностью к виду

$$n - 1 = \frac{3}{2} \frac{N_m p}{R_0 T}, \quad (5)$$

где p — суммарное давление в системе, атм ; R_0 — универсальная газовая постоянная, $\text{см}^3 \cdot \text{атм}/\text{моль} \cdot \text{град}$; T — температура, $^\circ\text{K}$; $N_m = N$ для смеси и определяется по выражению

$$N_m = \sum_{i=1}^k X_i N_i,$$

где N_i — мольная рефракция компонента i , измеренная в случае, когда он находится в чистом виде; X_i — мольная доля компонента i в смеси.

Поскольку значения n и N являются функциями длины волны, то уравнение (5) может быть переписано в виде

$$n_j - 1 = \frac{3}{2} \frac{p}{R_0 T} \sum_{i=1}^k X_i N_{i,j}, \quad (6)$$

где индекс j указывает на принадлежность к данной длине волны. Объединение уравнений (3) и (6) приводит к

$$\theta = \frac{s_{0,j}}{S_j(y)} \sum_{i=1}^k \frac{X_i N_{i,j}}{N_{a,j}}, \quad (7)$$

где

$$S_j(y) = s_{0,j} + s_j(y),$$

$$s_{0,j} = \frac{L}{T_a} \frac{3}{2} \frac{p}{R_0} \frac{N_{a,j}}{\lambda_j},$$

$$\theta = \frac{T(y)}{T_a}$$

и T_a — температура невозмущенной нагретой воздушной струи в рассматриваемом поперечном сечении.

Из уравнения (7) следует, что, для того чтобы найти значения X_i и $T(y)$ для смеси, состоящей из k компонентов, необходимо иметь по меньшей мере k независимых уравнений типа уравнения (7). Это означает, что необходимо получить k интерферограмм для k различных длин волн

$$j = 1, 2, \dots, k. \quad (8)$$

Для проведения точного анализа длины волн при снятии интерферограмм должны быть выбраны таким образом, чтобы соответствующие значения N были существенно отличны друг от друга и, конечно, чтобы эти длины волн были совместимы с оптическими компонентами системы.

СИСТЕМА ВОЗДУХ—ПАРЫ ГОРЮЧЕГО

Пограничный слой жидкой капли, испаряющейся в воздушном потоке, представляет собой двухкомпонентную систему (т. е. $k = 2$). Если обозначить параметры, относящиеся к парам горючего и к воздуху, индексами f и a , а параметры, относящиеся к двум выбранным длинам волн, индексами 1 и 2, то выражение для определения мольной доли паров горючего в любой точке пограничного слоя, полученное совместным решением уравнений (7), имеет вид

$$X_f = \frac{N_{a_1} - N_{a_2} \sigma}{\sigma D_2 - D_1}, \quad (9)$$

где

$$\sigma = \frac{\lambda_1 S_1(y)}{\lambda_2 S_2(y)},$$

$$D_2 = N_{f_2} - N_{a_2},$$

$$D_1 = N_{f_1} - N_{a_1}.$$

Тогда величина θ определяется сразу по уравнению (7) для любой длины волны

$$\theta = \frac{s_{0,j}}{S_j(y)} \frac{X_f D_j + N_{a,j}}{N_{a,j}}. \quad (10)$$

ОПИСАНИЕ ИНТЕРФЕРОМЕТРА

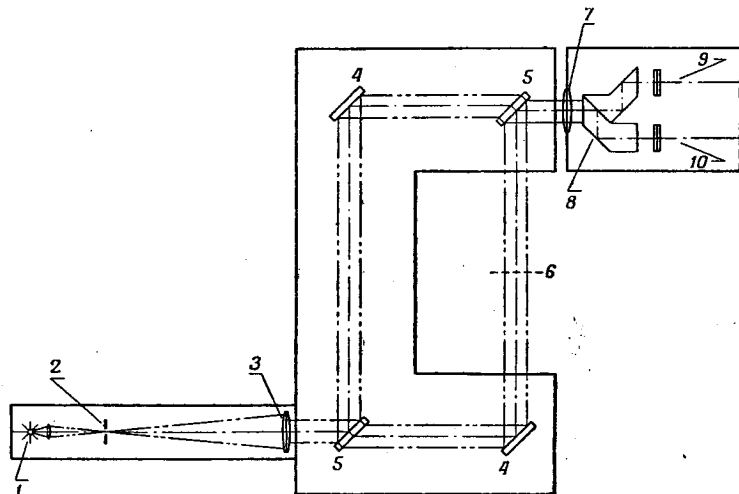
Модифицированный 76-миллиметровый интерферометр Маха — Цендера был сконструирован и изготовлен для описанных в настоящей работе исследований на Инженерно-механическом факультете Висконсинского университета. На фиг. 3 изображена оптическая схема прибора.

В качестве источника белого света, или континуума, служила дуговая лампа с вольфрамовыми электродами, представляющая собой в высшей степени интенсивный и концентрированный источник света. Почти параллельный пучок световых лучей пропускался через прибор, который отличался от стандартного только тем, что свет предварительно не монохроматизировался до входа в прибор. На выходе из прибора световой луч разделялся на два луча с помощью призмы, удваивающей изображение (см. фиг. 3). Эта призма расщепляет поток световых лучей, выходящих из интерферометра, на две равные части и, следовательно, дает одновременно два изображения рабочей части интерферометра.

Два интерференционных фильтра «Бэрд-Атомик», имеющих чрезвычайно узкую полосу пропускания (1,5% от длины волны) и дающих минимальный пик пропускания около 60%, помещались непосредственно перед двумя выходами призмы двойного изображения. Длины волн этих фильтров были выбраны с максимальной возможной разницей между ними, но вместе с тем они находились в пределах видимой области, что давало возможность визуальной юстировки прибора. Комбинация этих фильтров с удваивающей, но равноплечной призмой позволяет фотографировать одновременно два изображения одной камерой. Фотографирование производилось на панхроматическую рентгеновскую пленку 8×10 типа Роял X-пан. Эффективные

длины волн, пропускаемые фильтрами и примененные в позднейших опытах, равнялись 4360 и 6300 Å соответственно.

Фильтры располагались в эффективной фокальной плоскости линз объектива так, что площадь светового пучка, воспринимаемая этими фильтрами, была минимальной. Это позволило применить фильтры с относительно широкими допусками по оптической неоднородности. В качестве линзы объектива была использована 76-миллиметровая линза с относительным отверстием $f/4,5$.

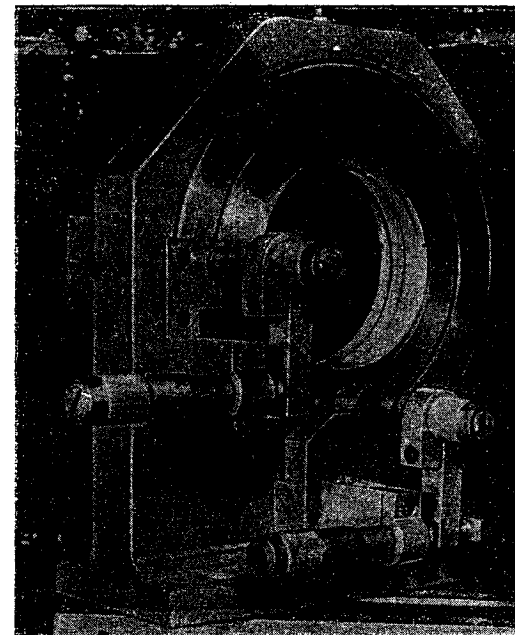


Ф и г. 3. Схема интерферометра, работающего на двух длинах волн. 1 — источник света; 2 — щель; 3 — коллиматорная линза; 4 — зеркало; 5 — полупрозрачное зеркало; 6 — рабочий участок; 7 — линза объектива; 8 — призма, дающая два изображения; 9 — красный фильтр; 10 — синий фильтр.

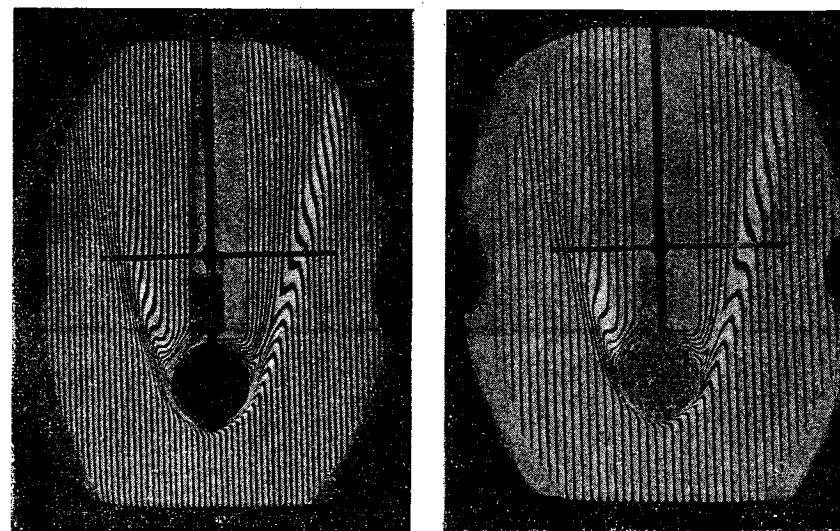
Система освещения состояла из источника, фокусирующих линз и регулируемой щели, расположенной в фокальной плоскости 76-миллиметровой линзы коллиматора. Эта система была смонтирована на оптической скамье, жестко прикрепленной к тяжелой раме, сваренной из 200-миллиметровых двутавровых секций. Для получения оптимальной резкости и яркости интерференционных полос можно было регулировать ширину щели, а для получения желаемой ориентации этих полос можно было поворачивать щель соответствующим образом.

Четыре оптические пластины (два зеркала и две полупрозрачные пластины, разделяющие луч света на два луча) диаметром 76 мм каждая были отшлифованы с точностью до $\pm 1/10$ длины волны в зеленой области спектра. Полутолщина пластин выдержана в пределах $\pm 1/4$ длины волны. Пластины имели круглую форму и могли вращаться в индивидуальных оправках, что давало возможность компенсировать любую неоднородность поверхности пластин. В работе применялся метод регулировки оптической системы при помощи одной пластины, который был предложен Киндером и Хансоном [11]. По этой причине длинная сторона оптического прямоугольника интерферометра была вдвое длиннее короткой стороны.

Оправы всех четырех оптических пластин были снабжены двойным микрометрическим устройством, как показано на фиг. 4. Это устройство позволяет совершать вертикальные и горизонтальные круговые смещения



Ф и г. 4. Оправа зеркала с двойной микрометрической регулировкой.



Ф и г. 5. Одновременные двойные интерферогаммы для случая CS_2 , испаряющегося с цилиндра при $T_a = 22^\circ C$ и скорости воздуха 89 см/сек.

указанных пластин с точностью по углу до $0,1$ сек. Аналогичное прецизионное микрометрическое устройство для перемещения зеркала, расположенного против камеры, позволяет устанавливать положение нулевой интерференционной полосы.

В качестве примера на фиг. 5 показано двойное изображение испаряющейся (без горения) цилиндрической капли горючего при вышеупомянутых длинах волн. Разница в освещенности изображения возникает благодаря различию в качестве передающих свойств двух фильтров и призмы двойного изображения.

ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ АППАРАТУРА И МОДЕЛИ КАПЕЛЬ

Очищенный воздух из общей сети поступал в электронагреватель с заранее определенной скоростью, после чего он перемещался в успокоительную камеру диаметром 305 мм. Отсюда воздух направлялся вертикальным потоком сквозь сетку с 200 отверстиями на линейный дюйм в канал сечением 102×102 мм, а затем выходил из него непосредственно под местом прохождения оптического пути интерферометра через квадратное сопло размером $63,5 \times 63,5$ мм. Полученная таким образом свободная воздушная струя имела плоские профили температуры и скорости в пределах 3 мм от краев сопла и вплоть до 50 мм вверх от сопла. В этой области помещались экспериментальные модели.

С целью предотвращения каких-либо вертикальных потоков воздуха, обусловленных естественной конвекцией при нагреве от горячих поверхностей нагревателя, могущих пересечь оптический путь интерферометра, принимались тщательные меры предосторожности. Для этого верхние части поверхности нагревателя были тщательно теплоизолированы несколькими слоями изолирующего материала, а затем с самого верха оболочкой из фетра (фиг. 6).

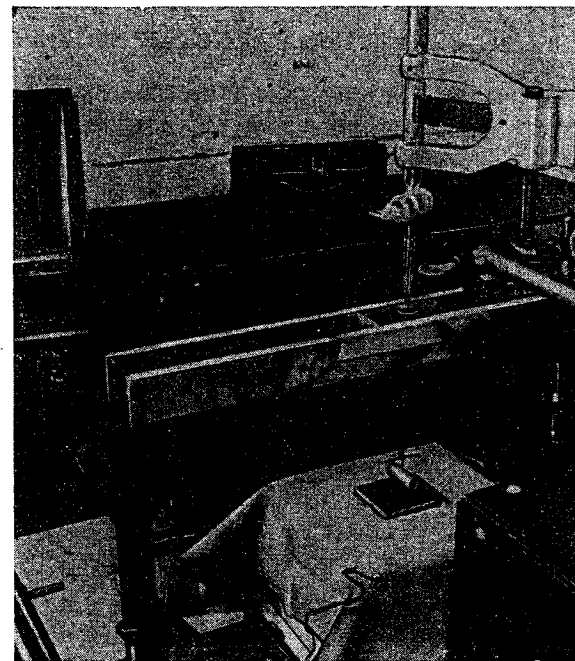
Исследуемая жидкость вводилась при помощи шприца для подкожных инъекций через иглу в пустотелую модель сферической или цилиндрической формы, сделанную из просушенной металлокерамической пористой бронзы. Скорость подачи жидкости регулировалась путем поддержания определенного напора в шприце; этот напор в свою очередь контролировался при помощи бюретки, установленной над шприцем (см. фиг. 6). Секундный расход жидкости регулировался так, чтобы жидкость в продолжение опыта непрерывно смачивала поверхность модели. Перпендикулярно игле была приварена полоска, которая вместе с иглой показана на двойной интерферограмме (см. фиг. 5). Это устройство служило для ориентировки при измерениях смещения интерференционных полос.

Как устройство для подачи жидкости, так и узел модели смонтированы вместе на жестких салазках и могут быть легко введены в рабочее положение или удалены из него. Для проведения измерений температуры воздуха и поверхности жидкости на отдельном блоке была смонтирована также термопара.

Первоначально в рассматриваемой работе применялась модель жидкой капли, представляющая собой пустотелую сферу диаметром 16 мм из металлокерамической пористой бронзы. Однако в этом случае малые размеры области возмущений, в особенности с внешней стороны пограничного слоя, давали слишком малое смещение интерференционных полос, чтобы можно было провести точные измерения. Это обстоятельство обусловлено тем, что ошибки при измерении смещения интерференционных полос не зависят от величины самих полос. Применение сферы большего диаметра устранило бы часть этих затруднений, но увеличение размера сферы ограничено оптической шириной интерферометра, которая равна диаметру зеркала, отделенному на $\sqrt{2}$. В этих границах следует не только разместить модель, но также

и оставить необходимое пространство для невозмущенных интерференционных полос (см. обсуждение ниже).

Модель, использованная в большинстве опытов в настоящей работе, представляла собой пустотелый цилиндр из металлокерамической пористой бронзы (очищенной щеткой) длиной 32 мм и диаметром $9,5$ мм. С обоих концов цилиндр был закрыт крышками из непористой бронзы. Это обеспечивало только радиальное направление потока жидкости и в большей части цилиндра по длине также радиальное направление диффузии паров. Эта модель, хотя и не воспроизводит действительную каплю, тем не менее позволяет получить более значительное смещение полос и, следовательно, обеспечивает более высокую точность измерений. Результаты, полученные при



Фиг. 6. Рабочий участок.

Видны цилиндрическая модель капли горючего, система подачи горючего и воздушное сопло.

помощи этой модели, могут быть использованы для объяснения явлений испарения в сферических каплях. Кроме того, по сравнению со сферой устраняется эффект трехмерности, что значительно облегчает анализ полученных данных, хотя метод анализа для случая трехмерной модели разработан и предложен в работе [12].

Другая модель, примененная в настоящей работе, представляет собой прямоугольную прозрачную ячейку, в которой можно поддерживать горизонтальную свободную поверхность жидкости. Эта модель служила для проверки при помощи интерференционных измерений результатов, полученных аналитическим решением предложенного Арнольдом [13] уравнения диффузии Фика.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СМЕЩЕНИЯ ПОЛОС

Точность определения смещения интерференционных полос в сильной степени зависит от того, насколько хорошо установлено эталонное поле, т. е. поле, в котором не имеется смещения полос, поскольку свойства вещества являются однородными.

Для тех частных случаев, о которых сообщается в данной работе, в том числе для открытого рабочего канала, возможны два пути установления эталонного поля. При первом способе определяются положение и ориентация интерференционных полос при отсутствии потока. Полученная интерферограмма затем сопоставляется (наложением) с интерферограммой возмущенного потока для определения смещения полос в последней. Второй способ состоит в том, что часть возмущенной интерферограммы, представляющая невозмущенный поток горючего и находящаяся обычно у краев интерференционной картины, служит для измерения смещений интерференционных полос возмущенной части с помощью экстраполяции.

Первый способ проще второго. Он позволяет исключить влияние неоднородности оптических поверхностей прибора, а также неоднородности поля воздушного потока. Этот способ, однако, имеет тот недостаток, что соответствие между возмущенной и невозмущенной интерферограммами не является надежным, что приводит к значительным ошибкам.

Второй способ требует, чтобы струя воздуха была однородной по плотности во всей интересующей нас области. Кроме того, модель должна иметь небольшие размеры по сравнению с размерами струи воздуха и пучка света, для того чтобы можно было получить достаточное число невозмущенных эталонных полос для точной экстраполяции. Этот способ требует также, чтобы оптические части интерферометра могли обеспечить однородно расположенные прямые интерференционные полосы.

Поскольку оптика использованного в настоящей работе прибора и полученные с его помощью интерференционные полосы оказались высокого качества, а интересующее нас поле потока по температуре было однородным с точностью до $\pm 1/4^\circ \text{C}$ при температурах потока воздуха на 30°C выше комнатной, то был принят второй способ, названный нами методом невозмущенного фона.

В случае цилиндрической модели смещение интерференционной полосы относительно полосы для случая невозмущенного воздушного потока равно номеру полосы в данной точке $P(y, z)$ (фиг. 2) минус номер полосы, которая находилась бы в той же точке интерферограммы, снятой при невозмущенном потоке горючего. Последняя величина, согласно принятому методу, определяется путем экстраполяции по прямой линии из невозмущенной области. Измерения проводились на модифицированном оптическом компараторе, который позволял снимать показания с точностью $\pm 0,005 \text{ м.м.}$ в области возмущенных полос и $\pm 0,0025 \text{ м.м.}$ — в области невозмущенных полос.

ОШИБКИ И ТЕХНИКА РАСЧЕТА

Поскольку для большинства интересующих нас газов и паров изменение величин N и D с длиной волны в пределах видимого спектра является небольшим, то перед нами встала трудная экспериментальная задача. Трудность заключается в определении с достаточной точностью величины X_f . Это можно показать, переписав уравнение (9) в виде:

$$X_f = \frac{\frac{N_{a_1}}{N_{a_2}} - \sigma}{\sigma - \frac{D_1}{D_2}} \cdot \frac{N_{a_2}}{D_2} \quad (9a)$$

Для положительных значений X_f должно выполняться следующее условие:

$$\frac{D_1}{D_2} \leq \sigma \leq \frac{N_{a_1}}{N_{a_2}}$$

Верхний предел относится к случаю воздуха и определяется применяемыми длинами волн света. В этом исследовании $N_{a_1}/N_{a_2} = 0,9855$. Однако нижний предел изменяется в зависимости от исследуемых жидкостей или горючего.

Для ряда примененных нами парафинов типичная величина D_1/D_2 составляет 0,9765. Эти цифры показывают, что полное изменение величины σ составляет 0,9%. Если приваить во внимание источники ошибок, свойственные этой системе (см. ниже), то возможные ошибки могут достигнуть 1% и более. В этом случае величина X_f может оказаться отрицательной.

Конечно, это затруднение можно устранить путем дальнейшего расширения примененной области длин волн, но это сделать не удастся без замены оптических материалов частей прибора. Другой путь решения этой проблемы заключается в подборе для исследования только таких жидкостей, молярные рефракции которых заметно изменяются в применяемой области длин волн. Такое ограничение в выборе жидкости может привести к тому, что подходящие жидкости не представят интереса для частного исследования. Тем не менее были предприняты поиски подходящих жидкостей. Было найдено, что из числа около 8000 соединений углерода, рассмотренных в литературе [14], сероуглерод CS_2 дает максимальное изменение ($D_1/D_2 = 0,9269$). Поэтому в некоторых более поздних опытах применялось это вещество. Но даже и в этом случае нельзя было полностью избавиться от указанных трудностей.

Тогда основное внимание было направлено на то, чтобы свести к минимуму ошибки, возможные в этой системе. Эти ошибки разделяются на три категории. Во-первых, ошибки, связанные с измерением положения интерференционной полосы. Во-вторых, ошибки, возникающие вследствие неточности значений эффективных длин волн применявшихся фильтров. Эти ошибки были определены сравнением ширины интерференционных полос, полученных для D -линии, с шириной полос, полученных для неизвестных фильтров. Поэтому можно считать, что значения эффективных длин волн, использованные в вычислениях, вносят малые ошибки или совсем не вносят их.

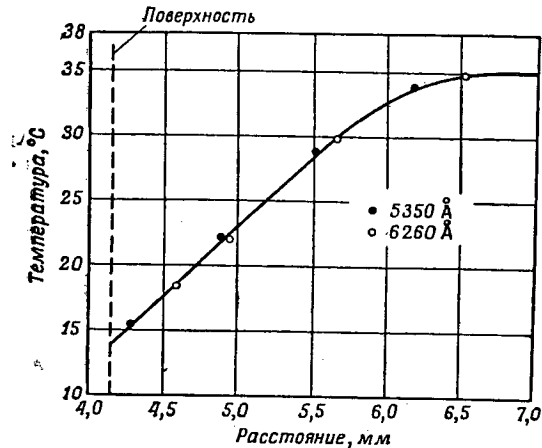
В-третьих, самые большие ошибки связаны с графической интерполяцией величины смещения интерференционных полос, измеренных в точке по оси y одной интерферограммы по отношению к другой точке по оси y , соответствующей второй интерферограмме. (Напомним, что при совместном решении уравнений необходимо, чтобы величины S_1 и S_2 были определены на обеих интерферограммах в одной и той же точке y относительно фиксированной точки, а именно точки пересечения иглы от шприца и горизонтальной полоски, приваренной к ней.) К счастью, эти ошибки могут быть значительно уменьшены в случае применения итерационного способа решения. Эта методика совместного решения, принятая в этой работе и включающая указанный итерационный способ, приведена в приложении А.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Интерферометр был сначала протарирован на точность и эквивалентность двух длин волн. В этом случае охлажденный цилиндр без подачи горючего был испытан в потоке горячего воздуха. Поскольку пограничный слой был образован одним компонентом (воздухом), то изменения плотности в нем возникали только вследствие температурного градиента. Этот градиент был

вычислен независимо из интерферограмм, полученных при двух различных длинах волн. Результаты, полученные для одного такого опыта, приведены в виде графика на фиг. 7, где по оси абсцисс отложено расстояние по радиусу от осевой линии цилиндра. Можно видеть, что полученные результаты для обеих длин волн практически совпадают между собой. Кроме того, имеет место хорошее совпадение с измеренной температурой поверхности (14°C).

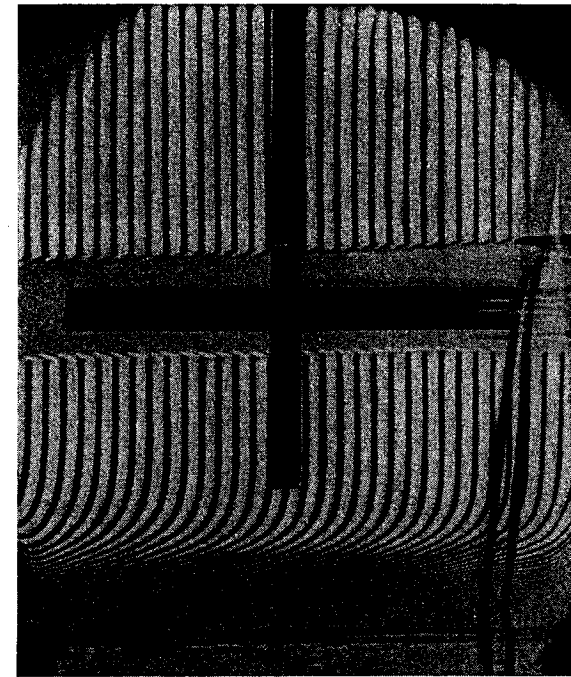
Следующая проверка была проведена для случая, когда в пограничном слое имеется только один градиент парциального давления пара. Для того чтобы устранить влияние температурного градиента, жидкость при пуске



Фиг. 7. Градиент температуры в пограничном слое охлажденного сухого цилиндра при 13°C , вычисленный по двум длинам волн.

нагревалась несколько выше комнатной температуры и в процессе ее охлаждения до комнатной температуры температура поверхности жидкости тщательно измерялась с помощью прецизионной термопары. В момент, когда температура поверхности достигала комнатной температуры, происходило фотографирование интерферограммы. Для того чтобы облегчить получение таких интерферограмм, цилиндрическая модель была заменена прямоугольной прозрачной камерой с двумя высокими вертикальными стенками, параллельными световому лучу. Исследуемая жидкость располагалась горизонтальным слоем на дне камеры. Одна из интерферограмм, полученных для такой системы, показана на фиг. 8. В качестве горючего здесь применялся гексан при температуре 22°C . Градиент парциального давления пара, найденный по этим интерферограммам, был сопоставлен с решением Арнольдом закона Фика [13]. Результаты представлены на фиг. 9, где на график нанесены концентрации пара в зависимости от расстояния по вертикали от жидкой поверхности. Этот график показывает, что экспериментально измеренный градиент концентрации совпадает с теоретическим значением градиента вблизи поверхности, но немного отклоняется от последнего по мере увеличения расстояния от поверхности. Теоретический градиент обусловлен направленной вверх диффузией паров гексана, образующихся у поверхности жидкости через неподвижный столб воздуха. В экспериментальной модели, однако, две стенки камеры, перпендикулярные световому лучу, устранены, чтобы избежать интерференции с оптической системой. Можно полагать, что уменьшение концентрации паров у верхних краев против теоретического значения происходит благодаря взаимодействию с воздухом, а также вытеканию более тяжелых, чем воздух, паров

горючего через открытые стенки камеры. Можно полагать, что если закрыть все стенки камеры стеклами высокого оптического качества и добавить камеру оптической компенсации в невозмущенное плечо интерферометра, то экспериментальные результаты совпали бы с теоретическим расчетом.



Фиг. 8. Одиночная интерферограмма изотермической диффузии нормального гексана из плоской камеры.

Решение Арнольда [13], примененное выше, дается формулой

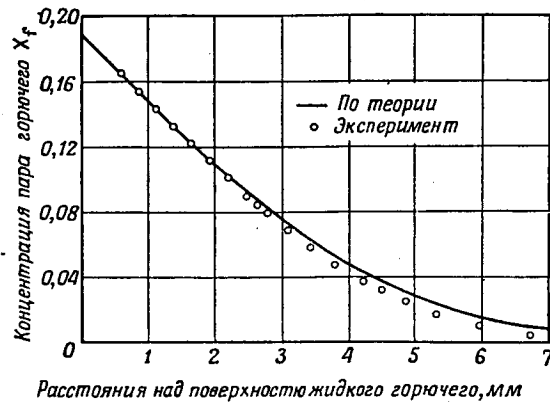
$$X_f = X_{f,L} \frac{1 - \operatorname{erf} \left(\frac{z}{\sqrt{4Dt}} - \varphi \right)}{1 + \operatorname{erf} \varphi}, \quad (11)$$

где X_f — концентрация паров горючего в точке z ; $X_{f,L}$ — концентрация паров горючего на поверхности жидкости, определяемая по давлению паров горючего при температуре жидкости; z — высота над поверхностью жидкости; D — коэффициент диффузии; φ — функция $X_{f,L}$, определяемая выражением

$$\frac{1}{X_{f,L}} = 1 + \frac{1}{\pi (1 + \operatorname{erf} \varphi) \varphi \exp \varphi^2}.$$

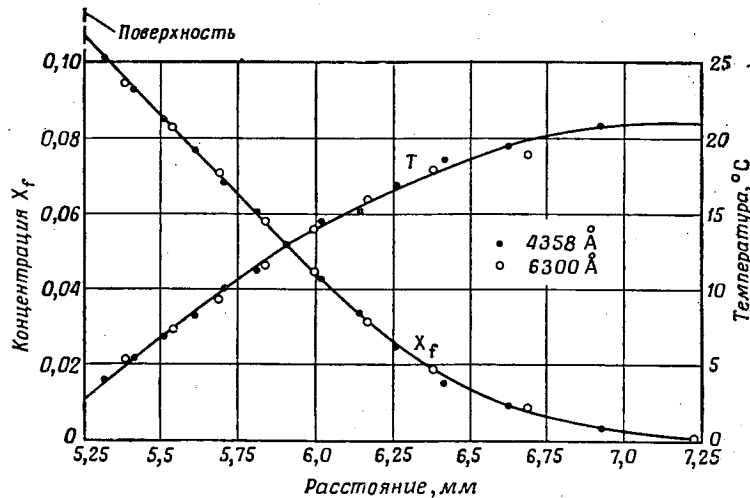
На следующем этапе была применена цилиндрическая модель с потоком нагретого воздуха и испаряющимся горючим. Температура воздуха в большинстве опытов поддерживалась относительно низкой (ниже 50°C), так как при более высоких температурах создавались значительные возмущения в свободной струе воздуха, что делало невозмущенные полосы непригодными для экстраполяции. На фиг. 5 показана двойная интерферограмма

для такого случая. (Выпуклость в нижней части обусловлена скоплением жидкости на одном из концов цилиндра, когда количество введенной



Ф и г. 9. Сравнение концентрации пара нормального гексана, определенной теоретически и по интерферограмме, изображенной на фиг. 8.

жидкости несколько превысило значение, необходимое для того, чтобы поверхность цилиндра была только влажной.)

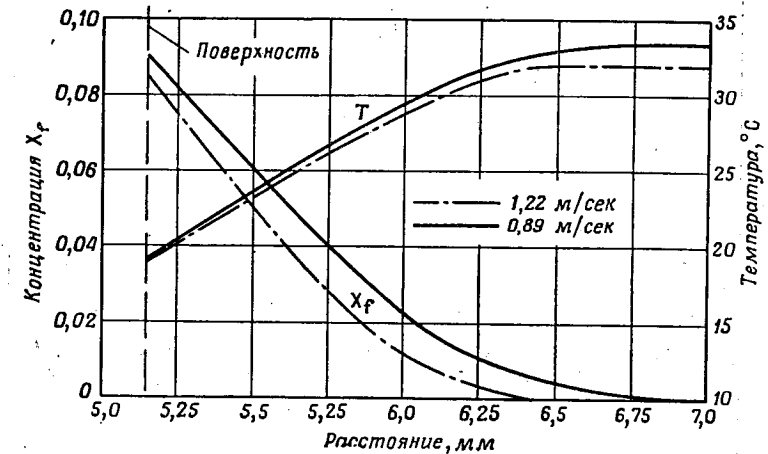


Ф и г. 10. Экспериментально определенные градиенты концентрации и температуры для случая CS_2 , испаряющегося с цилиндра, при $z = 0$, $T_a = 22^\circ \text{C}$ и скорости воздуха 89 см/сек .

На фиг. 10 приведены градиенты температуры и концентрации пара сероуглерода как функции расстояния от осевой линии цилиндра, диффундирующего из 9,5-миллиметрового цилиндра в воздух с температурой 22°C . Жидкость была предварительно охлаждена до $1,5^\circ \text{C}$. Точки и кружки представляют результаты последнего цикла итерационного процесса, описанного в приложении А. На фиг. 11 показаны градиенты температуры и концен-

традии в случае гексана, испаряющегося в воздушную струю, имеющую скорости 122 и 89 см/сек . Небольшого различия температуры воздуха (36 и $34,5^\circ \text{C}$ соответственно), обусловленного изменением скорости его прохождения через нагреватель, трудно было избежать. Это различие температуры воздуха приводит к соответствующему изменению температуры по макрометру (психрометру) и, следовательно, концентрации на поверхности. Пренебрегая этими температурными эффектами, можно сделать интересный вывод о том, что толщина пограничного слоя уменьшается по мере увеличения скорости воздуха.

На фиг. 12 изображены интерферограммы горячей капли гексана, полученные «методами эталонных» и «бесконечных» интерференционных полос.

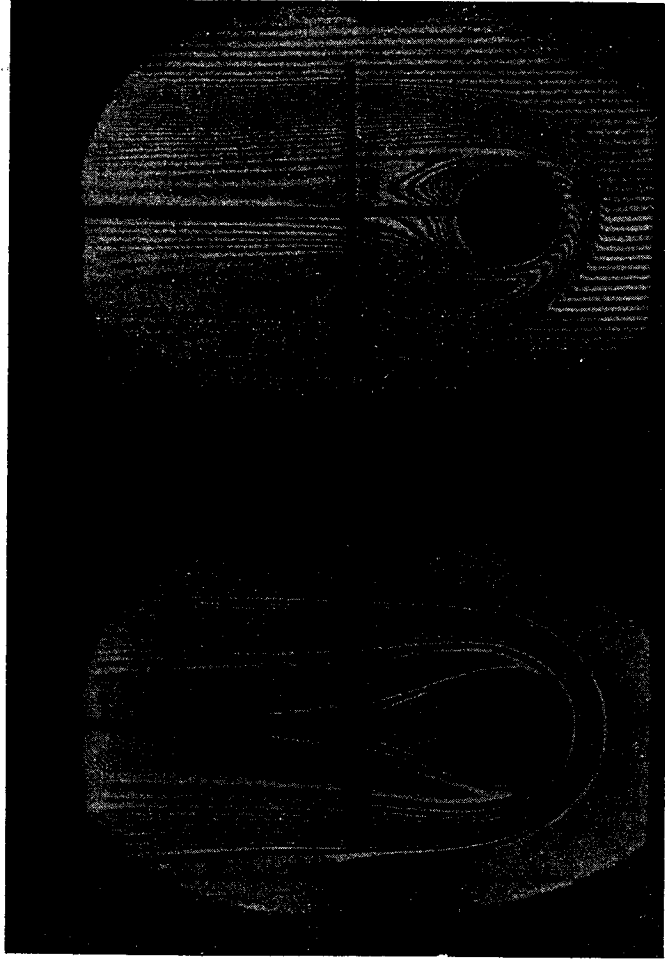


Ф и г. 11. Экспериментально определенные градиенты температуры и концентрации для случая нормального гексана, испаряющегося с цилиндра, при $z = 0$ и при двух скоростях воздуха.

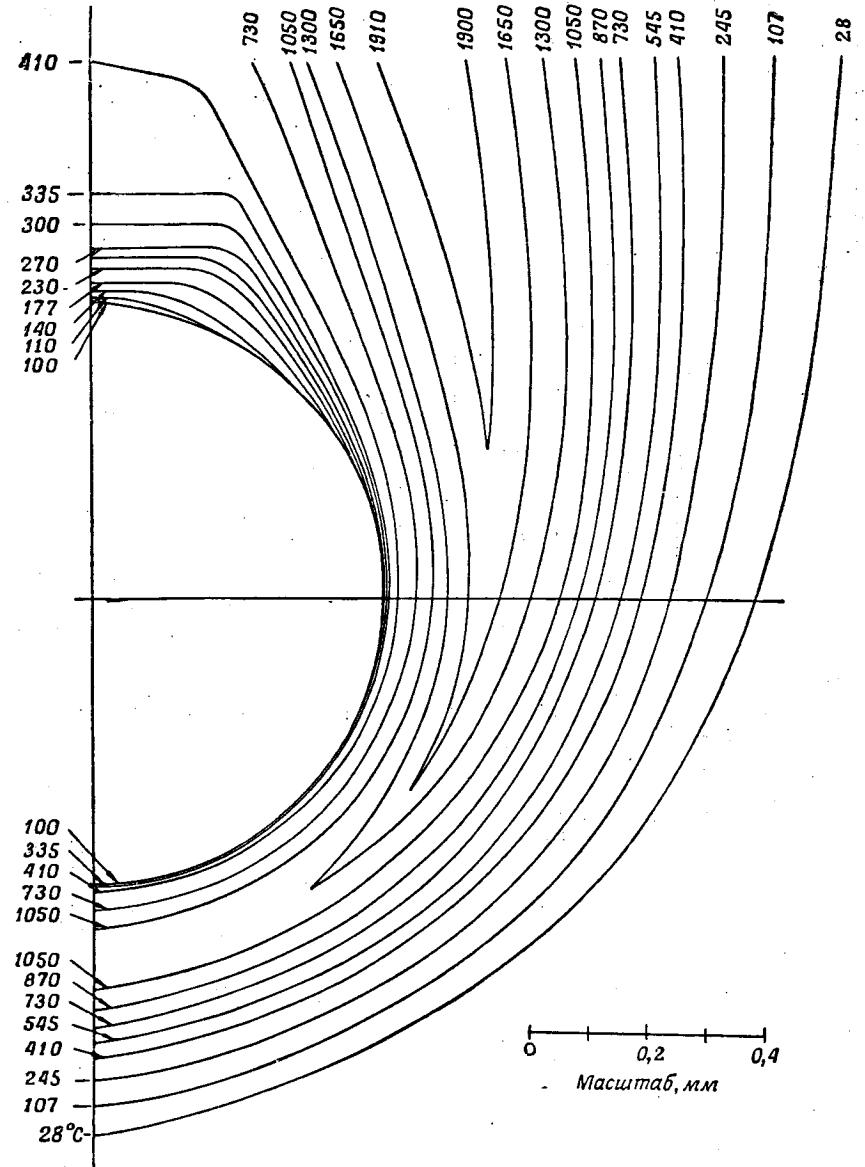
Эти интерферограммы были получены лишь при слабом потоке воздуха, направленном вверх, чтобы стабилизировать изображение пламени. Полученные контуры температур вокруг цилиндрической модели показаны на фиг. 13. На фиг. 14 изображены профили температуры той же горячей зоны в четырех радиальных направлениях. Метод получения температурных контуров по указанным интерферограммам приведен в работе [8]. Представляет также интерес изменение максимума температуры с изменением угла, по-видимому, происходит вследствие изменения соотношения между парами горючего и воздухом. Кроме того, видно, что зоны максимальной температуры имеют конечные и переменные толщину.

ОБСУЖДЕНИЕ

Воспламенение жидкого горючего в воздухе происходит в тот момент, когда достаточное количество испарившегося горючего смешивается с воздухом, образуя смесь в пропорциях, обеспечивающих горение, и когда эта смесь или возбуждается от воспламенителя, или достигает такой области в камере сгорания, в которой температура по меньшей мере равна температуре самовоспламенения данной смеси. В том случае, когда жидкое горючее впрыскивается в поток движущегося воздуха, имеющего относительно низкую температуру, пар, образуемый над отдельными каплями, может или

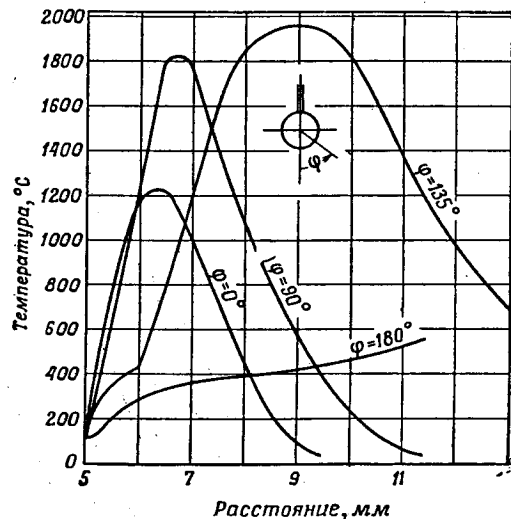


Ф и г. 12. Интерферограммы капли горящего нормального гептана на цилиндре (стандартная и с бесконечно удаленными полосами).



Ф и г. 13. Температурные профили для случая нормального гептана горящего на цилиндре.

отставать, или обгонять те капли, из которых он образовался, в зависимости от относительных скоростей воздуха и струи. В камерах сгорания реактивных двигателей, например, фронт пламени устанавливается в точке, лежащей по потоку ниже форсунки, где топливная смесь образуется в пропорциях, необходимых для воспламенения. В работах [1, 15] доказывается, что в большинстве случаев пар горючего образуется главным образом над каплями, которые еще не достигли или не вошли во фронт пламени. Если горючее впрыскивается в горячий воздух, то горение может происходить и на одной капле горючего; смесь паров горючего и воздуха, имеющая пропорции, достаточные для воспламенения, обязательно содержится в воздушно-паровой пленке, окружающей каплю. (Хотя, впрочем, существует минимальный размер капли, ниже которого горение уже не может иметь места.)



Ф и г. 14. Профили температур для нормального гептана, горящего на цилиндре (см. фиг. 13).

Если воздух достаточно горяч, то точка пленки, в которой смесь является не слишком бедной или не слишком богатой для воспламенения, удаляется от поверхности капли по мере нагревания ее до тех пор, пока эта точка не достигнет области температур, достаточно высоких для инициирования горения [1]. Было замечено [16], что когда это обстоятельство имеет место, то фронт пламени устанавливается в одном или двух местах около капли в зависимости от скорости воздуха. При скоростях воздуха, немного превышающих скорость пламени, фронт пламени отделяется и практически находится в стационарном положении над каплей (независимо от стабилизатора пламени). Указанные высоты расположения фронта пламени над каплей соответствуют тем высотам, на которых скорость воздуха замедляется до величины скорости пламени. Если капли имеют размеры 1500—2000 мк, то фронт пламени при скорости воздуха около 13—16 м/сек может находиться на расстоянии 25—40 мм от капли, а при скорости ~31 м/сек — около 125 мм, но при более высоких скоростях пламя гаснет.

В местах, имеющих более низкие скорости воздуха, пламя окружает каплю и принимает форму капли.

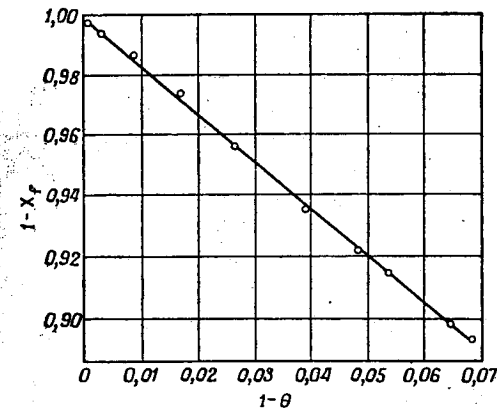
В любом случае для полного теоретического описания явления воспламенения горючих необходимо установить зависимость концентрации (пар-

циального давления) от температуры смеси пара горючего и воздуха в пограничном слое испаряющейся капли.

Хотя сферическая симметрия испаряющегося горючего или зоны горения вокруг капли существует только при отсутствии воздушных струй (потоков) и гравитационных полей, сферическая симметричная модель обычно применяется при исследованиях такого рода. Для случая сферы в работе [4] было получено следующее соотношение:

$$\frac{dX_f}{d\theta} = \frac{C_1}{C_2 + \theta} (1 - X_f), \quad (12)$$

где C_1 и C_2 — постоянные, зависящие от условий опыта и параметров массообмена и теплообмена в пограничном слое.



Ф и г. 15. Экспериментально определенное соотношение между концентрацией пара и температурой в пограничном слое испаряющейся цилиндрической капли.

Методика, аналогичная применяемой при выводе соотношения (12), была также использована при выводе соотношения для случая цилиндрической капли, применяемой в настоящей работе [17]. Это соотношение имеет вид

$$\frac{dX_f}{d\theta} = \frac{C_3\theta}{C_4 + \theta} (1 - X_f), \quad (13)$$

где, как и выше, C_3 и C_4 — постоянные. Интегрирование уравнения (13) в пределах $X_f = 0$, $\theta = 1$ и X_f , θ дает

$$\ln(1 - X_f) = C_3 \left[(1 - \theta) - C_4 \ln \left(\frac{C_4 + 1}{C_4 + \theta} \right) \right]. \quad (14)$$

Для значений θ , не слишком отличающихся от единицы, и для значений C_4 , больших единицы, что имело место в проведенных исследованиях, уравнение (14) сводится к

$$\ln(1 - X_f) \cong C_3(1 - \theta). \quad (15)$$

Хотя уравнение (15) было выведено для постоянной толщины пленки вокруг цилиндрической капли, тем не менее с помощью уравнения, подобного уравнению (15), можно представить соотношение между X_f и θ , полученное

экспериментально для CS_2 при поперечном сечении $z = 0$. Этот вывод иллюстрируется фиг. 15, представляющей полулогарифмический график экспериментальных значений $1 - X$, относительно $1 - \theta$.

Случай горячей капли показывает интересные данные, получающиеся в результате совместного анализа многих теоретических и экспериментальных работ, выполненных в этой области (в том числе [3, 7, 18, 19]). В случае крупных капель тепловая радиация имеет настолько большое значение в механизме теплообмена, что горящая капля достигает температуры кипения при давлении системы. Температура, равная температуре кипения исследуемой жидкости, была применена в качестве одного из граничных условий при анализе интерферограмм. По данным фиг. 13 и 14 видно, что реакционная зона является конечной и изменяется по толщине и температуре в зависимости от угла φ . Вывод о том, что реакционная зона является конечной, служит доказательством теоремы, согласно которой концентрации пара горючего и воздуха (кислорода) не могут достигать нуля в одной



Ф и г. 16. Фотография горячей цилиндрической капли нормального гептана.

и той же точке (т. е. в реакционной зоне пренебрежимо малой толщины), поскольку в этом случае уравнение Аррениуса привело бы к нулевой скорости реакции. Более того, концентрационные области пара горючего и кислорода перекрываются, причем концентрация пара достигает нуля дальше от капли, а кислорода — ближе к ней.

Согласно результатам экспериментов, представленным на фиг. 14, более крупные реакционные зоны связаны с более высокими температурами. В случае изотропной диффузии это не имеет места, и можно показать, что в этом случае по мере увеличения реакционной зоны температура должна уменьшаться. Однако в нашем случае зона при угле $\varphi > 90^\circ$ становится больше по величине и выше по температуре. Поскольку скорости реакций пропорциональны произведению концентраций пара горючего и воздуха и являются экспоненциальными функциями температуры, то, по-видимому, можно сделать вывод о более высокой концентрации пара горючего, поддерживаемой восходящим потоком его пара.

Эксперименты, проведенные до сих пор, показывают, что при диффузном пламени реакционная зона является достаточно узкой и достигает как раз поверхности капли при малых значениях φ . В этом случае заметная область чистых паров отсутствует. По мере увеличения φ реакционная зона расширяется и температура ее увеличивается. При φ большем приблизительно 120° начинает возникать заметная зона пара, в которой находится главным образом пар горючего. Определение температуры по интерферограммам было основано на том предположении, что в пределах этой зоны концентрация пара равна единице. Это является упрощением, так как уменьшающаяся концентрация продуктов сгорания может быть вплоть до поверхности капли, а на поверхности капли концентрация в условиях кипения равна нулю. Ошибка вследствие этого допущения относительно мала, поскольку в условиях кипения преобладает концентрация пара горючего.

При $\varphi = 180^\circ$ зона пара горючего простирается над поверхностью капли на довольно большое расстояние. Все вышеприведенные наблюдения визуально подтверждаются фотографиями пламени. Одна из таких фотографий показана на фиг. 16.

Можно добавить, что выбор цилиндрической модели особенно полезен для исследования пламен, поскольку в этом случае радиальные зоны могут быть отчетливо идентифицированы любым оптическим прибором.

ВЫВОДЫ И ДАЛЬНЕЙШИЕ ЗАДАЧИ

Интерферометр, работающий на двух длинах волны и описанный в данной работе, по-видимому, является отличным экспериментальным прибором для изучения свойств одно- и многокомпонентных систем. К этим свойствам могут относиться градиенты температуры и концентрации, или оптические параметры смесей известной плотности, или структуры пламен различных типов.

С помощью этого интерферометра в настоящее время получены обнадеживающие результаты в случае как испаряющихся, так и горящих капель. В этом направлении будет проводиться накопление данных, с тем чтобы более полно сформулировать теорию испарения и горения горючего. Можно надеяться, что будут сконструированы закрытые рабочие и компенсационные камеры, которые дадут возможность получить результаты при более высоких температурах воздуха и для более тяжелых горючих, чем это было возможно до сих пор.

Также планируется исследование влияния пульсации потока и акустических полей на скорости испарения и горения. Наблюдалось, что такие поля заметно увеличивают соответствующие скорости. Возможно, что они приводят к большим периодическим увеличениям градиента концентрации

пара, чем можно наблюдать при помощи интерферометра использованного типа. Интерферометр подобного типа также полезен для определения коэффициентов диффузии в условиях как установившегося, так и неустановившегося состояния в бинарных диффузионных системах, для которых отсутствуют многие экспериментальные данные.

Приложение А

НАХОЖДЕНИЕ ГРАДИЕНТОВ МОЛЬНОГО СОСТАВА И ТЕМПЕРАТУРЫ

Смещение интерференционной полосы $S(y)$ в точке $P(y, z)$ интерферограммы (см. фиг. 2) определяется как разность между номером возмущенной полосы в этой точке и номером невозмущенной полосы, которая проходила бы через эту же точку (если бы не было возмущения вследствие испарения или горения). Нумерация полос определяется произвольно, путем обозначения номером 1 невозмущенной полосы вне области возмущения. Нумерация продолжается в область возмущения. Тогда наибольший номер принадлежит последней возмущенной полосе (вблизи поверхности капли).

Согласно методике, принятой в настоящей работе и примененной в большинстве опытов (см. раздел об определении смещения полос), имеется всегда 6 или 7 невозмущенных полос вблизи возмущенной части интерферограммы. Эти невозмущенные полосы включаются в указанную нумерацию, но поскольку они находятся вне возмущенной области, то они не используются непосредственно в определении смещения полос. Тем не менее они используются для построения системы прямых линий, которая отражает зависимость между номером невозмущенной полосы и y . (Это установлено из интерферограмм, полученных при отсутствии горючего при тех же условиях воздушного потока, что и в данных опытах.) Следовательно, в каждой интерферограмме точное смещение полос можно определить только в местоположениях возмущенных полос. Положение этих полос обозначается y_u на интерферограмме в случае λ_1 и y_v — на интерферограмме в случае λ_2 . Очевидно, что $y_u \neq y_v$.

Одним из необходимых условий для проведения совместного решения является определение смещения интерференционных полос в одной и той же точке y . Это можно сделать нанесением величины $S_1(y_u)$ на график в зависимости от y_u и интерполированием значения $S_1(y_u)$ к той точке y_v , для которой измерено $S_2(y_v)$. Такие графики, однако, представляют собой почти горизонтальные линии, особенно вблизи поверхности капли (область, представляющая наибольший интерес). Поэтому здесь интерполяция вносит относительно большие ошибки (как упомянуто в разделе о системе пары горючего — воздух).

Впоследствии был применен изложенный далее итерационный метод с целью исключения этого источника ошибок.

Уравнение (10) может быть переписано в виде

$$X_f(y_u) = \theta(y_u) \left[\frac{S_1(y_u)}{a_1 S_{01}} \frac{1}{\beta_1} \right] - \frac{1}{\beta_1}, \quad (\text{A.1})$$

$$X_f(y_v) = \theta(y_v) \left[\frac{S_2(y_v)}{a_2 S_{02}} \frac{1}{\beta_2} \right] - \frac{1}{\beta_2}, \quad (\text{A.2})$$

где $\beta = D/N_a$. Приведенные уравнения дают возможность применения метода итераций, посредством которого можно использовать найденные смещения полос без графической интерполяции.

Для этого задается значение $\theta(y_u)$, по которому определяется значение $X_f(y_u)$. Это повторяется для других значений y_u , и получается плавная кривая зависимости $X_f(y_u)$ от y_u . Затем снимаются значения $X_f(y_u)$ в точках y_v и по ним вычисляются значения $\theta(y_v)$. Вычисленные значения $\theta(y_v)$

затем наносятся на график, и результирующая кривая сравнивается с принятой для $\theta(y_u)$. Этот итерационный цикл повторяется (обычно около 3 раз) до получения сходящихся результатов.

Отметим, что в этой методике непосредственно применяются значения смещений интерференционных полос, точно измеренные с помощью оптического компаратора, вместо значений, полученных графической интерполяцией. В последнем случае небольшая ошибка в определении смещения полос (порядка 1%) дает большие погрешности в вычисленных значениях θ и X_f , как об этом сказано выше в данной работе.

ЛИТЕРАТУРА

1. El-Wakil M. M., Myers P. S., Uyehara O. A., Fuel Vaporization and Ignition Lag in Diesel Combustion, *SAE Trans.*, 64 (1956).
2. El-Wakil M. M., Uyehara O. A., Myers P. A., A Theoretical Investigation of the Heating-up Period of Injected Fuel Droplets Vaporizing in Air, NACA TN № 3479, May 1954.
3. El-Wakil M. M., Priem R. J., Brikowski H. J., Myers P. A., Uyehara O. A., Experimental and Calculated Temperature and Mass Histories of Vaporizing Fuel Drops, NACA TN № 3490, Jan. 1956.
4. Priem R. J., Borman G. L., El-Wakil M. M., Uyehara O. A., Myers P. A., Experimental and Calculated Temperature and Mass Histories of Vaporizing Fuel Drops. Part II, NACA TN № 3988, 1957.
5. Borman G. L., El-Wakil M. M., Uyehara O. A., Myers P. A., Graphs of Reduced Variables for Computing Histories of Vaporizing Fuel Drops, and Drop Histories Under Pressure, NACA TN № 4338, 1958.
6. Benson G. M., El-Wakil M. M., Myers P. A., Uyehara O. A., A Fluorescent Technique for Determining the Cross-Sectional Drop-Size Distributions of Liquid Sprays, Paper presented at the ARS Annual Meeting, N. Y., Nov. 1958.
7. Spalding D. B., The Combustion of Liquid Fuels, Proceedings of the Fourth International Symposium, Baltimore, 1953, p. 847.
8. Eckert, Soehngen, Studies on Heat Transfer with M-Z Interferometer, Air Force Tech. Rep. 5747, 1948.
9. Coulbert C. D., M-Z Interferometer Applications, ASME Preprint № 52-A-9, Jan. 12, 1953.
10. Olsen H. L., An Interferometer Method of Gas Analysis, Ph. D. Thesis, Univ. of Wisconsin, 1948.
11. Kinder W., Theories des Mach-Zehnder-Interferometer und Beschreibung eines Gerates mit Einspeigeleinstellung, *Optik*, 1, 413—448, 1946.
12. Weyl F. J., Analytical Methods in Optical Examination of Supersonic Phenomena, NAYORD report 211-45, Dec. 1945.
13. Arnold J. H., Studies in Diffusion, III, *AICHE Trans.*, 40, 361—377 (1944).
14. International Critical Tables, Vols. I—VII, McGraw-Hill Book Co., 1926—1930.
15. El-Wakil M. M., The Formation of Combustible Mixtures in Continuous Flow Spray-Air Systems (неопубликованные данные).
16. Abdou M. I., El-Wakil M. M., The Self-Ignition of Fuel Drops in Hot Air Streams (в печати).
17. Ross P. A., Ph. D. Thesis, Univ. of Wisconsin, 1960.
18. Godsave G. A. E., Studies of the Combustion of Drops in a Fuel Spray — The Burning of Single Drops of Fuel, Proceedings of the Fourth International Symposium on Combustion, The Williams and Wilkins Co., Baltimore, 1953, p. 818.
19. Spalding D. B., Jain V. K., Theory of the Burning of Monopropellant Droplets, ARC Tech. Rep. C. P. № 447, 1959.

Экспериментальное исследование горения одиночных капель горючего RP-1, несимметричного диметилгидразина и гидразина в воздухе и кислороде

О. Дайкема, С. Грин

Проведено экспериментальное исследование горения одиночных капель углеводородного горючего RP-1, несимметричного диметилгидразина и гидразина в относительно неподвижной среде как воздуха, так и 100%-ного кислорода. Цель исследования — получить информацию о скоростях горения, константах скорости испарения и продолжительности существования капель и, таким образом, дать рекомендации по характеристикам камер сгорания, где протекают более сложные процессы горения струи. Экспериментальный метод состоял в проведении опытов с каплями, подвешенными на тонкой кварцевой нити; при этом измерение диаметра капель по времени регистрировалось с помощью фотографирования.

Результаты экспериментальных исследований представлены в виде графической зависимости изменения диаметра, а также квадрата диаметра капли по времени. Исходя из этих данных, для каждой комбинации горючего и окислителя вычислены константы скорости испарения.

Приводятся обсуждение интерпретации данных для несимметричного диметилгидразина и гидразина, вызванное недостаточностью знаний механизма горения капель горючего, обладающего свойствами унитарного топлива, в окислительной среде. На основе фотографий горящих капель выводятся некоторые положения химии процесса горения.

Главным выводом, сделанным из результатов этих экспериментальных исследований, является следующий. Камера сгорания ракетного двигателя, работающего на несимметричном диметилгидразине или гидразине с жидким кислородом, по-видимому, может выполняться при прочих равных условиях (распыл топлива, смешение компонентов и т. д.) с меньшей приведенной длиной L^* и с меньшим весом, нежели современные камеры сгорания, работающие на жидком кислороде плюс горючее RP-1.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

- d — диаметр капли (см. фиг. 2), см;
 d_0 — диаметр капли в начале горения ($t = 0$), см;
 K^* — константа скорости испарения, определенная согласно уравнению (1), см²/сек.
 K^* — константа скорости испарения, определенная согласно уравнению (2), см/сек.
 t — время от начала воспламенения капли, сек.

ВВЕДЕНИЕ

Оценка объемных скоростей выделения тепла при химических превращениях в случае газообразных топлив [1] показывает, что собственно кинетика химических реакций не ограничивает объемных скоростей выделения тепла, которые имеют место в поршневых, воздушно-реактивных или жидкостных ракетных двигателях. Действительно, скорости нагрева, определенные экспериментальным путем, составляют лишь 10^{-6} величины скорости, вычисленной из основных данных химической кинетики. Отсюда,

¹ Приведенной длиной камеры сгорания ракетного двигателя называется отношение ее объема к площади критического сечения. — Прим. перев.

несомненно, следует, что большая часть объема камеры сгорания, предназначенной для получения гетерогенного горения двухкомпонентных топлив, занята процессами смешения и испарения впрыскиваемого топлива. Ясно, что в жидкостных ракетных двигателях, работающих на высококипящем горючем и низкокипящем окислителе, как, например, жидком кислороде, общие процессы горения включают горение капель жидкого горючего в газообразном окислителе.

В литературе приведены многочисленные теоретические и экспериментальные исследования по сгоранию одиночных капель ряда горючих в воздухе или в воздухе, обогащенном кислородом [2, 3]. Большинство из опубликованных работ, однако, относится к сгоранию углеводородных горючих в воздухе и имеет отношение к воздушно-реактивным двигателям.

Многочисленные опубликованные работы Прима, Эль-Векиля и Ингебо [4—11] указывают, что данные, полученные при изучении горения одиночных капель, могут быть использованы для конструирования камер сгорания. Эта группа Национального управления по аэронавтике и космическим полетам (NASA) вначале занималась вопросами поршневых и воздушно-реактивных двигателей, но недавно распространила понятие «сгорания, ограниченного скоростью испарения», на ракетные двигатели. Вильямс [12] показал, что между горением одиночной капли и горением струи может быть установлена прямая связь. Это позволяет применить результаты экспериментальных исследований горения одиночных капель к общей теории горения струй. Многие теоретические работы по процессу сгорания в ракетном двигателе (см., например, [13, 14]) приводят непосредственные скорости горения, продолжительность существования капель или константы скорости испарения, вычисленные на основании исследований горения одиночных капель.

Хотя горение одиночной капли в конвективном потоке, вызванном только горением самой капли, и при атмосферном давлении не может полностью имитировать горение в условиях камеры сгорания ракетного двигателя, однако влияние этих условий изучено и поправки к константам испарения определены [9, 15, 16]. Вследствие важности данных, полученных при исследовании горения одиночных капель, для понимания процессов горения струй топлива необходимы основные параметры предполагаемых ракетных топлив, особенно таких топлив, у которых может быть различный механизм горения капель.

В данной работе излагаются результаты лабораторного исследования горения одиночных капель углеводородного горючего RP-1, несимметричного диметилгидразина и гидразина в относительно неподвижной атмосфере как воздуха, так и 100%-ного чистого кислорода. Целью исследований является экспериментальное определение констант скорости испарения трех указанных горючих, представляющих в настоящее время значительный интерес для ракетной техники. Сделано сравнение скоростей горения, продолжительности существования капель и констант скорости испарения для различных испытанных комбинаций горючего и окислителя.

Сравнение полученных данных дало возможность получить качественные выводы по возможному размеру и весам камер сгорания, работающих на указанных горючих, а также определить влияние концентрации окислителя на скорости горения горючих. Исследование представляет также общий интерес с той точки зрения, что рассмотренные горючие позволяют провести сравнение между типичными применяемыми ракетными топливами, а также рекомендуемыми. Рассмотренные горючие охватывают как горючее для двухкомпонентного топлива (RP-1), так и горючее, обладающее свойствами унитарного топлива (гидразин и несимметричный диметилгидразин).

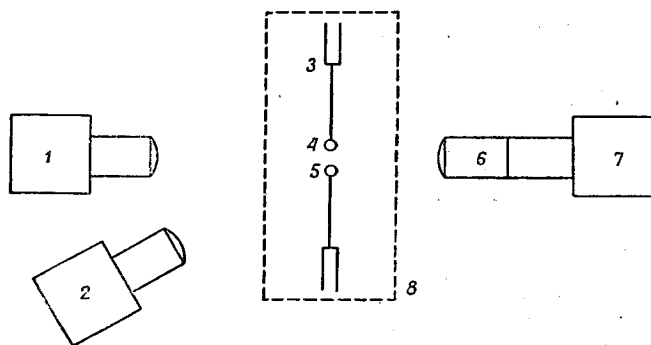
Метод с подвешиванием капли выбран для обеспечения непосредственного наблюдения за изменением диаметра горящей капли горючего в зави-

симости от времени. Капли подвешивались на тонкой кварцевой нити и горели в среде как воздуха, так и чистого кислорода. Изменение диаметра капли по времени регистрировалось при помощи фотографирования, результаты наблюдений представлены графически совместно с расчетными значениями констант скорости испарения.

Вся экспериментальная работа была проведена Рейхенбахом и Пеннером в Калифорнийском технологическом институте.

МЕТОДИКА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ АППАРАТУРА

При проведении рассматриваемых исследований был выбран метод подвешивания капли, при котором капля изучаемого горючего подвешивалась на нити и поджигалась, изменение диаметра капли по времени измерялось по фотографиям капель. Этот метод широко применялся ранее [17—22] при изучении горения капель двухкомпонентных топлив; он позволяет



Ф и г. 1. Схема типичной установки для изучения горения одиночной капли по методике подвешенной капли.

1 — мощное освещение заднего плана; 2 — эталон времени (стробоскоп); 3 — кварцевая нить; 4 — подвешенная капля; 5 — эталон размера (шарик от шарикоподшипника); 6 — специальная линза (телеобъектив); 7 — кинокамера «Аррифлек» 35 мм; 8 — закрытая камера (прозрачная).

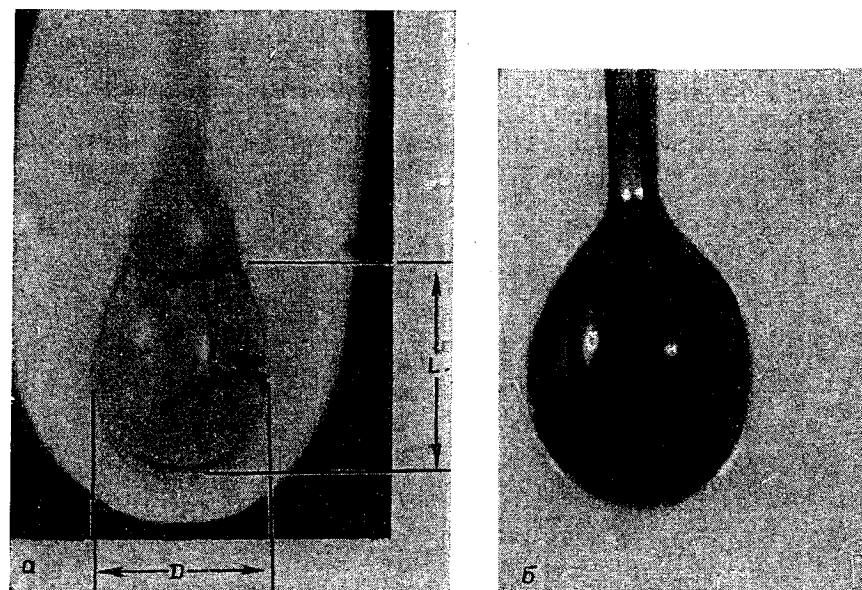
установить непосредственное изменение диаметра капли по времени в отличие от методов определения массовой скорости горения, на основании которой можно косвенно определить изменение диаметра капли по времени. Схематическое изображение типичной аппаратуры, применявшейся при исследованиях по методу подвешенной капли, представлено на фиг. 1.

При проведении этих экспериментов капли, предназначенные для сжигания, подвешивались на тонкой кварцевой нити (диаметр нити 0,6 мм, диаметр головки 1 мм). Эта нить прикреплялась к металлическому стержню. Для сравнения размеров капли применялся шарик известного диаметра от шарикоподшипника, припаянный серебром к проволоке и подвешенный к металлическому стержню. Капли горючего подвешивались выдавливанием горючего из микрошприца на нить. Микрошприц позволял наносить горючее с точностью до 0,0001 мл.

Изменение размера капли по времени измерялось при помощи фотографирования кинокамерой «Аррифлек» 35 мм, имеющей адаптер и телеобъектив. Для отсчета времени и создания теневых изображений капли жидкости и эталонного шарика применялся стробоскоп, дающий 3,75 вспышки в 1 сек. Скорость фотографирования составляла до 22,5 кадра в 1 сек при горении капли в воздухе и 28,8 кадра в 1 сек при горении капли в кислороде; при

этом отклонение не превышало 3%. Кинопленка расшифровывалась при помощи проректора для микрофильмов и миллиметровой шкалы. В качестве диаметра капли принимался максимальный размер капли в горизонтальной плоскости (фиг. 2).

Для исследования горения в воздухе капли просто подвешивались на нить на открытом воздухе и поджигались спичкой. Для исследования горения в чистом кислороде капли подвешивались к нити в прозрачной проточной камере и поджигались при помощи мгновенного разряда катушки Тесла от капли к эталонному шарикю. Прозрачная камера снабжена пластиной



Ф и г. 2. Типичные фотографии горящих капель. Обозначены размеры капли. а — углеводородное горючее RP-1 в чистом кислороде; L — длина; D — диаметр; б — гидразин в чистом кислороде.

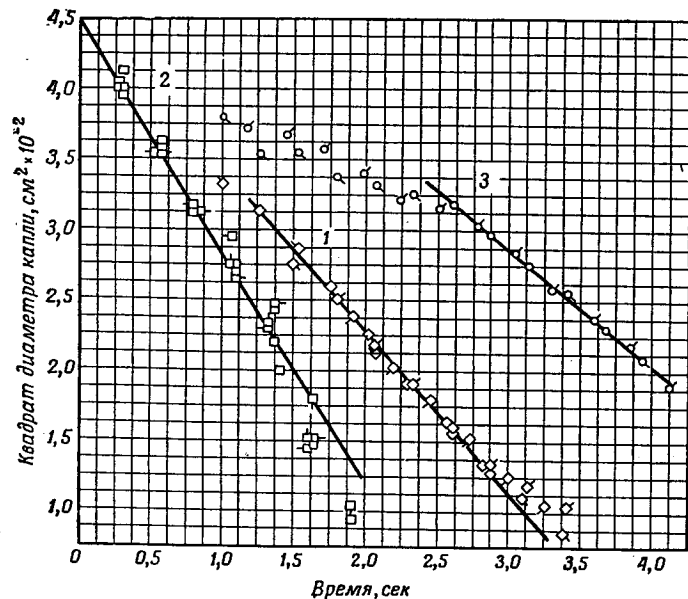
с отверстиями диаметром 2 мм, через которые поступал кислород под избыточным давлением 0,42 атм. Для обеспечения приблизительно однородного поля скоростей кислорода вдоль прозрачной камеры применялись сетки.

При проведении экспериментов с горючим RP-1 в атмосфере кислорода капля горючего подвешивалась на кварцевую нить, затем прозрачная камера продувалась в течение 3,5 мин, потом она выдерживалась без потока кислорода в течение 0,5 мин и далее проводилось поджигание капли при помощи разряда катушки Тесла. При экспериментах с гидразином и несимметричным диметилгидразином, поскольку капли этих горючих испаряются более быстро, чем капли горючего RP-1, вначале проводилась продувка прозрачной камеры в течение 2 мин, а затем капля подвешивалась и поджигалась. Пробы газа, взятые из прозрачной камеры, поглощались в щелочном растворе пирагаллола и анализировались. Анализы показали, что газ, окружающий каплю в камере в условиях опытов, практически является чистым кислородом.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Скорости горения

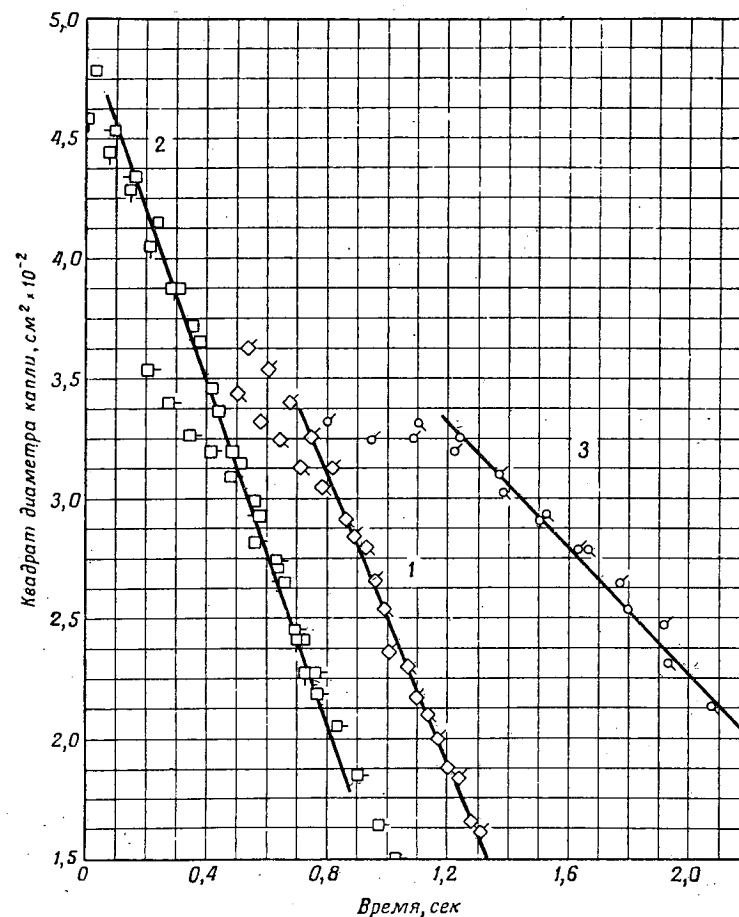
Одной из задач данного исследования являлось определение относительных скоростей горения горючего RP-1, несимметричного диметилгидразина и гидразина. Эти три типа горючих представляют соответственно типичное горючее для двухкомпонентного топлива, горючее со слабыми свойствами унитарного топлива и горючее с сильно выраженными свойствами



Фиг. 3. Изменение по времени квадрата диаметра каплей горючего RP-1, несимметричного диметилгидразина и гидразина, горящих в воздухе. 1 — несимметричный диметилгидразин; 2 — гидразин; 3 — углеводородное горючее RP-1.

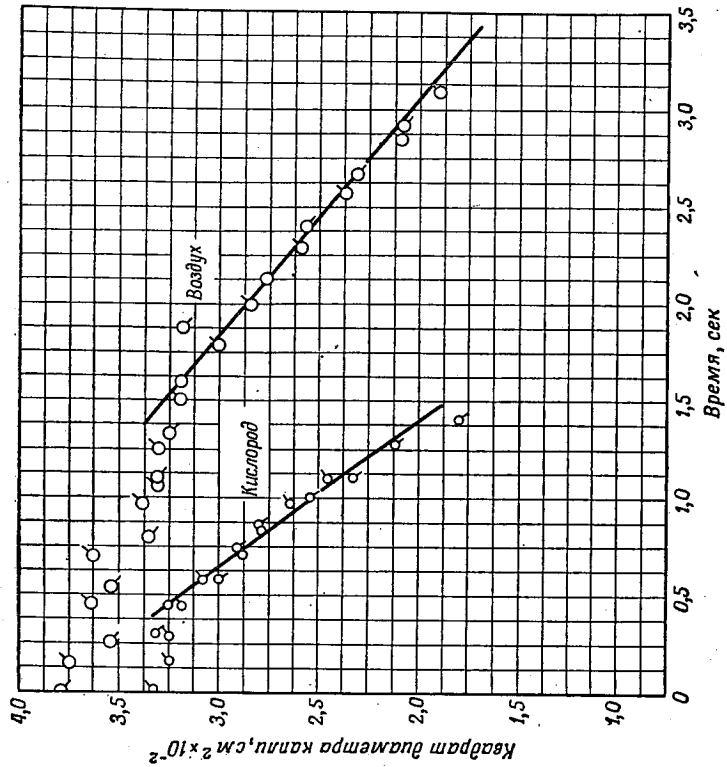
унитарного топлива. Данные по горению одиночных каплей этих трех горючих представлены на фиг. 3 и 4. На фиг. 3 представлены результаты экспериментов по горению каплей в воздухе и на фиг. 4 — по горению каплей в чистом кислороде. Результаты представлены в виде зависимости изменения квадрата диаметра капли от времени. Под относительными скоростями горения трех горючих подразумевается разность времени, необходимая для уменьшения площади поверхности (D^2) капли на определенную величину. Из результатов этих опытов следует, что гидразин имеет большую скорость горения по сравнению с горючим RP-1 и несимметричным диметилгидразином, и, следовательно, камеры сгорания, работающие на гидразине, могут иметь меньшую приведенную длину L^* . Черточки на квадратах и кружках, относящихся к экспериментам, обозначают код номера испытаний.

Влияние концентрации кислорода в окружающем газе на величину скорости горения для каждого из трех горючих представлено на фиг. 5—7. Как видно, в каждом случае увеличение содержания кислорода приводит к увеличению скорости горения, которая выражается изменением угла наклона линий, представляющих графические зависимости. Это увеличение является наибольшим для случая несимметричного диметилгидразина.

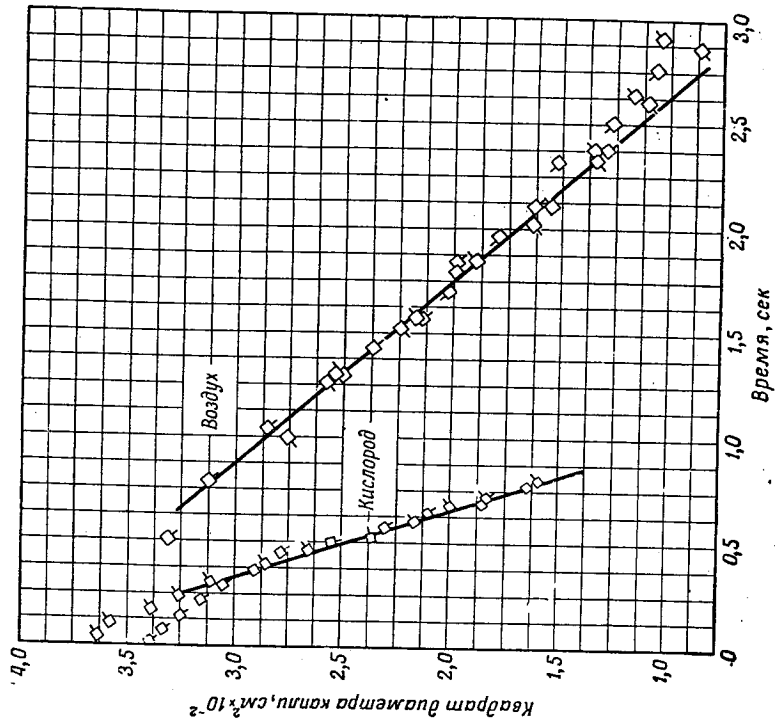


Фиг. 4. Изменение по времени квадрата диаметра каплей горючего RP-1, несимметричного диметилгидразина и гидразина, горящих в чистом кислороде.

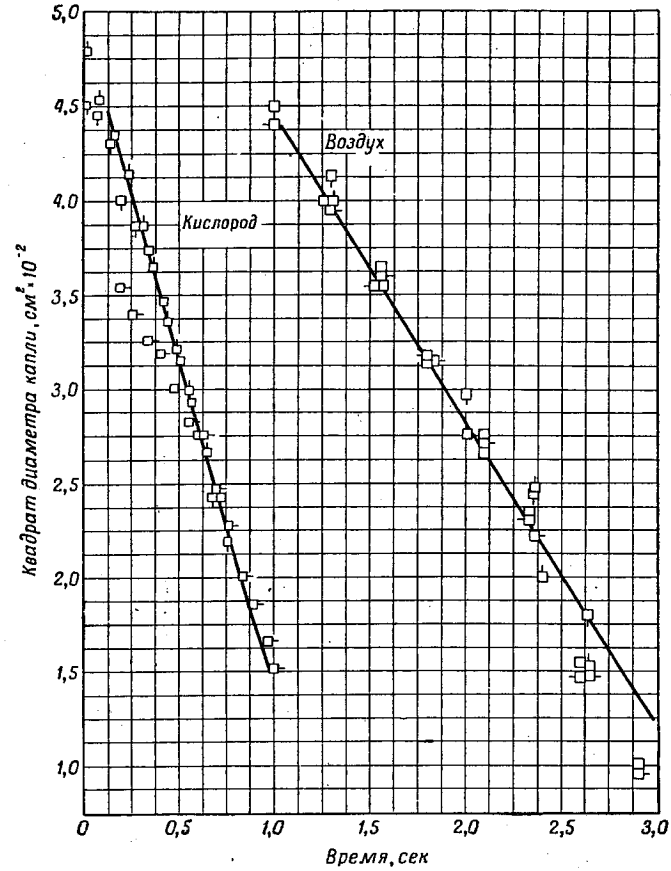
1 — несимметричный диметилгидразин; 2 — гидразин; 3 — углеводородное горючее RP-1.



Ф и г. 5. Влияние концентрации кислорода в окружающей среде на горение капле углеродистой горючего RP-1.



Ф и г. 6. Влияние концентрации кислорода в окружающей среде на горение капле несимметричного диметилгидразина.



Ф и г. 7. Влияние концентрации кислорода в окружающей среде на горение капле гидразина.

Константы скорости испарения

На основании результатов опытов, представленных графически прямыми линиями, вычислялись константы скорости испарения в предположении, что квадрат диаметра капли должен изменяться по линейному закону в зависимости от времени. Значения констант скорости испарения приведены в табл. 1.

Абсолютные значения констант скорости испарения, приведенные в табл. 1, зависят от степени конвекции в окружающем газе в условиях эксперимента. Поэтому при сравнении значений констант, приведенных в табл. 1, для случая экстраполяции их к условиям камер сгорания ракетных двигателей с высокой степенью конвективности необходимо иметь уверенность в том, что эти условия конвективности являются одинаковыми для всех трех исследуемых топлив. Так как естественная конвекция характеризуется критерием Грасгофа, то значения этих критериев вычислены и приводятся в табл. 2.

Из анализа табл. 2 видно, что условия конвективности для всех трех горючих одни и те же. Так как условия конвективности одинаковы для капель трех горючих, то представляется интересным сравнить объемные

Таблица 1

Сводка экспериментальных значений констант скорости испарения K' ($\text{см}^2/\text{сек}$) для углеводородного горючего RP-1, несимметричного диметилгидразина и гидразина в воздухе и кислороде

Окружающая среда	Капля горючего		
	углеводородное горючее RP-1	несимметричный диметилгидразин	гидразин
Воздух	0,0078	0,011	0,016
Кислород	0,011—0,015	0,030	0,035

секундные расходы кислорода, потребляемые каждым из трех горючих, при заданном размере капли (0,15 см). Значения объемных расходов вычислены по секундным расходам горючего и по стехиометрии реакции горения и приведены в табл. 2.

Таблица 2

Значения критерия Грасгофа и объемные секундные расходы кислорода при горении капель диаметром 0,15 см углеводородного горючего RP-1, несимметричного диметилгидразина и гидразина в кислороде

Капля горючего	Критерий Грасгофа	Расход кислорода $\text{см}^3/\text{сек}$
Углеводородное горючее RP-1	1330	2,29
Несимметричный диметилгидразин	1490	3,16
Гидразин	1380	2,20

Из анализа табл. 2 следует, что секундный расход кислорода для трех горючих приблизительно одинаков. Это положение указывает, что по крайней мере для случая рассматриваемых экспериментов секундный расход кислорода определяет скорость горения капель в относительно неподвижной среде. Это предположение, вероятно, открывает плодотворное поле деятельности для дальнейших исследований, но и сейчас ясно, что возможность сгорания при ограниченном количестве кислорода не изменяет относительные величины скоростей горения трех рассматриваемых горючих, если только эти значения сравниваются при подобных конвективных условиях.

Непосредственное использование констант скорости испарения в теории горения требует знания надлежащей зависимости изменения размеров капли от времени и соответствующих констант скорости испарения. Экспериментальным путем показано, что для случая горения капли горючего для двухкомпонентного топлива изменение диаметра капли по времени выражается уравнением

$$d^2 = d_0^2 - K't. \quad (1)$$

Значения K' могут быть вычислены [18—20] исходя из упрощенной теоретической модели горения, в которой принято, что капля жидкого горючего сгорает в неподвижной среде окислителя. Скорость испарения и, следовательно, скорость горения капли определяются условиями теплопередачи к капле от симметричного сферического фронта пламени, расположенного на некотором расстоянии от капли.

Широко показана применимость уравнения (1) для процесса горения в воздухе и кислороде углеводородов, которые являются горючими для двухкомпонентного топлива. Имеется некоторое сомнение о применимости этого закона для случая горения в окислительной среде капель горючего, обладающего свойствами унитарного топлива. Теоретически показано [23—25], что для капель гидразина, горящих только в их собственных продуктах, изменение диаметра капли по времени определяется уравнением

$$d = d_0 - K''t. \quad (2)$$

Это уравнение справедливо для всех капель, кроме мельчайших ($d < 70 \text{ мк}$). В отношении горения гидразина в окислительной среде все еще остается открытым вопрос, правильно ли описывают уравнения (1) или (2) изменение диаметра капли по времени и, следовательно, справедливость применения значений констант скорости испарения (K' или K''). Этот вопрос обсуждается более полно в последнем разделе данной работы.

Неясность в вопросе о применимости зависимости d^2 от t для капель горючего со свойствами унитарного топлива не уничтожает качественного сравнения, полученного из графиков фиг. 3—7. Независимо от вида уравнения из этих данных следует, что скорость горения и константы скорости испарения увеличиваются, а продолжительность существования капли уменьшается для исследованных горючих в следующей последовательности: горючее RP-1, несимметричный диметилгидразин и гидразин (в диапазоне размеров капель, рассмотренных в этом исследовании). Знание правильного закона изменения диаметра капли по времени необходимо в том случае, когда приведенные результаты будут экстраполироваться для капель очень маленького размера.

Общие замечания

Фотографии горения углеводородного горючего RP-1 и гидразина в газообразном кислороде (см. фиг. 2) указывают на небольшую грушевидность капель в процессе горения. Это явление особенно заметно при горении капель горючего RP-1 в воздухе и в кислороде; в начале горения грушевидность капли выражена сильнее, но по мере сгорания капля становится почти сферической.

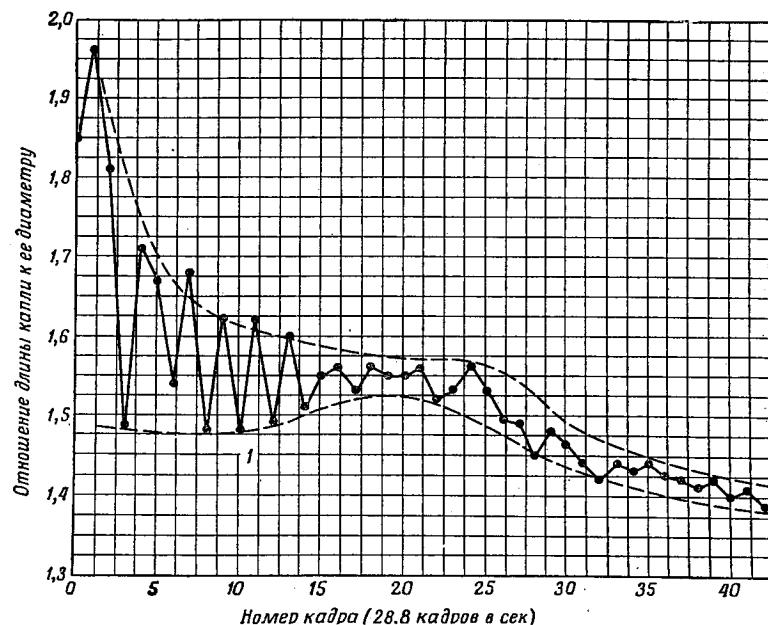
В процессе горения капель RP-1 также наблюдались резко выраженные колебания между различными эллипсоидальными формами капель. На фиг. 8 показаны изменения отношения диаметра капли к ее длине для случая горения горючего RP-1 в кислороде. На фиг. 8 виден затухающий характер этих колебаний по мере развития процесса горения. По этой причине, по-видимому, константы скорости испарения капель горючего RP-1 лучше определять по конечному этапу горения.

Грушевидность формы капли и колебания отношения D/L у несимметричного диметилгидразина и гидразина выражены более слабо. Однако на конечном этапе горения, с увеличением скорости горения, капля гидразина имеет тенденцию внезапно принимать эллипсоидальную форму. Это явление является пока необъяснимым.

В общем случае вначале все кривые имеют малую крутизну. Это явление приписывается теплоотдаче в кварцевую нить и вовнутрь капли в период ее воспламенения (т. е. в период, предшествующий установившемуся про-

пессу). Киноплёнки, регистрировавшие процесс горения, не расшифровывались, когда диаметр капли приближался к диаметру кварцевой нити, так как капли в этот момент имели тенденцию к искажению формы.

На фотографии капли горючего RP-1, представленной на фиг. 2, можно заметить интересные особенности. Пламя является очень ярким вследствие образования углерода; по поверхности капли в процессе горения движутся



Фиг. 8. Изменение отношения длины к диаметру по времени горения типичных капель горючего RP-1 в кислороде. Обращает на себя внимание колебание формы капли между различными эллипсоидальными формами.
1 — приближающаяся огibaющая колебаний формы.

«солнечные пятна». Эти пятна, несомненно, являются углеродистыми и возникают вследствие конвективных потоков. Образование углерода происходит вследствие расщепления углеводородов в предпламенной зоне. Температура поверхности капли горючего RP-1 может достигать лишь температуры «по мокрому термометру» $180 \div 260^\circ \text{C}$, которая является слишком низкой для того, чтобы могло происходить образование углерода в жидкой фазе. Таким образом, отложение на поверхности капли предположительно вызывается циркуляцией.

Когда диаметр капли приближается к нулю, науглероженные островки слипаются и получается спекание угля. Таким образом, в продуктах выхлопа ракетного двигателя может присутствовать твердый углерод.

Ореол пламени, окружающий каплю несимметричного диметилгидразина, горящую в кислороде, невидим, в то время как ореол пламени гидразина едва виден (см. фиг. 2). Видимый ореол пламени гидразина, возможно, является результатом сгорания нескольких десятых долей процента анилина, содержащего углерод, примесь которого обычно находится в гидразине. Хотя несимметричный диметилгидразин содержит большое количество углерода ($\sim 40\%$), однако ореол его пламени не светится. Это

возможно потому, что не происходит образования углерода, поскольку несимметричный диметилгидразин имеет связи C—N и не имеет связи C—C. Из анализа продуктов термического разложения несимметричного диметилгидразина следует, что углерод находится либо в виде метана, либо в виде цианистого водорода. Согласно распространенной теории образования углерода, следует, что из углеводородов, подвергаемых пиролизу, в конечном счете получается ацетилен, который разлагается на углерод и водород. Так как ни несимметричный диметилгидразин, ни продукты его разложения не имеют связей C—C, то образование ацетилена не может легко осуществиться. Было бы интересно проверить эти постулаты посредством изучения горения капель метил- и этиламинов.

ИНТЕРПРЕТАЦИЯ ДАННЫХ

Результаты выполнения краткой экспериментальной программы, приведенные в этой работе, позволяют сделать вывод, что гидразин имеет большую скорость горения, чем горючее RP-1 или несимметричный диметилгидразин, и что увеличение концентрации кислорода в среде, окружающей горящую каплю, увеличивает скорость горения всех трех горючих.

Более подробное количественное сравнение или развитие уравнений для количественной оценки скоростей горения и продолжительности существования капель других размеров, нежели исследованные в этой работе, требует более глубоких знаний зависимости изменения диаметра капли от времени, чем те, которые можно получить на основании полученных данных.

Соответствующее теоретическое уравнение может быть установлено посредством изучения влияния сферической симметрии горящей капли на процессы переноса. Можно показать, что изменение диаметра капли по времени зависит от отношения диаметра фронта пламени горящей капли к ее диаметру. Если это отношение приближается к единице, то процессы тепло- и массообмена не зависят от кривизны поверхности капли и фронта пламени и скорость горения капли пропорциональна общей поверхности. В этом случае изменение диаметра капли по времени описывается уравнением (2). Если отношение диаметра фронта пламени к диаметру капли велико, то кривизна системы влияет на процессы тепло- и массообмена и изменение диаметра горящей капли описывается уравнением (1). Так как диаметр фронта пламени должен иметь конечную величину при приближении диаметра капли к нулю, то для каждого горючего должен существовать некоторый размер капли, менее которого отношение диаметра фронта пламени к диаметру капли является достаточно большим, чтобы уравнение (1) было справедливо.

Приведенные соображения не зависят от горючего. Однако обширные экспериментальные исследования горючих для двухкомпонентного топлива показали, что для этих систем отношение диаметров всегда большое независимо от размеров капель и, следовательно, справедливо уравнение (1). Таким образом, из графических зависимостей d^2 от t , полученных для горючего RP-1 в диапазоне размеров капель, рассмотренных в этой работе ($>1000 \text{ мк}$), следуют такие значения константы скорости испарения, относительно которых можно принять допущение, что они останутся постоянными практически в любой экспериментируемой области. Эти значения констант скорости испарения будут качественно правильными также для диапазона размеров капель, имеющего место в реальных ракетных двигателях ($<100 \text{ мк}$).

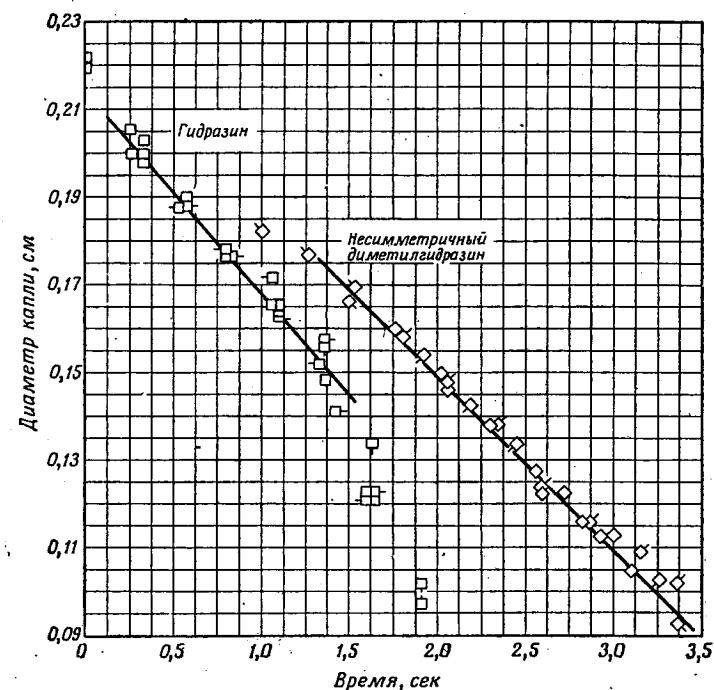
Однако можно полагать, что механизм горения в окислительной среде капель горючих, обладающих свойствами унитарного топлива, таких, как несимметричный диметилгидразин и гидразин, имеет совершенно другой характер и что выводы, сделанные для таких горючих, могут быть неприме-

нимы для двухкомпонентного топлива. Так как методом подвешивания капель, применявшимся в этом исследовании, трудно получить капли размером менее 1000 мк, то необходимо (для несимметричного диметилгидразина и гидразина) более точно определить другими методами закон изменения относительно диаметра или изменения диаметра капли по времени. Это необходимо для того, чтобы вычислить значения констант испарения этих горючих, которые были бы количественно правильными при экстраполяции до любых желаемых размеров капель в области менее 100 мк. Таким образом, если подозревается существование значительного различия в механизмах процесса горения капель, то константы скорости испарения, вычисленные на основании результатов исследования сгорания подвешенных капель больших размеров по уравнению (1), должны применяться лишь для качественной оценки, пока не будут проведены дальнейшие исследования этих горючих.

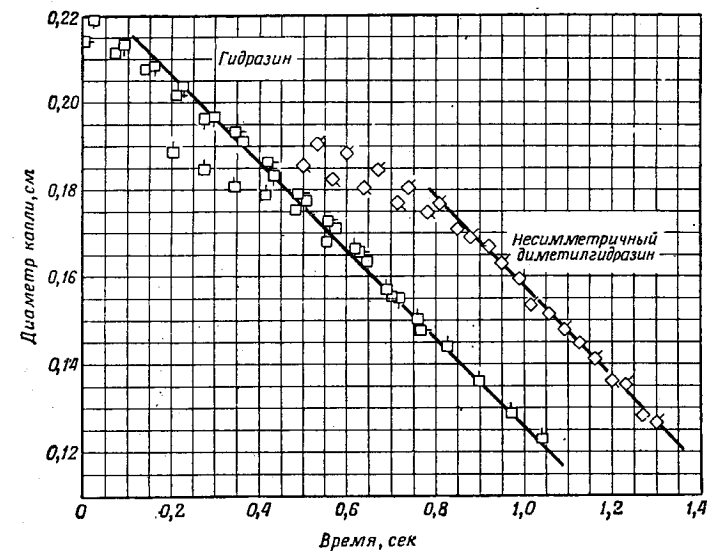
Горение капель горючего, обладающего свойствами унитарного топлива в среде, в которой отсутствует окислитель, имеет отличный механизм от горения капель для двухкомпонентного топлива. Горение одиночной капли горючего, обладающего свойствами унитарного топлива, подобно горению предварительно смешанных газов, в то время как горение одиночной капли горючего для двухкомпонентного топлива в окислительной среде приводит к диффузионному пламени. Таким образом, можно предположить, что горение капли горючего, обладающего свойствами унитарного топлива, не будет происходить согласно уже хорошо разработанной теории горения горючих для двухкомпонентного топлива. Теория горения капель гидразина, обладающего свойствами унитарного топлива (в среде только продуктов его разложения), показывает, что фронт пламени должен быть расположен ближе к поверхности капли, чем в случае горения горючего для двухкомпонентного топлива. Это положение соответствует закону изменения диаметра капли гидразина от времени, выраженному уравнением (2) для всех случаев, исключая очень малые размеры капель [23—25].

Некоторые доказательства отличия механизма горения капли гидразина в кислороде можно найти в недавно проведенных теоретических расчетах K' [5], которые распространены на горение аммиака, гидразина и гептана в газообразном кислороде. Результаты этих расчетов проверены экспериментально на ракетном двигателе с тягой 90 кг [6] и удовлетворительно подтвердились для всех случаев, за исключением гидразина. Величина плотности сгорания, полученная экспериментально для гидразина, оказалась значительно выше расчетной. Поскольку эта аномалия была объяснена возможным разложением в жидкой фазе, по-видимому, более логично предположить, что вычисление констант скорости испарения гидразина по классическому методу (применяя зависимость от D^2) является неправильным и приводит к ошибочным результатам.

Для случая горения капель горючего, обладающего свойствами унитарного топлива, в окислительной среде не имеется экспериментальных данных ни по величинам отношения диаметра фронта пламени к диаметру капли, ни исследований с достаточно широким диапазоном размеров капель. Данные этой работы выполнены лишь в узком диапазоне размеров капель, причем размеры капель являлись большими. Вследствие этого не могло быть сделано никаких выводов, касающихся истинного изменения диаметра капли по времени. Например, результаты этой работы для случая гидразина и несимметричного диметилгидразина перестроены на фиг. 9 и 10 в предположении изменения диаметра от времени в первой степени. Прямые линии, представляющие эту зависимость, можно сравнить с графическими зависимостями, представленными на фиг. 3 и 4. Это сравнение показывает, что из обоих графиков можно получить одинаково хорошие зависимости, описывающие сгорание капель; при этом нельзя сказать, какая зависимость или какая



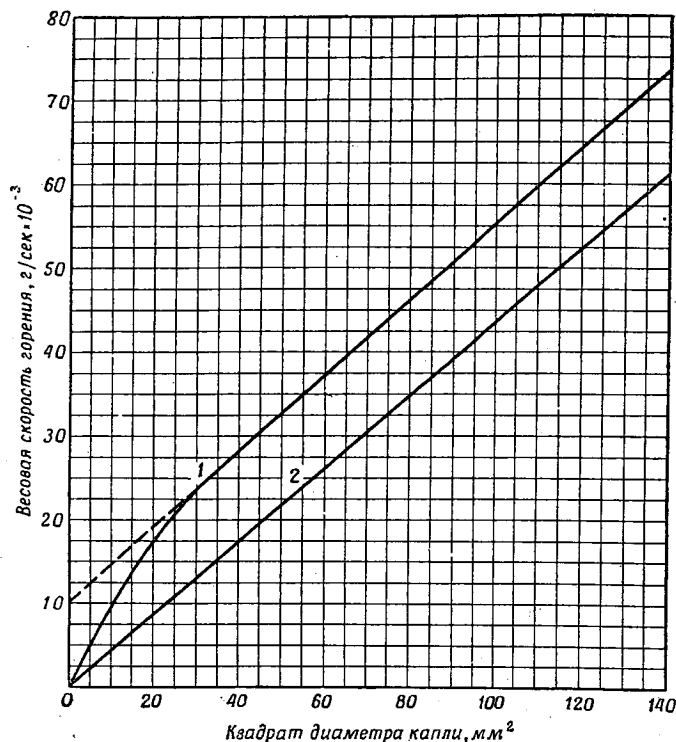
Фиг. 9. Изменение по времени диаметра капель несимметричного диметилгидразина и гидразина, горящих в воздухе. Константы скорости испарения: гидразин — 0,046 см/сек; несимметричный диметилгидразин — 0,040 см/сек.



Фиг. 10. Изменение по времени диаметра капель несимметричного диметилгидразина и гидразина, горящих в кислороде. Константы скорости испарения: гидразин — 0,101 см/сек; несимметричный диметилгидразин — 0,104 см/сек.

константа скорости испарения является правильной при экстраполяции до капель размером менее 100 мк, представляющих практический интерес.

Существуют некоторые доказательства того, что капля гидразина, горящая в окислительной среде, имеет два фронта пламени: фронт пламени, обусловленный разложением гидразина и расположенный внутри диффузионного фронта пламени продуктов разложения гидразина, горящих в кислороде окружающей среды. При исследовании горения гидразина



Ф и г. 11. [Весовая скорость горения капель гидразина в зависимости от размеров капли (Россер [26]).

1 — пламя, вызванное разложением гидразина, и окислительное пламя (в смеси 20% кислорода и 80% азота); 2 — пламя, вызванное разложением гидразина (в смеси 10% кислорода и 90% азота). Сплошные линии построены по результатам экспериментов, пунктирные — в результате экстраполяции экспериментальных данных в случае горения в смеси с 20% кислорода при допущении, что скорость горения прямо пропорциональна квадрату диаметра капли (для диаметра капли, стремящегося к нулю).

на сфере из пористой окиси алюминия при различной концентрации кислорода Россер [26] наблюдал появление окислительного пламени вокруг пламени, вызванного термическим разложением гидразина, при концентрации кислорода несколько более 10%. При концентрации кислорода в окружающем газе примерно 20% окислительное пламя становилось доминирующим и скрывало пламя, вызванное разложением. Так как настоящее исследование проведено с горением капель в воздухе и кислороде, то на фотографии, приведенной на фиг. 2, нет пламени, вызванного разложением гидразина.

Данные исследований Россера, по-видимому, отражают переход от однокомпонентного горения к двухкомпонентному горению при увеличении концентрации кислорода (фиг. 11). Горение гидразина в среде с 10%-ным содержанием кислорода, по-видимому, описывается уравнением (2) во всем исследованном диапазоне размеров капель, в то время как данные по горению капель в среде с 20%-ным содержанием кислорода больше соответствуют уравнению (1), описывающему изменение диаметра капель по времени. Данные экспериментов Россера в некоторой степени являются спорными вследствие незнания каталитического влияния сферы из окиси алюминия на разложение горячего жидкого гидразина. Тем не менее приближенные расчеты показывают, что увеличение скорости разложения газообразного гидразина при появлении окислительного пламени является более чем достаточным, чтобы поддерживать пламя, вызванное разложением гидразина, внутри окислительного пламени и тем самым вызывать двухступенчатый процесс горения капли, наблюдавшийся Россером.

Если приведенный механизм горения капель гидразина считать справедливым, то «действительное» отношение диаметра фронта пламени к диаметру капли зависит от относительного количества тепла, передаваемого капле от двух пламен, и будет изменяться в зависимости от концентрации кислорода в окружающем газе. Таким образом, истинная зависимость изменения диаметра капли по времени при горении горючих, обладающих свойствами унитарного топлива, в окислительной среде не установлена точно и константы скорости испарения, вычисленные согласно уравнениям (1) или (2), могут применяться лишь для качественного сравнения. Развитие теории горения такого вида необходимо и желательно для понимания процессов, протекающих в камерах сгорания ракетных двигателей, в которых применяются горючие обладающие свойствами унитарного топлива.

ВЫВОДЫ И РЕКОМЕНДАЦИИ

Это исследование было проведено с целью экспериментального определения констант скорости испарения трех горючих, представляющих интерес в настоящем и будущем для применения в камерах сгорания и газогенераторах ракетных двигателей. Результаты исследования, полученные при проведении этих экспериментов, могут быть использованы для качественного сравнения скоростей горения и продолжительности существования капель трех горючих и для определения относительного значения приведенной длины камер сгорания ракетного двигателя, необходимого для полного сгорания топлива. В случае применения результатов исследования для более точного количественного сравнения или применения констант скорости испарения, полученных для несимметричного диметилгидразина и, особенно, гидразина, должна соблюдаться известная осторожность. Это вызвано тем, что горение в окислительной среде капель горючего, обладающего свойствами унитарного топлива, недостаточно изучено ни в отношении установления истинного закона изменения диаметра капель по времени, ни в определении констант скорости испарения.

На основании результатов настоящего исследования могут быть сделаны следующие бесспорные выводы:

1. При горении трех исследованных горючих как в воздухе, так и в чистом кислороде самую высокую скорость горения имеет гидразин, самую низкую — горючее RP-1.

2. Увеличение концентрации кислорода в окружающем газе приводит к увеличению скорости горения всех трех исследованных горючих, причем наиболее интенсивно увеличивается скорость горения несимметричного диметилгидразина.

3. Результатом двух приведенных выводов является следующее положение. При подобных условиях распыла и смешения меньшее значение приведенной длины L^* требуется у камер сгорания, работающих на топливе гидразин + кислород, по сравнению с топливом горючее RP-1 плюс кислород. Величина L^* камер сгорания, работающих на топливе несимметричный диметилгидразин плюс кислород, будет иметь промежуточное значение.

Необходимо провести дальнейшее изучение, чтобы описать процессы горения каплей горючего, обладающего свойствами унитарного топлива в окислительной среде; рекомендуется это исследование проводить в следующих направлениях:

1. Подтверждение модели процесса горения капли с «двумя пламенами», а именно пламя, вызванное термическим разложением гидразина, находится внутри окислительного пламени, обусловленного сгоранием продуктов разложения в окислителе.

2. Установление истинной зависимости изменения диаметра каплей по времени при различных концентрациях окислителя в окружающей среде.

3. Определение количественных значений констант скорости испарения.

4. Изучение возможности горения каплей в среде с ограниченным содержанием окислителя.

Интенсивное применение как в настоящем, так и в будущем горючих, обладающих свойствами унитарного топлива, в камерах сгорания ракетных двигателей для двухкомпонентных топлив требует лучшего изучения процесса горения каплей этого вида.

Л И Т Е Р А Т У Р А

1. Brittker D. A., Brokaw R. S., Chemical Space Heating Rates with Application to Rocket Propellants, Presented at ARS Meeting, June 8—11, 1959.
2. Barnett H. C., Hibbard R. R., Basic Consideration in the Combustion of Hydrocarbon Fuels with Air, NACA Rep. 1300, 1957.
3. Literature of the Combustion of Petroleum, Amer. Chem. Soc., Washington, D. C., 1958.
4. Priem R. J., et al., Experimental and Calculated Histories of Vaporizing Fuel Drops, NACA TN 3988, 1957.
5. Priem R. J., Propellant Vaporization as a Criterion for Rocket Engine Design, NACA TN 3883, 1958.
6. Clark B. J., Hersch M., Priem R. J., Propellant Vaporization as a Criteria for Rocket Engine Design, NASA Memo 12-99-58E, 1959.
7. El-Wakil M. M., et al., Theoretical Investigation of the Heating-Up Period of Injected Fuel Droplets Vaporizing in Air, NACA TN 3179, 1954.
8. El-Wakil M. M., et al., Experimental and Calculated Temperature and Mass Histories of Vaporising Fuel Drops, NACA TN 3490, 1956.
9. Ingebo R. D., Vaporization Rates and Heat Transfer Coefficients for Pure Liquid Drops, NACA TN 2368, 1951.
10. Ingebo R. D., Vaporization Rates and Drag Coefficients for Isooctane Sprays in Turbulent Air Sprays, NACA TN 3265, 1954.
11. Ingebo R. D., Drag Coefficients for Droplets and Solid Spheres in Clouds Accelerating in Airstreams, NACA TN 3762, 1956.
12. Williams F. A., Ph. D. Thesis, California Institute of Technology, Pasadena, June 1958.
13. Spalding D. B., A One-Dimensional Theory of Liquid Fuel Rocket Combustion, GB-ARC CF-440, May 1958.
14. Miesse C. C., A Theory of Spray Combustion, *Ind. and Eng. Chem.*, 50, 1303 (1958).
15. Ingebo R. D., Study of Pressure Effects on Vaporization Rate of Drops in Gas Streams, NACA TN 2850, Jan. 1953.
16. Spalding D. B., Combustion of a Single Droplet and of a Fuel Spray, Selected Combustion Problems (AGARD), Butterworth, 1954, p. 340.

17. Goldsmith M., Penner S. S., On the Burning of Single Drops of Fuel in an Oxidizer Atmosphere, *Jet. Propulsion*, 24, 245 (1954).
18. Smith A. L., Graves C. C., Drop Burning Rates of Hydrocarbon and Non Hydrocarbon Fuels, NACA RM E57 F11 1957.
19. Spalding D. B., Some Fundamentals of Combustion, Butterworth Scient. Publ., Ltd., 1955.
20. Goldsmith M., Experiments in the Burning of Single Drops of Fuel, *Jet Propulsion*, 26, 172 (1956).
21. Graves C. C., Burning Rates of Single Fuel Drops and Their Application to Turbojet Combustion Processes, NACA RM E53 E52, 1952.
22. Godsave G. A. E., Studies of the Combustion of Drops in a Fuel Spray — The Burning of Single Drops of Fuel, Fourth Symp. (Int.) on Combustion, Williams and Wilkins Company, 1953, p. 818.
23. Sanchez Tarifa C., P. Perez del Notorio, Combustion of Monopropellant Droplets, III European Aeronautical Congress, Sept. 22—27, 1958.
24. Spalding D. B., Jain V. K., Theory of the Burning of Monopropellant Droplets, Combustion and Fuels Sub-Committee, G. B., ARC CF 441, May 1958.
25. Williams F. A., The Theory of Monopropellant Droplet Burning, CIT-GPC TR 24, Feb. 1958.
26. Rosser W. A., The Decomposition Burning of Monopropellant Drops: Hydrazine, Nitromethane and Ethyl Nitrate, CIT-JPL PR 20-305, Jan. 1957.

Реакции диборана с кислородом при взрыве и в предвзрывных условиях

В. Бауэр, М. Голдстейн, С. Уйберлей

Исследована реакция между кислородом и дибораном в предвзрывной и взрывной областях вблизи второго по температуре и давлению взрывного предела. В первом методе исследования в качестве регистратора реакции применялось измерение поглощения нагреваемой реагирующей смеси в инфракрасной области. Во втором методе исследования в качестве реакционного сосуда, содержащего диборан и кислород, применялась камера, выполненная полностью из стекла. Камера выдерживалась при температуре реакции заданное время или доводилась до взрыва, затем реакция замораживалась погружением камеры в жидкий азот, после чего камера вскрывалась и содержимое камеры анализировалось.

Было установлено, что при взрывной реакции диборан сначала реагирует с кислородом с выделением водорода. Если начальное мольное отношение кислорода к диборану составляло $3/2$ или менее, то весь водород диборана оказывался в виде H_2 . При температурах и давлениях вблизи взрывного предела имело место медленное окисление диборана, начальная скорость которого имела порядок $3/2$ по отношению к концентрации диборана и не зависела от концентрации кислорода. Энергия активации, вычисленная на основании температурного коэффициента начальной скорости реакции, составляла 35 ккал на 1 моль диборана. Было найдено, что у кислородо-диборановых систем при отношениях от 3 до 1 область самопроизвольного взрыва при 25°C находится по значению общего давления от 500 до 1050 *мм рт. ст.*, причем взрыв наблюдается через 5–15 *мин* после смешивания. Был выделен нестабильный промежуточный продукт окисления $H_2B_2O_3$ и было установлено, что он идентичен продукту, образующемуся при окислении пентаборана. Предложен механизм реакции, соответствующий параметрам данной реакции.

ВВЕДЕНИЕ

В определенной области температур и давлений смеси диборана с кислородом самопроизвольно воспламеняются. На основании высокой экзотермичности реакции между дибораном и кислородом можно ожидать, что наступит тепловой взрыв при нагревании до критической температуры, при которой скорость выделения тепла в ходе реакции превзойдет скорость рассеяния тепла за счет теплопроводности и конвекции. Однако исследования [1–8] показали, что взрывное окисление диборана происходит не так, а по цепному механизму, при котором цепной разветвленный взрыв может наблюдаться даже в изотермических условиях [9]. Установлено, что параметры взрывного сгорания диборана во многих отношениях подобны параметрам, наблюдавшимся при окислении водорода, сероуглерода, силана, метана и фосфина [10]. У диборано-кислородных смесей в области общего давления от 5 до 50 *мм рт. ст.* и при температурах между 100 и 200° C существуют отчетливо выраженные следующие взрывные пределы: первый предел при низком давлении, второй предел в виде полуострова и третий —

верхний предел. Найдено, что второй взрывной предел лишь слабо зависит от диаметра взрывных сосудов, изготовленных из пирекса, покрытых продуктами реакции и обезгаженных при температурах выше 170°C и давлениях менее 10⁻⁶ *мм рт. ст.* При уменьшении диаметра реакционного сосуда третий предел сдвигался в сторону более низких температур. При исследовании зависимости второго взрывного предела от отношений в смеси диборана и кислорода было найдено, что при изменении отношения диборана и кислорода от 1 : 1 до 1 : 4 температуры взрыва сильно уменьшаются (от 188 до 148°C при общем давлении 23 *мм рт. ст.*). Добавки гелия, аргона и азота слабо влияют на температуры второго взрывного предела. Добавление водорода при концентрациях менее 0,10 мольной доли в смесь диборана и кислорода слегка понижало, а добавление водорода при большей концентрации повышало температуры второго взрывного предела [5]. Опыты показали, что на втором взрывном пределе кислород в $3/2$ раза эффективнее диборана в реакциях обрыва цепей. Добавление двуокиси азота сильно снижает температуру взрыва, сенсibiliзирует реакционную смесь при концентрациях от 1,2 до 4,5% по объему, но карбонил железа при концентрациях около 0,57% по объему действует как ингибитор [6].

Другие исследования окисления диборана проводились в пламенах [9–12] и во взрывах, инициируемых искрой [13–15]. В пламенах диборано-пропановых смесей с воздухом за зоной горения диборана следовала зона совместного горения диборана и углеводорода. В богатых смесях диборан сгорал раньше пропана. При взрывах диборано-воздушных смесей, богатых дибораном, в продуктах реакции был обнаружен молекулярный водород. Анализы газов, отобранных из фронта пламени диборано-воздушных смесей, показали, что в пламенах образуется молекулярный водород и что последующие реакции водорода с образованием воды протекают слишком медленно и не могут завершиться в зоне пламени. При спектроскопических исследованиях пламен диборано-воздушных смесей было отмечено отсутствие полос ОН. Было установлено, что скорость распространения пламени диборано-воздушных смесей является чрезвычайно большой и составляет 2020 *м/сек* и что она несколько снижается при применении влажного воздуха. Было также обнаружено, что эта скорость снижается до 945 *м/сек* при добавлении бензола в смесь, имеющую оптимальное отношение диборана к воздуху [14, 15].

Различные цепные механизмы реакций, приводящих к взрывному окислению смесей диборана с кислородом, предлагались в работах [4, 12]. Эти механизмы различаются главным образом ролью в них перекисей и атомов кислорода. Фельнер и Стронг [16] нашли, что атомы кислорода реагируют с дибораном с измеримой скоростью и предложили цепной механизм реакции. В настоящей работе исследовались реакции кислорода с дибораном в условиях, близких ко второму взрывному пределу, причем особое внимание обращалось на выяснение механизма реакции и идентификации активных веществ, принимающих участие в предвзрывных реакциях.

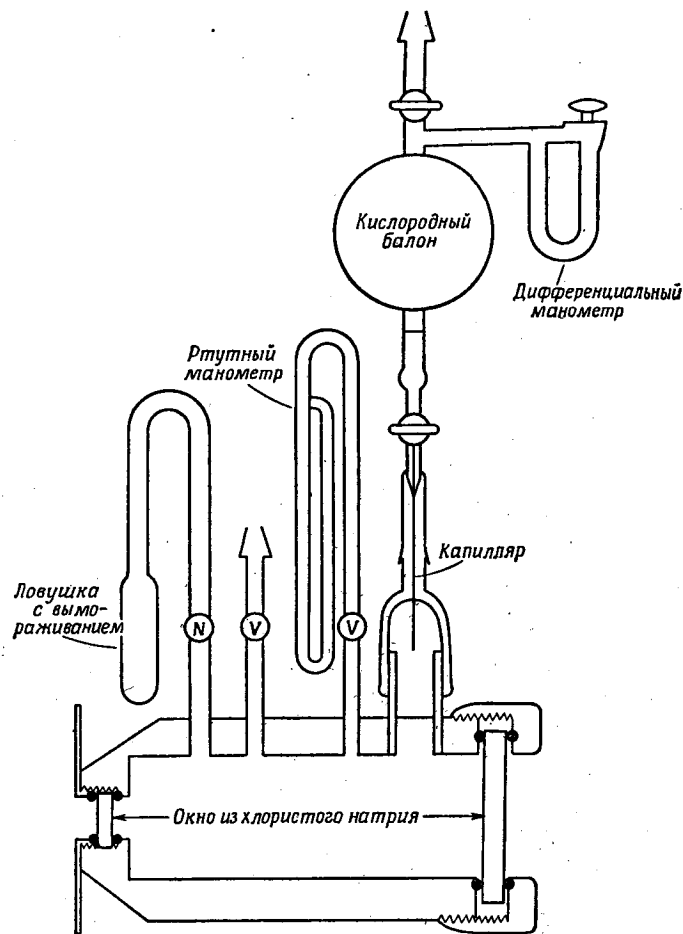
МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ОПЫТА

Диборан. Диборан получался путем реакции эфирата трехфтористого бора с литийалюминий-гидридом в среде этилового эфира [17]. Диборан очищался разгонкой в вакууме. Инфракрасный спектр поглощения показал только полосы диборана.

Кислород. Кислород, полученный по методу Линде (99,5%), сжигался при температуре жидкого азота и подвергался разгонке. Первая треть продукта отбрасывалась, а следующая треть применялась в опытах.

Инфракрасная спектроскопия. Широко проводились измерения инфракрасных спектров поглощения веществ, содержащих производные

бора. Измерения проводились на регистрирующем инфракрасном спектрометре Перкин-Эльмер, модель 21. Адсорбционные камеры изготовлялись из латуни, нержавеющей стали или стеклянных цилиндров и снабжались окошками из каменной соли. Камера из нержавеющей стали применялась в качестве высокотемпературного реактора для исследования окисления диборана. Она имела электрическую систему нагрева, вентиль для ввода газов, манометр и ловушку для вымораживания, как показано на фиг. 1.



Фиг. 1. Нагреваемая реакционная камера для измерения поглощения в инфракрасной области при реакциях диборана с кислородом. Основная трубка сделана из нержавеющей стали с рубашкой для нагрева и покрыта изоляционным материалом.

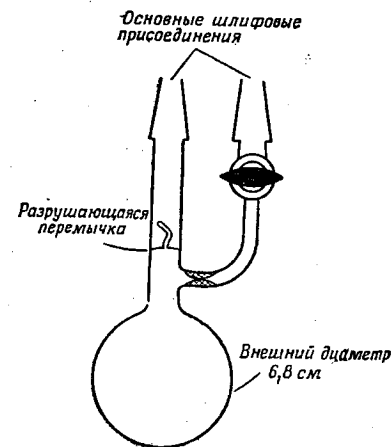
Проведение опытов по окислению. Реакции проводились в шаровых сосудах диаметром 6,8 см, сделанных из чистого стекла пирекс (фиг. 2). Перед началом работы сосуд промывался, высушивался и обезгаживался в течение 24 час при температуре 110° С и давлении 10^{-5} мм рт. ст. Смеси диборана и кислорода вводились в сосуд через боковой ввод, снабженный

запорным краном, который смазывался Апейзоном N. Каждый сосуд снабжен стандартным коническим соединением, отделенным от баллона разрушающейся перемычкой. Это соединение служило для удаления газов из сосуда после окончания реакции. Реакционная смесь после введения в сосуд замораживалась путем охлаждения заполненного сосуда в жидком азоте. После этого впускной боковой ввод герметически запаивался, а его часть с запорным краном удалялась. Заполненный сосуд сохранялся при -78° С до начала опыта. Реакция имела место, когда сосуд помещался в баню с силиконовым маслом и выдерживался там при заданной температуре в течение установленного времени. Реакция останавливалась, когда сосуд извлекался из бани и погружался в жидкий азот.

Анализ продуктов реакции. После окончания реакции смеси диборана и кислорода в реакционный сосуд над разрушающейся перемычкой помещался кусочек железа, заплавленный в стекло, и сосуд присоединялся к отборной части вакуумной установки, предназначенной для передачи продуктов реакции для анализа. Шейка сосуда откачивалась, перемычка разрушалась и газообразные вещества из реакционного сосуда проходили в установку для анализа через две ловушки с жидким азотом. Водород и кислород, прошедшие через ловушки, поступали в сосуд с замеренным объемом, где определялись температура, давление и отношение кислорода к водороду. Установка после этого откачивалась, и в аналитическую секцию установки вводился газ, который был сконденсирован в ловушках, охлажденных жидким азотом. Для анализа путем инфракрасной спектроскопии часть газа переводилась в предварительно эвакуированную камеру инфракрасного спектрометра, соединенную отводом с вакуумной установкой. Твердые продукты, остающиеся в реакционном сосуде, растворялись в воде. Анализ растворенных продуктов проводился титрованием едким натром, причем было принято допущение, что конечным продуктом растворения является ортоборная кислота.

Взрывные пределы. Измерение взрывных пределов производилось методом, подобным описанному ранее [4]. Баня с силиконовым маслом, нагретая до повышенной температуры, поднималась, и в нее полностью погружался взрывной сосуд из пирекса диаметром 6,8 см, содержащий исследуемую смесь диборана с воздухом или кислородом. Все взрывы наблюдались в течение 5 мин при температуре испытания. Давления измерялись при помощи манометра с кварцевой спиралью, присоединенного к системе, а температура измерялась термопарой, прикрепленной на наружной поверхности сосуда.

Приготовление смесей. Для измерения скорости окисления диборана реакционные сосуды наполнялись до заданного давления дибораном, подаваемым из контейнера, в то время как сосуд был соединен с вакуумной системой подачи. Затем закрывался запорный кран сосуда. После откачки диборана из вакуумной системы в нее впускался кислород до достижения заданного давления. Затем открывался запорный кран реакционного сосуда

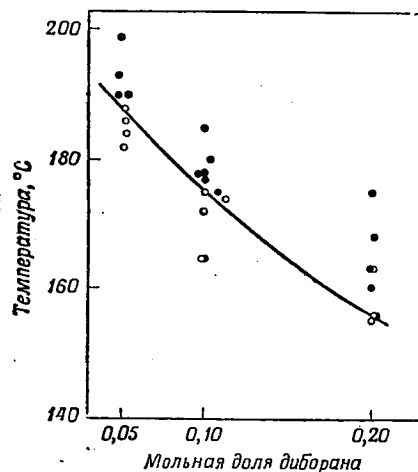


Фиг. 2. Реакционный сосуд из стекла пирекс для исследования реакции диборана с кислородом в запаянных сосудах.

и в него подавался кислород до образования смеси нужного состава. Давление кислорода в смеси было всегда больше давления диборана. Ряд одинаковых реакционных сосудов заряжался одновременно до одинаковых концентраций. Один из них служил в качестве контрольного и содержался при -78°C в течение всего периода проведения данного испытания и служил для проверки начальной концентрации. За время испытаний в хранимых смесях не было отмечено никаких реакций.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Взрывные пределы диборано-воздушных смесей по температуре и составу. Диборано-воздушные смеси, быстро нагреваемые при постоянном объеме, общее давление которых достигало около 1 атм , позволили установить изображенную на фиг. 3 зависимость температуры взрывного предела от концентрации. Взрывы, результаты которых представлены на этой фигуре, происходили обычно в пределах 1 мин (и никогда не задерживались более 5 мин) после того, как взрывной сосуд погружался в баню с силиконовым



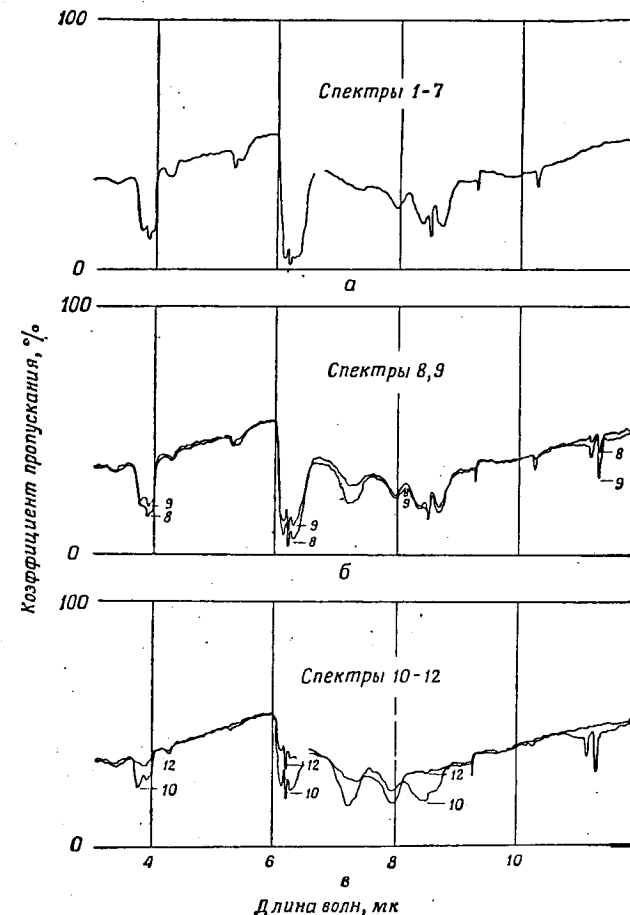
Фиг. 3. Пределы взрыва по температуре и составу диборано-воздушных смесей при общем давлении 1 атм и при указанных температурах. Данные получены при нагревании до условий испытаний.

● — взрыв; ○ — без взрыва.

маслом при заданной температуре. Часто были случаи, когда взрыв не происходил и реакционный сосуд наполнялся белым дымом, который в конечном счете оседал в виде белого осадка на стенках сосуда. Эти случаи послужили основанием для вывода о том, что при температурах и давлениях, близких к взрывному пределу, в смеси протекает безвзрывная реакция окисления.

Реакции диборана с кислородом в камере инфракрасного спектрометра. Для того чтобы установить область температуры и давления, в которой происходит окисление диборана со значительной скоростью, реакция проводилась в камере, позволяющей получать инфракрасные спектры поглощения в различные моменты времени проведения опыта. На фиг. 4 представлены результаты такого опыта со смесью, приготовленной при 25°C и при первоначальном давлении диборана 20 мм рт. ст. ; в этой смеси отношение диборана к кислороду составляло $1 : 2$. Спектр поглощения снимался 7 раз в течение двухчасового периода нагревания, в процессе которого температура повысилась до 120°C . В течение этого времени, что можно видеть на фиг. 4, а (спектры 1—7), не было обнаружено никаких изменений в спектре поглощения, что свидетельствует об отсутствии заметной реакции в течение этого

периода времени. В последующие 30 мин температура была поднята до 150°C , при которой началась заметная реакция, на что указывает уменьшение инфракрасного поглощения полос $3,8\text{—}4$ и $6\text{—}6,3\text{ мк}$, характерных



Фиг. 4. Инфракрасные спектры поглощения, полученные для смесей диборана с кислородом в нагреваемой камере инфракрасного спектрометра. Спектры 1—7 получены при температуре 120°C в течение 2 час, спектры 8, 9, 10—12 — при температуре 150°C последовательно в течение 45 мин.

для диборана. Заметное на фиг. 4, б увеличение поглощения в области $7\text{—}8\text{ мк}$ является характерным для белого осадка, получаемого при окислении пентаборана [18] и при окислении диборана, фотосенсибилизированного ртутью. Появившееся поглощение в области $11\text{—}11,5\text{ мк}$ свидетельствует об образовании промежуточного продукта окисления, полученного также в работе [18] при окислении пентаборана и идентифицированного в работе [19] как $\text{H}_2\text{B}_2\text{O}_3$. Исследование реакции при 150°C продолжалось до 45 мин . Из анализа приведенного на фиг. 4, в спектра поглощения № 12, снятого в конце опыта, следует, что диборан и промежуточный продукт

$\text{H}_2\text{V}_2\text{O}_3$ исчезли и что поглощение, характерное для белого твердого осадка, достигло максимума. В последующих экспериментах летучая часть содержимого реактора конденсировалась в ловушке с жидким азотом в момент протекания реакции, когда инфракрасный спектр поглощения указывал на высокую концентрацию промежуточного продукта. Было установлено, что промежуточный продукт, выделенный посредством разгонки [18], имеет такой же спектр поглощения, что и вещество $\text{H}_2\text{V}_2\text{O}_3$, обнаруженное ранее при исследовании окисления пентаборана.

Исследование с помощью инфракрасного спектрометра оказалось полезным для качественного изучения окисления диборана, но не годится для количественных измерений. Давления кислорода и водорода не могут быть определены методом инфракрасной спектроскопии. Для нагревания реакционной камеры с целью исследования инфракрасного спектра от 25 до 150° С требуется по меньшей мере 5 мин, поэтому в реакционной камере должны существовать значительные температурные градиенты, поскольку окна из каменной соли не имели прямого обогрева. На коэффициенты поглощения диборана значительно влияет уширение, обусловленное давлением [20, 21]. Поверхность камеры не вполне однородна, так как она состоит частью из стали и частью из каменной соли. Наконец, удаление белого твердого продукта окисления не может производиться промыванием водой вследствие наличия окон из каменной соли. По этим причинам нагреваемая камера для исследования инфракрасных спектров поглощения применялась только для предварительных качественных изучений реакций, для которых эта методика является вполне пригодной. С ее помощью легко установлены условия (температуры и давления), при которых реакция кислорода и диборана протекала с заметной скоростью. Эта методика позволяла проводить непрерывные качественные анализы на борсодержащие вещества, присутствующие в течение реакций окисления, в частности, на такие, как нестабильный промежуточный продукт окисления $\text{H}_2\text{V}_2\text{O}_3$, концентрация которого по ходу реакции увеличивалась до максимального значения и затем снижалась в конце реакции.

Окисление диборана в предвзрывных условиях. На основании результатов, полученных при проведении реакций в камере инфракрасного спектрометра, становится очевидным, что в области температур 100—180° С при давлении диборана 30 мм рт. ст. и менее и при мольном отношении диборана к кислороду 0,5 и менее реакция окисления диборана протекает с заметной скоростью, но без взрыва. Более полное исследование этой реакции проводилось в запаянных сосудах из пирекса при температурах 172,2; 156,7; 149,4; 141,2; 138,3 и 121° С, причем продукты реакции анализировались после того, как реакция останавливалась в выбранные моменты времени замораживанием при быстром погружении сосуда в жидкий азот, как это описано выше. Анализ продуктов реакции, сконденсированных в ловушке с жидким азотом, выполненный методом инфракрасной спектроскопии, показал наличие только диборана и следов промежуточного продукта окисления $\text{H}_2\text{V}_2\text{O}_3$. После испарения содержимого ловушки в ней оставалось весьма незначительное количество белого твердого вещества, которое наблюдалось и в том случае, когда соединение $\text{H}_2\text{V}_2\text{O}_3$ отдельно приготавливалось, конденсировалось и затем испарялось. Качественные исследования показали отсутствие летучих высших гидридов как в камере инфракрасного спектрометра, так и в продуктах окисления, полученных в запаянных сосудах. Твердые продукты, остающиеся в реакционных сосудах, гидролизировались добавлением воды. Титрованием полученного раствора в предположении, что образуется $\text{V}(\text{OH})_3$, установлено, что содержание бора в непрореагировавшем диборане и образовавшейся $\text{V}(\text{OH})_3$ хорошо совпадает с первоначальным количеством бора, присутствовавшим в исходной смеси в виде диборана. В условиях опыта основными продуктами

реакции были водород и белый твердый осадок, имеющий такой же инфракрасный спектр поглощения, как и V_2O_3 . Однако, хотя общее количество бора, находящегося в исходной смеси, хорошо соответствовало количеству бора в оставшемся диборане и в $\text{V}(\text{OH})_3$, полученном при гидролизе продуктов реакции, суммарное количество водорода, находящегося в непрореагировавшем диборане и полученном водороде, меньше количества водорода, присутствовавшего в исходных продуктах в виде V_2H_6 . Поэтому можно предполагать, что белый твердый осадок не состоит полностью из V_2O_3 , а должен содержать HVO_2 или небольшие количества твердых полимеризованных гидридов. В смесях диборана с кислородом, сохраняемых при температуре жидкого азота, в течение 40 час не было обнаружено никаких следов протекания реакций, когда содержимое реакционных сосудов подвергалось анализу. Всего было проведено 152 опыта в запаянных сосудах. В табл. 1 приведены типичные результаты серии опытов, в которых

Таблица 1

Составы продуктов реакции смесей диборана с кислородом при 156,7° С

Время, мин	Концентрации при 156,7° С, 10^{17} молекул/см ³					
	V_2H_6	O_2	H_2	$\text{V}(\text{OH})_3$	$\text{V}_2\text{H}_6 + \frac{1}{2} \text{V}(\text{OH})_3$	$\text{V}_2\text{H}_6 + \frac{1}{3} \text{H}_2$
0	6,47	19,0	0	0		
5	5,90	18,4	0,9	1,08	6,44	6,2
10	5,24	—	—	2,53	6,50	—
20	4,31	15,2	2,5	4,14	6,38	5,11
35	2,72	10,1	6,8	7,86	6,65	5,02
50	1,44	7,4	10,0	11,5	7,19	4,77
50	1,32	7,7	9,3	—	—	4,42
50 ¹⁾	1,07	7,7	9,2	11,7	6,92	4,17
50 ²⁾	1,10	7,3	10,0	12,0	7,10	4,43
80	0,62	6,7	12,3	12,8	7,06	4,72
0	6,37	42,2	—	—	—	—
10	5,43	41,5	—	1,91	6,38	—
20	4,06	35,3	3,8	4,80	6,46	5,33
36	2,31	35,2	4,1	8,80	6,71	3,38
50	1,34	31,4	7,6	10,7	6,69	4,14
70	0,45	29,1	9,9	13,1	7,00	3,75
0 ³⁾	6,44	41,4	—	—	—	—
10 ³⁾	5,37	42,2	—	1,57	6,15	—
30 ³⁾	4,54	39,2	3,6	2,84	5,96	5,74
45 ³⁾	4,25	38,0	4,7	2,98	5,74	5,81
70 ³⁾	3,31	33,6	10,1	5,56	6,09	6,68

1) Смесь заморожена на 25-й минуте, сохранялась 15 минут, нагревалась до 156,7° С в течение 25 минут, замораживалась.

2) Смесь заморожена на 30-й минуте, сохранялась 45 минут, нагревалась до 156,7° С в течение 20 минут, замораживалась.

3) Опыты с сосудами, заполненными ватой из пирекса.

смесь диборана и кислорода при одних и тех же исходных концентрациях подвергалась реакции в течение различного времени. Окисление, проводившееся в сосудах, наполненных ватой из стекла пирекс, протекало со значительно меньшей скоростью по сравнению с окислением в сосудах без

ваты. В опытах с сосудами, заполненными ватой, количество бора, найденное в непрореагировавшем диборане и титрованием в продуктах гидролиза твердых продуктов реакции в виде $V(OH)_3$, было относительно меньше, чем в опытах с сосудами без ваты. Совпадение между количеством водорода, присутствовавшего в начале опыта в виде диборана, и количеством оставшегося диборана плюс треть количества образовавшегося водорода в этих опытах было хорошим. Этот результат заметно отличается от результата, полученного в опытах с сосудами без ваты, когда количество водорода в продуктах реакции, определенное таким образом, оказывалось меньше исходного.

Взрывное окисление диборана. Безвзрывная реакция диборана с кислородом исследовалась при температурах и давлениях, очень близких к условиям второго и третьего взрывных пределов [4]. Поэтому иногда смеси, предназначенные для исследования медленной реакции, взрывались при нагревании до заданной температуры реакции. Реакционные сосуды обычно выдерживали эти взрывы. В тех случаях, когда это было возможно, продукты взрывного сгорания смесей анализировались. Результаты этих анализов приведены в табл. 2.

Таблица 2

Взрывные реакции диборана с кислородом в запаянных сосудах из пирекса

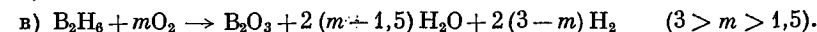
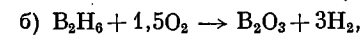
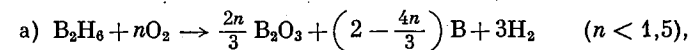
Исходный V_2H_6 , 10^{17} молекула/см ³	Исходное отношение O_2/V_2H_6	Конечная концентрация H_2 , 10^{17} молекула/см ³	Конечная концентрация $V(OH)_3$ ¹⁾ , 10^{17} молекула/см ³	Отношение Определенное $V(OH)_3$ ¹⁾
13,0	1,0	35,3	19,5	1,3
11,8	1,1	33,6	19,6	1,4
11,8	1,1	33,9	19,4	1,4
11,8	1,1	33,9	19,8	1,4
11,8	1,6	33,7	24,6	1,6
5,9	1,54	17,7	12,3	1,5
5,9	1,54	17,5	12,0	1,5
6,0	1,55	17,5	12,1	1,5
6,0	1,55	17,7	12,5	1,5
6,8	2,8	4,8	14,4	2,6
6,6	3,1	1,0	10,8	3,2

¹⁾ Концентрация $V(OH)_3$ получена гидролизом твердых продуктов сгорания и последующим титрованием в предположении, что они состоят из V_2O_3 , которая при гидролизе превращается в ортоборную кислоту.

ОБСУЖДЕНИЕ

Взрывное окисление. Во всех случаях, когда взрывная реакция происходила при исходном мольном отношении кислорода к диборану, приблизительно равном или меньшем 1,5, то весь водород исходного диборана оказывался в продуктах реакции в виде H_2 . Когда исходное отношение кислорода к диборану было меньше 1,5, то образующиеся твердые продукты были смешаны с коричневым порошком, предположительно элементарным бором. В этих случаях количество бора, определяемое гидролизом твердых продуктов реакции и титрованием, при предположении образования $V(OH)_3$, оказывалось меньше по сравнению с количеством бора, находящимся в исходном диборане. Найдено, что во взрывах, когда отношение кислорода к диборану составляло приблизительно 1,5 и более, отношение числа атомов поглощенного кислорода к числу атомов бора, предположительно заключенного в $V(OH)_3$ при гидролизе твердых продуктов реакции (предположительно

окси бора), близко к 1,5. Если начальное отношение O_2 к V_2H_6 было более 1,5, то в продуктах реакции не весь водород оказывался в виде H_2 , а некоторая его часть окислялась до воды. На основании этих результатов вытекают следующие стехиометрические реакции взрывного окисления диборана в зависимости от отношения O_2 к V_2H_6 в исходной смеси



В соответствии с этими результатами взрывы, проведенные в камере инфракрасного спектрометра, показали отсутствие воды в продуктах сгорания, если начальное отношение $O_2 : V_2H_6$ менее 1,5, и наличие в спектрах поглощения полос продуктов сгорания, характерных для V_2O_3 . Если отношение $O_2 : V_2H_6$ более 1,5, то в продуктах сгорания наблюдались полосы поглощения, характерные для $V(OH)_3$, что указывает на окисление водорода. Эти результаты находятся в соответствии с результатами по определению зависимости давления от времени при взрывном окислении диборана [11, 14], исследований спектров пламен диборана в воздухе [10], химических анализов продуктов сгорания в этих пламенах [11] и исследований спектров и химических анализов продуктов сгорания подобных взрывов смесей диборан — окись азота. Примечательно, что не происходит в заметной степени образования полимеров борводородов. Ясно, что любой механизм, объясняющий взрывное окисление диборана, должен основываться на том, что если начальное отношение кислорода к диборану составляет 1,5 и менее, то реакция кислорода с веществами, содержащими бор, должна проходить прежде, чем начнется реакция окисления водорода, а также нельзя включать ОН в качестве промежуточного продукта реакции.

Начальный порядок реакции и константы скорости реакции диборана с кислородом в сосудах из пирекса. Найдено, что общая скорость реакции окисления диборана в запаянных сосудах из пирекса не подчиняется уравнению с простой зависимостью скорости от концентрации диборана и кислорода в каких-либо степенях. Концентрации диборана находились в диапазоне от 3,8 до $11,8 \cdot 10^{17}$ молекул в 1 см³, а концентрация кислорода менялась от 9 до $42 \cdot 10^{17}$ молекул в 1 см³. При температуре 156,7° С скорость реакции уменьшалась со временем, в то время как при 141,2 и 149,4° С скорость реакции в начальный период убывала, а в конце реакции возрастала. Скорости реакции при 121 и 138° С были очень малы.

Таблица 3

Начальная скорость реакции диборана с кислородом

Температура, °С	Исходные концентрации, 10^{17} молекула/см ³		Начальная скорость, 10^{17} молекула/см ³ ·мин
	V_2H_6	O_2	
172,2	6,24	20,1	0,35
156,7	6,61	20,1	0,12
149,4	6,24	20,4	0,05
141,2	6,61	20,1	0,02

Найдено, что начальные скорости реакции не зависели от примененных концентраций кислорода. Для того чтобы иметь возможность сравнивать

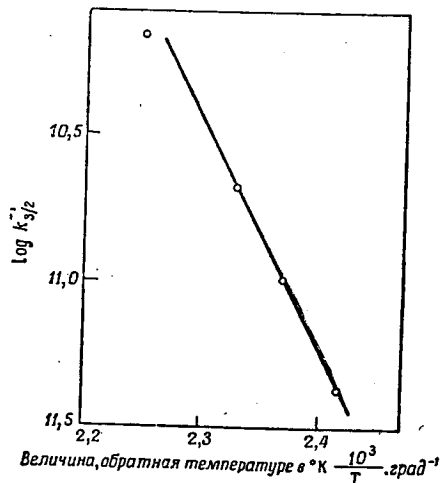
зависимость начальной скорости реакции, полученной при различных температурах, от концентрации диборана, были вычислены значения констант скорости, полагая порядок реакции от $1/3$ до $5/2$. При температурах 149,2 и 156,7° С, для которых имелось наибольшее количество данных, наибольшее постоянство констант скорости получено в случае концентрации диборана

Таблица 4
Зависимость констант начальной скорости реакции диборана с кислородом от температуры

Температура, °С	$k_{3/2}^1$, молекула $^{1/2}$. см $^{3/2}$. мин $^{-1}$
172,2	$67 \cdot 10^{-12}$
156,7	$21 \cdot 10^{-12}$
149,4	$10 \cdot 10^{-12}$
141,2	$4,2 \cdot 10^{-12}$

1) Вычислено, принимая порядок реакции по концентрации диборана, равный $3/2$, и нулевой порядок по концентрации кислорода.

в степени $3/2$. Поэтому этот порядок реакции выбран при проведении расчетов, позволяющих оценить энергию активации начальной скорости реакции.



Ф и г. 5. Зависимость констант начальной скорости реакции ($k_{3/2}^0$) диборана с кислородом в стеклянных сосудах от температуры.

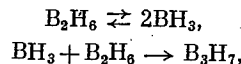
Механизм предвзрывной реакции. При отсутствии кислорода, при давлениях и температурах, при которых производилось исследование окисления в предвзрывных условиях, должен происходить пиролиз диборана. При пиролизе диборана [22, 23] начальная скорость зависит от реакции BH_3 с B_2H_6 , имеющей энергию активации 27 ккал/моль. Найденное значение

Некоторые результаты определения начальных скоростей реакций приведены в табл. 3 и 4. Приведенные в них средние значения констант скоростей для температур, имевших место при экспериментах, вычислялись по уравнению

$$\left. \frac{d(\text{B}_2\text{H}_6)}{dt} \right|_{\text{нач}} = k_{3/2} (\text{B}_2\text{H}_6)^{3/2} (\text{O}_2)^0.$$

После построения графика зависимости логарифма $k_{3/2}$ от обратного значения температуры, выраженной в градусах Кельвина, была получена прямая, приведенная на фиг. 5. По наклону этой прямой определено значение энергии активации начальной скорости реакции окисления диборана, равное 36 ккал/моль. Данные для температуры 172° С основаны на результатах только двух серий опытов, и поэтому этой точке придается относительно меньший вес.

энергии активации начальной скорости реакции окисления составляет ~ 36 ккал/моль. Поэтому, если окисление диборана происходит посредством реакции кислорода с продуктами реакции $\text{BH}_3 + \text{B}_2\text{H}_6$, то можно полагать, что скорость пиролиза будет определять начальную скорость расщедования диборана, принимая при этом порядок реакции $3/2$ относительно концентрации диборана справедливым как для реакции окисления, так и для реакции пиролиза. Однако секундный расход диборана в присутствии кислорода меньше, чем при пиролизе диборана в отсутствие кислорода. Например, в случае пиролиза диборана при начальном давлении 21 мм рт. ст. и температуре 140° С в течение 30 мин. реагирует 33% диборана [22]. Однако в случае присутствия кислорода при начальном давлении диборана 20 мм рт. ст. и температуре 141,4° С за 30 мин вступает в реакцию лишь 10% диборана. Если первыми двумя стадиями реакции пиролиза, предположим, являются,



то быстрая стадия реакции окисления должна приводить к более быстрому удалению BH_3 , чем это происходит в реакции с дибораном.

В соответствии с результатами предыдущих исследований окисление диборана происходит по цепному механизму, включающему BH_3 , O и другие активные промежуточные вещества, с цепными реакциями, имеющими разветвления цепей второго порядка и обрывы цепей третьего порядка в газовой фазе. Настоящее исследование было проведено при давлениях выше второго предела, характеризуемого взрывными пределами по температуре и давлению, и при температурах, меньших, чем температуры третьего предела [4]. В предыдущих работах не определен третий предел при давлениях выше суммарного давления смеси $\text{B}_2\text{H}_6 + 3 \text{O}_2$ 50 мм рт. ст. в сосудах диаметром 5,8 см, что близко к размеру реакционного сосуда (6,8 см), примененного в настоящей работе. По-видимому, второй предел обрывается в виде вертикальной линии в области указанных давлений. Результаты, приведенные в табл. 5, показывают, что третий предел при высоких давлениях смеси

Таблица 5

Составы смесей диборан—кислород, взрывааемых при температуре 25°С

Давление, мм рт. ст.			Результаты
B_2H_6	O_2	Общее	
450	600	1 050	Взрыв, задержка 3 мин
150	460	610	Взрыв, задержка 11 мин
125	375	500	Взрыв, задержка 15 мин
90	270	360	Нет взрыва 1)
130	190	320	» » 1)
230	330	560	» » 1)
70	225	295	» » 1)

1) Взрыв не происходил в течение 5 или более часов.

должен изгибаться в сторону низких температур. Согласно этим данным в диапазоне общего давления 500—600 мм рт. ст. температура третьего взрывного предела составляет $\sim 25^\circ \text{C}$; воспламенение при этом происходит

со значительной задержкой. Можно предполагать, что в реакционных сосудах диаметром 6,8 см и при температурах и давлениях, исследованных в настоящей работе, реакция между дибораном и кислородом должна быть главным образом гомогенной реакцией в газовой фазе, которая, согласно механизму, предложенному Ротом и Бауэром [14], подавляется реакцией обрыва цепей третьего порядка. Однако предложенный механизм не может объяснить некоторые результаты настоящего исследования, в частности следующие: 1) В ходе реакции образуется промежуточный продукт $H_2B_2O_3$. Он был выделен, и была установлена его идентичность продукту, получающемуся при безвзрывном окислении пентаборана. 2) В продуктах реакции не были обнаружены соединения H_2O , $ОВОН$, $В(ОН)_3$ или другие соединения кислорода с водородом. Весь водород, обнаруженный в продуктах реакции, входил в состав соединений B_2H_6 , $H_2B_2O_3$ или H_2 . 3) В пределах изученных концентраций кислорода начальная скорость безвзрывной реакции зависит только от концентрации диборана и не зависит от концентрации кислорода.

Далее приведен механизм реакции, представляющий собой модификацию ранее предложенного механизма с учетом приведенных выше доводов:

- 1) $B_2H_6 \rightleftharpoons 2BH_3$,
- 2) $BH_3 + O_2 \rightarrow BH_3O + O$,
- 3) $O + B_2H_6 \rightarrow BH_3O + BH_3$,
- 4) $BH_3O + B_2H_6 \rightarrow BH_3 + B_2H_6O$,
- 5) $B_2H_6O + O_2 \rightarrow H_2B_2O_3 + 2H_2$,
- 6) $H_2B_2O_3 \rightarrow B_2O_3 + H_2$,
- 7) $BH_3 + O_2 + M \rightarrow BHO_2 + H_2 + M$,
- 8) $BHO_2 \xrightarrow{\text{стенка}} B_2O_3 + H_2$,
- 9) $BH_3O \xrightarrow{\text{стенка}} B_2O_3 + H_2$.

В приведенном механизме реакции соединения BH_2OH , BHO_2 и B_2H_5OH предложенного ранее механизма реакции представлены как BH_3O , BHO_2 и B_2H_6O соответственно для того, чтобы механизм не включал образования связей $O-H$ в ходе безвзрывной реакции. Дальнейшие изменения заключаются в образовании $H_2B_2O_3$, поэтому способ образования конечных продуктов B_2O_3 и H_2 является более ясным. Возможно, что указанная вторая реакция проходит через образование BH_3O_2 [24]. Если добавить реакции образования воды, то этот механизм может быть также применен к взрывной реакции, начальные реакции которой обеспечивают достаточный подъем температуры для поджигания смесей водорода с кислородом. Однако в этой системе реакций не учитывается то обстоятельство, что начальная скорость зависит только от концентрации диборана и следовательно, она требует дальнейшего уточнения. Настоящий механизм реакции рассматривается только как путеводная нить будущей работы. Планируются исследования влияния на безвзрывную реакцию активных добавок, сдвигающих взрывные пределы, исследования роли промежуточного соединения $H_2B_2O_3$ и усовершенствования аналитической методики с целью более точного определения роли водорода в продуктах реакции.

ЛИТЕРАТУРА

1. Price F. P., First and Second Pressure Limits of Explosion of Diborane-Oxygen Mixtures, *J. Am. Chem. Soc.*, **72**, 5361 (1950).
2. Price F. P., The Luminous Reaction of Pentaborane and Oxygen at and Below the First Pressure Limit of Explosion, *J. Am. Chem. Soc.*, **73**, 2144, 1951.

3. Whately A. T., Pease R. N., Observations on Thermal Explosions of Diborane-Oxygen Mixtures, *J. Am. Chem. Soc.*, **76**, 1979 (1954).
4. Roth W., Bauer W. H., Fifth Symposium on Combustion, Reinhold Publishing Corp., N. Y., 1955, p. 710.
5. Roth W., Bauer W. H., The Explosive Oxidation of Diborane, *J. Phys. Chem.*, **60**, 639-641 (1956).
6. Snyder A. D., Ph. D. Dissertation, Rensselaer Polytechnic Institute, 1957.
7. Roth W., Explosion Limit Phenomena, Advances in Chemistry Series, № 20, Amer. Chem. Soc., Washington, D. C., p. 85-103.
8. Семенов Н. Н., О некоторых проблемах химической кинетики и реакционной способности, изд. АН СССР, М., 1958.
9. Berl W. G., Dembrow D., Twin Flames, *Nature*, **170**, 367 (1952).
10. Kurz P. F., Influence of Diborane on Flame Speed of Propane-Air Mixtures, *Ind. Eng. Chem.*, **48**, 1863 (1956).
11. Parker W. G., Wolfhard H. G., Properties of Diborane Flames, *Fuel*, **35**, 323 (1956).
12. Breisacher P., Dembrow D., Berl W. G., Seventh Symposium on Combustion, Academic Press Inc., N. Y., 1959, p. 894-902.
13. Roth W., Stoichiometry, Spectra and Mechanism of Light Emission for Diborane-Nitric Oxide Explosions, *J. Chem. Phys.*, **28**, 668 (1958).
14. Poling E. L., Simons H. P., Explosive Reaction of Diborane in Dry and Water Saturated Air, *Ind. Eng. Chem.*, **50**, 1695 (1958).
15. Sample P. E., Simons H. P., Explosive Reactions of Diborane in Benzene Saturated Air, *Ind. Eng. Chem.*, **50**, 1699, 1958.
16. Fehlnner F. P., Strong R. L., The Reaction between Oxygen Atoms and Diborane, *J. Phys. Chem.* (в печати).
17. Shapiro I., Weiss H. G., Schmich M., Skolnik S., Smith G. B. L., Preparation of Diborane by the Lithium Aluminum Hydride-Boron Trifluoride Reaction, *J. Am. Chem. Soc.*, **74**, 901 (1952).
18. Baden H. C., Wiberley S. E., Bauer W. H., Formation of Diborane During the Slow Oxidation of Pentaborane, *J. Phys. Chem.*, **59**, 287-288 (1955).
19. Ditter J. F., Shapiro I., Identification of an Intermediate Compound in the Partial Oxidation of Pentaborane-9, *J. Am. Chem. Soc.*, **81**, 1022, 1959.
20. Nielsen J. R., Thornton V., Dale E. B., The Absorption Laws for Cases in the Infrared, *Revs. Modern Phys.*, **16**, 307 (1944).
21. McCarty L. V., Smith G. C., McDonald R. S., Infrared Absorptiometry for Quantitative Determination of Boron Hydrides in Presence of Pentaborane, *Anal. Chem.*, **26**, 1027 (1944).
22. Clarke R. P., Pease R. N., A Preliminary Study of the Kinetics of Pyrolysis of Diborane, *J. Am. Chem. Soc.*, **73**, 2132, 1951; Clarke R. P., Ph. D. Thesis, Princeton Univ., 1949.
23. Bragg J. K., McCarty L. V., Norton F. J., Kinetics of Pyrolysis of Diborane, *J. Am. Chem. Soc.*, **73**, 2134, 1951.
24. Coldstein M. S., Ph. D. Dissertation, Rensselaer Polytechnic Inst., 1960.

Исследование разложения гидразина

И. Эберштейн, И. Глассмен

Вначале дан краткий обзор исследований молекулярной структуры гидразина. Затем рассмотрено каталитическое разложение гидразина на металлических поверхностях. Установлено, что металлы, атомы которых имеют незаполненные подгруппы *d*-электронов, действуют как сильные катализаторы разложения гидразина, в то время как металлы, атомы которых имеют заполненные *d*-подгруппы или не имеют их, не проявляют каталитических свойств. Сделаны предположения о начальных стадиях разложения гидразина при различных условиях, и предлагаются ингибиторы этого процесса. В качестве ингибиторов могут служить аммиак, анилин, толуол, ксилюдин и толудиин.

ВВЕДЕНИЕ

Хотя гидразин уже давно вызывает существенный интерес с точки зрения его использования в качестве ракетного горючего, однако практическое применение гидразина встречает ряд затруднений.

Гидразин легко подвергается каталитическому разложению на многих металлических поверхностях. Кроме того, гидразин, по крайней мере в газообразном состоянии, имеет сильно выраженную тенденцию к разложению со взрывом. Наконец, отсутствуют исчерпывающие представления о механизме реакций разложения и горения гидразина, которые необходимы для проведения точных расчетов характеристик и устойчивости его горения.

Настоящая работа представляет собой попытку внести теоретический вклад в решение перечисленных проблем. Рассматриваемые в работе вопросы излагаются в следующей последовательности. Сначала выполнен обзор исследований структуры гидразина, что представляется необходимым для обеспечения существенной основы понимания того материала, на котором должен быть построен дальнейший анализ. Затем рассматривается вопрос о каталитическом разложении гидразина на металлических поверхностях. На основании анализа молекулярной структуры и каталитического разложения предлагается механизм начальных стадий разложения гидразина при различных условиях. И, наконец, рассматриваются пути ингибирования разложения гидразина на металлических поверхностях, в газовой фазе или в обоих случаях одновременно, поскольку это ингибирование может представлять значительный практический интерес.

МОЛЕКУЛЯРНАЯ СТРУКТУРА

«Основная трудность при попытке расчета структуры молекулы гидразина возникает в связи с тем, что подгруппа $2s^2$ атома азота обладает характерным свойством разрушаться под влиянием соседних атомов. Вследствие этого приходится иметь дело не с чистой конфигурацией $2s^2 2p^3$, а со смесью конфигураций $2s^2 2p^3$ и $2s 2p^4$ [1].

«Представим себе, что у атома азота отняли один из $2s$ -электронов; при этом образуется конфигурация $2s 2p^3$, идентичная конфигурации четырехвалентного атома углерода» [1]. «Четыре валентности атома углерода направлены к вершинам тетраэдра, а сильная способность к образованию связей по этим валентностям обусловлена гибридизацией $2s$ и $2p$ волновых

функций¹⁾. «Если теперь вернуть атому азота удаленный ранее $2s$ -электрон, но не на $2s$ орбиту, а на одну из уже занятых одним электроном тетраэдрических орбит, то атом азота становится обладателем мощных валентных связей, направленных вдоль трех тетраэдрических осей, и одной парой электронов, имеющих противоположные спины и занимающей четвертое тетраэдрическое направление. Молекула гидразина, состоящая из таких атомов азота, является наиболее стабильной возможной молекулой» [1]. В настоящей работе принято, что такая структура является действительной электронной структурой молекулы гидразина.

В этой модели атом азота имеет четыре электронных облака, которые с качественной точки зрения являются подобными. Из них только три используются для образования связей. Таким образом, в данном случае очевидна возможность резонанса. Однако, прежде чем перейти к рассмотрению резонанса, ознакомимся подробнее со структурой молекулы гидразина.

На основании спектроскопических наблюдений Фрезениус и Карвейль [2] сделали вывод о том, что для гидразина возможны три молекулярные структуры, а именно структура «ванны», структура «кресла» и полностью несимметричная структура, причем при обычных температурах существует только одна полностью несимметричная структура. При обычных температурах не имеет места вращение вокруг связи N — N, а происходит лишь закручивающее колебание.

Фрезениус и Карвейль [2] предположили, что потенциальный барьер внутреннего вращения в гидразине имеет высоту от 6 до 10 ккал, что находится в согласии со значением, найденным Пенни и Сэзерлендом [1], которые вычислили для более высокого барьера высоту 0,33 эв. Эти же авторы для меньшего барьера вычислили высоту 0,2 эв. Допущение о существовании этого второго барьера приводит к допущению о существовании двух форм молекулы N_2H_4 , которые возникают вследствие вращения одной из групп NH_2 вокруг связи N — N.

Средние энергии связей, по всей вероятности, равны [3]

$$N - H = 83,7 \text{ ккал/моль,}$$

$$N - N = 20,0 \text{ ккал/моль.}$$

Длины связей в основном состоянии равны [4].

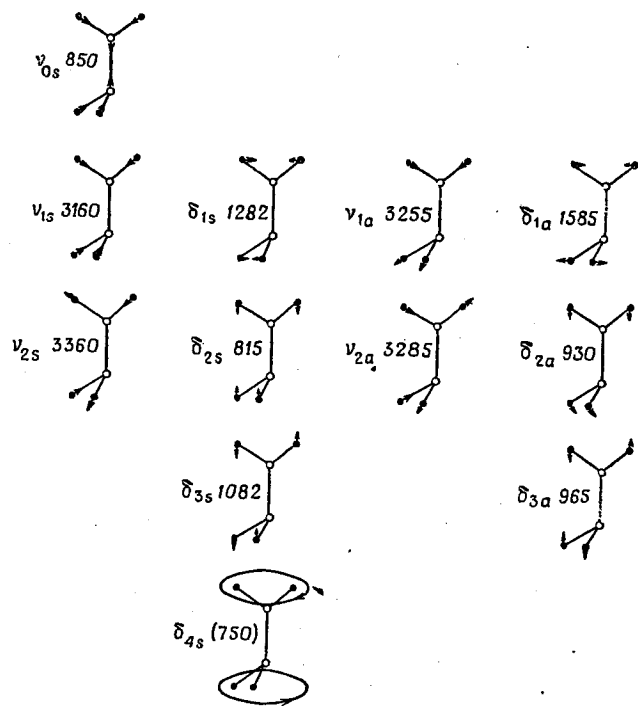
$$N - H \quad r_0 = 1,014 \cdot 10^{-8} \text{ см,}$$

$$N - N \quad r_0 = 1,5 \cdot 10^{-8} \text{ см.}$$

Все углы между связями равны приблизительно $108 \pm 10^\circ$ [5]. Формы и основные частоты колебаний в молекуле гидразина, найденные Фрезениусом и Карвейлем, изображены на фиг. 1.

Вернемся теперь к вопросу о возможности резонанса. Согласно Одриту и Огг [5], «возможно, что гидразин может существовать в таутомерной амино-имидной форме $H_3N \rightarrow NH$ и что к такой структуре приводит миграция протона, которая может иметь место при определенных обстоятельствах. Существует ряд свидетельств химического характера, указывающих, что такая амино-имидная структура возможна для некоторых производных гидразина. Так, например, при термическом разложении фенилгидразина имеет место миграция радикала NH из орто- в пара-положение с образованием пара-фенилендиамин. Однако еще нет специальных доказательств, подтверждающих такую структуру с физической точки зрения».

¹⁾ Относительно гибридизации *s* и *p* волновых функций в атоме азота см. Ван Флек [18].

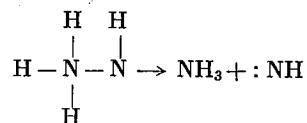


Колебания типа A_1

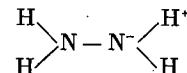
Колебания типа A_2

Фиг. 1. Нормальные колебания молекулы N_2H_4 [2].

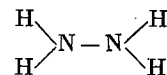
Все вышесказанное указывает на возможность того, что существует структура $NH_3 \rightarrow NH$ как таутомерная форма гидразина, причем равновесие сдвинуто в сторону $NH_2 - NH_2$. Следовательно, возможна такая реакция разложения:



Другая возможная форма



Однако наиболее вероятно, что основной структурой гидразина является



которая разлагается на два радикала NH_2 .

КАТАЛИЗ

Если структура гидразина, предложенная Пенни и Сэзерлендом, является верной, то гидразин должен обладать сильной тенденцией к ассоциации как с самим собой, так и с молекулами, имеющими «открытые» орбиты. В действительности, об образовании ассоциированных димерных молекул гидразина сообщают Фрезениус и Карвейль [2].

Учитывая отмеченную тенденцию к ассоциации, рассмотрим некоторые химические элементы, которые на основании известных экспериментальных данных проявляют каталитическую активность по отношению к гидразину.

Согласно Вольфу [6], металлами, усиливающими разложение гидразина, являются медь, хром, марганец, никель, железо. Металлами, не оказывающими влияния на разложение гидразина, являются кадмий, цинк, магний, алюминий.

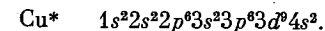
Рассмотрим электронные структуры этих веществ. У металлов, которые не являются катализаторами, электронные структуры описываются так [3]:

- Zn $1s^2 2s^2 2p^6 3s^2 3p^6 3d^{10} 4s^2$,
- Cd $1s^2 2s^2 2p^6 3s^2 3p^6 3d^{10} 4s^2 4p^6 4d^{10} 5s^2$,
- Mg $1s^2 2s^2 2p^6 3s^2$,
- Al $1s^2 2s^2 2p^6 3s^2 3p^1$.

У металлов, усиливающих разложение, электронные структуры следующие:

- Cr $1s^2 2s^2 2p^6 3s^2 3p^6 3d^5 4s^1$,
- Mn $1s^2 2s^2 2p^6 3s^2 3p^6 3d^5 4s^2$,
- Fe $1s^2 2s^2 2p^6 3s^2 3p^6 3d^6 4s^2$,
- Ni $1s^2 2s^2 2p^6 3s^2 3p^6 3d^8 4s^2$,
- Pt $1s^2 2s^2 2p^6 3s^2 3p^6 3d^{10} 4s^2 4p^6 4d^{10} 4f^{14} 5s^2 5p^6 5d^9 6s^1$,
- Cu $1s^2 2s^2 2p^6 3s^2 3p^6 3d^{10} 4s^1$.

Однако медь является переходным элементом и образует большинство своих соединений, находясь в возбужденном состоянии:



Две последние подгруппы
Не катализаторы

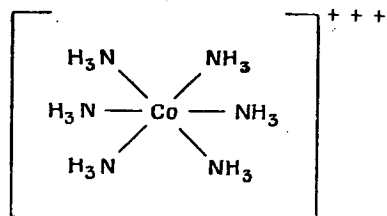
Катализаторы

Zn	$3d^{10} 4s^2$	Cr	$3d^5 4s^1$
Cd	$4d^{10} 5s^2$	Mn	$3d^5 4s^2$
Mg	$2p^6 3s^2$	Fe	$3d^6 4s^2$
Al	$3s^2 3p^1$	Ni	$3d^8 4s^2$
		Pt	$5d^9 6s^1$
		Cu*	$3d^9 4s^2$

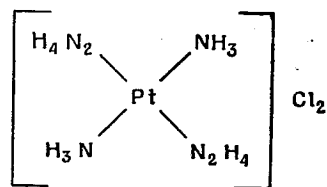
Отметим, что атомы металлов, не являющихся катализаторами, или вовсе не имеют подгруппы d -электронов, или имеют заполненные d -подгруппы, в то время как все катализаторы имеют незаполненные d -подгруппы.

Известно, что d -орбиты, если они неполностью заняты неподеленными электронными парами, играют важную роль в образовании связей [3]. Так,

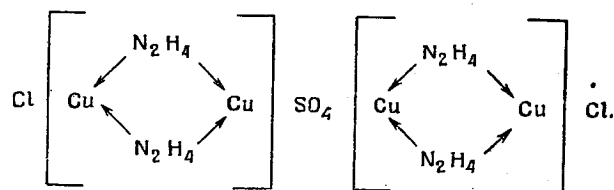
для гексаминокобальт-иона известны такие структуры, как, например,



Для гидразина известны комплексы вида [5].



и



При разложении гидразина на некоторых металлических поверхностях одной из стадий, по-видимому, является образование связей между атомами N в гидразине и незаполненными *d*-орбитами в металле.

Принято считать, что у металлов электронная конфигурация, в частности конфигурация *d*-полосы, служит характеристикой каталитической активности [7]. Согласно этой теории, предполагается, что при «адсорбции» газа на металлической поверхности газ отдает электроны *d*-полосе атомов металла, пополняя таким образом частичные дефекты или дырки в *d*-полосе [8].

В случае разложения гидразина адсорбция сопровождается последующими поверхностными реакциями, в процессе которых, по-видимому, происходит образование и взаимодействие свободных радикалов.

Если принять *d*-орбитный механизм каталитического разложения гидразина, то можно предсказать, что элементы, имеющие атомные номера от 24 до 29, от 42 до 47 и от 74 до 79, будут каталитически активными, в то время как элементы, содержащиеся в колонках периодической таблицы, возглавляемых магнием, цинком, алюминием и кремнием, будут неактивны. Однако такие элементы, как углерод, следует рассматривать с большой осторожностью, поскольку они могут промотировать катализ по другим механизмам, а не только по *d*-орбитному механизму.

Катализ посредством сплавов или соединений является значительно более сложным явлением и не будет обсуждаться в настоящей работе. Однако следует отметить, что в работе по гидразину Суварк [9] сделал вывод о том,

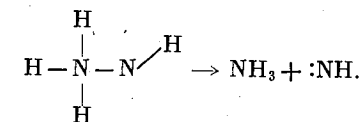
что гетерогенное разложение гидразина на поверхности окиси кремния происходит без участия свободных радикалов.

К другому возможному виду катализа относится так называемый колебательный катализ. Согласно гипотезе, катализатор может усиливать собственное колебание молекулы вплоть до ее разрушения или он может настолько усилить данный род колебательного движения одного из реагирующих веществ, что тем самым облегчает воздействие на него другого реагента [10]. Согласно этой гипотезе, для эффективного воздействия катализатора требуется, чтобы это воздействие происходило синхронно с тем колебательным движением, которое вероятнее всего приводит к требуемому превращению.

В четвертой разновидности катализа молекулы в гомогенной фазе химически взаимодействуют или с реагирующими веществами, или с некоторыми из промежуточных веществ. В качестве примера катализа этого рода можно указать на эффект влияния небольших количеств воды на разложение гидразина. Так, Ван Тиггелен и Де Ягер [11] нашли, что скорость распространения пламени в смеси, состоящей из 95,13% N_2H_4 и 4,87% H_2O , равна 170 см/сек, в то время как для чистого гидразина она равна только 127 см/сек. Из этого следует, что небольшие количества воды являются катализатором при разложении N_2H_4 .

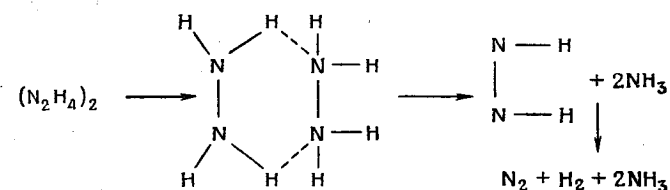
НАЧАЛЬНЫЕ СТАДИИ РАЗЛОЖЕНИЯ

Выше было показано, что гидразин может быть в форме $\text{NH}_3 \rightarrow \text{NH}$, для которой, вероятно, первоначальная стадия разложения такова:



Существование формы гидразина $\text{NH}_3 \rightarrow \text{NH}$ имеет место, по-видимому, при условиях, когда легко происходит миграция протона. Можно предполагать, что миграция протона возникает при высокотемпературных газофазных реакциях или при реакциях на поверхностях.

При низких температурах и высоких концентрациях гидразина, когда более вероятным является процесс ассоциации, можно предположить такую стадию разложения:

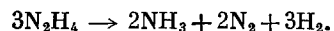


Подобная реакция может иметь место на металлических поверхностях. В работе [12] принимается в качестве постулата уравнение, по которому гидразин разлагается в присутствии платиновой черни

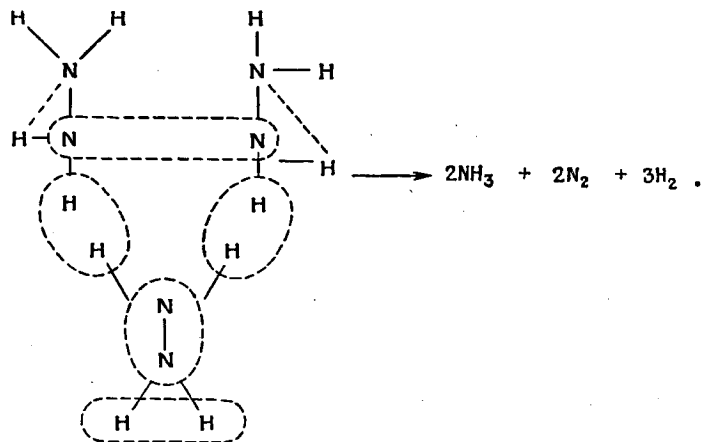


Иррера [13] нашел, однако, что объем газа, образующегося при разложении гидразина в присутствии никеля Ренея, всегда больше объема, опре-

деляемого по вышеприведенному уравнению. Увеличение количества катализатора приводит к увеличению объема выделяемого газа, который достигает значения, определяемого следующим уравнением:

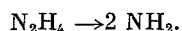


Это указывает на то, что реакция на поверхности происходит следующим образом:

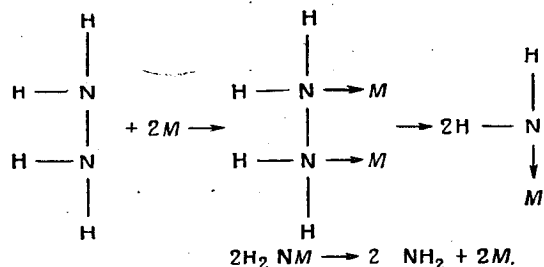


Вероятно, что в этом случае молекула гидразина почти полностью разрушается на поверхности металла, после чего происходят реакции с образованием конечных продуктов.

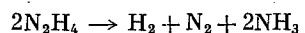
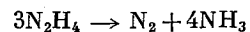
Разложение гидразина может происходить также путем простого разрыва связи N—N, т. е.



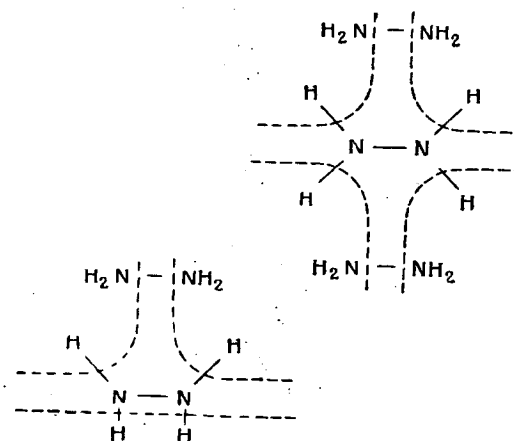
Эта реакция может происходить либо в газовой фазе, либо на поверхности металла. Реакция на поверхности, по всей вероятности, происходит так:



В случае гетерогенного разложения гидразина на поверхности окиси кремния Сварк [9] предложил реакции



и поверхностные механизмы



Кант и Мак-Магон [14] исследовали термическое разложение гидразина в реакционном сосуде из пирекса при суммарных давлениях 10—12 мм рт. ст. и температурах от 270 до 330° С. Полупериоды распада были от 4 до 12 мин. При этих условиях разложение гидразина на поверхности, по-видимому, преобладало над разложением в газовой фазе. Авторы [14] сделали вывод, что механизм, включавший свободные радикалы, не согласуется с их экспериментальными данными. Это обстоятельство подтверждает положение Сварка [9] о том, что разложение гидразина на поверхности окиси кремния не происходит согласно механизму со свободными радикалами.

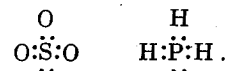
На основании сказанного можно предположить, что связи NH₂ — Н и Н — Н образуются не позднее разрыва связей N — Н и N — N, показанных в механизме, предложенном Сварком. Однако маловероятно, чтобы одновременно одни связи разрывались, а другие образовывались. Значительно вероятнее такая картина, когда сначала образуются слабые ассоциативные связи между молекулами гидразина, а затем происходит разрыв связей в молекуле гидразина. Если принять эту концепцию, то отсутствие свободных радикалов при разложении гидразина на поверхности окиси кремния приводит к выводу о том, что в первую стадию процесса гетерогенного разложения на окиси кремния входит ассоциация молекул гидразина на поверхности.

ИНГИБИРОВАНИЕ

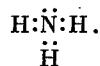
Так как вероятное разложение гидразина на поверхности окиси кремния связано с ассоциацией гидразина на поверхности, то эта реакция, так же как и реакции гомогенного разложения, в процессе происходит ассоциация, может быть подавлена с помощью веществ, имеющих свойство предотвращать эту ассоциацию. Возможно, что для этой цели могут быть использованы некоторые углеводороды посредством образования водородной связи с атомами азота в гидразине. В связи с этим необходимо заметить, что энергия водородной связи C — H...N составляет 3,28 ккал/моль, а энергия водородной связи N — H...N равна лишь 1,3 ккал/моль [3]. Вполне возможно, что некоторые ингибиторы, такие, как бутан, гексан и гептан [15], действуют по вышеописанному механизму.

Что касается ингибирования адсорбции и реакции на поверхности металлов, то эффективность атомов или молекул как каталитических ядов

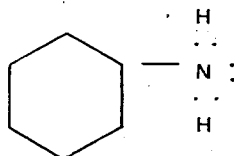
зависит от их размера и прочности связи этих атомов или молекул с катализаторами, т. е. зависит от геометрических и электронных факторов [8]. Было установлено, что молекулы, содержащие элементы из тех групп периодической системы, которые возглавляются серой и фосфором, действуют как каталитические яды в том случае, если соответствующие молекулы возможного яда имеют свободные электронные пары, например [8]



Согласно высказанной выше точке зрения, возможным ядом в случае гетерогенного разложения гидразина будет аммиак

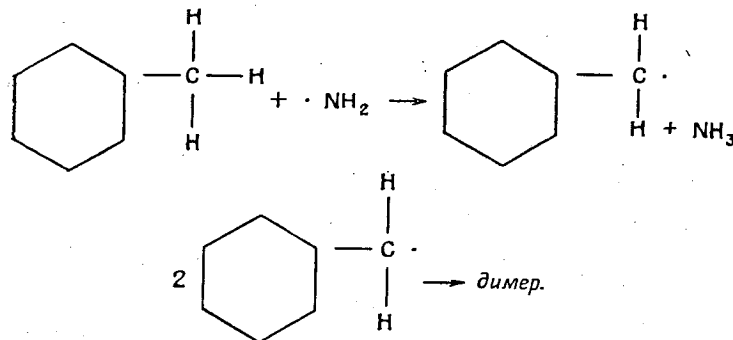


Другим возможным ядом будет анилин



По-видимому, анилин будет особенно эффективным ядом, поскольку вследствие большого размера молекулы он может покрыть большую площадь поверхности катализатора, тем самым дезактивируя ее¹⁾.

Что касается гомогенного ингибирования, то Сварк [9] нашел, что толуол может удалять из реакции радикалы NH_2 следующим образом:



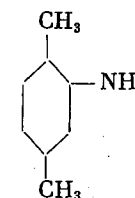
Этот процесс сопровождается побочной реакцией с образованием анилина и метана. Ранее предполагалось, что анилин или толуол могут подавлять процесс разложения гидразина [16]. Приведенные рассуждения могут служить возможным объяснением этого ингибирования.

В случае если требуется ингибировать как гетерогенное, так и гомогенное разложение гидразина, то рекомендуется добавлять к гидразину смесь анилина и толуола.

¹⁾ В сентябре 1959 г. Г. Уайз из Исследовательского института в Стэнфорде напомнил Эберштейну, что он отметил эффект ингибирования анилином разложения капель жидкого гидразина.

Заметим, что растворимость толуола в гидразине предположительно является небольшой, тогда как растворимость анилина в гидразине, вероятно, достаточно большая. Подобным образом взаимная растворимость толуола и анилина должна быть хорошей. Таким образом, анилин может служить дополнительным средством для улучшения растворимости толуола в гидразине.

Другой способ ингибирования как гетерогенного, так и гомогенного разложения гидразина может заключаться в добавлении толуидина или ксилидина



Следует отметить, что, хотя анилин в первую очередь может быть ингибитором поверхностной реакции, вместе с этим он может также подавлять гомогенную газофазную реакцию, согласно механизму, аналогичному для случая толуола.

СВОДКА ОСНОВНЫХ КОНЦЕПЦИЙ И ВЫВОДЫ

Электронная конфигурация атома азота в гидразине состоит из четырех электронных облаков, расположенных тетраэдрически. Три из них — гибридные $s-p$ связи, а четвертое занимает пара электронов с противоположными спинами.

Пара свободных электронов атома азота в гидразине дает основу для образования ассоциативных связей. Действительно, молекулы гидразина ассоциируют друг с другом и можно полагать, что разложение гидразина включает реакции с участием молекулярных агрегатов. Поэтому, вероятно, такие стабилизирующие углеводороды, как бутан, гексан, гептан, прочно соединяются с гидразином и таким образом предотвращают взаимную ассоциацию молекул гидразина и последующие реакции с участием молекулярного агрегата.

Разложение гидразина на поверхности окиси кремния, по-видимому, проходит через ассоциацию молекул гидразина на поверхности. Разложению на металлических поверхностях, вероятно, предшествует переход электронов из атома азота в гидразине на частично заполненную d -полосу в металле с последующим разрывом связи $N-N$ и дальнейшими реакциями на поверхности.

Предлагаются такие ингибиторы, как анилин, толуол, толуидин, ксилидин, бутан, гептан, гексан. Также были предложены [17] окислы металлов, не являющихся катализаторами, такие, как окись алюминия, окись цинка и окись кадмия.

ЛИТЕРАТУРА

1. Penney W., Sutherland G., The Theory of the Structure of Hydrogen Peroxide and Hydrazine, *J. Chem. Phys.*, 2, 492 (1934).
2. Fresenius W., Karweil J., The Normal Oscillations and the Configuration of Hydrazine, *Z. Phys. Chem.*, B44, Heft 15—12 (1939).
3. Pauling L., Nature of Chemical Bond, 2-nd ed., Cornell Univer. Press, Ithaca, N. Y., 1948, p. 23—93.

4. Herzberg G., Spectra of Diatomic Molecules, 2-nd ed., Van Nostrand, Princeton, N. J., 1957, p. 195.
5. Одрит Л., Огг Б., Химия гидразина, ИЛ, 1954.
6. Wolfe W., Engineering Report 126, Part E — Corrosion and Stability, Olin Mathieson Co., 1953.
7. Dowden D., Machenzie M., Trapnell B., Hydrogen-Deuterium Exchange on the Oxides of Transition Metals, Vol. IX in series on Advances in Catalysis, Academic Press, 1957, p. 65—69.
8. Baker M., Jenkins G., The Electronic Factors in Heterogeneous Catalysis, Vol. VII, Advances in Catalysis, 1955, p. 1—45.
9. Szwarc M., The Dissociation Energy of the N—N Bond in Hydrazine, Proc. Roy. Soc., A198, 267 (1949).
10. Myers R., Quantum Aspects of Catalysis: Oxidations and Other Reactions of Ethylene, Annals of the New York Academy of Sciences, Vol. 72, Art. 10, N. Y., 1958, p. 342.
11. Van Tiggelen A., De Jaegere S., Flame Propagation in Hydrazine Mixtures, Technical Summary Rep. Contract № AF 61 (514) — 1245, Determination of Activation Energy and Reaction Order in Premixed Laminar Flames, Louvain Univ., Belgium, 1959.
12. Lieber E., Morigitz F., The Uses of Raney Nickel, Vol. V., Advances in Catalysis, 1953, p. 417.
13. Irrera L., Soc. Ital. Progresso Sci, Atti. 27 Riunione, Bologna, 5, 1939 p. 357; C. A., 34, 314 (1940) (цитировано в [12]).
14. Kant A., McMahon W. J., Thermal Decomposition of Hydrazine, Technical Report № WAL TR 804/20 Watertown Arsenal Laboratories, Oct. 1959.
15. Bull. Soc. Chim. France, June 1959, p. 962—1018.
16. Glassman I., Remarks at 11th AFOSR Liquid Propellant Rocket Contractors Meeting Aerojet General Corp., Sacramento, California, Oct. 16, 1959.
17. Haller J. F., Manufacture of Stabilized Concentrated Hydrazine Compositions, U. S. Patent 2 837 410, June 3, 1958.
18. Van Vleck J., On the Theory of the Structure of CH₄ and Related Molecules: Part II, J. Chem. Phys., 1, 219 (1933).

Способность к детонации озона и окиси азота

Е. Фишборн, Р. Эдз

Выполнено теоретическое исследование различных свойств устойчивых детонационных волн в газообразном озоне и газообразной окиси азота. Для определения длины реакционной зоны предлагается метод, основанный на значениях скоростей реакции разложения. Предложенный метод применен для получения критерия, при помощи которого можно предсказать возможность детонации газообразных смесей. В результате применения полученного критерия к газообразному озону и газообразной окиси азота, находящихся в стандартных условиях, делается вывод, что в озоне будет возникать устойчивая детонация, что согласуется с хорошо известными экспериментальными фактами, тогда как в газообразной окиси азота совсем не возникает детонация.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

- A — площадь;
- c_i — концентрация i -го вещества;
- E_0^i — энергия i -го вещества при температуре 0° K;
- $F = p_1 + q_1 u_1^i$ — постоянная величина (импульс, приходящийся на единицу площади поперечного сечения);
- $M = q_1 u_1$ — постоянная величина (массовый секундный расход потока через единицу площади);
- $\Delta H_f^{i, T_1}$ — теплота образования i -го вещества при температуре T_1 ;
- $\Delta H_R^{i, T_1}$ — теплота реакции системы при температуре T_1 ;
- H — абсолютная удельная энтальпия;
- K — константа скорости реакции;
- L — длина реакционной зоны;
- l — индекс, относящийся к определенному местоположению в реакционной зоне (... , $l-1$, l , $l+1$, ...);
- M — третье тело, участвующее в реакции разложения озона;
- μ — молекулярный вес;
- n_i — удельное число молей i -го вещества;
- p — давление;
- q — выделившееся тепло;
- q_T — общее количество тепла, выделившееся в реакционной зоне;
- R — универсальная газовая постоянная;
- T — абсолютная температура;
- t — время;
- u — скорость;
- x — расстояние за прямым скачком уплотнения;
- z — общее число веществ;
- ρ — плотность;
- $()$ — концентрация;
- $[]$ — начальная концентрация вещества.

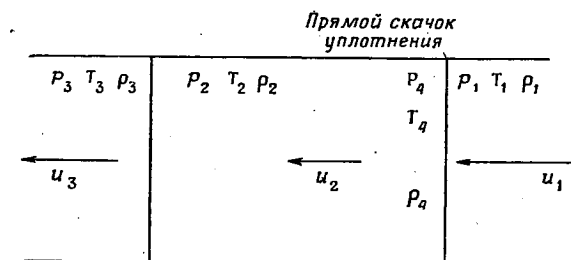
ВВЕДЕНИЕ

Анализ, представленный в настоящей работе, посвящен исследованию детонации в длинных трубках, в которых движение газа может рассматриваться как одномерное. При проведении исследования пренебрегается влиянием трения, диффузии и теплопередачи. По-видимому, это предположение является справедливым, так как скорости процессов молекулярного переноса значительно меньше массовой скорости распространения, вызываемой движением детонационной волны. Проблема предсказания способности к детонации взрывчатых газов решается на основании специальной модели структуры устойчивой детонационной волны. Согласно этой модели, детонационная волна состоит из прямого скачка уплотнения, за которым следует зона, в которой происходит подвод тепловой энергии к дозвуковому потоку газа. Прямой скачок уплотнения распространяется в химически не взаимодействующих газах или газовых смесях со скоростью, равной скорости устойчивой детонационной волны [1], вычисляемой из термодинамических соотношений. При переходе через скачок уплотнения температура газа резко возрастает, и в газе начинают протекать химические реакции. Тепловая энергия, выделяющаяся при этих химических реакциях, ускоряет дозвуковой поток за прямым скачком уплотнения до тех пор, пока поток не станет звуковым. Расстояние между фронтом прямого скачка уплотнения и точкой, в которой дозвуковой поток за скачком уплотнения становится звуковым, рассматривается в качестве толщины детонационной волны. Очевидно, скорости химических реакций в волне будут определять толщину этой детонационной волны. В случае длинной реакционной зоны потери тепла от горячего газа к стенке трубки становятся заметными. В этом случае поток за скачком уплотнения не достигнет звуковой скорости и начальная скорость волны будет уменьшаться. Вследствие этого температура за скачком уплотнения будет падать, что вызовет уменьшение скоростей реакции и, следовательно, увеличение толщины детонационной волны. В результате этого тепловые потери еще больше возрастают и в конце концов волна перестает распространяться. Так как нельзя установить абсолютные значения потерь тепла от газа через стенки трубки, то толщину детонационной волны можно применить только в виде качественного критерия для предсказания способности газа к детонации. Наилучшим критерием для определения детонационных пределов является, по-видимому, скорость выделения тепла на единицу длины за прямым скачком уплотнения.

МЕТОД ПОДХОДА

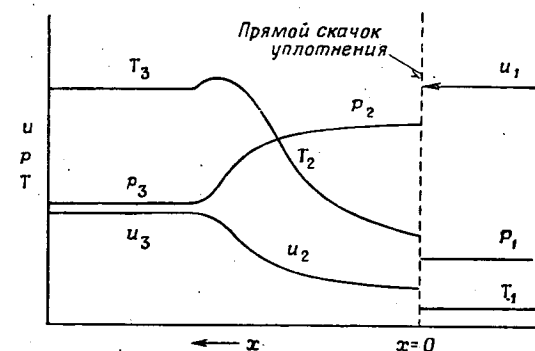
Структура детонационной волны, принятая в настоящей работе, показана на фиг. 1. Параметры, относящиеся к начальному состоянию газа, обозначаются индексом 1; параметры в зоне, в которой протекают химические реакции, обозначаются индексом 2; параметры, относящиеся к конечному состоянию газа, — индексом 3; параметры, относящиеся к состоянию непосредственно за прямым скачком уплотнения, — индексом 4. Принято, что газ в состоянии 3 находится в состоянии термодинамического и химического равновесия. Газ непосредственно за скачком уплотнения имеет такой же химический состав, что и начальный газ в состоянии 1. Можно сделать допущение, что этот газ находится в состоянии термодинамического равновесия, или можно рассматривать этот газ как газ с постоянной удельной теплоемкостью. Это различие имеет незначительное влияние на расчеты, проводимые в настоящей работе. Однако для иницирования химических реакций весьма важным обстоятельством будет являться существование сильно возбужденных колебательных состояний молекул. В реакционной зоне скорость, давление и температура изменяются, как это показано на фиг. 2,

от их значений за скачком уплотнения (состояние 4) до значений в стабильной детонационной волне (состояние 3). Установлено, что максимальное значение температуры в детонационной волне достигается непосредственно перед положением равновесия (состояние 3).



Ф и г. 1. Принятая структура детонационной волны.

Детонационные параметры (состояние 3) вычисляются для случая полного термодинамического и химического равновесия, а скорость звука для

Ф и г. 2. Зависимости u , T и p от x .

подвижного равновесия дает точку Чепмана — Жуге. Зная скорость детонации, можно легко вычислить по уравнениям для прямого скачка уплотнения параметры в состоянии 4. Параметры в зоне 2 получаются из уравнения скорости химических реакций и уравнения Гюгоньо. Согласно уравнению Гюгоньо, изменение энтальпии на единицу массы газа равно

$$\sum_{i=1}^z n_{i,2} \Delta H_i^{T_2} - \sum_{i=1}^z n_{i,4} \Delta H_i^{T_4} = \frac{1}{2} \frac{RT_4}{\mu_4} \left(\frac{p_2}{p_4} - 1 \right) \left(1 + \frac{Q_4}{Q_2} \right), \quad (1)$$

где числа молей выбраны так, что

$$\sum_{i=1}^z n_i \mu_i = 1. \quad (2)$$

Изменение энтальпии, которое претерпевает газ в реакционной зоне, равно

$$H_3 - H_4 = \sum_{i=1}^z n_{i,3} \Delta H_i^{T_3} - \sum_{i=1}^z n_{i,4} \Delta H_i^{T_4}. \quad (3)$$

Закон, по которому происходит изменение энтальпии, зависит от скоростей различных химических реакций и от изменения скорости потока в реакционной зоне. Выбор озона и окиси азота как объектов исследования в настоящей работе был обусловлен главным образом простотой реакционного механизма разложения этих веществ и потому, что имеется достаточное количество сведений о скоростях этих реакций разложения. Разложение озона и окиси азота может быть представлено реакцией второго порядка:



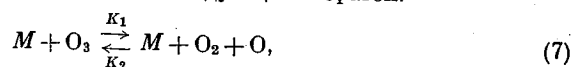
для которой скорость разложения вещества Q равна

$$\frac{d(Q)}{dt} = -2K(Q)^2, \quad (5)$$

где K — константа скорости реакции, определяемая уравнением

$$K = (\text{const}) \cdot \exp - \left[\frac{\text{энергия активации}}{RT} \right]. \quad (6)$$

В действительности кинетика рассматриваемых реакций является более сложной. Озон, например, разлагается следующим образом:



где M — третье тело, необходимое для этой реакции.

Согласно Бенсону и Аксуорти [2], уравнение для скорости разложения озона имеет вид

$$\frac{d(O_3)}{dt} = -K_1(O_3)(M) - K_3(O_3) \left[\frac{K_1(O_3)(M)}{K_2(M)(O_2) + K_3(O_3)} \right]. \quad (9)$$

Если концентрация кислорода очень мала, то в качестве третьего тела можно рассматривать озон. В этом случае уравнение (9) превращается в типичное уравнение скорости реакции второго порядка

$$\frac{d(O_3)}{dt} = -2K_1(O_3)^2. \quad (10)$$

Чтобы получить общее выражение для скорости прироста тепловой энергии и общего расстояния, на котором происходит этот прирост тепловой энергии, рассмотрим небольшой отрезок переходной зоны длиной dx , имеющий объем $A dx$, где A — площадь поперечного сечения детонационной трубки. Масса газа, находящегося в этом объеме, соответственно равна $\rho_2 A dx$. Изменение числа молей i -го вещества в единицу времени в объеме $A dx$ равно $c_i A dx$, а изменение числа молей этого i -го вещества в единицу времени и на грамм смеси равно

$$\frac{c_i A dx}{\rho_2 A dx} = \frac{1}{\rho_2} \dot{c}_i. \quad (11)$$

Некоторое количество тепла либо выделяется, либо поглощается каждым молекул i -го реагирующего вещества. Количество тепла, выделившегося или поглощенного в результате изменения числа молей i -го вещества в единицу времени в одном грамме смеси, равно $(1/\rho_2) \dot{c}_i \Delta H_i^i$. Количество тепла, выделившееся в течение малого промежутка времени dt , определяется выражением

$$dq = \sum_{i=1}^z \frac{1}{\rho_2} \dot{c}_i \Delta H_i^i dt \left[\frac{\text{кал}}{\text{грамм смеси}} \right]. \quad (12)$$

В течение промежутка времени dt газ пройдет расстояние $dx = u_2 dt$. Таким образом, количество тепла, выделившееся на отрезке трубки длиной dx , равно

$$dq = \sum_{i=1}^z \frac{1}{\rho_2 u_2} \dot{c}_i \Delta H_i^i dx \left[\frac{\text{кал}}{\text{грамм смеси}} \right]. \quad (13)$$

Чтобы получить количество тепла, выделившееся в реакционной зоне, нужно только проинтегрировать выражение (13) от $x = 0$ до $x = L$, где L — длина реакционной зоны

$$q_T = \sum_{i=1}^z \int_0^L \frac{1}{\rho_2 u_2} \dot{c}_i \Delta H_i^i dx \left[\frac{\text{кал}}{\text{грамм смеси}} \right]. \quad (14)$$

Эта тепловая энергия должна быть равна изменению полной видимой энтальпии газа

$$q_T = \left[\sum_{i=1}^z n_{i,3} (H - E_0)_3^i + \frac{u_3^2}{2} \right] - \left[\sum_{i=1}^z n_{i,4} (H - E_0)_4^i + \frac{u_4^2}{2} \right]. \quad (15)$$

Приравняв (14) к (15), получаем уравнение, содержащее параметр L как единственную неизвестную величину.

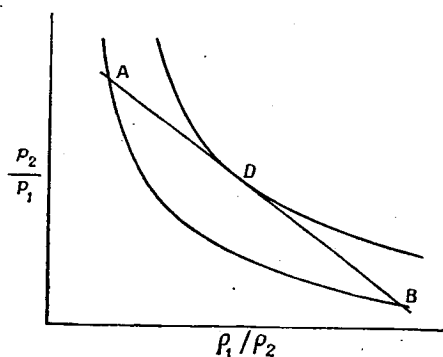
Параметры ρ_2 , u_2 , \dot{c}_i и ΔH_i^i являются функциями температуры, которая в свою очередь является функцией x . Поэтому для заданной зависимости температуры от x уравнение (14) может быть проинтегрировано и определена длина реакционной зоны. Так как точная зависимость температуры от длины не известна, то можно применить некоторые типы этой зависимости. Однако независимо от типа принимаемой зависимости температуры от x интегрирование уравнения (14) будет весьма трудной задачей. По этой причине применяется другой метод, который значительно упрощает решение задачи.

На фиг. 3 графически изображено хорошо известное уравнение Гюгоньо. Можно видеть, что точка A соответствует состоянию прямого скачка уплотнения и точка D — состоянию детонации по Чепману — Жуге. Линия, соединяющая эти две точки и точку B , соответствующую начальному состоянию, является линией Релея¹⁾. Эта линия соответствует дозвуковому потоку без трения, сопровождающемуся приростом тепловой энергии. Так как наклон этой линии является функцией скорости, то, очевидно, любой переход из точки A в точку D при устойчивой детонации должен происходить между этими двумя точками по линии Релея. Если в реакционной зоне выбрать два состояния, например отличающиеся один от другого на 100°K , то состав смеси в этих состояниях должен удовлетворять как уравнению Гюгоньо, так и уравнению линии Релея. Таким образом, можно применить эти уравнения для вычисления различных состояний в реакционной зоне.

Если параметры устойчивой детонационной волны уже вычислены, то можно определить условия за прямым скачком уплотнения. Затем эти условия можно применить в качестве начальных условий для «ступенчатого» расчета процесса от условий прямого скачка уплотнения до условий, в которых находятся конечные газообразные продукты реакций. Продолжительность времени каждого шага можно определить из скоростей протекания различных химических реакций, обеспечивающих выделение необходимого коли-

¹⁾ В отечественной литературе эта линия известна как прямая Михельсона (см., например, Л. Н. Х и т р и н, Физика горения и взрыва, изд-во МГУ, 1957; Ф. А. Б а у м, К. П. С т а н ю к о в и ч, Б. И. Ш е х т е р, Физика взрыва, М., Физматгиз, 1959). — Прим. перев.

чества тепла для повышения температуры смеси от ее значения в начале данного шага до значения температуры смеси в конце этого шага. Значение температуры в конце шага можно выбрать таким образом, чтобы облегчить



Ф и г. 3. Линия Релея и кривая Гюгоньо.

решение уравнения. Если известна продолжительность времени шага, то легко можно найти расстояние, на которое переместится газ за этот промежуток времени. Условия в конце этого шага могут быть применены в качестве начальных условий следующего шага и т. д.

ПРИМЕНЕНИЕ К ОКСИДУ АЗОТА И ОЗОНУ

В случае применения «ступенчатого» метода вычисления определяющее уравнение может быть получено путем комбинирования уравнения линии Релея, уравнения Гюгоньо и уравнений скоростей реакций. Пренебрегая образованием атомов, для реакции разложения окиси азота в детонационной волне можно написать [3]



Согласно термодинамическим расчетам состава газа в стабильной детонационной волне, концентрациями атомарного кислорода и атомарного азота можно пренебречь. При помощи уравнения линии Релея можно выразить отношение давления в $l-1$ -й точке к давлению l -й точке в виде функции от температуры

$$\frac{P_l}{P_{l-1}} = \frac{1 \pm \sqrt{1 - 4 \left(\frac{RT_l}{\mu_l} \right) \left(\frac{M}{F} \right)^2}}{1 \pm \sqrt{1 - 4 \left(\frac{RT_{l-1}}{\mu_{l-1}} \right) \left(\frac{M}{F} \right)^2}}. \quad (17)$$

Для окиси азота это выражение принимает вид

$$\frac{P_l}{P_{l-1}} = \frac{1 \pm \sqrt{1 - T_l C}}{1 \pm \sqrt{1 - T_{l-1} C}}, \quad (18)$$

где C — постоянная, величина которой зависит только от начальных условий. Положительный знак берется для точек, расположенных между прыжком скачком уплотнения и температурой, при которой подкоренное выражение обращается в нуль. Эта температура выше, чем температура детонации. Отрицательный знак берется для точек, находящихся в интервале между максимальной температурой и температурой детонации.

Так как в принятом механизме разложения молекулярный вес остается постоянным, то отношение плотностей равно

$$\frac{\rho_l}{\rho_{l-1}} = \frac{P_l}{P_{l-1}} \frac{T_{l-1}}{T_l}. \quad (19)$$

Подставляя это выражение в уравнение (1), получаем уравнение Гюгоньо между точкой $(l-1)$ и точкой l :

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^z n_{i,l} \Delta H_f^i T_l - \sum_{i=1}^z n_{i,l-1} \Delta H_f^i T_{l-1} &= \\ &= \frac{1}{2} \frac{RT_{l-1}}{\mu} \left(\frac{P_l}{P_{l-1}} - 1 \right) \left(1 + \frac{P_{l-1}}{P_l} \frac{T_l}{T_{l-1}} \right). \end{aligned} \quad (20)$$

Если задаться величиной температурного приращения, а значения параметров при температуре в точке $(l-1)$ известны из предыдущих вычислений, то отношение P_l/P_{l-1} можно получить из уравнения (18). Поэтому для заданного значения температуры T_l правая часть уравнения (20) является известной величиной.

Так как $n_i = (1/Q) c_i$, то левая часть уравнения (20) принимает вид

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^z n_{i,l} \Delta H_f^i T_l - \sum_{i=1}^z n_{i,l-1} \Delta H_f^i T_{l-1} &= \\ &= \frac{1}{Q_l} \sum_{i=1}^z c_{i,l} \Delta H_f^i T_l - \frac{1}{Q_{l-1}} \sum_{i=1}^z c_{i,l-1} \Delta H_f^i T_{l-1} \end{aligned} \quad (21)$$

и

$$\begin{aligned} \frac{1}{Q_{l-1}} \sum_{i=1}^z c_{i,l-1} \Delta H_f^i T_{l-1} &= \frac{1}{Q_{l-1}} [(O_2)_{l-1} \Delta H_f^{O_2, T_{l-1}} + (N_2)_{l-1} \Delta H_f^{N_2, T_{l-1}} + \\ &+ (NO)_{l-1} \Delta H_f^{NO, T_{l-1}}], \end{aligned} \quad (22)$$

кроме того,

$$\frac{1}{Q_l} \sum_{i=1}^z c_{i,l} \Delta H_f^i T_l = \frac{1}{Q_l} [(O_2)_l \Delta H_f^{O_2, T_l} + (N_2)_l \Delta H_f^{N_2, T_l} + (NO)_l \Delta H_f^{NO, T_l}]. \quad (23)$$

Поскольку концентрации в состоянии $(l-1)$ известны, а концентрации в состоянии l не известны, то необходимо связать значения концентраций в состоянии l с их значениями в состоянии $(l-1)$. Это может быть получено путем интегрирования уравнений для скоростей реакций. Для реакции разложения окиси азота эти уравнения имеют вид

$$\frac{d(NO)}{dt} = -2K(NO)^2, \quad \frac{d(O_2)}{dt} = \frac{d(N_2)}{dt} = K(NO)^2. \quad (24)$$

Так как концентрации кислорода и азота можно выразить через концентрацию окиси азота, то необходимо проинтегрировать только первое из этих трех уравнений. Необходимо также предположить, что в течение промежутка времени dt , соответствующего возрастанию температуры на 100°K , величина K остается постоянной и равной своему среднему значению в этом интервале времени dt . Интегрируя уравнение (24), получаем

$$(NO)_l = \frac{(NO)_{l-1}}{2Kt(NO)_{l-1} + 1}. \quad (25)$$

При интегрировании уравнения (24) принято, что изменения концентраций веществ вызываются только химическими реакциями. В действительности

концентрации веществ изменяются также вследствие изменения удельного объема газа, по мере того как газ перемещается из положения $(l-1)$ -го в положение l -е. Если брать очень маленькие интервалы, то последним изменением концентрации веществ можно пренебречь. В результате такого пренебрежения для длины реакционной зоны будет получено несколько меньшее значение.

Соотношение между концентрациями кислорода, азота и окиси азота имеет вид

$$(O_2)_l = (N_2)_l = \frac{1}{2} \{ [NO]_l^2 - (NO)_{l-1} \}. \quad (26)$$

В этом уравнении член, находящийся в квадратных скобках, является начальной концентрацией окиси азота, соответствующей значениям температуры и давления в точке l . Эта величина определяется по выражению

$$[NO]_l^2 = \frac{p_l T_l}{p_{l-1} T_{l-1}} [NO]_{l-1}^2 = \frac{p_l T_l}{p_{l-1} T_{l-1}} [NO]_{l-1}^2. \quad (27)$$

Подставляя уравнения (27), (26) и (25) в уравнение (23), получаем

$$\frac{1}{Q_l} \sum_{i=1}^z c_{i,l} \Delta H_f^{i, T_l} = \frac{1}{2} \left[\frac{1}{Q_{l-1}} [NO]_{l-1}^2 (\Delta H_f^{O_2, T_l} + \Delta H_f^{N_2, T_l}) - \frac{1}{Q_{l-1}} \frac{T_l}{T_{l-1}} \frac{p_{l-1}}{p_l} (NO)_{l-1} \Delta H_R^{T_l} - \frac{1}{2Kt} \frac{p_{l-1}}{(NO)_{l-1} + 1} \right], \quad (28)$$

где $\Delta H_R^{T_l}$ — теплота реакции системы, равная

$$\Delta H_R^{T_l} = \Delta H_f^{O_2, T_l} + \Delta H_f^{N_2, T_l} - 2\Delta H_f^{NO, T_l}. \quad (29)$$

Подставляя уравнения (22), (26) и (28) в уравнение (21), для левой части уравнения (21) получаем

$$\sum_{i=1}^z n_{i,l} \Delta H_f^{i, T_l} - \sum_{i=1}^z n_{i,l-1} \Delta H_f^{i, T_{l-1}} = \frac{1}{2Q_{l-1}} \left[[NO]_{l-1}^2 \{ \Delta H_f^{O_2, T_l} + \Delta H_f^{N_2, T_l} - \Delta H_f^{N_2, T_{l-1}} - \Delta H_f^{O_2, T_{l-1}} \} + (NO)_{l-1} \Delta H_R^{T_{l-1}} - \frac{T_l}{T_{l-1}} \frac{p_{l-1}}{p_l} (NO)_{l-1} \Delta H_R^{T_l} \right]. \quad (30)$$

Приравняв выражение (30) к правой части уравнения (20) и разрешая полученное уравнение относительно времени t , получаем

$$t = \left[\frac{p_{l-1} T_l}{p_l T_{l-1}} (NO)_{l-1} \Delta H_R^{T_l} \right] : \left\{ 2K (NO)_{l-1} \times \left[[NO]_{l-1}^2 (\Delta H_f^{O_2, T_l} - \Delta H_f^{O_2, T_{l-1}} + \Delta H_f^{N_2, T_l} - \Delta H_f^{N_2, T_{l-1}}) + (NO)_{l-1} \Delta H_R^{T_{l-1}} - Q_{l-1} RT_{l-1} \times \left(\frac{p_l}{p_{l-1}} - 1 \right) \left(1 + \frac{Q_{l-1}}{Q_l} \right) \right] \right\} - \frac{1}{2K (NO)_{l-1}}. \quad (31)$$

Подобным же образом можно показать, что уравнение для определения интервала времени, в течение которого температура в смеси продуктов разложения озона возрастает от T_{l-1} до T_l , равно

$$t = \left[\frac{p_{l-1} T_l}{p_l T_{l-1}} (O_3)_{l-1} \left(\Delta H_f^{O_3, T_l} - \frac{2}{3} \Delta H_f^{O_2, T_l} \right) \right] : \left\{ 2K (O_3)_{l-1} \left[\frac{2}{3} [O_3]_{l-1}^2 \times \left(\Delta H_f^{O_3, T_{l-1}} - \Delta H_f^{O_2, T_{l-1}} \right) + (O_3)_{l-1} \left(\Delta H_f^{O_3, T_{l-1}} - \frac{2}{3} \Delta H_f^{O_2, T_{l-1}} \right) - Q_{l-1} RT_{l-1} \left(\frac{p_l}{p_{l-1}} - 1 \right) \left(1 + \frac{Q_{l-1}}{Q_l} \right) \right] \right\} - \frac{1}{2K (O_3)_{l-1}}. \quad (32)$$

Следует заметить, что при выводе уравнения (32) молекулярный вес смеси предполагался постоянным, поэтому применимость этого уравнения весьма ограничена, поскольку молекулярный вес является довольно постоянным лишь на протяжении двух первых стоградусных интервалов.

Так как вторичные и обратные реакции в рассматриваемом выводе не учитывались, то очевидно, что приведенными уравнениями можно пользоваться лишь до тех пор, пока концентрации образующихся продуктов реакций малы. Это условие выполняется в области, находящейся непосредственно за скачком уплотнения. Поэтому можно считать вычисленные значения интервалов времени, в течение которых температура смеси возросла на $100^\circ K$, вполне точными. В табл. 1 приведены необходимые детонационные параметры для окиси азота и озона. Начальными условиями являются стандартные температура и давление.

Таблица 1

	Температура детонации, °K	Давление детонации, атм	Скорость детонации, м/сек	Число Маха при детонации	T_4 , °K	p_4 , атм
NO	3699	22,53	1990	5,881	2220	40,02
O ₃	3439	32,70	1907	7,447	2482	61,92

Применяя значения, приведенные в табл. 1, получаем, что время, необходимое для того, чтобы температура смеси продуктов разложения окиси азота возросла от 2220 до $2400^\circ K$, примерно равно $4,62 \cdot 10^{-5}$ сек. Однако время, необходимое для возрастания температуры смеси продуктов разложения озона от 2482 до $2600^\circ K$, равно приблизительно лишь $3,35 \cdot 10^{-12}$ сек. Расстояния, проходимые реагирующим газом за эти интервалы времени, соответственно равны $1,71$ и $8,58 \cdot 10^{-8}$ см. Сводка этих значений приведена в табл. 2.

Таблица 2

Результаты				
	ΔT , °K	t , сек	Δx , см	$\Delta T/\Delta x$, град/см
NO	180	$4,62 \cdot 10^{-5}$	1,71	105
O ₃	118	$3,35 \cdot 10^{-12}$	$8,58 \cdot 10^{-8}$	$1,38 \cdot 10^9$

ВЫВОДЫ

Делается вывод, что детонационная способность газовых смесей может быть представлена в виде функции температурного градиента в реакционной зоне, которая следует за прямым скачком уплотнения. Для детонирующего озона этот температурный градиент приблизительно равен $1,38 \cdot 10^9$ град/см, но для детонирующей окиси азота этот градиент равнялся бы только 105 град/см. В обоих случаях исходный газ находился при комнатной температуре и атмосферном давлении. Известно, что озон детонирует. Вследствие низкого значения температурного градиента в случае окиси азота можно ожидать, что устойчивая детонационная волна в окиси азота не может существовать.

Если химические превращения в реакционной зоне включают разветвленные цепные реакции [4], то самым важным критерием способности системы к детонации, по-видимому, будет являться величина индукционного периода, определяемая условиями за прямым скачком уплотнения.

Настоящий метод также дает возможность приближенно вычислять толщину детонационной волны. Так как для проведения рассматриваемого анализа в нашем распоряжении имелись лишь обычные настольные счетные машины, то вычисления были проведены только до точки реакционной зоны, температура газа в которой на 200—300° превышает температуру за прямым скачком уплотнения. Эти вычисления достаточны для определения температурного градиента в зоне за прямым скачком уплотнения.

Для определения численных значений критерия способности к детонации газообразных взрывчатых веществ планируется проведение дальнейших исследований, которые включают также и экспериментальные измерения.

ЛИТЕРАТУРА

1. E d s e R., Propagation of Shock Waves Through Chemically Reacting Gas Mixtures, Proc. of the Propellant Thermodynamics and Handling Conf., July 20—21, 1959, Spec. Rep. 12, Engineering Experimental Station, Ohio Univ., Columbus, Ohio, June 1960, p. 247—258.
2. B e n s o n S. W., A x w o r t h A. E., Mechanism of the Gas Phase, Thermal Decomposition of Ozone, *J. Chem. Phys.*, 26, 1718—1726 (1957).
3. W i s e H., F r e n c h M. F., Kinetics of Decomposition of Nitric Oxide at Elevated Temperatures. II. The Effect of Reaction Products and the Mechanism of Decomposition, *J. Chem. Phys.*, 1724—1727 (1952).
4. B e l l e s F. E., Detonability and Chemical Kinetics: Prediction of Limits of Detonability of Hydrogen, Seventh Symp. (Internat.) on Combustion at London and Oxford, Sept. 1958, p. 745—751.

Рекомбинация при химической неравновесности и ее влияние на поток в сопле ракетного двигателя (приближенный метод)

Р. Кушида

Излагается метод определения влияния химической неравновесной рекомбинации на поток газа в сопле ракетного двигателя. Принято, что имеет место химическое равновесие в диссоциированной газовой смеси до «температуры замораживания», ниже которой в сопле происходит расширение газа при его постоянном химическом составе. Этот состав газа соответствует химически равновесному составу при «температуре замораживания». Критерий «температуры замораживания» Брея [1], установленный для одиночной реакции рекомбинации, распространяется на сложную систему зависящих друг от друга и одновременных реакций.

Исследуется неравновесный поток продуктов сгорания водорода в воздухе. Изучается возможность эффективного «замораживания» химических реакций в критическом сечении сопла. Механизм элементарных реакций в системе водород—кислород известен сравнительно хорошо; однако точные значения соответствующих скоростей реакций не известны. Изучены некоторые результаты при различных скоростях реакций. В практических условиях работы ракетных сопел выявлено существенное отклонение процесса истечения газа от равновесного. Учет этого отклонения приводит к теоретически вычисленным значениям удельной тяги ракетных двигателей, которые значительно отличаются от удельных тяг, вычисленных для предельных случаев либо полностью равновесного, либо полностью «замороженного» потока.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

- A — химическое обозначение реагирующего вещества;
 A — площадь поперечного сечения сопла;
 A_c — площадь критического сечения сопла;
 a — скорость звука;
 B^0 — эмпирическая константа, равная единице;
 B — отношение, определяемое уравнением (1);
 D^* — приведенный диаметр, определяемый уравнением (10), м;
 D_c — диаметр критического сечения сопла, м;
 $-\Delta H$ — стандартная теплота реакции, ккал/моль;
 k_0 — произвольная константа, равная 10^{16} (см³/моль)²/сек и включаемая в результаты расчетов;
 $k_I, k_{II}, k_{III}, k_{IV}$ — константы скоростей реакций, (см³/моль)²/сек;
 l — длина, м;
 M — химическое обозначение третьего тела в реакциях;
 M — число Маха;
 \bar{m} — средний молекулярный вес;
 n — мольная плотность, моль/см³;
 p — давление, ата;
 R — универсальная газовая постоянная;
 R — скорость реакции, сек⁻¹;
 R_j — общая скорость реакций с участием вещества j , сек⁻¹;
 R_s — радиус кривизны стенки сопла, м;
 T — температура, °К;
 t — время, сек;

u — скорость, м/сек;
 x_j — мольная доля вещества j ;
 κ — показатель изэнтропы, вычисленный для случая
 равновесного истечения;
 ξ — безразмерная длина.

ИНДЕКСЫ

($'$) — реакция рекомбинации;
 ($''$) — реакция диссоциации;
 изэн — изэнтропический;
 j — индекс, обозначающий химическое вещество j ;
 t — критическое сечение сопла.

ВВЕДЕНИЕ

При высоких температурах, имеющих место в камерах сгорания ракетных двигателей, равновесные продукты сгорания могут содержать в большом количестве химические соединения, которые имеют высокую энергию, например радикалы и атомы. Чтобы вернуть химическую энергию процесса диссоциации, превратив ее в кинетическую, эти вещества должны вступать в химическую реакцию во время процесса расширения продуктов сгорания в сопле двигателя. Если скорости химических реакций являются достаточно большими, то наблюдается химическое равновесие в любой момент времени процесса расширения. Однако расширение продуктов сгорания в сопле может происходить настолько быстро, что реакции не будут протекать с такой скоростью, которая в состоянии поддерживать химическое равновесие. Неравновесность процесса истечения в сопле ракетного двигателя может привести к значительным потерям удельной тяги. В настоящей работе развивается упрощенный метод расчета влияния неравновесности потока в сопле, когда одновременно протекает несколько реакций рекомбинации.

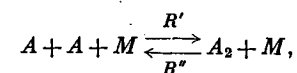
Брэй [1] нашел, что поведение потока рекомбинирующих продуктов сгорания в сопле ракетного двигателя может быть достаточно хорошо описано, если допустить, что до «температуры замораживания» преобладает химическое равновесие, а при дальнейшем расширении при более низкой температуре имеет место постоянство химического состава, т. е. потока с «замороженным равновесием». Брэй получил критерий для определения эффективной «температуры замораживания». Гордон и Халль [2] предложили несколько модифицированное значение этого критерия. Вегенер [3] сравнил критерий Брэя для определения «температуры замораживания» с аналитическими и экспериментальными данными реакции димеризации $\text{NO}_2 \rightleftharpoons \text{N}_2\text{O}_4$ и получил относительно хорошее сходжение. Эти исследователи ограничились в каждом случае единичной реакцией.

В случае сложной системы возможных реакций рекомбинации, как, например, в случае продуктов сгорания водорода в воздухе, кинетический расчет является достаточно сложным. В настоящей работе приведен практический метод применения оригинального метода Брэя для достаточно точного расчета такой сложной рекомбинирующей системы.

КРИТЕРИЙ «ТЕМПЕРАТУРЫ ЗАМОРАЖИВАНИЯ»

Следуя примеру Брэя, рассмотрим двухатомное вещество A_2 , которое диссоциирует при высоких температурах на атомы A . Принято, что диссоциирующая газовая смесь при входе в сопло ракетного двигателя находится в термодинамическом и химическом равновесии. Вследствие понижения

температуры продуктов сгорания при их адиабатическом расширении в сопле атомы A имеют стремление к рекомбинации, т. е. к образованию двухатомной молекулы A_2 . Главная часть процесса рекомбинации атомов происходит по реакции с участием третьего тела:



где M — третье тело, которое воспринимает энергию, выделяющуюся при рекомбинации. Скоростью реакции рекомбинации R' называется скорость, с которой одноатомное вещество A рекомбинирует в двухатомную молекулу A_2 .

Критерий «температуры замораживания» можно выразить через параметр B , определяемый отношением

$$B = \frac{\text{Скорость изменения равновесного состава в сопле}}{\text{Скорость реакции рекомбинации } R'}. \quad (1)$$

В числителе стоит выражение, которое является мерой скорости изменения химического состава смеси при условии, что ее компоненты находятся между собой в состоянии, близком к равновесному. Знаменатель является мерой скорости химических реакций, ограниченных кинетикой реакции. Ясно, что если скорость изменения состава продуктов сгорания в сопле является малой и достаточной для поддержания химического равновесия, а кинетическая скорость реакции велика, то реакции близки к равновесным. Если скорость изменения состава велика, но кинетическая скорость реакции очень мала, то получается небольшое изменение состава (состояние близко к «замороженному»). Соответственно значению отношения B является весьма малым для почти равновесной реакции и очень большим для почти «замороженной» реакции. Брэй показал, что если выбрать «замораживание» реакций в сопле при температуре, при которой значение B приблизительно равно единице, то получается довольно близкое приближение к точному решению задачи о реагирующем потоке в сопле. Мы обозначим критическое значение B символом B^0 .

Числитель уравнения (1) вычисляется посредством построения графика зависимости между равновесными составами и временем пребывания частиц газа в сопле и дальнейшего графического дифференцирования этой зависимости. В случае одной реакции рекомбинации с тремя телами скорость рекомбинации R' , которая фигурирует в знаменателе уравнения (1), равна

$$R' = k_r n^2 x^2, \quad (2)$$

где k_r — константа скорости реакции, n — молярная плотность и x — молярная доля вещества A в смеси. (Влиянием различных третьих тел на значение k_r пренебрегаем.)

Короче говоря, поток продуктов сгорания в сопле ракетного двигателя, в котором наблюдаются реакции рекомбинации в процессе расширения, может быть приближенно описан уравнениями равновесного потока, если значение B меньше B^0 . Если B больше B^0 , то поток газа в сопле следует вычислять при допущении, что его состав является «замороженным» и равным равновесному составу в точке, где значение B равно B^0 .

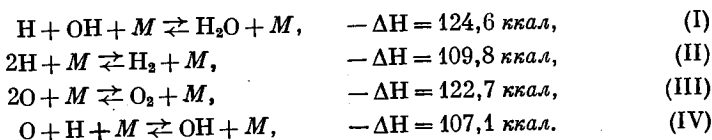
Сравнением точного и приближенного решений Брэй нашел, что наилучшее совпадение в рассмотренном им случае получается, если значение $B^0 = 1,6$. Вегенер [3] нашел, что B^0 находится в пределах между 0,84 и 2,5; Халль [2] нашел, что B^0 находится в пределах между 1,5 и 2,0. Как будет показано ниже, это изменение значений B^0 относительно мало влияет на конечные результаты по сравнению с другими возможными источниками погрешностей. Интересно заметить, что Браун [4] в своем исследовании задачи

о рекомбинации в сопле ракетного двигателя независимо разработал метод анализа, который, по существу, является тем же приближенным методом, предложенным Брэем.

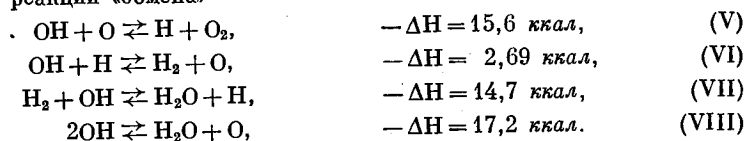
ХИМИЧЕСКИЕ РЕАКЦИИ В СИСТЕМЕ ВОДОРОД—КИСЛОРОД, НАХОДЯЩИЕСЯ В СОСТОЯНИИ, БЛИЗКОМ К РАВНОВЕСНОМУ

При анализе поведения в сопле ракетного двигателя диссоциирующих продуктов сгорания водорода в воздухе необходимо сделать ряд упрощающих допущений. Предполагается, что окись азота и атомарный азот всегда находятся в равновесии. Это допущение вносит сравнительно небольшую ошибку. Содержание окиси азота никогда не превосходит 4%; при температуре до 5500° К и при давлении 3,5 ата содержание атомарного азота составляет менее 4,5% общей смеси. Исследование реакций сгорания при низких температурах [5] показало присутствие некоторых неравновесных промежуточных продуктов, таких, как пероксиды HO_2 , H_2O_2 , озон O_3 , наличием которых только и можно объяснить процессы сгорания. Однако, согласно [6], можно предположить, что при высоких температурах реакции с образованием этих промежуточных продуктов заменяются другими реакциями, включающими только равновесные продукты. Поэтому, согласно принятому допущению, следует учитывать только реакции, в которые входят равновесные вещества (как реагенты, так и продукты реакций).

Важнейшие реакции распадаются на две отдельные группы. В первую группу входят реакции рекомбинации, включающие столкновение с третьим телом



Во вторую группу входят реакции перехода атомов между двумя молекулами, или реакции «обмена»



На основании изучения процесса сгорания [7—11] большинство исследователей признает, что бимолекулярные реакции обмена протекают на порядок величины или даже быстрее, чем реакции рекомбинации с третьим телом, при условиях, имеющих место в соплах ракетных двигателей. Поэтому в настоящем исследовании реакции обмена принимаются находящимися в равновесном состоянии.

В соответствии с гипотезой о равновесии эти четыре реакции обмена не являются полностью независимыми. Эквивалент реакции (VIII) можно получить комбинированием реакций (VI) и (VII). Остающихся трех независимых реакций, однако, недостаточно, чтобы установить равновесие. Например, можно заметить, что при наличии только этих реакций обмена не будет меняться средний молекулярный вес смеси. Для его изменения по меньшей мере следует включить одну из реакций рекомбинации. В процессе исследования оказалось, что несущественно, какую реакцию выбрать из этих четырех реакций рекомбинации, поскольку при помощи реакций обмена всегда можно всем веществам создать равновесное состояние.

Так как при адиабатическом расширении плотность снижается, то снижается скорость реакций рекомбинации [см. уравнение (2)]¹⁾. В конечном счете скорости реакций рекомбинации становятся весьма малыми. Реакции обмена, имеющие большую скорость, будут происходить свободно, хотя при этом не достигается полного химического равновесия. Однако из значений теплот реакций, приведенных рядом с формулами реакций, следует, что при протекании только реакций обмена выделяется относительно небольшое количество энергии. С точки зрения восстановления энергии совсем неважно, заканчиваются ли эти реакции до завершения реакций рекомбинации или после их завершения. Для упрощения расчетов принимается допущение, что все реакции прекращаются, когда «замораживаются» реакции рекомбинации. Тогда можно определить «температуру замораживания» путем применения критерия Брэя.

КРИТЕРИЙ «ТЕМПЕРАТУРЫ ЗАМОРАЖИВАНИЯ» СИСТЕМЫ ВОДОРОД—КИСЛОРОД

Критерий «температуры замораживания» получен Брэем в случае, когда происходит единственная реакция рекомбинации. Если допустить, что реакции обмена имеют значительно большую скорость, чем реакции рекомбинации, то система водород—кислород сводится, по существу, к изучению только одной реакции рекомбинации.

Наиболее важными веществами при рекомбинации являются: атомарный водород H, атомарный кислород O и радикал гидроксил OH. Реакциями рекомбинации, приводящими к общей скорости реакций атома водорода, являются реакции (I), (II) и (IV). Общая скорость реакций атома водорода²⁾ равна

$$-\bar{m} \frac{d}{dt} \left(\frac{x_{\text{H}}}{m} \right) = R_{\text{I}}' + 2R_{\text{II}}' + R_{\text{IV}}' - R_{\text{I}}'' - 2R_{\text{II}}'' - R_{\text{IV}}'' \quad (3)$$

Здесь индексы (') и (") относятся соответственно к прямой реакции (рекомбинации) и обратной (диссоциации). При применении критерия Брэя для этого случая примем, что параметр B_{H} реакций рекомбинации атома водорода, согласно уравнению (1), равен³⁾

$$B_{\text{H}} = - \frac{\left[\bar{m} \frac{d}{dt} \left(\frac{x_{\text{H}}}{m} \right) \right]_{\text{равн}}}{[R_{\text{I}}' + 2R_{\text{II}}' + R_{\text{IV}}']_{\text{равн}}} \quad (4)$$

Подобные уравнения для определения параметра B можно получить в случаях рекомбинации атомарного кислорода и радикала гидроксила

$$B_{\text{O}} = - \frac{\left[\bar{m} \frac{d}{dt} \left(\frac{x_{\text{O}}}{m} \right) \right]_{\text{равн}}}{[2R_{\text{III}}' + R_{\text{IV}}']_{\text{равн}}} \quad (5)$$

и

$$B_{\text{OH}} = - \frac{\left[\bar{m} \frac{d}{dt} \left(\frac{x_{\text{OH}}}{m} \right) \right]_{\text{равн}}}{[R_{\text{I}}']_{\text{равн}}} \quad (6)$$

¹⁾ При адиабатическом расширении уменьшается температура продуктов сгорания, что является основной причиной падения скоростей этих реакций.— *Прим. ред.*

²⁾ В оригинале перед R_{II} ошибочно пропущен коэффициент 2.— *Прим. ред.*

³⁾ В оригинале перед дробью правой части уравнений (4)—(8) ошибочно пропущен знак минус.— *Прим. ред.*

В общем случае параметры B_H , B_O и B_{OH} не достигают критического значения B^0 в одном и том же сечении сопла. До тех пор пока один из этих трех параметров меньше критического значения B^0 , имеется возможность при протекании химических реакций достигнуть равновесного состояния. Следовательно, делается допущение, что все реакции «замораживаются», когда все значения параметров B_H , B_O и B_{OH} равны или превосходят критическое значение B^0 .

Найдено, что в частном случае, когда водородно-воздушная смесь является приблизительно стехиометрической, «температура замораживания» имеет место, если B_H равно B^0 . Поэтому дальнейший анализ относится только к одному параметру B_H . Это положение может оказаться неправильным для других смесей водорода и кислорода, однако результаты последующего исследования можно прямо распространить на параметры B_O и B_{OH} .

Принимается допущение, что скорости каждой из прямых реакций рекомбинации (I) — (IV) подчиняются уравнению (2). Совершенно очевидно, что различные вещества имеют различные эффективности по отношению к третьему телу в реакциях (I) — (IV). Однако этот фактор не принимается во внимание из-за недостатка соответствующих надежных значений и вследствие грубых допущений, принятых в данном исследовании; это упрощает расчет. Параметр B_H тогда принимает вид¹⁾

$$B_H = - \frac{\frac{d}{dt} \left[\ln \left(\frac{x_H}{m} \right) \right]}{k_{II} n^2 \left(2x_H + \frac{k_I}{k_{II}} x_{OH} + \frac{k_{IV}}{k_{II}} x_O \right)}, \quad (7)$$

где индексы, указывающие на равновесное значение, опущены для удобства. Введем отношение площадей сопла A/A_t , где A_t — площадь критического сечения. После применения скорости для замены координаты времени на координату длины l и после ряда преобразований приходим к уравнению

$$\frac{k_0}{B_H k_{II}} \frac{d}{dl} \left(\frac{A}{A_t} \right) = - \frac{k_0 n^2 \left(2x_H + \frac{k_I}{k_{II}} x_{OH} + \frac{k_{IV}}{k_{II}} x_O \right)}{u \frac{d \left[\ln \left(\frac{x_H}{m} \right) \right]}{d \left(\frac{A}{A_t} \right)}}, \quad (8)$$

где k_0 — константа порядка, имеющая размерность k_{II} . Она вводится, чтобы обе части уравнения имели одинаковые размерности.

Уравнение (8) применимо в сечениях сопла, удаленных от критического. В критическом сечении сопла уравнение (8) приводит к неопределенности. Однако может быть получено относительно простое и практически важное выражение для определения условий «замораживания» в критическом сечении сопла. Это уравнение выводится в приложении и имеет вид

$$B^0 D^* \frac{k_{II}}{k_0} = \frac{2\kappa \sqrt{\frac{\kappa}{\kappa+1} \frac{RT}{m}} \frac{d}{d(\ln p)} \left[\ln \left(\frac{x_H}{m} \right) \right]}{k_0 n^2 \left(2x_H + \frac{k_I}{k_{II}} x_{OH} + \frac{k_{IV}}{k_{II}} x_O \right)}. \quad (9)$$

¹⁾ В оригинале перед членом x_H уравнений (7)–(9), (A.10) ошибочно пропущен коэффициент 2. — Прим. ред.

Приведенный критический диаметр D^* , входящий в уравнение (9), для случая осесимметричного сопла равен

$$D^* = D_t \sqrt{\frac{R_s}{D_t}}, \quad (10)$$

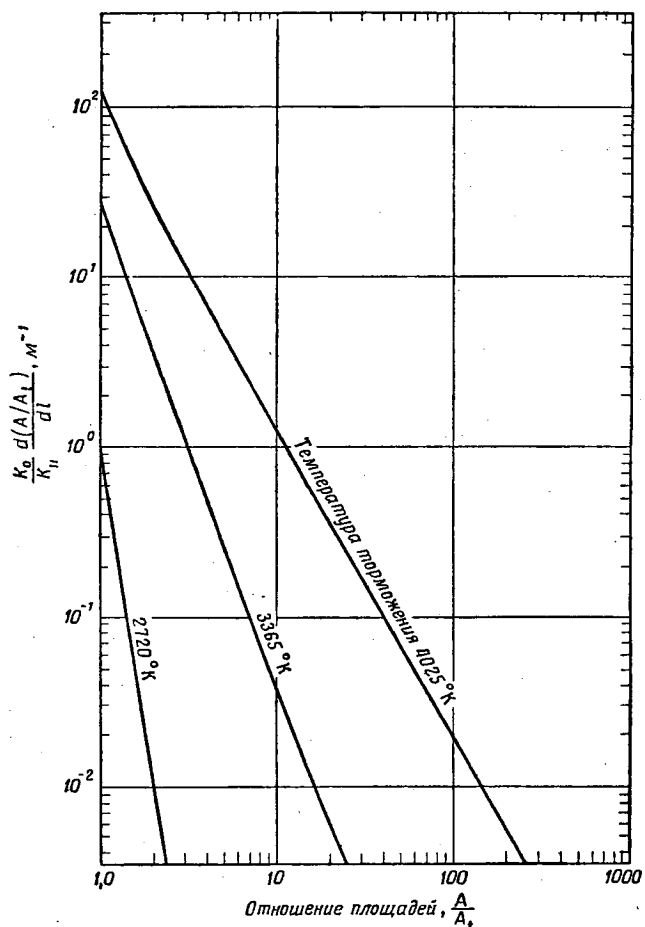
где D_t — диаметр критического сечения сопла, R_s — радиус кривизны стенок в критическом сечении сопла.

ПРИМЕНЕНИЕ ПРИБЛИЖЕННОГО МЕТОДА К СИСТЕМЕ ВОДОРОД—ВОЗДУХ

Для применения уравнений (8) и (9) необходимо знать константы скоростей реакций (I), (II) и (IV). В литературе имеются некоторые данные о скоростях реакций рекомбинации с третьим телом, полученных при исследованиях в ударной трубе и изучении процесса сгорания [12–15]. Однако этих результатов недостаточно для определения всех необходимых скоростей. В общем значения констант скорости реакций k_I — k_{IV} находятся в пределах от 10^{14} до 10^{17} ($\text{см}^3/\text{моль}^2/\text{сек}$). Данные, как взятые из других источников, цитированных в этих литературных работах, так и полученные на основании теоретических расчетов в работах [6, 9 и 16], приводят к константам скорости, находящимся в указанных пределах. Зависимость констант скорости рассматриваемых реакций от температуры экспериментально не определялась. Приближенные теории указывают на степенную зависимость вида T^S , где значение S , согласно различным теориям, колеблется от $+1/2$ до $-3/2$. Более надежного уравнения для применения в настоящей работе нет. Так как эксперименты и теоретические исследования не выявили определенного значения коэффициентов скорости реакций, то принято допущение, что константы скоростей всех реакций k_I — k_{IV} равны друг другу и имеют одинаковую зависимость от температуры. Множитель k_0 , введенный в уравнения (8) и (9), произвольно принят для удобства расчетов равным 10^{16} ($\text{см}^3/\text{моль}^2/\text{сек}$). Зинман [17] сделал обзор по кинетике химических реакций, происходящих в воздухе, и пришел к заключению, что для константы скорости гомогенной реакции рекомбинации атомарного кислорода подходящее значение приблизительно равно 10^{14} ($\text{см}^3/\text{моль}^2/\text{сек}$). Однако в результате исследований сгорания в системе водород — воздух [7] были получены более высокие значения константы скорости (до $5,4 \times 10^{17}$ ($\text{см}^3/\text{моль}^2/\text{сек}$)). Так как это наиболее быстрая реакция рекомбинации, которая является проверенной, то в отношении k_0/k_{II} следует подставить более высокое значение.

Значение параметра «температура замораживания» B^0 принято равным единице. Это допущение оправдывается упомянутыми результатами, приведенными в литературных источниках [1–3]. При малой достоверности значений констант скоростей малая точность значения B^0 имеет второстепенное значение.

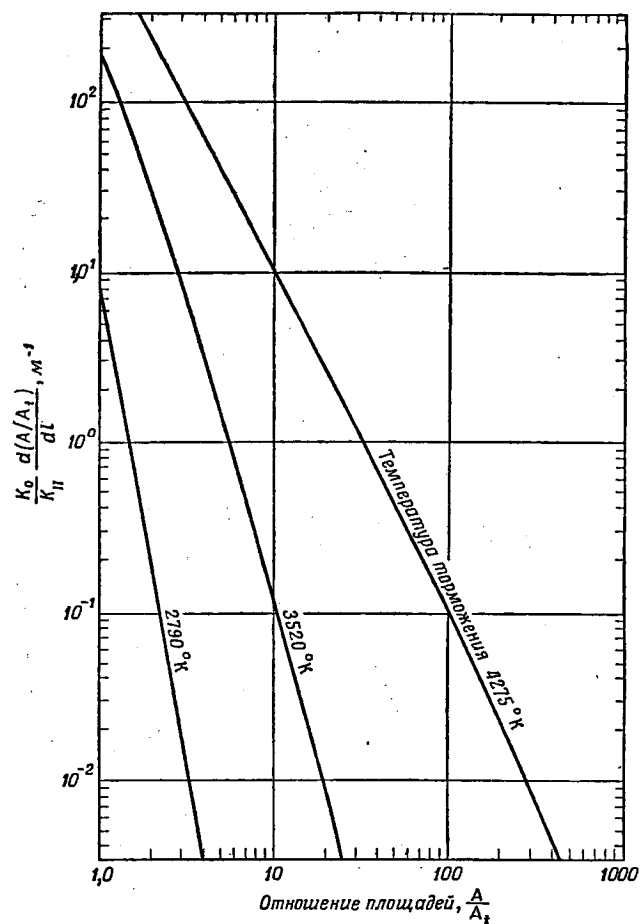
Данные по изэнтропическому равновесному расширению в сопле ракетного двигателя продуктов сгорания водорода в воздухе вычислены в виде отдельных точек на счетной машине IBM 704 по существующей программе расчета. Угол наклона кривой $d \ln(x_H)/d(A/A_t)$ для равновесного молярного содержания водорода получен путем численного дифференцирования этих данных. (При этом пренебрегали изменением среднего молекулярного веса смеси.) Правая часть уравнения (8) вычислялась при допущении равных скоростей реакций для точек, находящихся вниз по потоку газа, начиная от критического сечения сопла. Результаты даны в координатах $[(k_0/k_{II}) (d(A/A_t)/dl), (A/A_t)]$ для заданных значений давления торможения, температуры торможения и начального значения весового соотношения горючего к воздуху. Эти результаты представлены на фиг. 1–3 для трех значений



Ф и г. 1. Условия, при которых «замораживаются» реакции рекомбинации в закритической части сопла. Продукты сгорания стехиометрической водородо-воздушной смеси при давлении торможения 3,52 *атм*.

Температуры торможения	
на входе в камеру сгорания T_{t_2} , °К	на входе в сопло T_{t_4} , °К
1110	2720
3335	3335
5555	4025

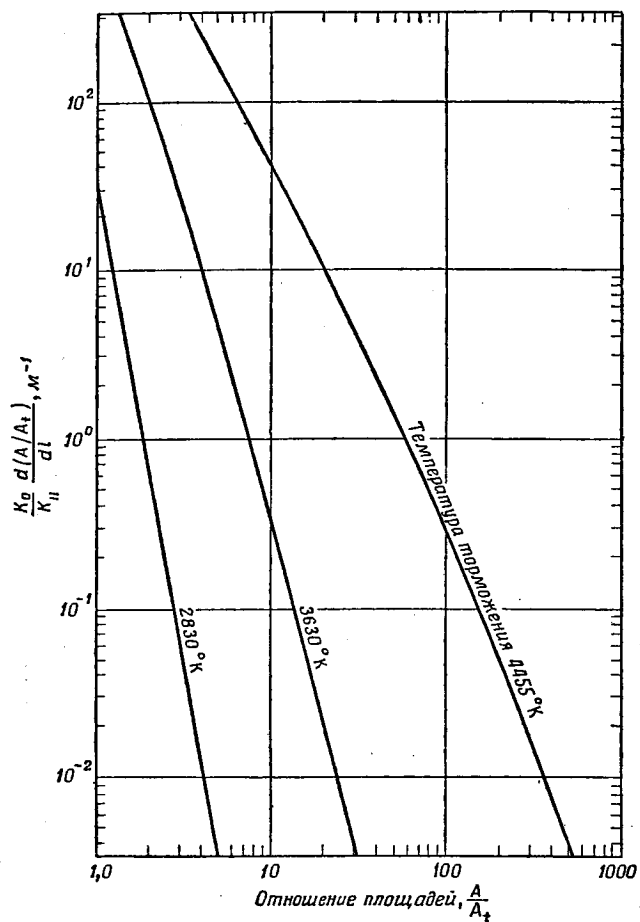
$$k_0 = 10^{16} \text{ (см}^3/\text{моль)}^2/\text{сек.}$$



Ф и г. 2. Условия, при которых «замораживаются» реакции рекомбинации в закритической части сопла. Продукты сгорания стехиометрической водородо-воздушной смеси при давлении торможения 14,1 *атм*.

Температуры торможения	
на входе в камеру сгорания T_{t_2} , °К	на входе в сопло T_{t_4} , °К
1110	2790
3335	3520
5555	4275

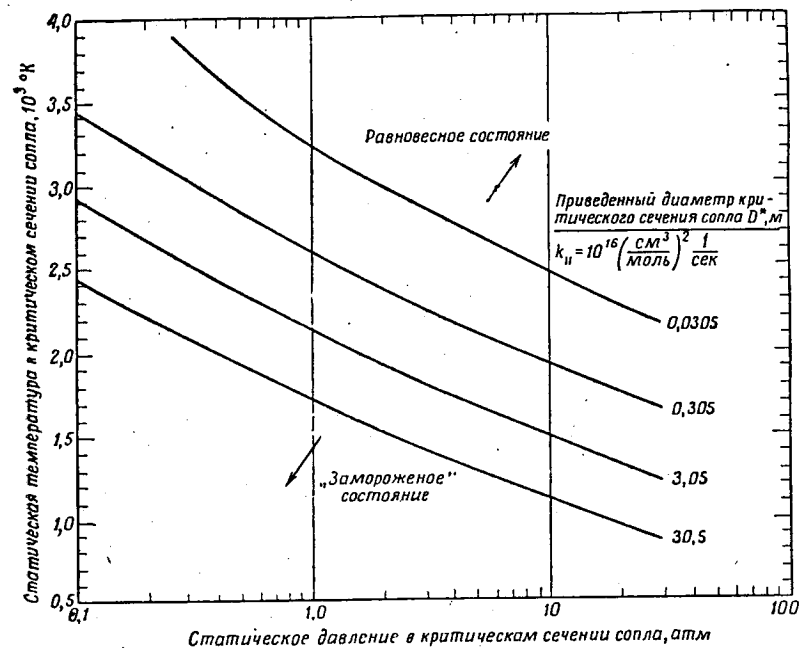
$$k_0 = 10^{16} \text{ (см}^3/\text{моль)}^2/\text{сек.}$$



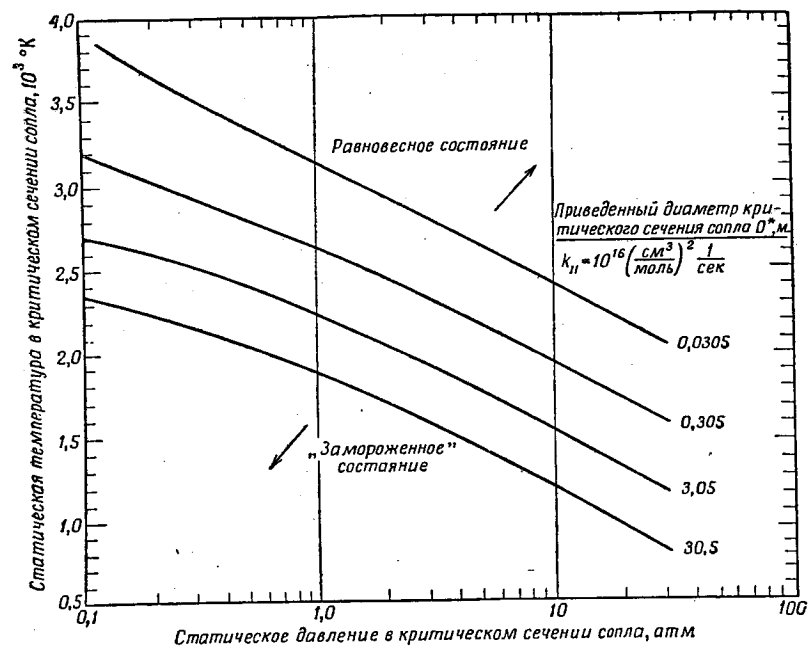
Ф и г. 3. Условия, при которых «замораживаются» реакции рекомбинации в закритической части сопла. Продукты сгорания стехиометрической водородо-воздушной смеси при давлении торможения 35,2 ата.

Температуры торможения	
на входе в камеру сгорания $T_{t_2}, ^\circ\text{K}$	на входе в сопло $T_{t_4}, ^\circ\text{K}$
1110	2830
3335	3630
5555	4455

$$k_{11} = 10^{16} \text{ (см}^3/\text{моль)}^2/\text{сек.}$$



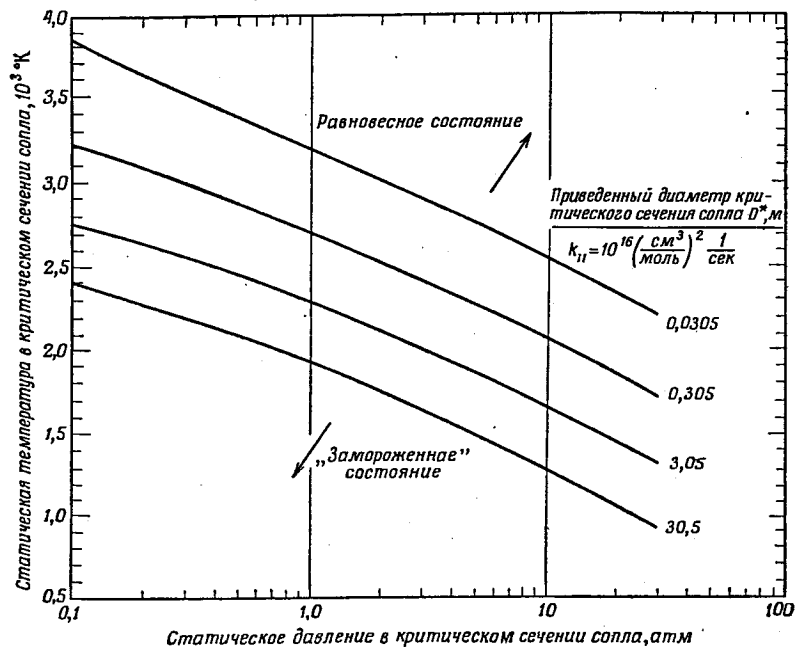
Ф и г. 4. Условия, при которых «замораживаются» реакции рекомбинации в критическом сечении сопла. Продукты сгорания водородо-воздушной смеси при коэффициенте избытка воздуха 0,5.



Ф и г. 5. Условия, при которых «замораживаются» реакции рекомбинации в критическом сечении сопла. Продукты сгорания водородо-воздушной смеси при коэффициенте избытка воздуха 1,0.

давления торможения: 3,52; 14,1 и 35,2 *атм*. Каждая кривая на этих графиках относится к одной начальной температуре торможения.

При вычислении «температуры замораживания» в сопле заданного контура вычисляется значение параметра $d(A/A_t)/dl$ для этого контура в виде функции параметра A/A_t . Следует заметить, что параметр l имеет



Ф и г. 6. Условия, при которых «замораживаются» реакции рекомбинации в критическом сечении сопла. Продукты сгорания водородо-воздушной смеси при коэффициенте избытка воздуха 2,0.

размерность длины, поэтому абсолютные и относительные размеры сопла должны иметь конкретные значения.

Температура и давление газовой смеси на входе в сопло являются заданными. После выбора соответствующей величины отношения k_0/k_{II} по наиболее достоверным значениям констант скоростей реакций на график наносится кривая $(k_0/k_{II}) d(A/A_t)/dl$ (см. фиг. 1, 2 или 3) в виде функции отношения площадей. Точка пересечения кривой, вычисленной по параметрам сопла, с кривой, определяемой параметрами потока газа, дает отношение площадей, при котором «замораживается» поток продуктов сгорания. Параметры потока продуктов сгорания в этом ракетном сопле вычисляются при допущении мгновенного наступления равновесия перед сечением с указанным отношением площадей. Дальнейшее расширение происходит с постоянным химическим составом продуктов сгорания, соответствующим равновесному составу при «температуре замораживания».

Уравнение (9) является модифицированной формой уравнения (8) для критического сечения сопла. Практически эта модифицированная форма уравнения является очень удобной при предварительной оценке неравновесной рекомбинации в потоке продуктов сгорания в ракетном сопле. Следует заметить, что за исключением отношений констант скоростей реакций

k_I/k_{II} и k_{IV}/k_{II} другие члены правой части уравнения (9) являются параметрами равновесных термодинамических свойств. Это условие вызвано тем обстоятельством, что при равновесном составе скорость потока в критическом сечении сопла равна скорости звука. В левую часть уравнения (9) входит геометрический параметр сопла, безразмерное значение константы скорости реакции k_{II}/k_0 и критическое значение числа Брэя B^0 . По таблицам термодинамических свойств продуктов сгорания, имеющих равновесный состав, можно определить (численным или графическим путем) изэнтропические частные параметры κ и $[d(\ln x_H)/d(\ln p)]_{изэн}$. Частным случаем основного допущения настоящего исследования является следующее равенство:

$$\left[\frac{d(\ln x_H)}{d(\ln p)} \right]_{сопло} = \left[\frac{\partial(\ln x_H)}{\partial(\ln p)} \right]_{изэн} \quad (11)$$

На фиг. 4—6 представлены граничные линии для случая «замораживания» реакций рекомбинации в критическом сечении сопла. Эти линии приведены при коэффициентах избытка воздуха водородо-воздушных смесей, равных 0,5; 1,0 и 2,0. Каждая линия соответствует определенной геометрии критического сечения сопла и его размеру. Если параметры струи продуктов сгорания в критическом сечении сопла, имеющем заданную геометрию, изображаются точкой, лежащей выше соответствующей линии, то «замораживание» имеет место в закритической части сопла. Если эта точка находится ниже соответствующей линии, то «замораживание» состава имеет место в потоке до критического сечения сопла. Уравнение (8) применимо и в докритической части сопла, если в этом есть необходимость, но обычно достаточно вычислить параметры сопла для этого случая при допущении, что «замораживание» состава имеет место в критическом сечении сопла.

АНАЛИЗ

При применении приближенной теории о «температуре замораживания», полученной для одной реакции, рассмотренной Брэм [1], к продуктам сгорания водородо-воздушной смеси, в которой одновременно происходит несколько реакций, сделаны три основных допущения. Эти допущения проанализированы, чтобы выявить возможную область применения рассматриваемого метода анализа. При этом были сделаны дополнительные допущения об относительных величинах констант скоростей реакций из-за отсутствия их точных значений.

Первое основное допущение касается существования эффективной «температуры замораживания». Главными газодинамическими параметрами адиабатического потока сжимаемого газа в сопле ракетного двигателя, представляющими практический интерес, являются: количество движения и кинетическая энергия или соответственно плотность и скорость. Химический состав продуктов сгорания участвует в расчетах параметров потока в сопле лишь в скрытом виде, а именно при вычислении параметров газа. К тому же если известен состав продуктов сгорания, то вообще нет необходимости рассматривать скорости реакций. Расчеты показали [1, 2], что можно делать довольно грубые допущения относительно скоростей реакций, при этом получаются сравнительно небольшие погрешности значений плотности и скорости потока газов. Это положение иллюстрируется Брэм, который привел графические зависимости состава, температуры, плотности и скорости от отношения площадей поперечных сечений сопла. Приближенный метод приводит к значениям плотности газа и скорости потока, достаточно хорошо совпадающим со значениями, полученными путем точного анализа. Относительно худшее совпадение получается для значений температуры и состава. Поэтому можно прийти к заключению, что допущение

в отношении эффективной «температуры замораживания» приводит к довольно хорошим результатам при изучении влияния неравновесной рекомбинации на характеристики сопел ракетных двигателей, т. е. в случае, когда требуется знать их динамические параметры, плотность и скорость газа.

Второе основное допущение, принятое в этой работе, заключается в том, что все реакции являются «замороженными» в точке, в которой «замораживаются» реакции рекомбинации (I) — (IV), согласно критериям уравнений (8) или (9). Пренебрегаем воздействием реакций обмена, которые, по-видимому, все еще протекают. Ранее указывалось, что пренебрежение этим источником энергии вызвано относительно малой теплотой указанных реакций. Предполагается, что дополнительное усложнение расчета за счет введения двух или более «температур замораживания» не оправдано. Второе основное допущение заключается в пренебрежении дополнительным источником энергии. Поэтому значение удельной тяги, вычисленное на основании этого допущения, будет меньшим, чем ее фактическое значение. При давлении приблизительно более 10 атм следует критически рассмотреть допущение о том, что реакции обмена являются значительно более быстрыми по сравнению с реакциями рекомбинации, так как увеличение давления повышает скорости реакций с третьим телом сильнее, чем скорости реакций с двумя веществами.

Третье основное допущение состоит в том, что «температура замораживания» находится в точке, в которой параметр B равен B^0 ; значение B^0 в свою очередь принято равным единице. Эта величина B^0 имеет несколько меньшее значение по сравнению с приведенными ранее и полученными путем изучения простых систем. Не было сообщений об анализе наиболее достоверных значений B^0 для систем, включающих несколько возможных реакций рекомбинации. Допущение о меньших значениях B^0 приводит к увеличенному значению потери удельной тяги, обусловленной неравновесной рекомбинацией. Следовательно, значения удельных тяг, вычисленные по предлагаемой методике, будут преуменьшенными.

Чтобы восполнить недостаток экспериментальных значений констант скоростей реакций $k_I - k_{IV}$, необходимых при вычислениях по этому методу, были приняты добавочные допущения. Результаты расчетов можно будет уточнить, если в наличии будут более надежные значения.

В работе [10] сделано сообщение, что концентрация соединений окись углерода и двуокись углерода является равновесной благодаря реакции водяного газа. Поэтому анализ на основе «температуры замораживания» для системы углерод — водород — кислород с допущениями, использованными в рассмотренном приближенном методе, приведет к точно таким же уравнениям, как и в случае системы водород — кислород, т. е. к уравнениям (8) и (9). При проведении лабораторных исследований [5] не обнаружена какая-либо кинетически важная реакция, включающая окись углерода с участием третьего тела. Поэтому преобладающими реакциями рекомбинации по-прежнему будут реакции (I) — (IV).

В целях упрощения механизма кинетики гипотетических реакций рекомбинации пренебрегали возможной разницей природы третьего тела. Изучение влияния индивидуальных свойств третьих тел на скорости реакций (I) — (IV) является весьма трудной экспериментальной задачей. Чтобы получить существенный эффект от третьего тела, такие измерения следует лучше производить над газовыми системами, близкими к системам, имеющим место в ракетных двигателях. Вследствие отсутствия этих данных эффективность третьего тела включена в константы скоростей реакций.

Величина погрешности, получаемая вследствие применения приближенного, а не точного метода расчета и обусловленная некоторыми упрощающими допущениями, мала по сравнению с погрешностью, получаемой при сравнении между собой результатов экспериментов и расчетов. Недоста-

ток надежных экспериментальных данных по скоростям интересующих нас реакций в настоящее время препятствует аналитическому исследованию высокотемпературных реакций.

Можно надеяться, что при помощи предлагаемого упрощенного метода анализа процессов рекомбинации возможно анализировать результаты экспериментов, полученные при испытаниях ракетных двигателей, и сравнить их с теоретическими. Весьма вероятно, что данные по кинетике будут получены на основании анализа результатов испытаний ракетных двигателей. Таким образом, предлагаемый метод представляет правильную и солидную основу для дальнейших исследований, которые приведут к полуэмпирическим соотношениям для определения влияния неравновесной рекомбинации на характеристики ракетных двигателей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

При допущении, что в потоке превалирует мгновенное химическое равновесие до «температуры замораживания» и что последующее расширение имеет место с «замороженным» химическим составом, характеристика ракетного сопла с неравновесной рекомбинацией может быть приближенно получена при помощи стандартных термодинамических расчетов. Если известны контур сопла и свойства продуктов сгорания, то значение эффективной «температуры замораживания» можно определить по уравнению (8). Если необходимо знать условие «замораживания» в критическом сечении сопла, то можно применить уравнение (9). Во всех случаях константы скоростей реакций следует заранее определить экспериментальным или теоретическим путем. Придается особое значение необходимости получения большого количества экспериментальных значений по химической кинетике высокотемпературных реакций, так как от них сильно зависит надежность расчета.

Приложение А

ВЫВОД КРИТЕРИАЛЬНОГО УРАВНЕНИЯ ДЛЯ СЛУЧАЯ «ЗАМОРАЖИВАНИЯ» В КРИТИЧЕСКОМ СЕЧЕНИИ СОПЛА

Критериальное уравнение (8) для определения «замораживания» приводит к неопределенности для критического сечения сопла. В случае критических сечений с плавным контуром можно получить простое решение. В достаточно ограниченной области вблизи критического сечения, образованного плавным контуром, изменение отношения площадей описывается уравнением

$$\frac{A}{A_t} = 1 + 2 \frac{D_t}{R_s} \xi^2, \quad (\text{A.1})$$

где ξ — безразмерная длина, равная координате сопла, деленной на диаметр критического сечения сопла ¹⁾.

Числитель уравнения (7) принимает вид

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left[\ln \left(\frac{x_i}{m} \right) \right] &= \frac{u}{D_t} \frac{d}{d\xi} \left[\ln \left(\frac{x_i}{m} \right) \right] = \\ &= \frac{aM}{D_t} \frac{d}{d(\ln p)} \left[\ln \left(\frac{x_i}{m} \right) \right] \frac{d(\ln p)}{d \left(\ln \frac{A}{A_t} \right)} \frac{A_t}{A} \frac{d}{d\xi} \left(\frac{A}{A_t} \right), \quad (\text{A.2}) \end{aligned}$$

¹⁾ Ось ξ совпадает с осью сопла; начало отсчета находится в точке пересечения оси ξ с плоскостью критического сечения сопла; положительное направление выбрано в сторону выходного сечения. — *Прим. ред.*

где a — местная скорость звука; M — местное число Маха; p — местное статическое давление.

Из одномерного уравнения потока следует¹⁾:

$$\frac{d(\ln p)}{d\left(\ln \frac{A}{A_t}\right)} = \frac{\kappa M^2}{1-M^2}. \quad (\text{A.3})$$

Из уравнения (A.1) получаем после выражения ξ относительно A/A_t и дифференцирования²⁾

$$\frac{d\left(\frac{A}{A_t}\right)}{d\xi} = \pm 2 \sqrt{\frac{2D_t\left(\frac{A}{A_t}-1\right)}{R_s}}. \quad (\text{A.4})$$

После подстановки уравнений (A.3) и (A.4) в уравнение (A.2) получаем

$$\frac{d}{dt} \left[\ln \left(\frac{x_i}{m} \right) \right] = \pm \frac{\alpha \kappa M^3}{D_t \frac{A}{A_t}} \frac{d}{d(\ln p)} \left[\ln \left(\frac{x_i}{m} \right) \right] \frac{2 \sqrt{\frac{2D_t\left(\frac{A}{A_t}-1\right)}{R_s}}}{1-M^2}. \quad (\text{A.5})$$

В критическом сечении сопла $A/A_t = 1$ и $dA = 0$; из уравнения (A.3) следует, что $M = 1$. Уравнение (A.5) для критического сечения сопла принимает вид³⁾

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left[\ln \left(\frac{x_i}{m} \right) \right]_{\text{кр}} &= \\ &= - \frac{2\alpha \sqrt{\frac{2D_t}{R_s}}}{D_t} \frac{d}{d(\ln p)} \left[\ln \left(\frac{x_i}{m} \right) \right] \left[\lim_{A \rightarrow A_t} \frac{A}{A_t} \frac{A_t - 1}{(M^2 - 1)^2} \right]^{1/2}. \end{aligned} \quad (\text{A.6})$$

Применяя для определения предела правило Лопиталя, приходим к выражению

$$\lim_{A \rightarrow A_t} \frac{A}{A_t} \frac{A_t - 1}{(M^2 - 1)^2} = \frac{1 + \frac{d(\ln \kappa)}{d(\ln M^2)}}{2(\kappa + 1)}. \quad (\text{A.7})$$

Член $d(\ln \kappa)/d(\ln M^2)$ мал по сравнению с единицей почти во всех практических случаях, и им можно пренебречь. Следовательно, уравнение (A.6) можно преобразовать к виду

$$\frac{d}{dt} \left[\ln \left(\frac{x_i}{m} \right) \right] = -2\alpha \sqrt{\frac{\kappa RT}{(\kappa + 1)m}} \frac{1}{D_t} \sqrt{\frac{D_t}{R_s}} \frac{d}{d(\ln p)} \left[\ln \left(\frac{x_i}{m} \right) \right]. \quad (\text{A.8})$$

После подстановки уравнения (A.8) в уравнение (8) и обозначения приведенного диаметра критического сечения сопла D^* по формуле

$$D^* = D_t \sqrt{\frac{R_s}{D_t}} \quad (\text{A.9})$$

и после преобразований находим

$$B^0 D^* \frac{k_{II}}{k_0} = \frac{2\alpha \sqrt{\frac{\kappa RT}{\kappa + 1} \frac{RT}{m}} \frac{d}{d(\ln p)} \left[\ln \left(\frac{x_i}{m} \right) \right]}{k_0 n^2 \left(2x_H + \frac{k_I}{k_{II}} x_{OH} + \frac{k_{IV}}{k_{II}} x_O \right)}. \quad (\text{A.10})$$

¹⁾ В оригинале перед дробью правой части уравнения (A.3) ошибочно поставлен знак минус. — Прим. ред.

²⁾ Знак минус относится к докритической части сопла, а знак плюс — к закритической. В оригинале в уравнениях (A.4) и (A.5) взят лишь знак плюс. — Прим. ред.

³⁾ В оригинале в уравнениях (A.6) и (A.8) перед правой частью ошибочно пропущен знак минус. — Прим. ред.

Этот результат приведен в тексте как уравнение (9).

В случае несимметричного двухмерного сопла приведенный диаметр D^* определяется по выражению

$$D^* = \frac{h}{2} \frac{1}{\sqrt{\frac{h}{R_{s1}} + \frac{h}{R_{s2}}}}, \quad (\text{A.11})$$

где h — ширина канала в критическом сечении сопла, R_{s1} и R_{s2} — радиусы кривизны каждой стенки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Bray K. N. C., Atomic Recombination in a Hypersonic Wind Tunnel Nozzle, *J. Fluid Mech.*, 6, 1—32 (1959).
2. Hall J. G., Dissociation Nonequilibrium in Hypersonic, Nozzle Flow, American Inst. of Chemical Engineers Preprint 7 for Symposium on Thermodynamics of Jet and Rocket Propulsion, May 1959.
3. Wegener P. P., Experiments of the Departure from Chemical Equilibrium in a Supersonic Flow, *ARS Journal*, 30, 322—329, 1960.
4. Brown W. G., The Recombination Problem in a Jet Exhaust Nozzle, Inst. of Aeronautical Sciences, Paper 59—105, June 1959.
5. Lewis B., von Elbe G., Combustion, Flames and Explosions in Gases, Academic Press, N. Y., 1951.
6. Jepsen D. W., Hirschfelder J. O., An Idealized Theory of the Recombinations of Atoms by Three Body Collision, Univ. of Wisconsin Rep. 21 on Contract DA-11-022-2526, ASTIA AD 202347, Aug. 25, 1958.
7. Bulewicz E. M., Sugden T. M., Recombination of Hydrogen Atoms and Hydrogen Radicals in Hydrogen Flame Gases, *Trans. Faraday Soc.*, 54, 1855—1860 (1958).
8. Bauer S. H., Schott G. L., Duff R. E., Kinetic Studies of Hydroxyl Radicals in Shock Waves. I. The Decomposition of Water Between 2400° and 3400° K, *J. Chem. Phys.*, 28, 1089—1096 (1958).
9. Гейдон А., Спектроскопия пламени, ИЛ, 1959.
10. Kaskan W. E., Excess Radical Concentrations and the Disappearance of Carbon Monoxide in Flame Gases for Some Lean Flames, *Combustion and Flame*, 3, 49—56 (1959).
11. Duff R. E., Calculation of Reaction Profiles Behind Steady-State Shock Waves, I. Application to Detonation Waves, *J. Chem. Phys.*, 28, 1193—1197 (1958).
12. Camac M., Camm J., Feldman S., Keck J., Petty C., Chemical Relaxation in Air, Oxygen and Nitrogen, Inst. of Aeronautical Sciences, Paper 802, Jan. 1958.
13. Chessick J. P., Kistiakowsky G. B., Gaseous Detonations. X. Study of Reaction Zone, *J. Chem. Phys.*, 28, 956—961 (1958).
14. Byron S. R., Measurements of the Rate of Dissociation of Oxygen, *J. Chem. Phys.*, 30, 1380—1392 (1959).
15. Matthews D. L., Interferometric Measurements in the Shock Tube of the Dissociation Rate of Oxygen, *Phys. Fluids*, 2, 70—178 (1959).
16. Keck J. C., Statistical Theory of Chemical Reaction Rates, *J. Chem. Phys.*, 29, 410—415 (1958).
17. Zinman W. G., Recent Advances in Chemical Kinetics of Homogeneous Reactions in Dissociated Air, *ARS Journal*, 30, 233—237, (1960).

Спектроскопические методы определения температуры пламен, основанные на измерении суммарного излучения¹⁾

Г. Миско

В связи с исследованием химических реакций, протекающих в соплах ракет, сделан обзор спектроскопических методов определения температуры пламени. Выведены соотношения между полной энергией излучения и температурой газа для двух экспериментальных методов.

После краткого описания основных спектроскопических соотношений проводится обсуждение способов определения температуры по методу суммарного обращения и по методу двух оптических путей. Метод суммарного обращения является наиболее точным и может давать надежные результаты, поскольку он включает нулевой отсчет. С другой стороны, метод двух оптических путей исключает необходимость использования черного тела как источника излучения с переменной температурой, и этот метод пригоден в том случае, когда излучательная способность газа достаточно велика, так что ошибки в измерении температур предположительно будут малы.

ВВЕДЕНИЕ

Спектроскопические методы определения температуры пламен обладают уникальным преимуществом, так как они не нарушают процесс горения. Термометрические устройства типа зондов не только возмущают газовый поток, но и приводят также к усложнению интерпретации полученных данных вследствие возможности взаимодействия между материалом зонда и продуктами сгорания. Поэтому применение спектроскопических методов особенно ценно в тех случаях, когда измерение температур производится в таких устройствах, как двигатели внутреннего сгорания, камеры сгорания и ракетные сопла. Настоящий обзор спектроскопических методов определения температуры пламен сделан в связи с исследованием химических реакций, в особенности процессов рекомбинации атомов в молекулы в ракетных соплах. Все методы, известные в литературе, относятся исключительно к измерениям, требующим спектрального разрешения, т. е. к измерениям при выбранной длине волны. При исследовании химических реакций в ракетных соплах можно использовать результаты измерений полной энергии излучения в выбранных областях длин волн.

Целью настоящей работы является вывод соотношений между полной энергией излучения и температурой для двух экспериментальных методов. Эти методы менее сложны в экспериментальном отношении по сравнению с методами, требующими спектрального разрешения, а применение оптических приборов для измерения суммарного излучения требует лишь сравнительно простых знаний оптической техники. Кроме того, можно полагать, что эти частные соотношения между температурой и полной энергией излучения больше нигде не приводятся. В начале работы приведены основные соотношения, а затем обсуждаются методы определения температуры по суммарному обращению и с помощью двух оптических путей.

¹⁾ Работа дается в сокращенном виде.— *Прим. ред.*

ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ

Основным законом распределения интенсивности энергии излучения черного тела является уравнение Планка:

$$R^0(\lambda, T) d\lambda = c_1 \lambda^{-5} \left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]^{-1} d\lambda, \quad (1)$$

где $R^0(\lambda, T)$ — монохроматическая светимость черного тела; $c_1 = 3,742 \cdot 10^{-5}$ эрг·см²·сек⁻¹ — первая оптическая постоянная; $c_2 = 1,439$ см·град — вторая оптическая постоянная; λ — длина волны; T — абсолютная температура.

Интегрирование уравнения (1) по всем длинам волн приводит к уравнению Стефана — Больцмана

$$W = \int_0^\infty R^0(\lambda, T) d\lambda = \sigma T^4, \quad (2)$$

где $\sigma = 5,670 \cdot 10^{-5}$ эрг·см⁻²·град⁻⁴·сек⁻¹ — постоянная Стефана — Больцмана, W — полная энергия излучения, испускаемая с единицы поверхности черного тела в единицу времени в телесный угол 2π стерад.

Применение уравнения (2) к реальным телам требует знания полной излучательной способности ϵ , которая, согласно определению, является отношением полной энергии излучения реального тела при температуре T к полной энергии излучения черного тела при той же температуре. Соответствующее уравнение может быть выражено математически следующим образом:

$$\epsilon = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{R(\lambda, T)}{\sigma T^4} d\lambda, \quad (3)$$

где $R(\lambda, T)$ — монохроматическая светимость реального тела, λ_1 и λ_2 — границы области длин волн, в которой ϵ имеет постоянную величину.

В дальнейшем будет необходимо применить соотношение между излучательной способностью и коэффициентом поглощения, известное как закон Кирхгофа, согласно которому

$$\epsilon = \alpha, \quad (4)$$

где α — полный коэффициент поглощения. Закон Кирхгофа, выраженный уравнением (4), справедлив только для систем, находящихся в термическом равновесии, и этот закон следует применять с осторожностью к системам, содержащим более одного источника излучения, когда имеет место свободный обмен лучистой энергией между этими источниками.

МЕТОД СУММАРНОГО ОБРАЩЕНИЯ

Метод суммарного обращения является наиболее точным из методов, которые здесь обсуждаются. Оба этих метода дают эффективные значения температуры газа. В методе суммарного обращения температура пламени определяется путем сравнения яркостей спектрального излучения пламени и произвольно выбранного источника, который излучает в данной области длин волн, включающей произвольное число полос поглощения.

На фиг. 1 показано схематическое расположение оптических элементов при измерении методом суммарного обращения. Если прерыватель излучения находится между источником и горячим газом и препятствует прохождению луча света от источника к газу, то поток энергии, излучаемой горячим газом, описывается уравнением (2) в следующей форме:

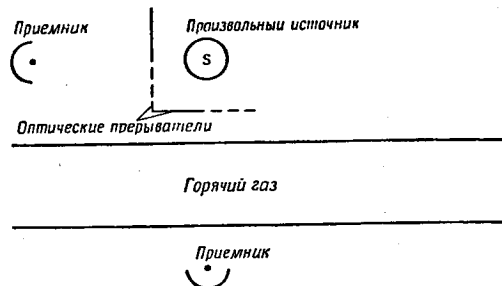
$$W = \epsilon_g \sigma T_g^4, \quad (5)$$

где ϵ_g — полная излучательная способность газа, T_g — абсолютная температура газа.

Если излучение источника проходит через газ, то энергия, попадающая в приемник, определяется уравнением

$$W' = \epsilon_g \sigma T_g^4 + (1 - \alpha) \sigma T_s^4, \quad (6)$$

где α — полный коэффициент поглощения газа, T_s — абсолютная температура источника излучения черного тела.



Ф и г. 1. Схематическое расположение приборов при методе суммарного обращения.

Температура источника излучения черного тела изменяется до тех пор, пока T_s не станет равным T_g , и тогда уравнение (6) приобретает вид

$$W' = \epsilon_g \sigma T_s^4 + (1 - \epsilon_g) \sigma T_s^4. \quad (7)$$

При преобразовании уравнения (6) к виду (7) был применен закон Кирхгофа [уравнение (4)].

Соотношение (7) является условием полного обращения. Очевидно, что в точке обращения яркость источника кажется одинаковой независимо от того, производится наблюдение через пламя или через эквивалентный участок пути в вакууме. Точка обращения легко определяется по записям, полученным в результате эксперимента. Путем соответствующего применения зеркал источник и пламя как вместе, так и порознь могут фиксироваться одним приемником, а не двумя, показанными на фиг. 1. Этот метод обычно не дает точного значения температуры пламени, поскольку полное статистическое равновесие не может быть достигнуто одновременно всеми излучателями. Однако при наличии некоторой люминесценции измерение температуры, как правило, не будет приводить к большим ошибкам, если работать в достаточно широкой полосе длин волн. Следует подчеркнуть, что необходимо проявлять осторожность при внесении соответствующей поправки на радиацию от прерывателей излучения [1].

МЕТОД ДВУХ ОПТИЧЕСКИХ ПУТЕЙ

Сущность метода двух оптических путей заключается в установлении отношения между измеряемыми полными энергиями излучения: а) в случае, когда приемник воспринимает непосредственно излучение газа, и б) в случае, когда излучение газа отражается зеркалом, проходит через газ и попадает в приемник. Этот метод схематически представлен на фиг. 2.

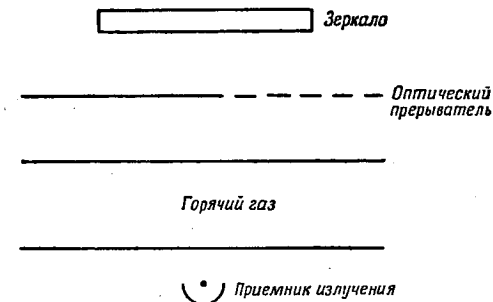
Когда прерыватель излучения не пропускает свет от газа к зеркалу, то полная энергия излучения, воспринимаемая приемником, определяется формулой

$$W = \epsilon_g \sigma T_g^4. \quad (8)$$

В другом случае, когда имеет место отражение излучения и прохождение отраженного излучения через газ, полная энергия излучения, воспринимаемая приемником, равна

$$W' = \epsilon_g \sigma T_g^4 + R(1 - \alpha) \epsilon_g \sigma T_g^4, \quad (9)$$

где R — суммарный коэффициент отражательной способности зеркала.



Ф и г. 2. Метод двух путей.

Предполагается, что газ является изотермическим и существует лучистое равновесие между газом и зеркалом. Поэтому можно применить закон Кирхгофа ($\epsilon_g = \alpha$). Тогда уравнение (9) приобретает вид

$$W' = [1 + R(1 - \epsilon_g)] \epsilon_g \sigma T_g^4. \quad (10)$$

Совместное решение уравнений (8) и (10) дает

$$T_g = \sqrt[4]{\frac{RW}{\sigma(1 + R - \frac{W'}{W})}}. \quad (11)$$

При этом выводе предполагается, что температура зеркала остается постоянной в течение времени, пока выполняется измерение, т. е. суммарная отражательная способность зеркала остается постоянной. Кроме того, предполагается, что температура зеркала мала по сравнению с температурой газа, т. е. $T_{\text{зерк}} \ll T_g$. Это ограничение является необходимым условием, при котором доля излучения зеркала по сравнению с излучением газа пренебрежимо мала.

Метод двух оптических путей позволяет производить измерения температуры в системах, в которых температура по времени изменяется быстро (или аperiodически). Существенным ограничением этого метода является то обстоятельство, что знаменатель в уравнении (11) не должен приближаться к нулю, т. е. величина $1 + R$ должна быть отличной от значения W'/W . Путем дифференцирования уравнения (11) можно показать, что когда величина полной излучательной способности газа приближается к нулю, то ошибки в измерении отношения W'/W приводят к увеличению ошибок в значении температуры [2]. В общем случае уравнение (11) можно с уверенностью применять в тех случаях, когда величина полной излучательной способности газа больше 0,2.

ЛИТЕРАТУРА

1. Oppenheim U. P., *J. Appl. Phys.*, 30, 803 (1959).
2. Simmons F. S., De Bell A. G., *J. Opt. Soc. Am.*, 48, 717 (1958).

Получение и свойства жидкого озона и озono-кислородных смесей

(Обзор)

Ч. Хериш

При проведении недавних исследований выявилась необходимость в обзорной статье по жидкому озону и его смесям с жидким кислородом. Поэтому были собраны и проанализированы имеющиеся данные по некоторым наиболее важным свойствам этих низкипящих веществ.

Этот обзор разделяется на три части: получение, свойства жидкого озона и свойства жидких озono-кислородных смесей.

В первом разделе дается обзор методов получения озона и жидких озono-кислородных смесей. Эти методы усовершенствованы и применялись сотрудниками Научно-исследовательского фонда Армора. Во втором разделе дается обзор наиболее важных свойств жидкого озона, которые сравниваются с аналогичными свойствами жидкого кислорода. По нашему мнению, приведенные из имеющихся данные являются наиболее надежными. В последнем разделе приводятся параметры жидких озono-кислородных смесей.

ПОЛУЧЕНИЕ

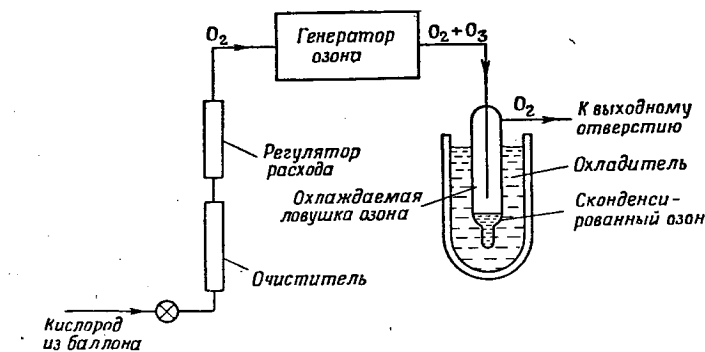
Приводимые здесь методы получения основаны на исследованиях, выполненных несколько лет тому назад в Научно-исследовательском фонде Армора по заказу фирмы «Эйр Редакш» [1]. В начальной стадии исследования озон получался посредством метода электрических разрядов, при котором отдавалось предпочтение кислороду, взятому из баллонов, по сравнению с воздухом. Окончательный метод получения, разработанный в результате исследований, заключался в пропускании газообразного кислорода из баллонов через слой окиси меди, являющейся катализатором. Окись меди, нагретая до температуры 705°C , превращала все органические или углеродосодержащие вещества в углекислый газ и воду [2]. Также было показано, что кислород, применяемый для жидких смесей, следует очищать этим же способом. Кроме того, до введения концентрированного озона аппаратуру необходимо тщательно очищать, пассивировать газообразным озonom и герметизировать, чтобы избежать загрязнения аппаратуры.

Основная установка для получения 100%-ного жидкого озона состоит из источника газообразного кислорода, очистителя, регулятора расхода, генератора озона и аппарата для конденсации. Схема типичной установки представлена на фиг. 1. Газообразный кислород из баллона при регулируемом давлении $0,7 \text{ атм}$ сначала пропускается через регулятор расхода и кислородный очиститель, а затем вводится в озонатор. Газ, вытекающий из озонатора и содержащий от 1 до 6% озона по весу, поступает в охлаждаемый сосуд. Озон, конденсирующийся при $161,3^{\circ}\text{K}$ и атмосферном давлении, остается в сосуде, а остаточный кислород удаляется через выпускное отверстие. Перемещение жидкого озона в другой сосуд или другое место аппаратуры можно выполнить путем испарения и реконденсации.

В настоящее время в Научно-исследовательском фонде Армора применяется генератор Уэльсбаха. Расстояние между озонатором и точкой начальной конденсации менялось от 1,5 до 150 м, но не наблюдалось заметного

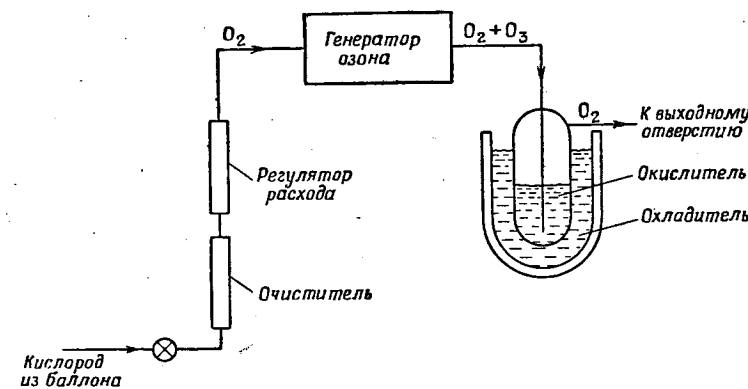
разложения озона. Газопроводы выполнены полностью из алюминиевых труб.

Метод получения жидких озono-кислородных смесей мало отличается от метода получения жидкого озона. На фиг. 2 показана схема установки



Ф и г. 1. Установка для получения и конденсации 100%-ного жидкого озона.

для получения этой смеси. Главное различие в случае получения жидких смесей заключается в пропускании потока газов из озонатора через слой первоначального жидкого кислорода. Озон конденсируется, а газообразный



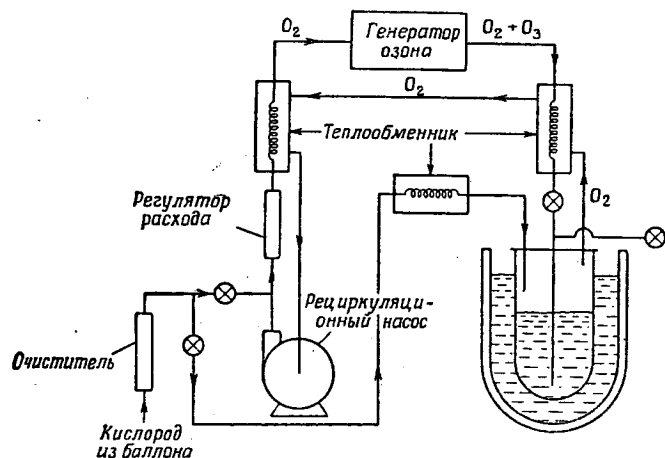
Ф и г. 2. Установка для получения жидкой озono-кислородной смеси.

кислород смеси проходит через слой жидкого кислорода в виде пузырьков и уходит через выпускное отверстие. Этот процесс продолжается до тех пор, пока концентрация озона в растворе не достигнет заданного значения. При конденсации озона часть жидкого кислорода в сосуде испаряется и уходит из сосуда, поэтому в отдельных случаях может возникнуть необходимость добавить жидкий кислород. Для этой цели необходим теплообменник с жидким азотом.

Выбрасывание неконвертированного и испаренного очищенного кислорода является расточительством. На фиг. 3 показан метод с применением улавливания газообразного кислорода, уходящего из охлаждаемого сосуда. При применении этого метода уменьшается расход сырого кислорода. Так как холодный испаренный и неконвертированный газообразный кислород содержит холод, который можно использовать, то предусмотрено два тепло-

обменника, показанных на схеме. Этот метод получения имеет три главных преимущества:

1. Из озono-кислородного сосуда испаряется меньшее количество очищенного кислорода.
2. Требуется меньшее количество охладителя.



Ф и г. 3. Рекомендуемая установка для получения жидкой озono-кислородной смеси.

3. Увеличивается общий к. п. д., так как озонатор работает при температуре ниже температуры окружающей среды.

При эксплуатации газообразного и жидкого озона следует соблюдать важное правило: аппаратура должна быть чистой от веществ, взаимодействующих с озоном. Невзаимодействующие материалы, которые были подвергнуты экспериментальной проверке и успешно использованы при работах с озоном, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Конструкционные материалы, совместимые с жидким озоном

Алюминий, тип	2 S	Нержавеющая сталь, тип	302	Титан
	3 S		304	Стеллит
	24 S		316	Стекло (пирекс)
	52 S		410	Ковар
	61 S		416	Кел-F
				Тефлон

СВОЙСТВА ЖИДКОГО ОЗОНА

Этот раздел, являющийся обзором свойств жидкого и частично твердого озона, содержит в себе общие, фазовые, термические и электромагнитные свойства жидкого и твердого озона.

Общие свойства

Общие свойства озона: молекулярный вес, химическая формула, структура¹⁾, температура плавления, нормальная температура кипения и крити-

¹⁾ Структура и теплота образования озона, а также критические параметры озона и кислорода более подробно рассмотрены в справочнике: Термодинамические свойства индивидуальных веществ (под общей редакцией Глушко В. П.), изд-во АН СССР, М., 1962. — Прим. ред.

ческие параметры. Они приведены в табл. 2 вместе с соответствующими параметрами жидкого кислорода.

Таблица 2

Общие физические свойства озона и кислорода

	Озон	Кислород [17]
Химическая формула	O ₃	O ₂
Молекулярный вес	48	32
Нормальная температура кипения, °K	161,3±0,3	90,24
Температура плавления, °K	80,5±0,2	54,8
Критические параметры температуры, °K	261,1±0,2	154,4
Давление, атм	54,6	50,1

Химическая формула, молекулярный вес и структура. В 1840 г. Шёнбейн установил, что озон является новым соединением [3]. Несколько лет спустя он доказал, что озон является трехатомным кислородом O₃. Следовательно, озон имеет молекулярный вес 48. Позднее Каррер и Вульф [4] и Ризенфельд и Шваб [5, 6] подтвердили этот результат.

Молекулярная структура озона является предметом многочисленных статей [7—11]. Недавнее исследование микроволнового спектра, выполненное Гарди и сотр. [12], привело к заключению, что атомы кислорода в молекуле озона расположены в вершинах равнобедренного треугольника. Молекула озона имеет следующие параметры:

Моменты инерции:	I _a =7,8749·10 ⁻⁴⁰ г·см ² ,
	I _b =62,844·10 ⁻⁴⁰ г·см ² ,
	I _c =70,888·10 ⁻⁴⁰ г·см ² ,
Электрический дипольный момент	0,533±0,2 дебая,
Длина двух равных О—О связей	1,278±0,003 А,
Угол между связями	116°49'±30.

Температура плавления. Температура плавления или замерзания озона первоначально экспериментально измерена Ризенфельдом и Швабом [5] и найдена равной 23,5° К. Несколько лет спустя Браун, Бергер и Герш [13] сообщили другое значение, равное 80,5 ± 0,2° К. Последнее значение подтверждено Дженкинсом и Бирдзалем [14].

Нормальная температура кипения. Значения нормальной температуры кипения чистого жидкого озона, приводимые в литературе, колеблются от 154,2 до 167,2° К. Однако наиболее достоверное значение, равное 161,3 ± 0,3° К, приведено Дженкинсом и Бирдзалем [15]. Это значение подтверждено сотрудниками Научно-исследовательского фонда Армора, которые при установлении неразбавленности озона применили метод измерения магнитной восприимчивости.

Критические параметры. Ризенфельд и Шваб [5] привели значение критической температуры озона, равное 263° К. Это значение позднее пересмотрено Швабом [6] и Ризенфельдом [16] и найдено равным 268° К. Дженкинс и Бирдзалл [14] сообщили, что критические температура и давление равны соответственно 261,1 ± 0,1° К и 54,6 атм. Эти последние данные являются наиболее достоверными.

Фазовые свойства

В этой работе приводятся следующие фазовые свойства жидкого озона: давление насыщенного пара, удельный вес, поверхностное натяжение. Вязкость также включена в этот раздел, хотя, строго говоря, она не является фазовым свойством. Значения удельного веса, коэффициента поверхностного натяжения и коэффициента вязкости озона и кислорода [17] приведены в табл. 3.

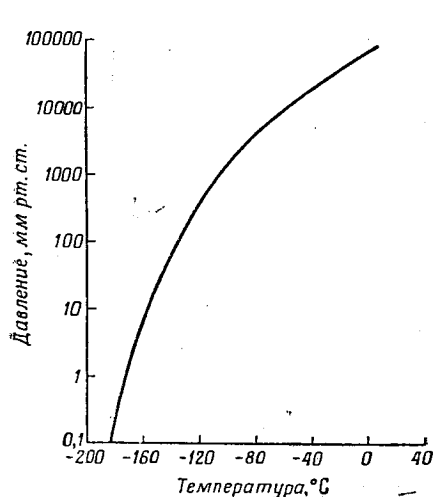
Таблица 3

Фазовые свойства жидких озона и кислорода

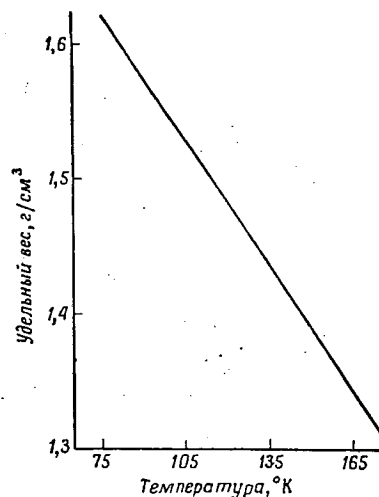
Температура, °К	Удельный вес ¹⁾ , г/см ³		Коэффициент поверхностного натяжения, дин/см		Коэффициент вязкости, сантипуазы	
	озона	кислорода [17]	озона	кислорода [17]	озона	кислорода [17]
77,35	1,614	1,204	43,8	15,7	4,20	0,28
90,0	1,571	1,142	38,4	13,2	1,57	0,189
161,3	1,354	—	22 ²⁾	—	—	—

¹⁾ Значение удельного веса жидкого озона при температуре $-195,6^{\circ}\text{C}$, равно $1,619 \pm 0,004 \text{ г/см}^3$, рекомендуется в работе Емельяновой Г. И., Страхова Б. В. и Лебедева В. П. (Вестник Московского университета, № 4, 1960). Удельный вес жидкого кислорода более подробно рассмотрен Тимротом Д. Л. и Борисоглебским В. П. (Журнал экспериментальной и теоретической физики, 38, вып. 6, 1960, 1729).—Прим. ред.
²⁾ Получено при допущении, что парахор не зависит от температуры.

Давление насыщенного пара. Ризенфельд и Шваб [18] и Ризенфельд и Бей [19, 20] сообщили значения давлений насыщенного пара жидкого



Фиг. 4. Давление насыщенного пара озона.



Фиг. 5. Удельный вес жидкого озона.

озона. Однако в 1952 г. Дженкинс и Бирдзалл [15] опубликовали данные, которые являются более надежными. Эти значения в диапазоне температур от 90 до 243°K описываются уравнением

$$\lg p_s (\text{мм рт. ст.}) = 8,25313 - \frac{814,941587}{T} - 0,00196643 T.$$

Значения по Дженкинсу и Бирдзаллу представлены на фиг. 4.

Удельный вес. Согласно недавнему исследованию Стрэнга и Гросса [21], удельный вес твердого озона равен $1,728 \pm 0,002 \text{ г/см}^3$ при $77,35^{\circ}\text{K}$. Значения удельного веса жидкого озона приводятся в многочисленных исследованиях, включая исследование Брауна и Фраксона [22], Дженкинса и Ди Паоло [23] и Брабетса и Мак-Донуфа [24]. Значения, рекомендуемые последними авторами, представлены на фиг. 5 и могут быть описаны уравнением

$$\gamma = 1,851 - 3,09 \cdot 10^{-3} T,$$

где T — температура, $^{\circ}\text{K}$.

Поверхностное натяжение и парахор. Герш, Бергер и Браун [25] использовали для определения коэффициента поверхностного натяжения чистого жидкого озона метод подъема жидкости в капиллярных сосудах. Эти значения приведены в табл. 3. Указанные исследователи вычислили значение парахора озона и нашли его равным 76,5 единицы СГС²⁾, что позволило путем экстраполяции вычислить значение коэффициента поверхностного натяжения при $161,3^{\circ}\text{K}$ (см. табл. 3). Значение парахора кислорода, вычисленное по параметрам, приведенным в табл. 3, равно 53,4 единицы СГС.

Вязкость. Герш, Бергер и Браун [25] показали, что жидкий озон подчиняется закону Ньютона. Они применили модифицированный вискозиметр Оствальда и получили данные, приведенные в табл. 3.

Термические свойства

В этом разделе приведены имеющиеся данные по удельной теплоемкости, теплоте образования, теплопроводности и теплотам испарения и затвердевания жидкого озона.

Теплота плавления. Теплота затвердевания озона не измерялась, но Стрэнг и Гросс [21] определили ее равной $0,5 \text{ ккал/моль}$.

Теплота испарения. Литературные значения теплоты испарения озона при нормальной температуре кипения находятся в пределах от 2,56 до $3,44 \text{ ккал/моль}$. Значение теплоты испарения, вычисленное по зависимости между давлением насыщенного пара озона и температурой, рекомендуемой Дженкинсом и Бирдзаллем [15], при $161,3^{\circ}\text{K}$ равно $3,626 \text{ ккал/моль}$ или $75,5 \text{ кал/г}$. Теплота испарения кислорода при 90°K равна $1,636 \text{ ккал/моль}$.

Удельная теплоемкость. Брабетс и Уотерман [26] в 1958 г. опубликовали значения удельной теплоемкости жидкого озона в диапазоне температур от 97 до 121°K . Их значения описываются уравнением

$$c_p = 0,425 + 0,0014 (T - 90) \text{ кал/г} \cdot ^{\circ}\text{K}.$$

Это уравнение может быть использовано для инженерных целей от 90 до 150°K . Удельная теплоемкость жидкого кислорода равна $0,406 \text{ кал/г} \cdot ^{\circ}\text{K}$ при 90°K [17].

Теплота образования. Теплота образования газообразного озона при 291°K равна $-34,5 \pm 0,2 \text{ ккал/моль}$ [27]. Это значение определено по данным Яна [28] и Кайлана и Яна [29], которые пропускали озон над натровой известью. Льюис и Рендалл [30] приводят значение

$$\Delta H_f = 34,6 - 2,75 \cdot 10^{-3} T + 2,8 \cdot 10^{-6} T^2 - 6,2 \cdot 10^{-10} T^3,$$

где ΔH_f — теплота образования, ккал/моль , T — температура, $^{\circ}\text{K}$.

Теплопроводность. Уотерман, Кирш и Брабетс [31] применили модернизированный аппарат Гатчинсона [32] для определения коэффициента тепло-

¹⁾ Система единиц см, г (массы), сек.—Прим. ред.

проводности жидкого озона. Эти значения приведены в табл. 4. Имеющиеся некоторые возражения против значений коэффициентов теплопроводности, приведенных этими авторами для кислорода [33], не распространяются на значения для жидкого озона.

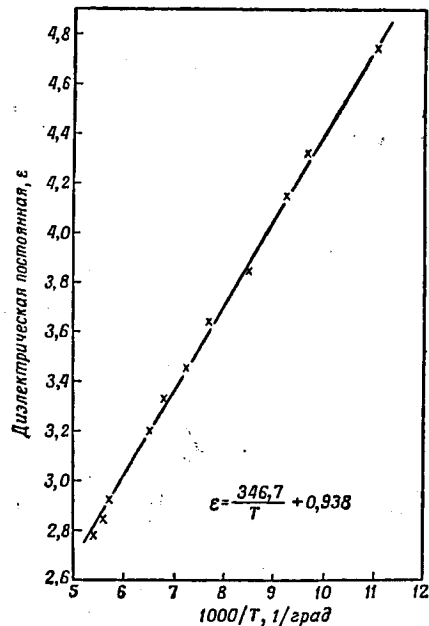
Таблица 4

Коэффициенты теплопроводности жидких озона и кислорода

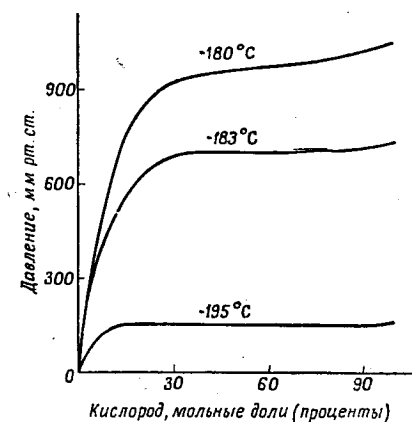
Температура, °К	Коэффициент теплопроводности, кал/сек·см·°К	
	озон	кислород
77,4	5,21·10 ⁴	4,44·10 ⁴ [31, 33]
90,2	5,31·10 ⁴	—
108,2	5,42·10 ⁴	—
145,2	5,52·10 ⁴	—

Электромагнитные свойства

Магнитная восприимчивость. Жидкий озон и жидкий кислород имеют весьма различные значения коэффициента магнитной восприимчивости, соответственно при 77° К 0,5·10⁸ и 260·10⁸ единиц СГС. Используя эту разность коэффициентов магнитной восприимчивости, Браун, Герш и Бергер [34] предложили метод определения содержания жидкого кислорода в жидком озоне. Постоянный магнит Аллико V с магнитной индукцией 8000 гс не поднимает стол-



Фиг. 6. Диэлектрическая постоянная жидкого озона. Температура выражена в °К.



Фиг. 7. Давление насыщенных паров озono-кислородных смесей (при постоянных температурах).

бик жидкого озона, но поднимает ~3,5 мм столбик чистого жидкого кислорода на высоту около 9 см.

Диэлектрическая постоянная. Значение диэлектрической постоянной (ε) жидкого озона определено в диапазоне температур от 90 до 185° К путем

применения емкостного моста [35]. Значения диэлектрической постоянной, которые представлены на фиг. 6, описываются уравнением

$$\epsilon = \frac{346,7}{T} + 0,938,$$

где T — температура, °К.

Диэлектрическая постоянная жидкого кислорода при 90° К, согласно [16], равна 1,48 и, согласно [35], $1,46 \pm 0,01$.

СВОЙСТВА ЖИДКИХ ОЗОНО-КИСЛОРОДНЫХ СМЕСЕЙ

Границы фаз

Как показано на фиг. 7, озono-кислородная жидкая система не является гомогенной во всей области составов. Верхняя критическая температура растворения, согласно литературным данным, равна 93° К [36, 37]. Выше этой температуры жидкие озон и кислород полностью смешиваются, а при более низких температурах они образуют два слоя: один — богатый озонem и другой — богатый кислородом. При верхней критической температуре растворения концентрация озона составляет 41,3 мол. %.

Для определения границ фаз можно применить многочисленные методы, например давление насыщенного пара и визуальное наблюдение. Браун и сотр. [34] для определения границ фаз использовали изменение магнитной восприимчивости озono-кислородных смесей. Разрывность магнитной восприимчивости находится на границе фаз. Главной задачей было создание соответствующей методики приготовления равновесных смесей. Интересующихся читателей отсылаем к оригинальной работе [34]. Краткое содержание этой работы состоит в следующем: отмеренное количество озона конденсируется в калиброванном объеме, затем отмеренное количество кислорода вводится в этот объем при помощи поршня из серной кислоты. Поршень позволяет газообразному кислороду возвращаться в систему до тех пор, пока не установится равновесное давление. Затем измеряется высота столба жидкости, поднимаемой магнитом Аллико V с индукцией 8000 гс, и представляется в виде графика в зависимости от состава, на котором разрывность становится ясной.

Для определения границ фаз Дженкинс и сотр. [36] применили диаграммы давления пара в зависимости от состава смеси. Характерные значения приведены в табл. 5.

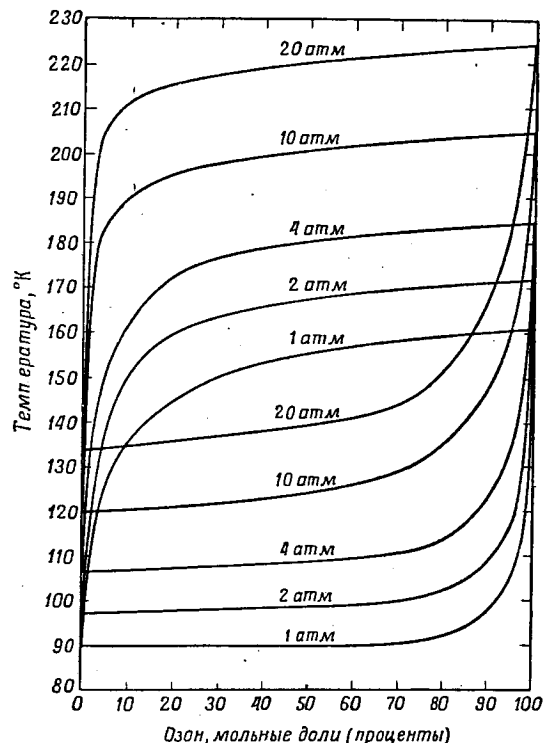
Таблица 5

Фазовые свойства жидкой озono-кислородной смеси

Температура, °К	Границы фаз, мол. %		Удельный вес, г/см ³	Коэффициент вязкости, сантипуазы
	согласно [36]	согласно [34]		
Фаза, богатая кислородом				
93,2	41,3	—	—	—
90,2	17,6	22,1	1,245	0,31
85,2	8,8	—	—	—
77,7	6,9	6,2	1,230	0,34
Фаза, богатая озонem				
93,2	41,3	—	—	—
90,2	67,2	63,6	1,426	0,79
85,2	78,2	—	—	—
77,7	84,3	86,8	1,563	—

Равновесие между паром и жидкостью

Фазовые диаграммы жидких озono-кислородных смесей при давлении 1 атм приводятся Дженкинсом, Ди Паоло и Бирдзаллем [36], а также



Фиг. 8. Равновесие между паром и жидкостью для озono-кислородных смесей. Брауном, Бергером и Гершем [37]. Шумахер [38, 39] представил фазовую диаграмму, которая является ошибочной, но ее отдельные положения сле-

Таблица 6

Теплота испарения и интегральная теплота растворения озono-кислородных смесей

Содержание озона, мол. %	Теплота испарения, ккал/моль	Интегральная теплота растворения, ккал/моль, отнесенная к	
		раствору	озону
100	3,630	—	—
90	1,422	2,01	2,23
80	1,499	1,73	2,16
60	1,586	1,24	2,07
40	1,642	0,79	1,98
20	1,642	0,39	1,95
10	1,642	0,19	1,90
0	1,642	—	—

дует учитывать. Герш и сопр. [40] распространили данные до 20 атм суммарного давления. Эти данные представлены на фиг. 8. Интегральная теплота растворения озono-кислородных смесей, вычисленная по этим данным, представлена в табл. 6. Теплота растворения при бесконечном разведении равна 1,90 ккал/моль озона (теплота выделяется).

Удельный вес

Значения удельного веса смесей, представленные в табл. 5, определены манометрическим способом [25]. Эти данные могут быть представлены следующими уравнениями:

$$\text{при } 77,7^\circ \text{ K} \quad \frac{1}{\gamma} = 0,833 - 0,213w,$$

$$\text{при } 90,2^\circ \text{ K} \quad \frac{1}{\gamma} = 0,877 - 0,240w,$$

где γ — удельный вес, г/см³, w — весовая доля озона.

Вязкость

Значения коэффициента вязкости отдельных фаз приведены в табл. 5. Если исходные вещества являются чистыми, то жидкие смеси подчиняются закону Ньютона [25].

Удельная тяга

В завершение работы следует заметить, что если применить озон в качестве окислителя для ракетных топлив, то можно получить высокие значения удельных тяг [41, 42]. В общем можно ожидать значение удельной тяги более 300 сек, если применить озон с различными горючими при давлениях: в камере сгорания $p_k = 70 \text{ атм}$ и в выходном сечении сопла $p_a = 1 \text{ атм}$. В табл. 7 представлены вычисленные значения удельных тяг при применении как озона, так и кислорода в комбинации с различными горючими.

Таблица 7

Значения удельных тяг при применении жидких озона и кислорода с различными горючими (неравновесное истечение), $p_k : p_a = 70 : 1$

Горючее	Удельная тяга, сек	
	озон	кислород
Углеводородное горючее JP-4	302	282
Аммиак	304	284
Гидразин	315	301
Водород	419	388

ЛИТЕРАТУРА

1. Platz G. M., Hersh C. K., Preparation of Liquid Ozone and Ozone-Oxygen Mixtures for Rocket Application, *Ind. Eng. Chem.*, 48, 742 (1956).

2. Air Reduction Company, Inc., Ozone Stabilization, U. S. Patent № 2 700 648, Jan. 25, 1955.
3. Schoenbein C. F., The Nature of Ozone, *Archives de L'Electricite*, 5, 11 (1854).
4. Karrer S., Wolf O. R., Preparation of Pure Ozone and Determination of Its Molecular Weight, *J. Am. Chem. Soc.*, 44, 2391 (1922).
5. Riesenfeld E. H., Schwab G. M., Ozone, *Ber.*, 55, 2088 (1922).
6. Schwab G. M., Ozone, *Z. Physik.*, 110, 599 (1924).
7. Mulliken R. S., Electronic Structures and Spectra of Triatomic Oxide Molecules, *Rev. Mod. Phys.*, 14, 204 (1942).
8. Klein M. J., Cleveland F. F., Meister A. G., Force Constants, Frequency Assignments and Thermodynamic Properties of Ozone, *J. Chem. Phys.*, 19, 1068 (1951).
9. Herzberg G., Infrared and Raman Spectra, 1-st ed., D. Van Nostrand Co. Inc., N. Y., 1947, p. 285.
10. Penney W. G., Sutherland G., The Relation Between the Force Constants and Vibration Frequencies of Triatomic Systems, *Proc. Royal Soc. (London)*, 156A, 654 (1936).
11. Hughes R. H., Microwave Spectrum and Structure of Ozone, *Phys. Rev.*, 85, 717 (1952).
12. Trambarulo R., Ghosh S., Burries C., Gordy W., The Molecular Structure, Dipole Moment and g Factor of Ozone from Its Microwave Spectrum, *J. Chem. Phys.*, 21, 851 (1953).
13. Brown C., Berger A. W., Hersh C. K., Solid Ozone, *J. Chem. Phys.*, 22, 1151 (1954).
14. Jenkins A. C., Birdsall C. M., The Liquid System Ozone-Oxygen, *J. Chem. Phys.*, 22, 1779 (1954).
15. Jenkins A. C., Birdsall C. M., The Vapor Pressure and Critical Constants of Pure Ozone, *J. Chem. Phys.*, 20, 1158 (1952).
16. Riesenfeld E. H., Behavior of Ozone, *Z. Elektrochem.*, 29, 119 (1923).
17. Scott R. B., Cryogenic Engineering, D. Van Nostrand Co. Inc., Princeton, N. J., 1959.
18. Riesenfeld E. H., Schwab G. M., The Physical Constants of Ozone, *Z. Physik*, 11, 12 (1922).
19. Riesenfeld E. H., Beja M., The Vapor Pressure of Pure Ozone, *Medd. Vetenskapsakad. Nodelinst.*, 6, 7 (1923).
20. Riesenfeld E. H., Beja M., Vapor Pressure of Pure Ozone, *Z. anorg. allgem. Chem.*, 132, 179 (1923).
21. Streng A. G., Grosse A. V., The Density of Solid Ozone, *J. Am. Chem. Soc.*, 81, 805 (1959).
22. Brown C., Francon K., Manometric Determination of the Density of Liquid Ozone, *J. Chem. Phys.*, 21, 917 (1953).
23. Jenkins A. C., Di Paolo F. S., Some Physical Properties of Pure Liquid Ozone and Ozone-Oxygen Mixtures, *J. Chem. Phys.*, 25, 296 (1956).
24. Brabets R. I., McDonough J. M., Density of Liquid Ozone, *J. Chem. Phys.*, 27, 880 (1957).
25. Hersh C. K., Berger A. W., Brown C., Physical Properties of Liquid Ozone-Oxygen Mixtures: Density, Viscosity and Surface Tension, *Advances in Chemistry Series*, vol. 21, American Chem. Soc., Washington 23, D. C., 1959, p. 22.
26. Brabets R. I., Waterman T. E., Specific Heat of Liquid Ozone, *J. Chem. Phys.*, 28, 1212 (1959).
27. Bichowsky F. R., Rossini F. D., Thermochemistry of the Chemical Substances¹⁾, Reinhold Publishing Co., N. Y., 1936.

¹⁾ На основании этой монографии составлен справочник: Брицке Э. В., Капустинский А. Ф., Веселовский Б. К., Шамовский Л. М., Ченцова Л. Г., Анваер В. И., Термические константы неорганических веществ, М.—Л., изд. АН СССР, 1949.

28. Jahn S., Determination of Ozone by Decomposition with Soda Lime, *Z. Anorg. Chem.*, 60, 337 (1908).
29. Kailan A., Jahn S., Ozone, *Z. Anorg. Chem.*, 68, 243 (1911).
30. Льюис Г., Рендалл М., Химическая термодинамика, ОНТИ, Химтеоретиздат, 1936.
31. Waterman T. E., Kirsh D. P., Brabets R. I., Thermal Conductivity of Liquid Ozone, *J. Chem. Phys.*, 29, 905 (1958).
32. Hutchinson E., On the Measurement of the Thermal Conductivity of Liquid Ozone, *J. Chem. Phys.*, 41, 87 (1945).
33. Ziebland H. (некоторые замечания к [31]), *J. Chem. Phys.*, 32, 303 (1960).
34. Brown C., Hersh C. K., Berger A. W., Magnetic Susceptibility of Liquid Ozone-Oxygen Mixtures, *J. Chem. Phys.*, 23, 103 (1955).
35. Hersh C. K., Platz G. M., Swehla R. J., Dielectric Constant of Liquid Ozone and Liquid Ozone-Oxygen Mixtures, *J. Phys. Chem.*, 63, 1968 (1959).
36. Jenkins A. C., Di Paolo F. S., Birdsall C. M., The System Ozone-Oxygen, *J. Chem. Phys.*, 23, 2049 (1955).
37. Brown C., Berger A. W., Hersh C. K., Phase Diagram of Liquid Ozone-Oxygen System, *J. Chem. Phys.*, 23, 1340 (1955).
38. Schumacher H. J., Solubility Diagram and the Temperature Composition Diagram at Atmospheric Pressure of Liquid System Ozone-Oxygen, *J. Chem. Phys.*, 21, 1610 (1953).
39. Schumacher H. J., The System Ozone-Oxygen and Its Behavior at Various Pressures and Temperatures, *Anales Assoc. Quim. Argentina*, 41, 198 (1953).
40. Hersh C. K., Brabets R. I., Platz G. M., Swehla R. J., Kirsh D. P., Vapor-Liquid Equilibria of Ozone-Oxygen System, *ARS Journal*, 30, 264 (1960).
41. Anon, High Energy Chemicals — High Performance, *Chem. Eng. News*, 20, May 27, (1957).
42. Anon, Theoretical Performance of Rocket Propellant Combination, North American Aviation, Canoga Park, California, 1959.

Сравнение жидких ракетных топлив, основанное на характеристиках ракеты

Дж. Меллиш, Дж. Гибб

В работе представлены результаты исследования совместного влияния удельной тяги и удельного веса топлива на характеристики ракет как с ограниченным весом (постоянный стартовый вес), так и с ограниченными размерами (постоянный объем топливных баков).

Приведены уравнения, связывающие характеристики ракеты с удельной тягой двигателя, удельным весом топлива, приращением идеальной скорости полета ракеты и весом двигательной установки в конце активного участка¹). Приводятся типичные значения веса двигательной установки в конце активного участка и приращения скорости полета ракеты для различных случаев применения и назначения ракет. Включены также графические зависимости для определения значений веса двигательной установки в конце активного участка, диапазона удельных тяг двигателя, удельного веса топлива и приращения идеальной скорости полета ракеты в зависимости от ее назначения.

Эти графики позволяют провести быстрое сравнение топлив. Основываясь на разработанном методе, сравниваются характерные топлива в зависимости от вида их применения. Рассмотрены также ограничения применения данного метода.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

- G_{TO} — начальный (стартовый) вес ракеты, кг;
- G_P — вес использованного топлива, кг;
- G_D — вес двигательной установки в конце активного участка, кг;
- G_{PL} — вес полезной нагрузки, кг;
- G_{BO} — вес ракеты в конце активного участка полета, кг;
- G_{OUT} — вес остатков топлива, кг;
- K_{OUT} — относительная доля несгоревшего топлива;
- K_1 — относительная доля инертных масс;
- K_{AF} — относительный вес топливных баков, кг/м³;
- V_{PT} — полный объем топливных баков, м³;
- V_P — объем использованного топлива, м³;
- K_{ULL} — относительная доля газовой подушки;
- γ_B — удельный вес топлива, кг/м³;
- $\Delta V, V$ — приращение идеальной скорости полета ракеты, м/сек;
- g — ускорение силы тяжести, м/сек²;
- P_1^∞ — удельная тяга двигателя в пустоте, сек;
- x — индекс, обозначающий топливо и параметры ракеты в случае его применения;
- y — индекс, обозначающий топливо и параметры ракеты в случае его применения.

¹) См. формулу (4). — Прим. ред.

ВВЕДЕНИЕ

Выбор топлива для ракет в каждом отдельном случае зависит от многих факторов (параметров топлива, его стоимости, надежности, наличия и т. д.). В общем случае, если топливо имеет исключительно хорошие характеристики при его применении в конкретном случае, то проблемы стоимости топлива и его наличия в производстве можно преодолеть, а надежность применения топлива улучшить. Определяющими параметрами топлива должны являться его удельная тяга и удельный вес. Если это сделано, то выбранное топливо может иметь высокие показатели лишь при одном или двух видах его применения и лишь посредственные показатели при других.

С этой точки зрения разработан метод сравнения топлив, учитывающий влияние удельной тяги двигателя, удельного веса топлива и вида его применения.

АНАЛИЗ

В этом разделе приведены уравнения (и их вывод), связывающие характеристики ракеты с удельной тягой двигателя и удельным весом топлива. Поскольку вследствие влияния совершенно других обстоятельств ракеты могут иметь ограничения либо по весу (постоянный стартовый вес), либо по габаритам (постоянный объем топливных баков), то уравнения представлены для обоих указанных случаев.

Ракеты с постоянным стартовым весом

Следующее уравнение используется для оценки жидких топлив в случае их применения в ракетах с постоянным стартовым весом:

$$\frac{G_{PL}}{G_{TO}} + K_1 = e^{-\frac{\Delta V}{g P_1^\infty}} - \left[K_{OUT} + \frac{K_{AF}}{\gamma_B} (1 + K_{OUT} + K_{ULL}) \right] (1 - e^{-\frac{\Delta V}{g P_1^\infty}}), \quad (1)$$

где G_{PL} — вес полезной нагрузки или начальный вес следующей ступени, кг; G_{TO} — начальный вес ракеты, кг; K_1 — относительная доля инертных масс (сумма веса двигателя, фиксированного веса корпуса ракеты и весов других различных инертных масс, деленная на начальный вес ракеты); ΔV — приращение идеальной скорости полета ракеты, м/сек; P_1^∞ — удельная тяга двигателя в пустоте, сек; K_{OUT} — относительная доля несгоревшего топлива (отношение веса остатков топлива к весу использованного топлива); K_{ULL} — относительная доля газовой подушки; K_{AF} — относительный вес топливных баков (отношение веса топливных баков и системы наддува к общему объему топливных баков), кг/м³; γ_B — удельный вес топлива, кг/м³; g — ускорение силы тяжести, 9,81 м/сек².

Уравнение (1) можно получить из следующих соотношений:

$$\frac{G_{PL}}{G_{TO}} = \frac{G_{BO}}{G_{TO}} - \frac{G_D}{G_{TO}}, \quad (2)$$

$$\Delta V = g P_1^\infty \ln \frac{G_{TO}}{G_{BO}}, \quad (3)$$

$$G_{TO} = G_P + G_D + G_{PL}, \quad (4)$$

$$G_D = G_{OUT} + K_1 G_{TO} + K_{AF} V_{PT}, \quad (5)$$

$$V_{PT} = (1 + K_{OUT} + K_{ULL}) V_P, \quad (6)$$

где G_{BO} — вес ракеты в конце активного участка (включая полезную нагрузку), кг; G_D — вес двигательной установки в конце активного участка, кг;

G_p — вес использованного топлива, кг; G_{out} — вес остатков топлива, кг; V_{PT} — полный объем топливных баков, м³; V_p — объем использованного топлива, м³.

Ракеты с постоянным объемом топливных баков

Далее приводится вывод уравнения для сравнения двух различных топлив, применяемых в какой-либо определенной ракете. Топлива обозначены через x и y . Ракета имеет индексы x и y , когда в ней соответственно применяются топлива x и y .

Топлива x и y применяются в одной и той же ракете, поэтому полный объем топливных баков один и тот же:

$$V_{PTx} = V_{PTy} \quad (7)$$

Полный объем топливных баков определяется следующим выражением:

$$V_{PT} = (1 + K_{out} + K_{ull}) V_p \quad (8)$$

Так как относительные объемные доли газовой подушки и остатков топлива в общем случае не изменяются при применении различных топлив, то объемы использованного топлива также равны:

$$V_{Px} = V_{Py} \quad (9)$$

или

$$\frac{G_{Px}}{\gamma_{Bx}} = \frac{G_{Py}}{\gamma_{By}} \quad (10)$$

Начальный вес ракеты определяется следующим уравнением:

$$G_{TO} = G_p + G_{BO} \quad (11)$$

Двигатель, корпус и полезная нагрузка для данной ракеты являются одними и теми же, а вес остатков топлива будет несколько изменяться при изменении удельного веса топлива. Однако вес остатков топлива составляет приблизительно лишь 0,5—1% общего веса ракеты в конце активного участка полета. Даже в том случае, если удельный вес топлива изменится на 100%, то вес остатков топлива составляет лишь 3% от общего веса ракеты в конце активного участка полета, поэтому влиянием изменения веса остатков топлива можно пренебречь. Следовательно, можно предположить, что вес ракеты в конце активного участка полета остается постоянным:

$$G_{BOx} = G_{BOy} = G_{BO} \quad (12)$$

Решая совместно уравнения (3), (10) и (11), получаем следующую зависимость:

$$\Delta V_y = g P_{iy}^{\infty} \ln \left[\frac{\gamma_{By}}{\gamma_{Bx}} \left(\frac{G_{TOx}}{G_{BO}} - 1 \right) + 1 \right] \quad (13)$$

ОБСУЖДЕНИЕ

Ракеты с постоянным стартовым весом

Общие замечания

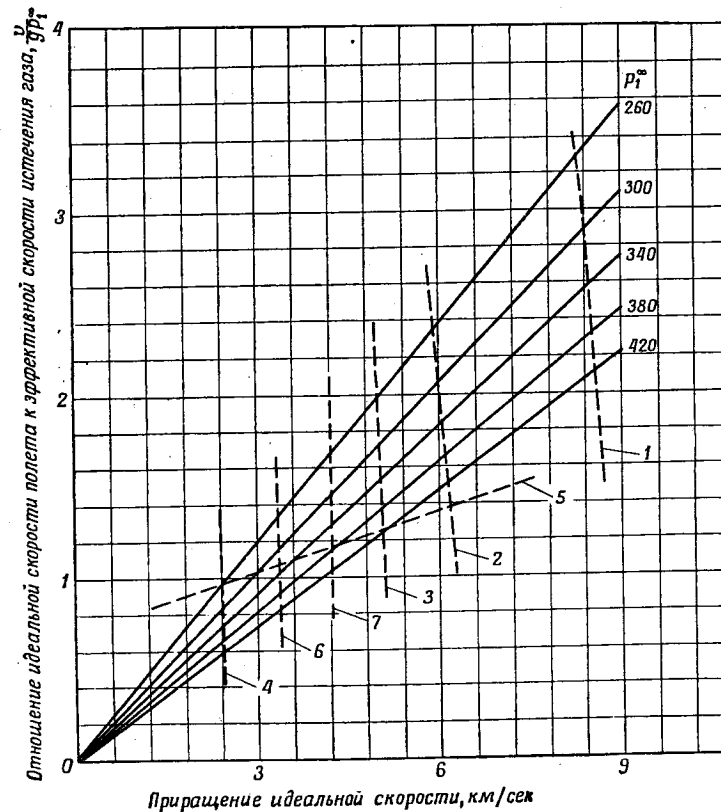
Уравнение (1) данной работы пригодно для определения характеристик ракет в случае применения любых жидких топлив, если известны следующие параметры:

1. Требуемое приращение идеальной скорости полета ракеты в зависимости от ее назначения.

2. Удельная тяга двигателя в пустоте.
3. Удельный вес топлива.
4. Относительные доли несгоревшего топлива и газовой подушки.
5. Относительный вес топливных баков.
6. Относительная доля инертных масс.

Требуемое приращение идеальной скорости полета ракеты

На фиг. 1 представлены приближенные требуемые параметры различных ракет и их ступеней в зависимости от назначения. Приведенные приращения



Фиг. 1. Приближенные требования к различным ракетным ступеням в зависимости от назначения полета ракеты.

1 — одноступенчатая межконтинентальная баллистическая ракета (дальность ~ 10 000 км); 2 — одноступенчатая баллистическая ракета средней дальности (дальность ~ 2800 км); 3 — одноступенчатая ракета класса «воздух — воздух — земля» (дальность ~ 1850 км); 4 — одноступенчатая ракета класса «воздух — воздух» (дальность ~ 185 км); 5 — ракетные ускорители и верхние ступени многоступенчатых ракет; 6 — выход на открытую орбиту с ~ 185 км круговой орбиты вокруг Земли; 7 — переход на 24-часовую экваториальную орбиту вокруг Земли с ~ 185 км круговой орбиты.

идеальной скорости полета ракеты представляют собой средние значения, полученные в результате расчетов на счетных машинах для ракет типичных целевых назначений.

Удельная тяга двигателя в пустоте

Удельная тяга двигателя зависит от состава топлива, давления газа в камере сгорания, геометрической степени расширения сопла, коэффициента весового соотношения компонентов топлива, значения тяги двигателя и некоторых других факторов. Приближенные значения удельных тяг нескольких топлив приведены в табл. 1.

Свойства топлив 1)

Таблица 1

Топливо	Весовой коэффициент соотношения компонентов ракетного топлива	Удельный вес топлива, кг/м ³	Удельная тяга двигателя в пустоте, сек
Четырехокись азота (N ₂ O ₄) — аэрозин-50 2)	1,9	1205	305
Гидразин — пентаборан (N ₂ H ₄ — B ₅ H ₉)	1,3	800	348
Кислород (O ₂) — углеводородное горючее RP-1 3)	2,25	1010	316
Трифтористый хлор-гидразин (ClF ₃ — N ₂ H ₄)	2,8	1520	307
Четырехокись азота — пентаборан (N ₂ O ₄ — B ₅ H ₉)	3,6	1135	327
Перекись водорода — пентаборан (H ₂ O ₂ — B ₅ H ₉)	2,8	1080	334
Кислород-водород (O ₂ — H ₂)	5,0	320	412
Ингибированная красная дымящая азотная кислота 4) — несимметричный диметилгидразин	3,0	1260	288

1) Параметры топлива приведены для давления газа в камере сгорания 70 ата и отношения площадей выходного и критического сечений сопла 20 : 1. Удельная тяга двигателя равна приблизительно 93% теоретического значения при условии равновесности процесса и оптимального весового коэффициента соотношения компонентов.
2) См. сноску на стр. 303.
3) Углеводородное горючее RP-1 является горючим типа керосина. — Прим. ред.
4) Ингибированная красная дымящая азотная кислота является смесью азотной кислоты и четырехоксида азота с добавкой ингибитора. — Прим. ред.

Удельный вес топлива

Удельный вес топлива зависит от удельных весов применяемых компонентов и коэффициента весового соотношения компонентов топлива. Удельный вес топлива при примерно оптимальном коэффициенте весового соотношения компонентов для нескольких топлив приведен в табл. 1.

Относительные доли несгоревшего топлива и газовой подушки

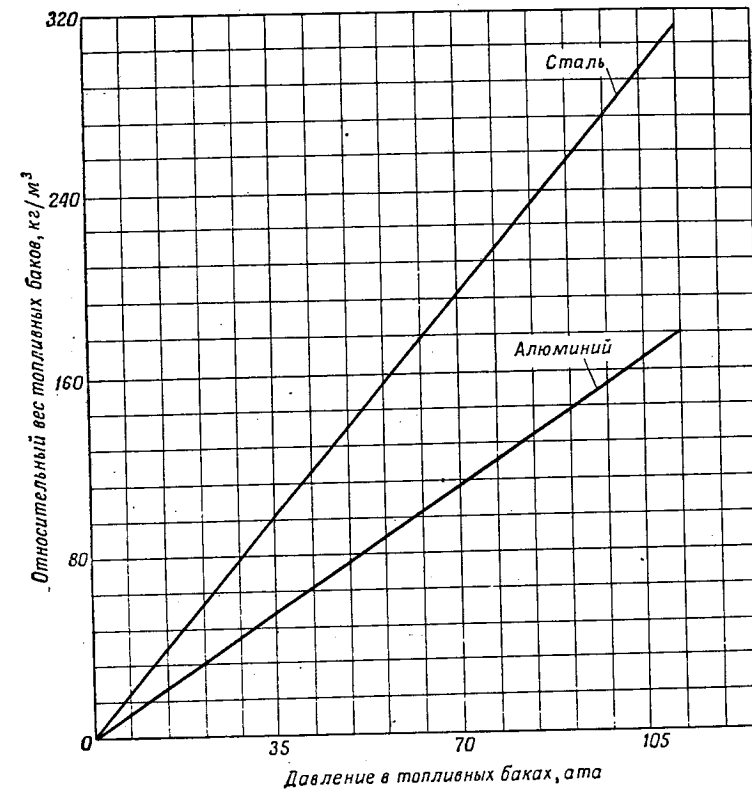
Основываясь на существующих конструкциях ракет, относительная доля газовой подушки принята приблизительно равной 1% объема использованного топлива; относительная доля несгоревшего топлива принята равной 1% веса использованного топлива.

Относительный вес топливных баков

Величина относительного веса топливных баков зависит от давления в топливном баке и материала стенок топливного бака. Эта величина может быть приближенно выражена следующим соотношением:

$$K_{AF} \approx \frac{G_T}{V_{PT}} \approx \frac{2000P\gamma}{\sigma}$$

где K_{AF} — относительный вес топливных баков, кг/м³; G_T — вес топливных баков и системы наддува, кг; V_{PT} — полный объем топливных баков, м³;



Фиг. 2. Приближенное изменение относительного веса топливных баков при изменении давления в баках и при вытеснительной системе подачи.

$$K_{AF} \approx \frac{G_T}{V_{PT}} \approx \frac{2000P\gamma}{\sigma}$$

где K_{AF} — относительный вес топливных баков, кг/м³; G_T — приведенный вес топливных баков, кг; V_{PT} — полный объем топливных баков, м³; γ — удельный вес материала баков, г/см³; σ — расчетное напряжение в конструкции, кг/см²; P — давление в баках, кг/см².

$$\sigma_{Al} = 3500 \text{ кг/см}^2; \sigma_{сталь} = 5600 \text{ кг/см}^2.$$

γ — удельный вес материала стенок топливных баков, г/см³; σ — расчетное значение напряжения материала стенок, кг/см²; P — давление в баках, кг/см².

Эта зависимость нанесена на графике фиг. 2 для стальных и алюминиевых баков. Для алюминиевого сплава и стали расчетные напряжения были приняты соответственно равными 3500 и 5600 кг/см².

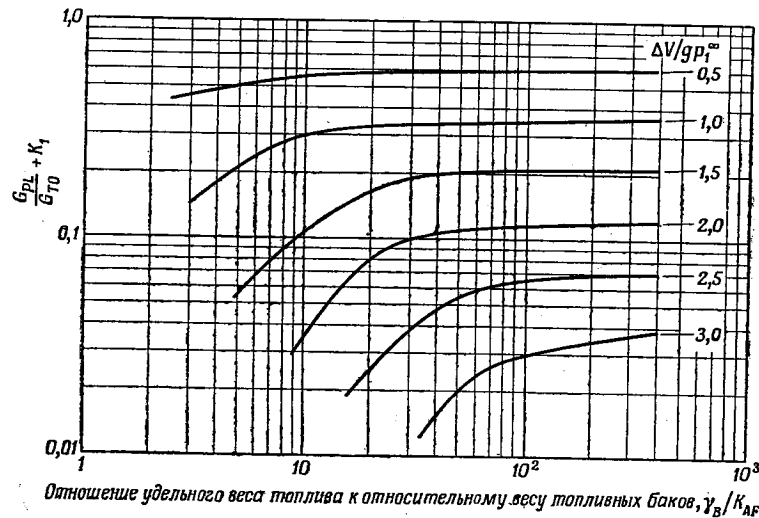
Приведенное уравнение дает возможность легко оценить значение относительного веса топливных баков в ракетах с вытеснительной системой подачи топлива при относительно высоких давлениях в баке. При насосной системе подачи топлива, когда давление в баках является относительно небольшим, следует принять значение относительного веса топливных баков равным 16 кг/м³.

Относительная доля инертных масс

Относительная доля инертных масс состоит из веса двигателя, веса корпуса ракеты, не зависящего от объема топливных баков, и весов других различных инертных масс. Типичным значением константы K_1 является значение, равное 0,033. Относительную долю инертных масс для ракеты можно определить только при детальном проектировании, однако точное определение значения этой константы не является важным при сравнении топлив, так как при сравнении представляет больший интерес ее относительное, а не абсолютное значение.

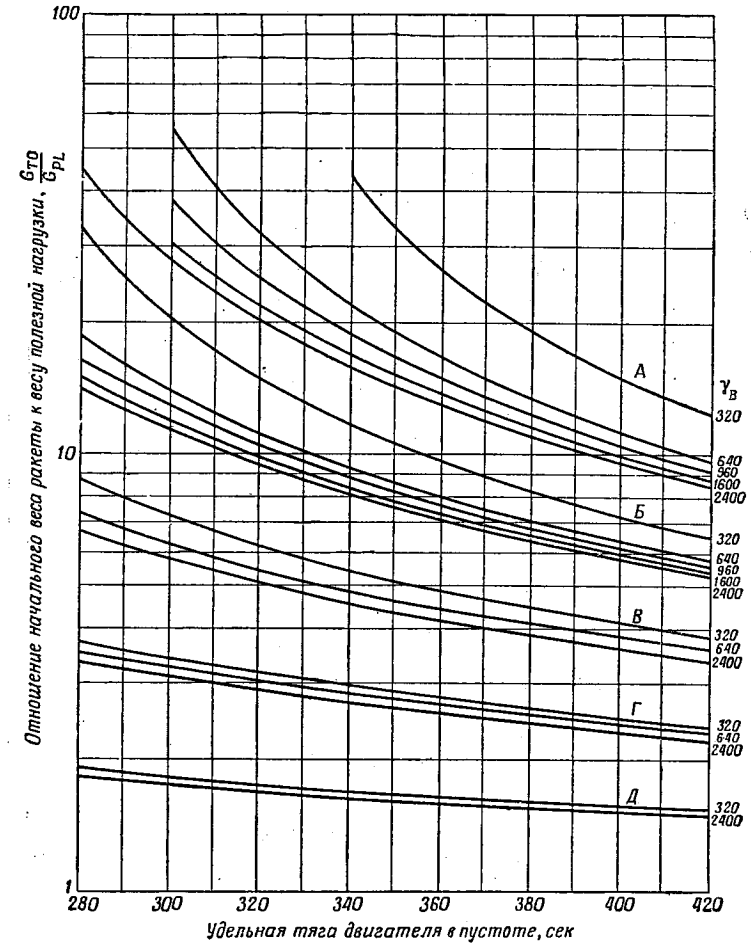
Сравнение топлив

На фиг. 3 представлены значения левой части уравнения (1) после подстановки в него значений относительных долей несгоревшего топлива и газовой подушки, равных 1%. С помощью графиков фиг. 3 можно быстро оценить

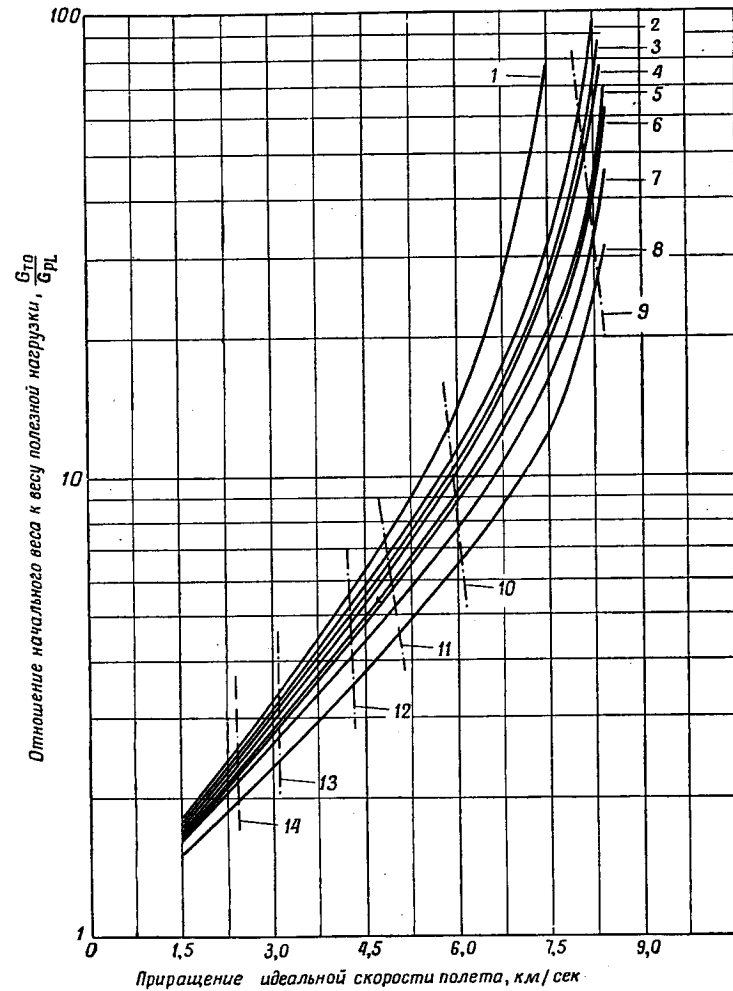


Фиг. 3. Общее сравнение характеристик топлив.
 $G_{PL}/G_{T0} + K_1$ — отношение веса полезной нагрузки к начальному весу ракеты плюс относительная доля инертных масс; $\Delta V/gP_1^{\infty}$ — отношение приращения идеальной скорости полета ракеты к эффективной скорости истечения газов.
 $K_{ULL} = K_{OUT} = 0,01$.

характеристики ракеты любого вида в зависимости от ее назначения или топлива.



Фиг. 4. Сравнение топлив при различных значениях приращения идеальной скорости полета ракеты.
 $K_1 = 0,033$; $K_{OUT} = K_{ULL} = 0,01$; $K_{AF} = 16 \text{ кг/м}^3$.
 Приращение идеальной скорости полета ракеты, м/сек. А = 7620; Б = 6100; В = 4570; Г = 3050; Д = 1520.



Ф и г. 5. Сравнение нескольких жидких топлив (ракеты с постоянным стартовым весом).

1 — ингибированная красная дымящая азотная кислота — несимметричный диметилгидразин; 2 — N_2O_4 — аэрозин-50; 3 — $ClF_3 - N_2H_4$; 4 — O_2 — углеводородное горючее RP-1; 5 — $N_2O_4 - V_5H_9$; 6 — $H_2O_2 - V_5H_9$; 7 — $N_2H_4 - V_5H_9$; 8 — $O_2 - H_2$; 9 — одноступенчатая межконтинентальная баллистическая ракета (дальность $\sim 10\ 000$ км); 10 — одноступенчатая баллистическая ракета средней дальности (дальность ~ 2800 км); 11 — одноступенчатая ракета класса «воздух — земля» (дальность ~ 1850 км); 12 — переход на 24-часовую вращательную орбиту вокруг Земли с 185 км круговой орбиты; 13 — выход на открытую орбиту с 185 км орбиты вокруг Земли; 14 — одноступенчатая ракета класса «воздух — воздух» (дальность 185 км).

На фиг. 4 представлены значения G_{TO}/G_{PL} , вычисленные по уравнению (1) после подстановки в него типичных рассмотренных выше параметров ракеты, имеющей насосную подачу топлива. Применяя данные, представленные на фиг. 3 и 4, и параметры топлива, приведенные в табл. 1, можно произвести сравнение топлив; результаты такого сравнения представлены на фиг. 5. Фиг. 4 позволяет определить относительное влияние удельного веса топлива и удельной тяги на характеристики ракеты. Например, топливо с удельным весом 1600 кг/м^3 должно иметь удельную тягу, равную 336 сек , чтобы обеспечить равноценное топливу гидразин — пентаборан ($N_2H_4 - V_5H_9$, удельная тяга 348 сек) приращение скорости 6100 м/сек (баллистическая ракета средней дальности полета 2800 км).

Характеристики ракет с постоянным стартовым весом и насосной подачей топлива ухудшаются при изменении топлива в такой же степени, в какой понижается удельная тяга топлива, что видно из анализа фиг. 5. Поэтому выбор топлива для этой ракеты, исходя только из ее характеристик, почти полностью определяется удельной тягой. Замечено, что характеристики ракет с низким приращением скорости полета при увеличении удельной тяги топлива улучшаются в меньшей степени, чем характеристики ракет с большим приращением скорости полета (как, например, одноступенчатые межконтинентальные баллистические ракеты с дальностью действия $10\ 000\text{ км}$). Следовательно, при выборе топлива для ракет с низким потребным приращением скорости полета (например, ракеты класса «воздух — воздух») должны приниматься во внимание и такие факторы, как стоимость или размеры ракеты. Эти выводы не являются общими, и их нельзя применять для любой ракеты, так как данное сравнение проведено лишь для конкретной ракеты при принятом ряде конструктивных параметров. Следует заметить, что хотя значение принятой относительной доли инертных масс и не является особо важным при сравнении топлив, однако значение принятого относительного веса топливных баков оказывает непосредственное влияние на сравнение и поэтому в каждом отдельном случае выбору последнего параметра следует уделять особое внимание.

Влияние лобового сопротивления

Изменение диаметра ракеты, вызванное применением топлив с различным удельным весом, изменяет величину лобового сопротивления ракеты и, следовательно, требуемого приращения идеальной скорости полета ракеты во время работы первой ступени. Влияние лобового сопротивления при сравнении топлив для первых ступеней ракет можно представить следующим образом.

Если диаметр ступени ракеты остается неизменным, то влиянием лобового сопротивления можно пренебречь.

Если остается постоянным отношение длины ступени к ее диаметру (L/D), то изменение лобового сопротивления приблизительно пропорционально изменению D^2 .

Так как объем топлива пропорционален D^3 и обратно пропорционален удельному весу топлива γ_B , то зависимость силы лобового сопротивления F_D от величины удельного веса топлива можно приближенно выразить следующим соотношением:

$$F_D \sim \frac{1}{\gamma_B^{2/3}}$$

Для ракеты с постоянными значениями тяги и стартового веса потеря скорости полета ΔV_D , вызванная наличием лобового сопротивления,

приблизительно пропорциональна силе лобового сопротивления. Следовательно,

$$\Delta V_D \sim F_D \sim \frac{1}{\gamma_B^{2/3}}.$$

Анализ траекторий полета ракет, проведенные с помощью счетной машины IBM 704, показали, что потеря скорости полета вследствие лобового сопротивления приблизительно равна 150 м/сек при среднем значении удельного веса топлива (960 кг/м³). После подстановки этих значений в приведенную функциональную зависимость приходим к формуле

$$\Delta V_D \approx 150 \left(\frac{960}{\gamma_B} \right)^{2/3}.$$

Потеря скорости полета, равная 150 м/сек при удельном весе топлива 960 кг/м³, относится к ракете, имеющей стартовый вес около 90 т. Для ракет, имеющих другой стартовый вес, влияние габарита на величину лобового сопротивления можно определить следующим образом.

Если отношение тяги двигателя ракеты к ее стартовому весу постоянно, то сила лобового сопротивления приблизительно пропорциональна стартовому весу в степени 2/3

$$F_D \sim G_{TO}^{2/3}.$$

Потеря скорости полета вследствие лобового сопротивления прямо пропорциональна силе лобового сопротивления и обратно пропорциональна стартовому весу

$$\Delta V_D \sim \frac{F_D}{G_{TO}}.$$

Следовательно, потеря скорости полета вследствие лобового сопротивления обратно пропорциональна стартовому весу в степени 1/3:

$$\Delta V_D \sim \frac{1}{G_{TO}^{1/3}}.$$

Эта зависимость совместно с уравнением потерь, вызванных лобовым сопротивлением, дает

$$\Delta V_D \approx 150 \left(\frac{90}{G_{TO}} \right)^{1/3} \left(\frac{960}{\gamma_B} \right)^{2/3}.$$

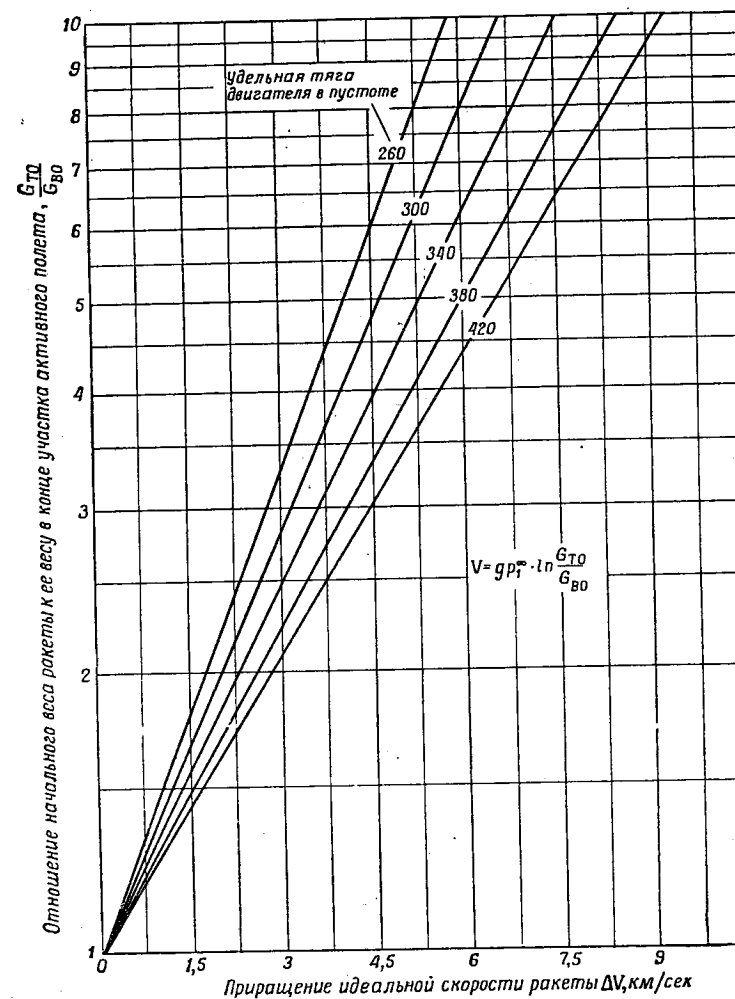
Так как номинальное значение потери скорости полета ракеты (150 м/сек) включено в значения приращения идеальной скорости полета первой ступени, приведенные на фиг. 1, то следует вводить следующую поправку:

$$\Delta V_{DC} \approx 150 \left[\left(\frac{90}{G_{TO}} \right)^{1/3} \left(\frac{960}{\gamma_B} \right)^{2/3} - 1 \right].$$

Ракеты с постоянным объемом топливных баков

Сравнение параметров топлива

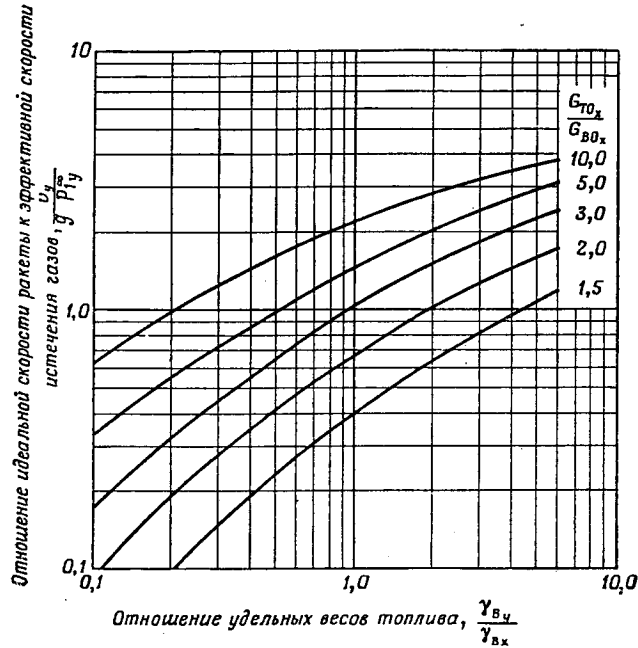
Если параметром ракеты, использующей конкретное топливо, является известное или принятое значение приращения идеальной скорости полета, то в случае применения другого топлива на данной ракете этот параметр можно определить с помощью уравнения (13), полученного ранее, или по фиг. 6 и 8. Для сравнения топлив можно воспользоваться фиг. 6—8 по следующим этапам.



Ф и г. 6. Зависимость отношения начального веса ракеты к ее весу в конце участка активного полета от приращения идеальной скорости полета ракеты.

1-й этап

Определить приращение идеальной скорости полета ракеты ΔV_x при применении некоторого топлива x . Это приращение скорости можно взять на основании уже известных конструкций или можно принять. Приращение



Фиг. 7. Отношение приращения идеальной скорости полета ракеты к эффективной скорости истечения газа в зависимости от отношения удельных весов топлива.

Кривые построены для постоянного объема топливных баков; $G_{BOx} = G_{BOy}$; индексы x и y обозначают соответственно ракету с топливами x и y .

$$\frac{\Delta V_y}{g P_{1y}^\infty} = \ln \left[\frac{\gamma_{By}}{\gamma_{Bx}} \left(\frac{G_{TOx}}{G_{BOx}} - 1 \right) + 1 \right] = \ln \frac{G_{TOy}}{G_{BOy}}; \Delta V_x = g P_{1x}^\infty \ln \frac{G_{TOx}}{G_{BOx}}$$

скорости полета ракеты при применении другого топлива можно сравнить со значением ΔV_x . Если необходимо выбрать значение ΔV_x , то может быть полезной фиг. 1 для выбора величины приращения скорости полета, соответствующей предполагаемому назначению ракеты.

2-й этап

По значениям ΔV_x и P_{1x}^∞ найти с помощью фиг. 6 значение отношения G_{TOx}/G_{BOx} .

3-й этап

По значениям γ_{By}/γ_{Bx} и G_{TOx}/G_{BOx} определить с помощью фиг. 7 значение $\Delta V_y/g P_{1y}^\infty$.

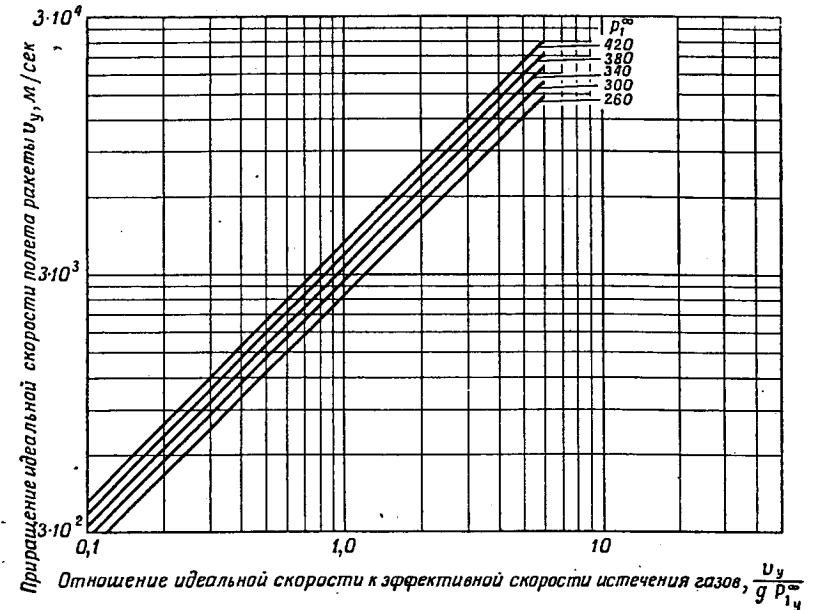
4-й этап

По значениям $\Delta V_y/g P_{1y}^\infty$ и P_{1y}^∞ определить с помощью фиг. 8 значение ΔV_y .

5-й этап

Если величина ΔV_y больше принятой величины ΔV_x , то топливо y лучше топлива x по своим параметрам для данного случая. Этот вывод является обратимым.

Следует отметить, что уравнение (13) или фиг. 6—8 можно применить не только для сравнения различных топлив, но также и для сравнения одного



Фиг. 8. Зависимость приращения идеальной скорости полета ракеты от отношения приращения идеальной скорости полета ракеты к эффективной скорости истечения газа.

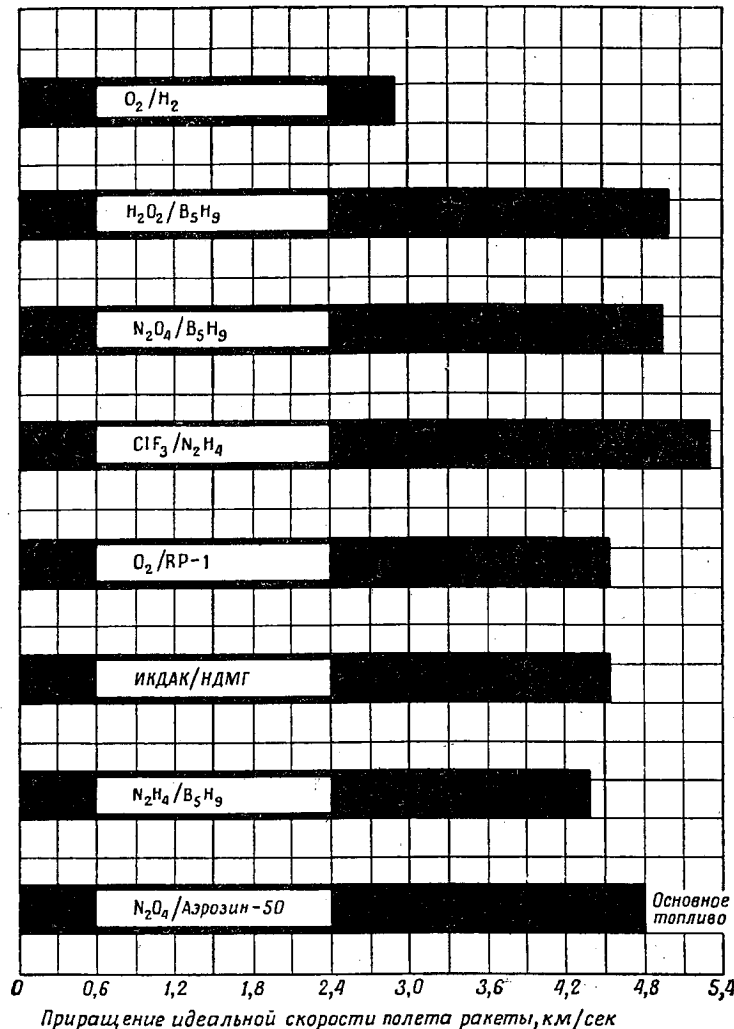
Кривые построены для постоянного объема топливных баков; $G_{BOx} = G_{BOy}$; индексы x и y обозначают соответственно ракету с топливами x и y .

и того же топлива при различных значениях коэффициента весовых соотношений компонентов топлива, так как в некоторых случаях целесообразно отойти от оптимального весового коэффициента соотношений компонентов за счет увеличения удельного веса топлива.

Параметры фиг. 9 получены на основании параметров, приведенных на фиг. 6—8 и в табл. 1. В качестве основного топлива принято топливо четырехокись азота (N_2O_4) — аэрозин-50¹⁾, примененное в баллистической ракете средней дальности ~1850 км ($\Delta V = 4900 \text{ м/сек}$). Другие топлива сравнивались по величине приращения идеальной скорости полета ракеты для такого же общего объема топливных баков, как и для топлива четырехокись азота — аэрозин-50.

В диапазоне дальности полета ракеты от 1850 до 3700 км переводной коэффициент приращения идеальной скорости полета в дальность полета составляет примерно 1,35 км/(м/сек). Этот переводной коэффициент применяется для получения дальности полета по значениям приращения скорости полета, приведенным на диаграмме фиг. 9. Значения дальности полета

¹⁾ Аэрозин-50 — горючее, представляющее собой смесь 50% (по весу) гидразина и 50% несимметричного диметилгидразина. — Прим. перев.



Ф и г. 9. Сравнение нескольких жидких топлив (ракета с постоянным объемом топливных баков).
ИКДАК/НДМГ—ингибированная красная дымящая азотная кислота—несимметричный диметилгидразин.

ракет с постоянным объемом топливных баков и с применением различных топлив представлены в табл. 2. Из табл. 2 следует, что скорость полета ракеты, достигаемая при применении топлива кислород — водород ($O_2 - H_2$), очень низка, поэтому в данном случае нельзя применять постоянные значения переводного коэффициента приращения идеальной скорости в дальность

Таблица 2

Сравнение топлив, в случае применения в ракетах с постоянным объемом топливных баков

Топливо	Приращение идеальной скорости полета ракеты, м/сек	Дальность полета, км
Четырехокись азота (N_2O_4) — аэрозин-50 ¹⁾	4900	1850
Гидразин — пентаборан ($N_2H_4 - B_5H_9$)	4500	1350
Ингибированная красная дымящая азотная кислота — несимметричный диметилгидразин	4650	1500
Кислород (O_2) — углеводородное горючее RP-1	4650	1550
Трехфтористый хлор — гидразин ($ClF_3 - N_2H_4$)	5400	2600
Четырехокись азота — пентаборан ($N_2O_4 - B_5H_9$)	5000	2050
Перекись водорода — пентаборан ($H_2O_2 - B_5H_9$)	5100	2150
Кислород — водород ($O_2 - H_2$) ²⁾	3000	Менее 930

¹⁾ Основное топливо.
²⁾ Приращение скорости полета ракеты является слишком малым, чтобы использовать линейную экстраполяцию.

полета и поэтому дальность полета оценена приближенно. Параметры, приведенные на фиг. 9 и в табл. 2, показывают, что удельный вес топлива играет первостепенную роль при выборе топлива, если ракеты имеют постоянный объем топливных баков. На основании сравнения топлив четырехокись азота — пентаборан ($N_2O_4 - B_5H_9$) и перекись водорода — пентаборан ($H_2O_2 - B_5H_9$) приходим к заключению, что 5%-ное увеличение удельного веса топлива приблизительно эквивалентно 2%-ному уменьшению удельной тяги двигателя. Вероятно, эквивалент удельный вес топлива — удельная тяга будет действительным для оценки характеристик большинства ракет, так как нет необходимости учитывать другие характеристики ракет. В заключение следует еще раз напомнить, что настоящие выводы сделаны только на основании оценки характеристик ракеты.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Изложенный выше анализ дает способ сравнения топлив посредством относительно простого метода. При разработке этого метода не учитывался ряд факторов, могущих оказать существенное влияние на характеристики ракеты. Из этих факторов основными являются следующие.

Материал топливных баков должен быть совместим с топливом, содержащимся в баках. Это требование может обусловить различные относительные веса топливных баков для различных топлив.

У ракет с насосной системой подачи давление в топливных баках зависит от давления паров топлива при требуемом диапазоне температур эксплуатации ракеты. Следовательно, относительный вес топливных баков может измениться при применении другого топлива даже в том случае, если применяется одинаковый материал топливных баков.

Для многих космических ракет требуется длительный период пассивного полета; следовательно, топлива для космических ракет должны быть стабильными при хранении. Величина потери топлива при хранении вследствие испарения и меры по обеспечению теплоизоляции могут привести к изменению относительной полезной нагрузки космической ракеты.

Приведенные факторы можно учесть при сравнении топлив для ракет специальных назначений при помощи поправок к соответствующим переменным в основных уравнениях.

Сравнительные характеристики высококипящих топлив;

влияние удельной тяги и удельного веса

Дж. Джортнер

В работе приведена оценка характеристик ракетных двигательных установок в зависимости от удельной тяги и удельного веса применяемых топлив. Полученные уравнения имеют весьма простой вид и позволяют производить быстрое предварительное сравнение «характеристик» топлив. «Характеристики» выражены в виде веса и объема двигательной установки, требуемых для данного целевого назначения.

В качестве иллюстраций в виде графиков приведены характеристики ракет в зависимости от удельной тяги и удельного веса топлива при их различных целевых назначениях, включая: 1) несколько видов двигателей ступеней баллистических ракет и 2) вспомогательные ракетные двигатели, например рулевые двигатели для управления положением ракеты в пространстве.

Графики применимы для сравнения характеристик типичных высококипящих топлив, включая топлива с высокой удельной тягой и малым удельным весом, например гидразин с пентабораном, и топлива с низкой удельной тягой и высоким удельным весом, например пятифтористый бром с несимметричным диметилгидразином.

Показано, что различие эксплуатационных качеств топлива в значительной степени зависит от вида целевого назначения ракетной двигательной установки и от применяемого критерия при оценке топлив: веса или объема двигательной установки.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

- P — тяга, кг;
- g — ускорение силы тяжести, m/sec^2 ;
- P_1 — удельная тяга, $kg \cdot sec/kg$;
- I_T — полный импульс тяги, $kg \cdot sec$;
- K_P — относительный вес двигателя, kg/kg ;
- K_M — относительный вес вспомогательных узлов и агрегатов, kg/kg ;
- $K_{\Delta F}$ — относительный вес топливных баков и системы наддува, kg/m^3 ;
- m — масса, $kg \cdot sec^2/m$;
- R — отношение G_{TO}/G_{BO} ;
- V_P — объем использованного топлива, m^3 ;
- G — вес, кг;
- G_{TO} — начальный вес ступени ракеты, включая вес полезной нагрузки, кг;
- G_{BO} — вес ступени ракеты в момент выключения двигателей, включая вес полезной нагрузки, кг;
- G_P — вес использованного топлива, кг;
- G_{PL} — вес полезной нагрузки, кг;
- G_S — начальный вес двигательной установки, кг;
- γ_B — удельный вес топлива, kg/m^3 .

ИНДЕКСЫ

I, II, III — соответствуют первой, второй и третьей ступеням многоступенчатой ракеты.

ВВЕДЕНИЕ

Большое и быстро увеличивающееся число перспективных жидких ракетных топлив вызывает необходимость разработки простого и нетрудоемкого метода сравнения топлив между собой по характеристикам двигательной установки. Этот метод не должен быть точным и исчерпывающим методом сравнения, однако он должен позволять быстро и надежно выявлять все существенные различия параметров топлива. Данная работа выполнена исходя из этих положений. Другие, несколько отличные приближенные решения этой задачи уже сделаны, что можно видеть в работах [1—3].

Во многих случаях применения ракетных двигательных установок требуется, чтобы они имели минимальный вес и минимальные габаритные размеры. Таким образом, в качестве критериев характеристики двигательной установки приняты вес и объем двигательной установки.

Вес и объем двигательной установки зависят от технических требований к ней и применяемого топлива. Под техническими требованиями в данной работе подразумеваются назначение двигательной установки, ее общий тип (с вытеснительной или с турбонасосной системой подачи топлива), применяемые конструкционные материалы и методы производства, применяемые во время изготовления конструкции. Влияние применяемого топлива проявляется главным образом через его удельную тягу и удельный вес.

В настоящей работе получены уравнения, связывающие вес и объем двигательной установки с удельной тягой топлива и его удельным весом; предполагается, что технические требования к двигательной установке известны для любого отдельного вида ее применения. Рассматриваются два основных вида применения ракетной двигательной установки: для баллистических ракет и в качестве вспомогательных двигателей.

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ

Баллистические ракеты служат для доставки полезной нагрузки к заданному месту назначения. При соответствующей оптимальной траектории полета ракеты достигаемое расстояние полета до места назначения является функцией главным образом скорости ракеты в конце активного участка траектории полета. В свою очередь скорость ракеты в конце активного участка траектории связана (посредством определенных «потерь» скорости) со скоростью ракеты при полете по прямолинейной траектории без действия на нее сил тяготения и сопротивления. Последняя скорость, иногда называемая идеальной скоростью, равна для одноступенчатой ракеты

$$\Delta V = \int_{G_{\text{во}}}^{G_{\text{то}}} P_1 g \frac{dm}{m} = \bar{P}_1 g \ln R, \quad (1)$$

где $R = G_{\text{то}}/G_{\text{во}}$.

Потери скорости при движении ракеты по траектории являются относительно независимыми от применяемого топлива, поэтому возможна упрощенная замена дальности полета ракеты в зависимости от ее назначения соответствующим значением ΔV .

Весовые характеристики

Начальный вес ступени ракеты принимается состоящим из полезной нагрузки (для многоступенчатой ракеты она может быть равна начальному весу следующей ступени), веса полезного топлива на борту при взлете и веса ракетной двигательной установки в момент выключения ракетных двигателей. Вес двигательной установки в момент выключения двигателей может быть подразделен на три главные составляющие:

1. Вес систем, непосредственно дающих тягу (G_P). Сюда входят камера двигателя, турбонасосный агрегат (если таковой имеется) и соответствующие топливные магистрали и рамы. Для двигателя любого назначения этот вес принимается пропорциональным величине тяги

$$G_P = K_P P. \quad (2)$$

2. Вес топливных баков, агрегатов наддува и вытеснительной системы подачи топлива (G_V). Сюда входят топливные баки, агрегаты наддува баков и вытеснительной системы подачи топлива. Для ракеты любого назначения этот вес принимается пропорциональным объему топлива

$$G_V = K_{\text{AF}} V_P. \quad (3)$$

3. Вес остальных частей ракеты (G_M). Включает вес всех металлических деталей, не вошедший в первые две категории, и, кроме того, вес остатка топлива, оставшегося в баках в момент выключения ракетных двигателей. Произвольно принято, что этот вес пропорционален весу топлива

$$G_M = K_M G_P. \quad (4)$$

Полный начальный вес ступени ракеты, следовательно, равен

$$G_{\text{ТО}} = G_{\text{PL}} + G_P + K_M G_P + K_{\text{AF}} V_P + K_P P = G_{\text{PL}} + G_P + K_M G_P + K_{\text{AF}} \frac{G_P}{\gamma_B} + K_P \frac{P}{G_{\text{ТО}}} G_{\text{ТО}}. \quad (5)$$

Из определения R [см. уравнение (1)] следует

$$G_P = \frac{R-1}{R} G_{\text{ТО}}, \quad (6)$$

где $R = e^{\Delta V/g\bar{P}}$.

Подставляя уравнение (6) в (5) и преобразуя, находим

$$\frac{G_{\text{PL}}}{G_{\text{ТО}}} = 1 - \frac{R-1}{R} \left(1 + K_M + \frac{K_{\text{AF}}}{\gamma_B} \right) - K_P \frac{P}{G_{\text{ТО}}}. \quad (7)$$

Если определены назначение ракеты, ее тип и технический уровень, то можно считать величины констант K_M , K_{AF} , K_P , $P/G_{\text{ТО}}$ и ΔV известными¹⁾. Следовательно, уравнение (7) дает желаемую зависимость, т. е. оно связывает между собой величины $G_{\text{ТО}}$, P и γ_B для ракеты данного вида применения. Чем выше значение $G_{\text{PL}}/G_{\text{ТО}}$, тем лучше параметры ракеты.

Общая характеристика многоступенчатой ракеты определяется как произведение отношений полезной нагрузки к начальному весу каждой ступени

$$\frac{G_{\text{PL}}}{G_{\text{ТО}}} = \left(\frac{G_{\text{PL}}}{G_{\text{ТО}}} \right)_I \left(\frac{G_{\text{PL}}}{G_{\text{ТО}}} \right)_{II} \left(\frac{G_{\text{PL}}}{G_{\text{ТО}}} \right)_{III} \dots \quad (8)$$

При применении полученных уравнений прежде всего необходимо предварительно задать значением ΔV для каждой ступени многоступенчатой ракеты.

¹⁾ Это допущение настоящего метода быстрого сравнения параметров топлива содержит большинство упрощений и отступлений от точного решения. Хотя для многих целевых назначений данный метод дает достаточно точные значения, однако в ряде случаев результаты следует применять осторожно. Например:

а) для ракет с большим лобовым сопротивлением изменение диаметра ступени, обусловленное изменением удельного веса топлива, может привести к существенному изменению ΔV ,

б) если оптимальные условия работы двигательной установки (давление газа в камере сгорания, давление наддува баков и т. д.) в сильной степени зависят от удельного веса топлива, то нельзя принимать значения коэффициентов K_{AF} , K_P и K_M постоянными.

Объемные характеристики

Объемные характеристики ракеты при применении различных топлив можно предположительно определять путем сравнения лишь объемов топлива; в ракетах заданного целевого назначения объем полезной нагрузки является неизменным, кроме того, объемы узлов ракеты, таких, как камера двигателя, в значительной степени определяются конструкторами и трудно поддаются аналитическому описанию.

Из уравнений (6) и (7) следует

$$\frac{G_{PL}}{V_P} = \frac{G_{PL}}{G_{TO}} \frac{R}{R-1} \gamma_B. \quad (9)$$

Напомним, что у двухступенчатой ракеты вес полезной нагрузки первой ступени равен начальному весу второй ступени:

$$\frac{G_{PL}}{V_P} = \frac{1}{\left(\frac{G_{TO}}{G_{PL}}\right)_{II} \left(\frac{V_P}{G_{PL}}\right)_I + \left(\frac{V_P}{G_{PL}}\right)_{II}}, \quad (10)$$

где V_P всей ракеты представляет собой сумму объемов топлива всех ступеней ракеты.

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ

По определению, вес топлива вспомогательных двигательных установок весьма мал по сравнению с начальным весом ракеты, так что при расходе топлива вспомогательным ракетным двигателем вес ракеты не претерпевает заметного изменения и поэтому не возникает существенного изменения в приращении скорости поступательного движения. Примером этого могут служить рулевые двигатели для управления положением ракеты по углам тангажа, рыскания и крена. Назначение двигательных установок этого типа определяется величиной тяги и временем действия или величиной полного импульса тяги и величиной самой тяги.

Весовые характеристики

Вес вспомогательных двигательных установок определяется выражением, подобным выражению для определения веса баллистической ракеты:

$$G_S = G_P + K_M G_P + K_{AF} \frac{G_P}{\gamma_B} + K_P P. \quad (11)$$

Так как значения P и K_P не зависят от применяемого топлива, то можно ограничиться рассмотрением только части системы

$$G_S = G_P + K_M G_P + K_{AF} \frac{G_P}{\gamma_B}. \quad (12)$$

Однако

$$G_P = \frac{I_T}{P_1}. \quad (13)$$

Подставляя уравнение (12) в уравнение (13) и выполнив соответствующие преобразования, получим

$$\frac{I_T}{G_S} = \frac{P_1}{1 + K_M + \frac{K_{AF}}{\gamma_B}}. \quad (14)$$

Чем выше значение I_T/G_S , тем лучше характеристика вспомогательной ракетной двигательной установки.

Объемные характеристики

Снова в качестве основной характеристики принимается объем топлива

$$V_P = \frac{G_P}{\gamma_B} = \frac{I_T}{P_1 \gamma_B} \quad (15)$$

и

$$\frac{I_T}{V_P} = P_1 \gamma_B. \quad (16)$$

ПРИМЕРЫ

Для иллюстрации применения уравнений, полученных в предыдущих разделах, сравним применение топлив в ракетной двигательной установке, имеющей следующие параметры:

$$K_{AF} = 16,0,$$

$$K_P = 0,01,$$

$$K_M = 0,03.$$

Эта двигательная установка поставлена на одноступенчатой баллистической ракете, имеющей

$$\Delta V = 6000,$$

$$\frac{P}{G_{TO}} = 1,5.$$

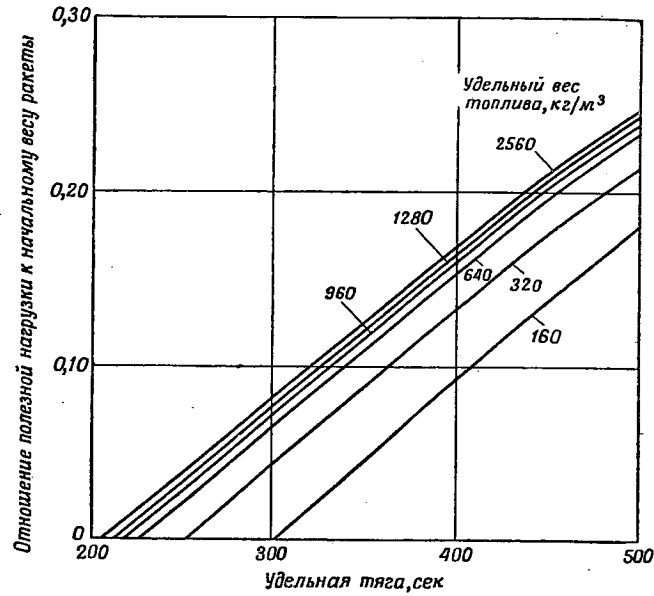
По относительно низкому значению K_{AF} можно установить, что данный двигатель оборудован насосной системой подачи. По своим данным двигательную установку можно применить на одноступенчатой баллистической ракете средней дальности или, возможно, на конечной ступени космической ракеты.

По уравнениям (7) и (9) можно получить параметры для построения соответственно кривых, представленных на фиг. 1 и 2. Если значения P_1 и γ_B заданы для любых топлив, то по этим графикам можно определить характеристики топлива, выраженные через веса и объемы.

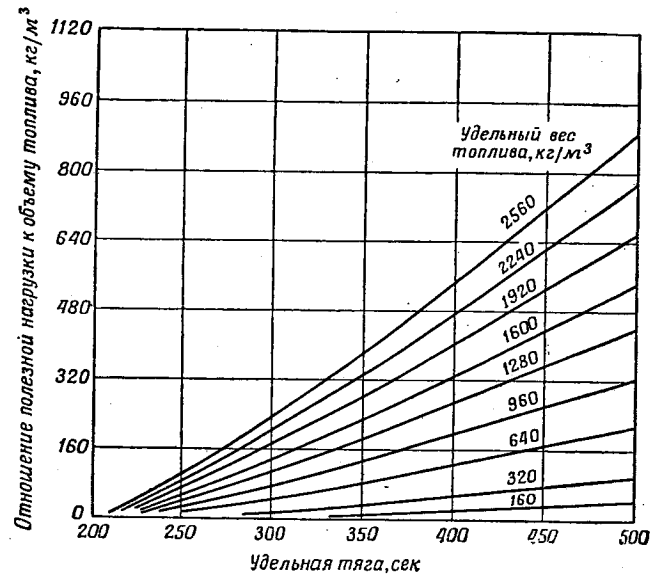
В качестве примера сравниваются следующие топлива:

Топливо	P_1	γ_B	G_{PL}/G_{TO}	G_{PL}/V_P
Гидразин—пентаборан (N_2H_4 — B_5H_9)	329	790	0,093	90
Пятифтористый бром (BrF_5)—несимметричный диметилгидразин	231	1700	0,016	29
Четырехокись азота—гидразин (N_2O_4 — N_2H_4)	291	1210	0,064	88

Примененные значения удельной тяги являются теоретическими оптимальными значениями при равновесном процессе сгорания и расширения продуктов сгорания; давление газа в камере сгорания равно 70 ата и в выходном сечении сопла давление соответствует атмосферным условиям на уровне моря. Хотя двигатель ступени ракеты, наиболее вероятно, не будет работать при давлении газа в камере сгорания 70 ата и в окружающей среде на уровне моря, а скорее будет работать при других давлениях в камере



Ф и г. 1. Баллистическая ракета, критерий — вес (двигатель с насосной системой подачи).
Заданные величины: $\Delta V=6000$ м/сек; $K_M=0,03$; $K_{AF}=16,0$ кг/м³; $K_P=0,01$; $P/G_{TO}=1,5$.



Ф и г. 2. Баллистическая ракета, критерий — объем (двигатель с насосной системой подачи).
Заданные величины: $\Delta V=6000$ м/сек; $K_M=0,03$; $K_{AF}=16,0$ кг/м³; $K_P=0,01$; $P/G_{TO}=1,5$.

сгорания и на разных высотах, тем не менее для сравнительной оценки характеристик топлив можно брать значения удельной тяги, полученные таким образом.

Очевидно, что настоящий метод не пригоден для определения действительных характеристик двигательных установок. Метод пригоден для быстрой предварительной сравнительной оценки характеристик топлив.

Поучительно рассмотреть несколько примеров применения ракетных двигателей.

1. **Тактические баллистические ракеты.** При небольшом радиусе действия тактические ракеты могут иметь малое приращение скорости и высокое начальное ускорение

$$\Delta V = 1500,$$

$$\frac{P}{G_{TO}} = 3,0.$$

Применение вытеснительной системы подачи топлива и обеспечение достаточной прочности конструкции могут привести к высокому значению K_{AF} :

$$K_{AF} = 160,$$

$$K_P = 0,01,$$

$$K_M = 0,03.$$

Весовые и объемные характеристики этих ракет приведены на фиг. 3 и 4.

2. **Стартовый двигатель с вытеснительной системой подачи топлива.** Первая ступень ракеты с большим радиусом действия должна иметь

$$\Delta V = 3000,$$

$$\frac{P}{G_{TO}} = 1,5$$

и топливные баки для относительно высоких давлений подачи (хотя и не такие тяжелые, как для тактических ракет)

$$K_{AF} = 80,$$

$$K_P = 0,01,$$

$$K_M = 0,03.$$

Весовые и объемные характеристики этих стартовых двигателей представлены на фиг. 5 и 6.

3. **Двигатель с насосной подачей топлива.** Двигатель с насосной подачей топлива, предназначенный, возможно, для тех же целей, что и стартовый двигатель с вытеснительной системой подачи топлива, должен обеспечить

$$\Delta V = 3000,$$

$$\frac{P}{G_{TO}} = 1,5.$$

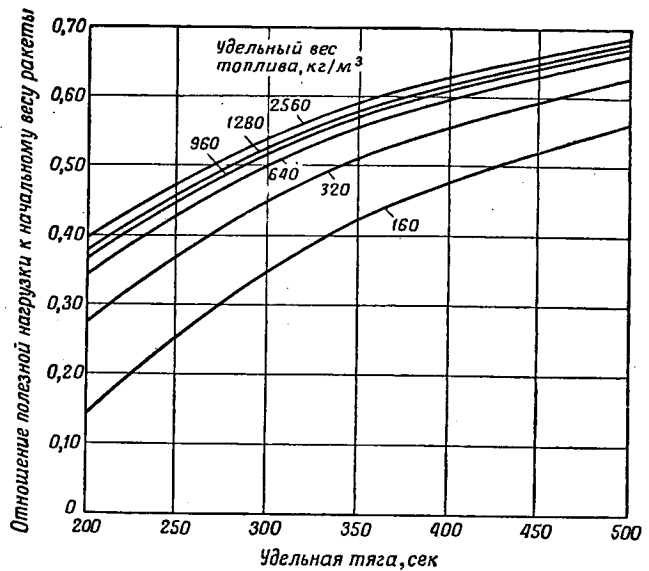
Низкое давление наддува в топливных баках приводит к низкому значению K_{AF} :

$$K_{AF} = 16,$$

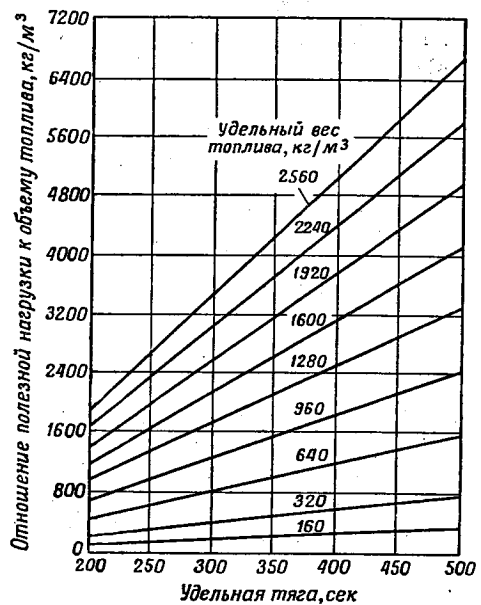
$$K_P = 0,01,$$

$$K_M = 0,03.$$

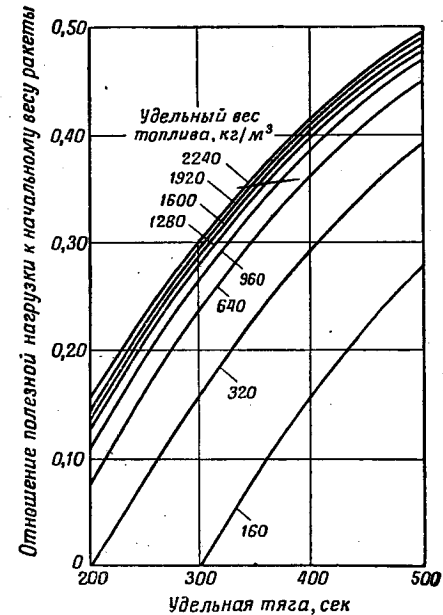
Весовые и объемные характеристики этого варианта представлены на фиг. 7 и 8.



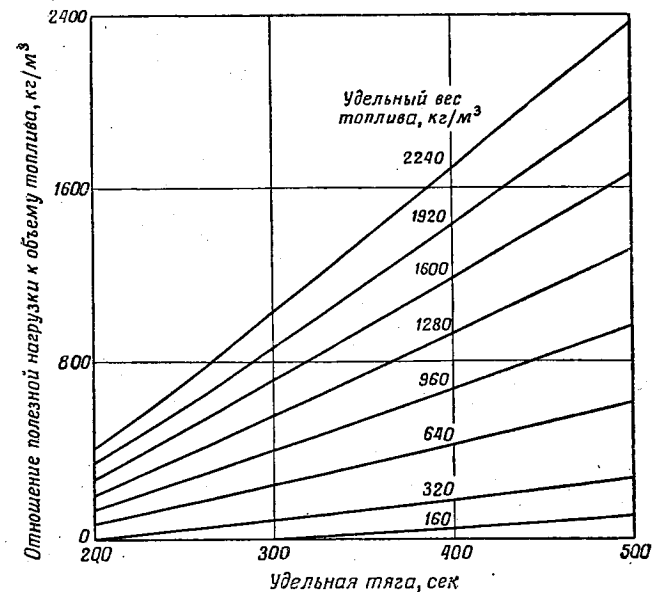
Ф и г. 3. Баллистическая ракета, критерий — вес (малый радиус действия, тактическая, двигательная установка с вытеснительной системой подачи).
 Заданные данные: $\Delta V=1500$ м/сек; $K_M=0,03$; $K_{AF}=160$ кг/м³; $K_P=0,01$; $P/G_{TO}=3,0$.



Ф и г. 4. Баллистическая ракета, критерий — объем (малый радиус действия, тактическая, двигательная установка с вытеснительной системой подачи).
 Заданные данные: $\Delta V=1500$ м/сек; $K_M=0,03$; $K_{AF}=160$ кг/м³; $K_P=0,01$; $P/G_{TO}=3,0$.



Ф и г. 5. Баллистическая ракета, критерий — вес (стартовый двигатель с вытеснительной системой подачи).
 Заданные данные: $\Delta V=3000$ м/сек; $K_{AF}=80$ кг/м³; $K_P=0,01$; $K_M=0,03$; $P/G_{TO}=1,5$.



Ф и г. 6. Баллистическая ракета, критерий — объем (стартовый двигатель с вытеснительной системой подачи).
 Заданные данные: $\Delta V=3000$ м/сек; $K_{AF}=80$ кг/м³; $K_P=0,01$; $K_M=0,03$; $P/G_{TO}=1,5$.

4. Двигатель верхней ступени с вытеснительной системой подачи топлива. Двигатель с вытеснительной системой подачи топлива, установленный на второй ступени баллистической ракеты с большим радиусом действия, должен обеспечить

$$\Delta V = 4500,$$

$$\frac{P}{G_{ТО}} = 1,5$$

и иметь несколько меньшее давление в топливных баках, чем у стартового двигателя с вытеснительной системой подачи топлива. Пониженное давление газа в камере сгорания и высокая степень расширения, обусловленные высотными условиями работы ракетного двигателя, вызывают повышение веса двигателя:

$$K_{AF} = 40,$$

$$K_P = 0,015,$$

$$K_M = 0,03.$$

Весовая характеристика для данного примера представлена на фиг. 9.

5. Двухступенчатая ракета с двигателями, имеющими вытеснительные системы подачи топлива. Двухступенчатая ракета, состоящая из стартовой двигательной установки с вытеснительной системой подачи топлива и двигательной установки верхней ступени с вытеснительной системой подачи топлива, имеет общее приращение скорости $\Delta V = 7500$ и может служить в качестве межконтинентальной баллистической ракеты.

Весовые и объемные характеристики в этом случае представлены на фиг. 10 и 11.

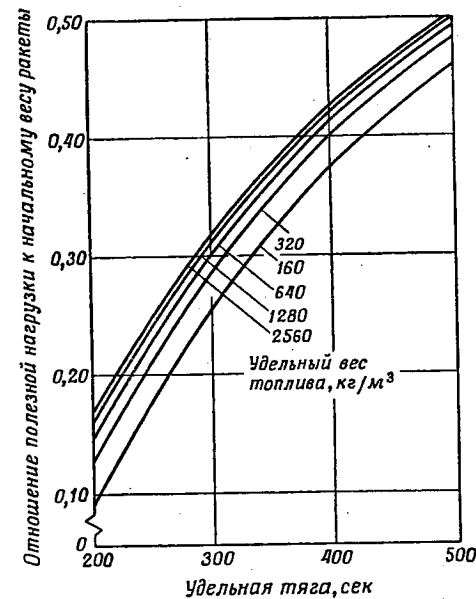
6. Вспомогательные ракетные двигательные установки. На фиг. 12 представлено графическое изображение данных, вычисленных по уравнению (14) и представляющих весовые характеристики «системы полного импульса». Уравнение, выражающее объемные характеристики системы, достаточно просто и не требует графического представления.

Анализ характеристик, представленных на фиг. 1—12, показывает, что влияние изменений удельной тяги (определяется наклоном линий на графике) и удельного веса топлива (определяется расстоянием между линиями) на характеристики ракеты в сильной степени зависит от критерия сравнения характеристик (вес или объем) и особенно от типа применяемых ракет. Для подтверждения этого положения и большей иллюстрации применения данного метода ниже сравниваются характеристики нескольких типичных топлив для всех упомянутых выше видов целевого назначения.

Рассматриваемые топлива являются высококипящими:

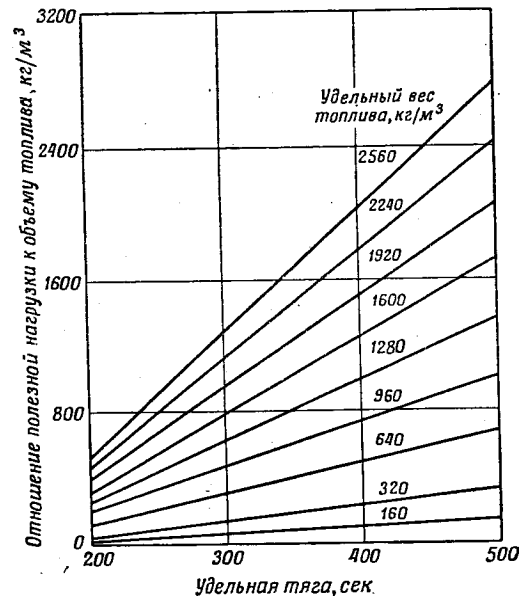
	P_1	γ_B
Четырехокись азота — гидразин ($N_2O_4 - N_2H_4$)	291	1240
Пятифтористый бром (BrF_5) — несимметричный диметилгидразин	231	1700
Перекись водорода — пентаборан ($H_2O_2 - B_5H_9$)	312	995
Гидразин — пентаборан ($N_2H_4 - B_5H_9$)	329	790
Пятифтористый бром — пентаборан ($BrF_5 - B_5H_9$)	246	1985
Трифтористый хлор — гидразин ($ClF_3 - N_2H_4$)	292	1490
и сравниваются с низкокипящими топливами:		
кислород (O_2) — углеводородное горючее RP	300	1020
кислород — водород ($O_2 - H_2$)	391	290

Весовые характеристики ракет при применении различных топлив обобщены в табл. 1, объемные — в табл. 2. Характеристики выражены в процентах; за 100% в каждом случае принято значение относительной



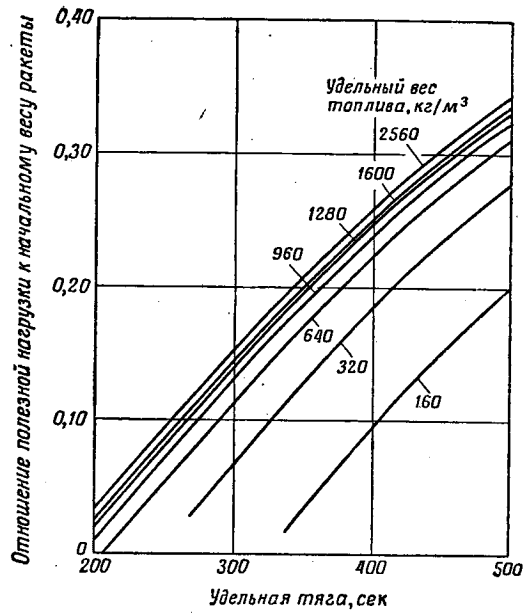
Фиг. 7. Баллистическая ракета, критерий — вес (двигатель с насосной системой подачи).

Заданные данные: $\Delta V = 3000$ м/сек; $K_M = 0,03$; $K_P = 0,01$; $K_P = 16$ кг/м³; $P/G_{ТО} = 1,5$.

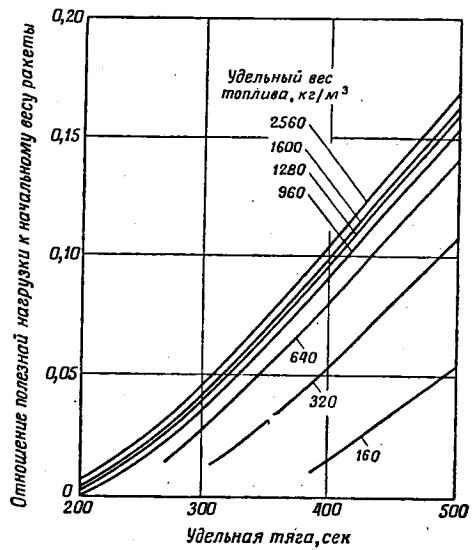


Фиг. 8. Баллистическая ракета, критерий — объем (двигатель с насосной системой подачи).

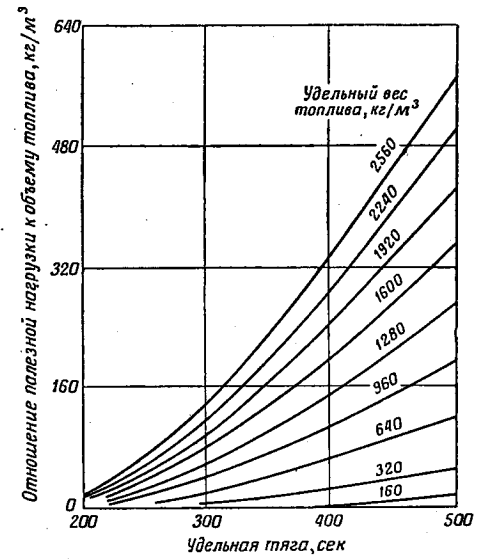
Заданные данные: $\Delta V = 3000$ м/сек; $K_M = 0,03$; $K_{AF} = 16$ кг/м³; $K_P = 0,01$; $P/G_{ТО} = 1,5$.



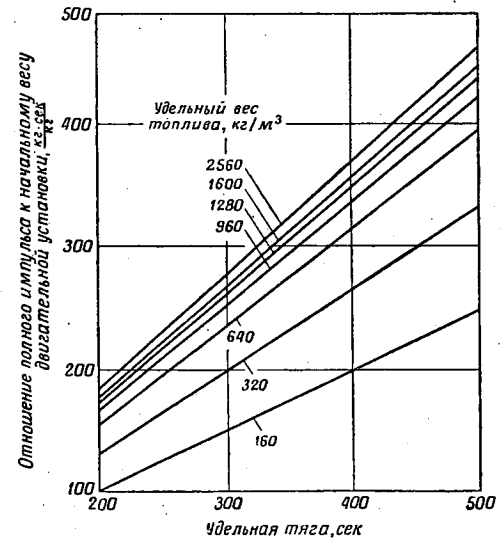
Ф и г. 9. Баллистическая ракета, критерий — вес двигателя верхней ступени с вытеснительной системой подачи).
 Заданные данные: $\Delta V=4500$ м/сек; $K_{AF}=40$ кг/м³; $K_M=0,03$; $K_R=0,015$; $P/G_{TO}=1,5$.



Ф и г. 10. Двухступенчатая баллистическая ракета, критерий — вес (двигательная установка с вытеснительными системами подачи).
 Заданные данные. Первая ступень: $\Delta V=3000$ м/сек; $K_M=0,03$; $K_{AF}=80$ кг/м³; $K_R=0,01$; $P/G_{TO}=1,5$. Вторая ступень: $\Delta V=4500$ м/сек; $K_M=0,03$; $K_{AF}=40$ кг/м³; $K_R=0,015$; $P/G_{TO}=1,5$.



Ф и г. 11. Двухступенчатая баллистическая ракета, критерий — объем (двигательная установка с вытеснительными системами подачи).
 Заданные данные. Первая ступень: $\Delta V=3000$ м/сек; $K_M=0,03$; $K_{AF}=80$ кг/м³; $K_R=0,015$; $P/G_{TO}=1,5$.
 Вторая ступень: $\Delta V=4500$ м/сек; $K_M=0,03$; $K_{AF}=40$ кг/м³; $K_R=0,015$; $P/G_{TO}=1,5$.



Ф и г. 12. Вспомогательная двигательная установка («полный импульс»), критерий — вес.
 В вес двигательной установки не включен вес камеры двигателя.
 Заданные данные: $K_M=0,03$; $K_{AF}=160$ кг/м³.

Таблица 1

Сравнение характеристик топлива; % полезной нагрузки, отнесенный к начальному весу; за 100 % принята характеристика топлива четырехокись азота — гидразин

Топливо	«Система полного импульса»	Тактическая ракета, $\Delta V = 1500$	Стартовый двигатель с вывеснительной системой подачи топлива, $\Delta V = 3000$	Двигатель с насосной подачей топлива, $\Delta V = 3000$	Двигатель верхней ступени с вывеснительной системой подачи топлива, $\Delta V = 4500$	Двигатель с насосной подачей топлива, $\Delta V = 6000$	Двухступенчатая ракета с вывеснительной системой подачи топлива, $\Delta V = 7500$
Кислород — водород	400	104,5	103	130,5	125	184	127,5
Гидразин — пентаборан	106,5	106	411,5	115	124	143	137
Перекись водорода — пентаборан	105	104,5	108,5	108,5	116,5	123	124,5
Трифтористый хлор — гидразин	103	101,5	103,5	100,5	104	104,5	107
Кислород — углеводородное горючее RP-1	101	101,5	103	103	105,5	109	107
Четырехокись азота — гидразин	100	100	100	100	100	100	100
Пятифтористый бром — пентаборан	89	89,5	81	79,5	66	46	55
Пятифтористый бром — несимметричный диметилгидразин	83	85	71	71	50	26	38

Таблица 2

Сравнение характеристик топлива; % полезной нагрузки, отнесенный к объему топлива; за 100 % принята характеристика топлива четырехокись азота — гидразин

Топливо	«Система полного импульса»	Тактическая ракета, $\Delta V = 1500$	Стартовый двигатель с вывеснительной системой подачи топлива, $\Delta V = 3000$	Двигатель с насосной подачей топлива, $\Delta V = 3000$	Двигатель с насосной подачей топлива, $\Delta V = 6000$	Двухступенчатая ракета с вывеснительной системой подачи топлива, $\Delta V = 7500$
Пятифтористый бром — пентаборан	139	132	125	119	74	86
Трифтористый хлор — гидразин	123,5	125	130	124	131	138
Перекись водорода — пентаборан	88	88	93	94	109	107
Четырехокись азота — гидразин	100	100	100	100	100	100
Кислород — углеводородное горючее RP-1	87	86	88	88	100	93
Гидразин — пентаборан	74	76	80	83	103	100
Пятифтористый бром — несимметричный диметилгидразин	111,5	101	90	88	24	52
Кислород — водород	32	32	30	38	47	41

полезной нагрузки или полного импульса топлива четырехокись азота — гидразин ($N_2O_4 - N_2H_4$). При таком способе сравнения характеристик разных топлив отчетливо видно влияние вида назначения ракеты.

Можно привести крайние случаи.

1. Топливо кислород — водород ($O_2 - H_2$) имеет самый низкий удельный вес из сравниваемых топлив. Если в качестве критерия берется вес, то оно имеет 184%-ное отношение при $\Delta V = 6000$ и при применении в двигателе с насосной системой подачи. Для этого случая применения, но с объемом в качестве критерия оно имеет лишь 47%-ное отношение. Применение этого топлива в тактических ракетах обеспечивает лишь 100%-ное отношение даже при использовании веса в качестве критерия.

2. Топливо пятифтористый бром — пентаборан ($BrF_5 - B_5H_9$), имеющее наибольший удельный вес из сравниваемых топлив, имеет 132%-ное отношение при применении в тактических ракетах и лишь 86%-ное отношение при применении в двухступенчатых ракетах (оба отношения получены при использовании в качестве критерия объема).

ВЫВОДЫ

Представленные уравнения (7, 8, 9 и 10 для баллистических ракет; 14 и 16 для вспомогательных ракетных установок) позволяют произвести быстрое сравнение характеристик различных топлив при их применении в ракетных двигательных установках.

Характеристики топлив, как показано в приведенных примерах, в сильной степени зависят от типа двигательной установки и ее назначения. Поэтому при использовании приведенных уравнений необходимо хотя бы приблизительно определить тип применяемой двигательной установки.

При применении топлив в баллистических ракетах назначение двигательной установки должно быть определено заданным приблизительным приращением идеальной скорости ΔV и начальным отношением тяги к весу P/G_{TO} . Вес двигательной установки в момент выключения двигателей должен быть определен такими коэффициентами как:

K_{AF} — приблизительный вес баков и системы наддува, приходящийся на единицу объема топлива. Величина K_{AF} зависит в сильной степени от давления в баках, конструкционных материалов, газа, применяемого для наддува баков и т. д.

K_R — приблизительный вес двигателя, приходящийся на единицу тяги. Величина K_R зависит в сильной степени от давления газа в камере сгорания, степени расширения сопла, типа турбонасосного агрегата (если он применяется), конструкционных материалов и т. д.

K_M — приблизительный вес вспомогательных узлов и агрегатов, выраженный как функция от веса топлива на борту ракеты.

Если эти коэффициенты определены для баллистических ракет, то топлива сравниваются посредством величины полезной нагрузки, отнесенной к начальному весу или к объему топлива.

Для вспомогательных ракетных двигательных установок необходимо определить лишь K_M и K_{AF} . Топлива сравниваются посредством величины полного импульса, отнесенного к начальному весу ракетной установки или к объему топлива.

При применении выведенных уравнений предполагалось, что значения ΔV , P/G_{TO} , K_{AF} , K_R и K_M не зависят от топлива, применяемого в двигательной установке. Сами же топлива характеризуются только значениями удельного веса γ_v и удельной тяги P_1 .

Представленные уравнения упрощены за счет понижения точности и не включают таких важных характеристик топлива, как стоимость, агрессивность по отношению к материалам, хранимость, свойства с точки

зрения теплопередачи и т. д. Однако можно полагать, что они пригодны для проведения предварительной оценки топлив в величинах их потенциальных возможностей при применении в ракетах.

ЛИТЕРАТУРА

1. Henderson C. B., Bowen J. S., Jr., Rumbel K. E., Theoretical Performance of Selected Propellant Systems: Effect of Propellant Density on Rocket Performance, Atlantic Res. Corp. Rep., Jan. 1960 (секретно).
2. Weinland C. E., Evaluation of Propellant Density and Specific Impulse, Naval Ordnance Rep. № 6522, April 17, 1959 (секретно).
3. Friedman J., Kanarek I. A., Evaluation of the Relative Importance of Specific Thrust and Propellant Density for Rocket-Boosted Missiles, North American Aviation Rep. № AL-986, Jan. 20, 1950.

Исследование газоструйных насосов для ракетных двигателей

Д. Эллиотт

В работе излагаются результаты исследования струйных насосов как возможных основных топливных насосов для ракетных двигателей. Струйные насосы привлекают внимание высокой степенью надежности работы, поскольку в них отсутствуют движущиеся части. В работе указывается на то, что известные типы струйных насосов нельзя применить для подачи топлива в ракетных двигателях, так как эти насосы не могут обеспечить достаточно высокое давление подачи компонентов. Этот недостаток устранен в насосе нового типа, названного нами *газоструйным насосом*. Приводятся результаты испытаний насоса этого рода, нагнетающего воду при помощи воздуха; при испытаниях давление на выходе из насоса достигало величины 46 *атм*. Однако при этом удельный расход газа¹⁾ был велик. Разработана теория газоструйных насосов, а также выведены уравнения удельного расхода рабочего газа в зависимости от величины приращения давления подачи топлива, давления рабочего газа, свойств подаваемого топлива и рабочего газа и потерь. Приводится описание дополнительных экспериментов, которые показывают, что можно получить достаточно малые потери. Это позволит практически развить системы подачи топлива, использующие газоструйные насосы. Удельный расход рабочего газа будет при этом в 2—4 раза больше, чем в случае применения турбонасосной системы подачи, но все же будет находиться в пределах 2—5%. Описана также схема газоструйного насоса с дожиганием рабочего газа в камере сгорания. Насос этого типа не вызывает потерь удельной тяги двигателя, однако его применение ограничено топливами с низким давлением паров.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

- c_l — удельная теплоемкость жидкости;
- c_p — удельная теплоемкость рабочего газа;
- F = $(m_d + m_b)/m_i$ — степень перепуска;
- G_B, G_K, G_P — коэффициенты расхода газа, определяемые уравнением (А. 24);
- $K = K_1 K_2 K_3 K_4 \sqrt{K_d}$ — коэффициент восстановления количества движения;
- K_1 — коэффициент восстановления скорости в основном сопле;
- K_2 — коэффициент восстановления количества движения в смесителе;
- K_3 — коэффициент восстановления массы в сепараторе;
- K_4 — коэффициент восстановления скорости в сепараторе;
- K_b — к. п. д. вспомогательного инжектора;
- K_d — к. п. д. диффузора;
- K_n — к. п. д. жидкостного сопла;
- m_b — секундный расход рабочей жидкости во вспомогательном инжекторе;
- m_d — секундный расход жидкости по магистрали нагнетания;
- m_g — секундный расход рабочего газа;
- m_i — секундный расход рабочей жидкости;

¹⁾ То есть весовой (массовый) расход газа, отнесенный к единице весового (массового) расхода подаваемой жидкости. — *Прим. ред.*

- m_n — секундный расход через жидкостное сопло;
- m_s — секундный расход всасываемой жидкости;
- m_v — секундный расход паров жидкости;
- M — молекулярный вес рабочего газа;
- P_d — давление жидкости, подаваемой в двигатель;
- P_g — давление рабочего газа;
- P_m — давление на входе в смеситель;
- P_n — давление на входе в основное сопло;
- P_s — давление всасывания;
- ΔP_{gs} — перепад давлений в газогенераторе;
- R — универсальная газовая постоянная;
- T_d — температура жидкости, подаваемой в двигатель;
- T_m — температура на выходе из смесителя;
- T_n — температура двухфазной смеси на входе в основное сопло;
- v_i — изэнтропическая скорость на выходе из двухфазного сопла;
- v_2 — скорость на выходе из основного сопла;
- ρ — плотность жидкости.

ВВЕДЕНИЕ

Уже первые исследователи в области ракетной техники нашли, что следует применять легкие и эффективные насосы для подачи компонентов топлива в жидкостный ракетный двигатель путем соединения двух центробежных насосов, по одному для каждого компонента, с газовой турбиной. Эта конструкция (турбонасосный агрегат) оказалась способной нагнетать жидкие компоненты топлива при больших секундных расходах¹⁾ и давлениях подачи с использованием при этом относительно малого количества газа для привода. В настоящее время турбонасосные агрегаты являются единственными типами насосных агрегатов, применяемых для подачи компонентов топлива в камеру сгорания ракетного двигателя.

Однако турбонасосный агрегат усложняет конструкцию ракетного двигателя, т. к. при этом возникают проблемы подшипников, уплотнений, малых допусков, износа и смазки. Чтобы избежать указанных усложнений, часто применяются вытеснительные системы подачи компонентов топлива, что приводит к утяжелению топливных баков. Третьим путем подачи компонентов топлива, который иногда предлагается, является применение струйных насосов. Хотя струйные насосы предположительно требуют на привод большего расхода газа, чем турбонасосные агрегаты, применение струйных насосов из-за отсутствия вращающихся частей объединяло бы простоту вытеснительной системы подачи топлива с использованием более легких топливных баков.

В соответствии с этим некоторые исследователи [1—3] изучили способы применения струйных насосов для ракетных двигателей. Настоящая работа излагает результаты последних экспериментов в этой области, более подробно изложенных в сообщении [4].

ИСТОРИЧЕСКИЙ ОБЗОР

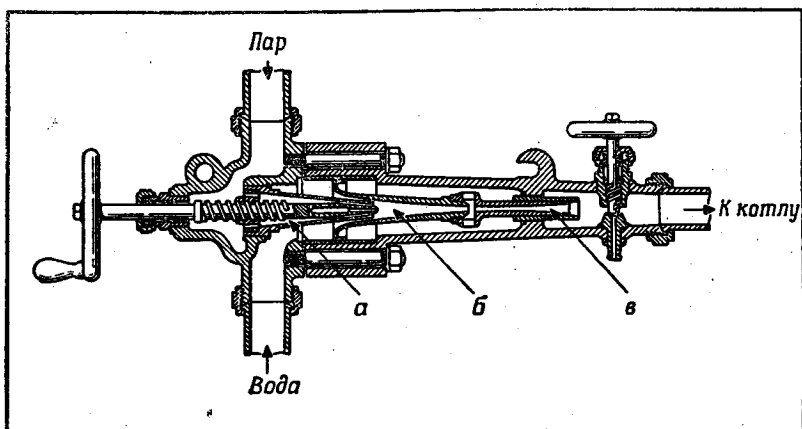
Инжектор Джиффарда

Единственным подходящим типом струйного насоса, пригодным для применения в ракетных двигателях, является *инжектор*, изобретенный в 1858 г. Генри Джиффардом и применявшийся в качестве насоса для пита-

¹⁾ В настоящей работе секундными расходами называются весовые (массовые) секундные расходы жидкости или газа. Они обозначаются m (с дополнительным индексом). Массовые секундные расходы фигурируют в расчетных формулах, а весовые — в численных примерах. — *Прим. ред.*

ния паровых котлов ранних паровых локомотивов. На фиг. 1 представлен чертеж инжектора Джиффарда, описание которого дается в работе [5]. При работе инжектора пар течет через сопло *a* и с большой скоростью поступает в смесительную трубу *б*. Нагнетаемая вода поступает также в смесительную трубу *б* и ускоряется паром, при этом пар конденсируется в воду. Далее вода поступает в диффузор *в*, где скоростной напор воды преобразуется в статическое давление подачи. Усовершенствованный инжектор, описанный в работе [5], нагнетает воду от 0,7 до 14 *атм* при расходе воды 4,5 *кг/сек*. Он использует в качестве рабочего тела насыщенный пар под давлением 14 *атм* при его расходе 0,45 *кг/сек*.

Джеймс Уальд в 1936 г. предложил [6] применить инжектор Джиффарда в качестве топливного насоса, используя при этом в качестве рабочего



Ф и г. 1. Первоначальный инжектор Джиффарда.

тела пары самого компонента топлива. Это применение инжектора было анализировано в 1947 г. фирмой «Кэллог» [1]. При этом было установлено, что гидразин, азотная кислота и этиловый спирт могут теоретически нагнетаться до давления примерно в 42 *атм*. Однако при к. п. д. существующих инжекторов максимальные давления, под которыми можно подавать эти компоненты топлива, оказались равными лишь соответственно 17, 10 и 3,5 *атм*. Нагнетание низкокипящих компонентов топлив с помощью инжектора такого типа не является возможным, так как эти жидкости имеют недостаточное переохлаждение для конденсации необходимого количества рабочего пара.

В 1949 г. фирма «Гудеа Эйркрафт» [2] сообщила результаты экспериментов по подаче компонентов топлив небольшими инжекторами. Этиловый спирт и газولين нагнетались до максимального давления 6,5 *атм* с помощью собственных паров, которые подавались под давлением 6,5 *атм*. Согласно выводам, сделанным как фирмой «Кэллог» [1], так и фирмой «Гудеа Эйркрафт» [2], инжекторы Джиффарда не смогут нагнетать компоненты ракетных топлив до давлений, требуемых большинством ракетных двигателей, пока их эффективность не приблизится к теоретической.

Газоструйные насосы

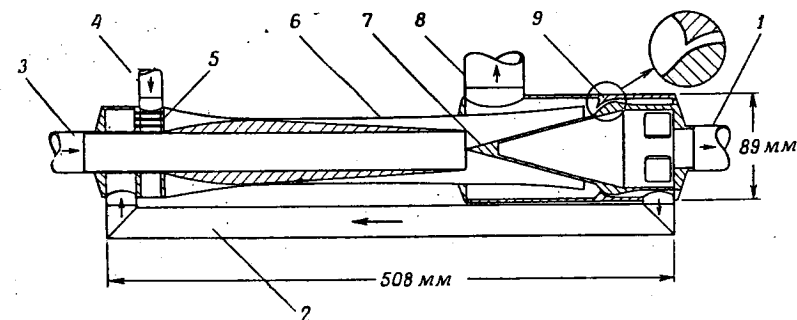
Несколько фундаментально новых идей относительно струйных насосов для ракетных двигателей выдвинуто в 1953 г. фирмой «Аэроджет» [3]. Независимо подобный подход сделан в работах Пердьюнского универси-

тета [4]. В результате этих работ появился новый тип струйного насоса — газоструйный насос. В этом насосе рабочим телом является неконденсирующийся газ, который после выполнения своей задачи — нагнетания компонента топлива — выбрасывается в атмосферу (или соответственно в камеру сгорания ракетного двигателя). Такая схема дает возможность избежать ограничений, накладываемых инжектором Джиффарда, и позволяет подавать как высококипящие, так и низкокипящие компоненты топлива с использованием рабочего газа либо заранее запасенного, либо полученного путем газогенерации. При этом можно достичь принципиально неограниченных давлений подачи.

В настоящей работе обсуждаются исследования газоструйного насоса, проводившиеся в Пердьюнском университете в период с 1953 по 1958 г. Дальнейшие исследования в данной области продолжаются этим университетом по заказу Научно-исследовательского управления ВМС.

ГАЗОСТРУЙНЫЙ НАСОС

На фиг. 2 показана схема газоструйного насоса, в котором рабочий газ выбрасывается в атмосферу. Другой тип газоструйного насоса, в котором рабочий газ из насоса подается в камеру сгорания ракетного двигателя, будет рассмотрен ниже. Как следует из фиг. 2, нагнетаемый компонент



Ф и г. 2. Газоструйный насос.

1 — магистраль подачи жидкого компонента топлива; 2 — магистраль обратной связи; 3 — вход всасываемой жидкости; 4 — вход газа; 5 — форсунки; 6 — основное сопло; 7 — смеситель-сепаратор; 8 — выход газа; 9 — диффузор.

топлива поступает в насос через входной патрубок и выходит из магистрали подачи жидкости, а рабочий газ поступает через газовый входной патрубок и выбрасывается в атмосферу через газовый выходной патрубок. Насос, имеющий размеры, указанные на фиг. 2, должен подавать около 7 *кг/сек* компонента с давлением подачи в пределах от 14 до 84 *атм*.

Следуя по внутреннему тракту (см. фиг. 2), часть компонента топлива, имеющего высокое давление, около магистрали подачи жидкости поступает в магистраль обратной связи и течет с небольшой скоростью на вход в кольцевое основное сопло. Здесь «рабочая» жидкость перемешивается с поступающим сюда рабочим газом, и образуется медленно движущаяся двухфазная смесь. В насосе, изображенном на фиг. 2, смесь содержит около 50 частей (по весу) жидкости и около 1 части газа (секундный расход газа 0,23 *кг/сек*). Эта смесь затем расширяется в основном сопле до атмосферного давления и покидает основное сопло в виде струи с высокой скоростью (около 180 *м/сек*).

Вылетающая из сопла струя наталкивается на конический смеситель — сепаратор, который отражает струю в радиальном направлении. Капл

жидкости стремятся сохранить свое первоначальное направление движения, что приводит к их соударению с конусом и к отделению от рабочего газа. Газ направляется к выхлопному патрубку и затем выбрасывается в атмосферу.

Когда капли компонента топлива, вылетающие из основного сопла, ударяются о конус, они смешиваются с низкоскоростным потоком всасываемого компонента, идущим от всасывающего патрубка по направлению к конусу, и ускоряют этот поток. Смесь всасываемой и рабочей жидкости образует жидкую пленку, содержащую в себе некоторое количество газа, которая достигает конца конуса смесителя-сепаратора со средней скоростью (около 90 м/сек). Затем пленка отражается наружу посредством короткого изогнутого дефлектора конуса, который удаляет остаток газов из жидкостной пленки посредством действия центробежных сил.

В конце концов жидкость поступает в кольцевой расширяющийся диффузор, преобразующий скоростной напор жидкостной пленки в статическое давление подачи. Жидкость, выходящая из диффузора, направляется как в магистраль подачи жидкости, так и в магистраль обратной связи, завершая этим рабочий цикл насоса.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ СТРУЙНЫЕ НАСОСЫ

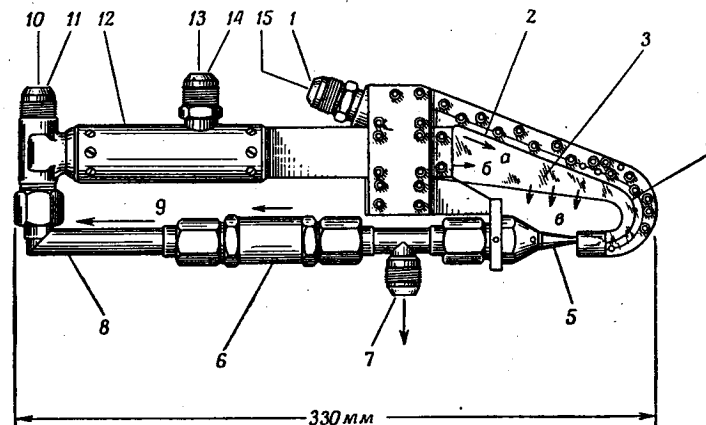
Было испытано несколько экспериментальных газоструйных насосов, использующих воздух для нагнетания воды. Стендовое оборудование снабжало экспериментальную установку сжатым воздухом и водой с максимальными расходами соответственно 0,135 и 1,8 кг/сек. В экспериментах, которые проводились с целью получить достаточно высокое давление нагнетаемой жидкости для работы по замкнутому циклу, т. е. циклу, при котором рабочая жидкость отбирается из магистрали высокого давления, вода подавалась непосредственно в основное сопло насоса, обычно при давлении 35 атм.

При этом значительные трудности возникли при получении требуемого высокого давления подачи, даже при неприемлемо высоких секундных расходах рабочего газа. Для решения проблемы необходимо было получить в сепараторе достаточное разделение воздуха и воды без значительного снижения скорости потока воды.

В конце концов была разработана конструкция насоса, позволяющая работать по замкнутому циклу, но все еще с большим расходом рабочего газа. На фиг. 3 и 4 представлены соответственно схема и фотография этого насоса, а на фиг. 5 дан чертеж основного сопла. Этот насос является по существу частью насоса, представленного на фиг. 2.

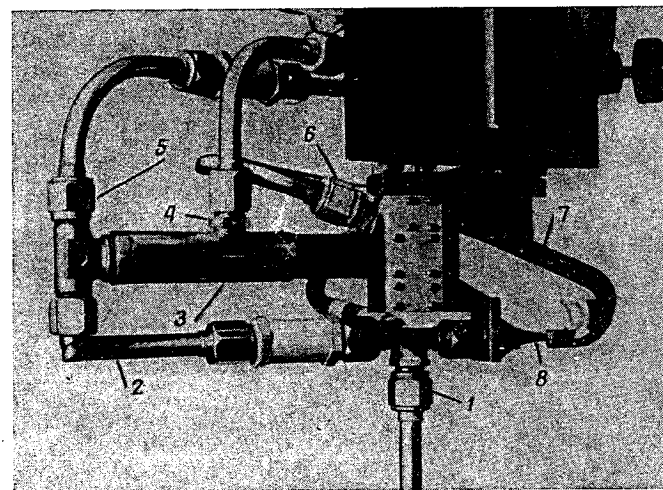
В соответствии со схемами, представленными на фиг. 3—5, рабочая жидкость (вода) поступает из магистрали обратной связи в основное сопло и перемешивается здесь с рабочим газом (воздухом), поступающим через входной газовый патрубок. Вода подается во входную часть сопла через 127 трубок-форсунок с внутренним диаметром 0,66 мм. Воздух поступает через 127 кольцевых отверстий между трубками-форсунками и стенками отверстий, просверленных в пластине. При работе насоса перепад давлений на форсунках впрыска воды составляет около 0,7 ат, перепад давления воздуха — около 4,2 ат.

Смесь рабочего газа и рабочей жидкости выходит из основного сопла в виде струи с большой скоростью. Далее струя изменяет свое направление в смесителе-сепараторе, который состоит из наклонной пластины, ограниченной двумя прозрачными боковыми пластинами. Капли жидкости ударяются о наклонную пластину и таким образом отделяются от рабочего газа; рабочий газ вытекает в атмосферу через щель между боковыми пластинами. Когда капли жидкости ударяются о наклонную пластину, они смешиваются



Ф и г. 3. Экспериментальный газоструйный насос.

а — всасываемая жидкость; б — рабочий газ и рабочая жидкость; в — выхлопной газ;
1 — вход всасываемой жидкости; 2 — смеситель-сепаратор; 3 — боковые пластины; 4 — сепаратор тонкой очистки; 5 — диффузор; 6 — управляющий клапан; 7 — подача жидкости; 8 — магистраль обратной связи; 9 — рабочая жидкость; 10 — пусковая жидкость; 11 — вход пусковой жидкости; 12 — основное сопло; 13 — рабочий газ; 14 — вход рабочего газа; 15 — всасываемая жидкость.

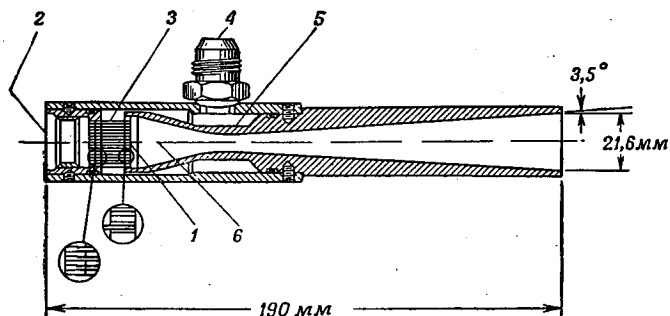


Ф и г. 4. Экспериментальный газоструйный насос, собранный для испытания.

1 — подача жидкости; 2 — магистраль обратной связи; 3 — основное сопло; 4 — вход рабочего газа; 5 — вход пусковой жидкости; 6 — вход всасываемой жидкости; 7 — смеситель-сепаратор; 8 — диффузор.

с потоком всасываемой жидкости, текущей с низкой скоростью к смесителю-сепаратору из всасывающего патрубка, а также ускоряют этот поток.

Затем поток смеси рабочей и засасываемой жидкости поворачивается приблизительно на 180° в сепараторе тонкой очистки, назначением которого является удаление оставшегося газа при помощи центробежных сил. Жидкость затем поступает в диффузор, состоящий из прямоугольного щелевого отборника, за которым следует переходник, приводящий к раструбе круглого сечения с углом раствора 7° . В диффузоре скоростной напор жидкости преобразуется в статическое давление подачи. Часть жидкости уходит из насоса после диффузора в магистраль подачи, а остальная часть идет



Ф и г. 5. Экспериментальное двухфазное основное сопло.
1 — пластина с отверстиями; 2 — вход жидкости; 3 — форсунки впрыска жидкости;
4 — вход газа; 5 — предфорсуночный объем для газа; 6 — вход в сопло.

в магистраль обратной связи. При проведении экспериментов противодавление устанавливалось с помощью дроссельного клапана, стоявшего в магистрали нагнетания ниже выходного отверстия из насоса.

Результаты экспериментов

Пуск насоса осуществлялся подачей рабочего газа и подачей небольшого количества жидкости при давлении 21 атм в основное сопло через вход пусковой жидкости. Через $0,5 \text{ сек}$ давление подачи на выходе из насоса превышало давление пусковой жидкости. После этого под действием возросшего давления подачи открывался управляющий клапан в линии обратной связи и закрывался управляющий клапан подачи пусковой жидкости, находящийся в пусковой магистрали (до патрубка подвода пусковой жидкости). Насос начинал работать по замкнутому циклу. Затем давление подачи быстро поднималось до величины, определяемой величиной секундного расхода рабочего газа, после чего открывался клапан в магистрали подачи. Максимальное давление подачи, полученное в струйном насосе, составляло 46 атм .

На фиг. 6 показана фотография экспериментального струйного насоса в действии при давлении подачи 35 атм . К основным недостаткам насоса данного типа, как видно и на фотографии, следует отнести большое количество воды, которое захватывается рабочим газом и выбрасывается в атмосферу. Ниже приводятся характеристики насоса с давлением подачи 35 атм :

Давление всасывания $p_s = 3,5 \text{ атм}$

Давление подачи $p_d = 35 \text{ атм}$

Давление рабочего газа $p_g = 38,5 \text{ атм}$

Расход всасываемой жидкости $\dot{m}_s = 0,567 \text{ кг/сек}$

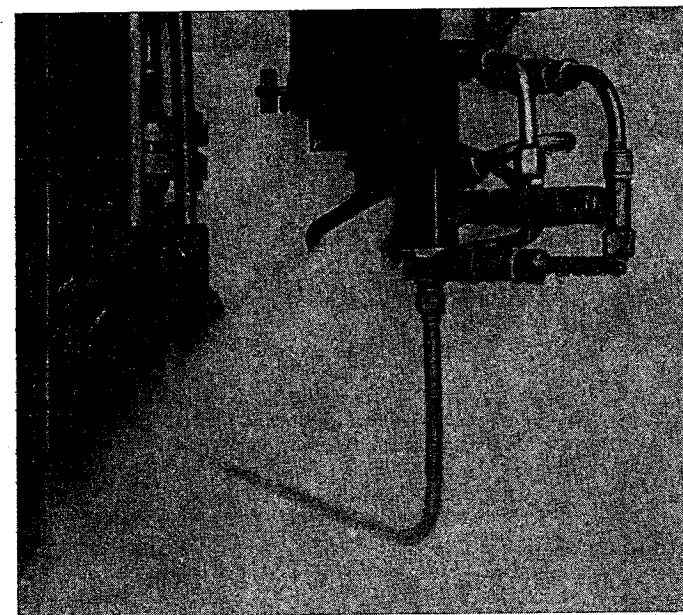
Расход рабочей жидкости $\dot{m}_l = 0,500 \text{ кг/сек}$

Расход рабочего газа $\dot{m}_g = 0,122 \text{ кг/сек}$

Потери жидкости с рабочим газом $= 0,404 \text{ кг/сек}$

Расход жидкости в магистрали подачи $\dot{m}_d = 0,567 - 0,404 = 0,163 \text{ кг/сек}$

Таким образом, удельный расход рабочего газа составляет недопустимо высокое значение $\dot{m}_g / \dot{m}_d = 0,122 / 0,163 = 75\%$. Большой удельный расход рабочего газа объясняется главным образом потерей жидкости вместе



Ф и г. 6. Экспериментальный газоструйный насос в действии.

с рабочим газом. Если бы не было потерь жидкости, то удельный расход рабочего газа равнялся бы лишь $0,122 / 0,567 \approx 22\%$. Это соответствует удельному расходу газа около 10% в случае применения рабочего газа с низким молекулярным весом, например продуктов разложения гидразина (молекулярный вес примерно равен 12), так как удельный расход рабочего газа пропорционален его молекулярному весу, что будет показано ниже.

Эксперименты, проведенные на насосе (см. фиг. 3), показали возможность создать работоспособный газоструйный насос с удовлетворительными стартовыми характеристиками. Для того чтобы достигнуть приемлемых удельных расходов рабочего газа, требовалось уменьшить потери в насосе на порядок величины. Таким образом, во втором этапе экспериментальных работ проводились исследования взятых отдельно основных сопел, диффузоров и сепараторов с целью определить источники и величины потерь в каждом узле насоса в отдельности.

ИССЛЕДОВАНИЯ УЗЛОВ НАСОСА

Двухфазные сопла

Были проведены измерения скорости в выходных сечениях ряда двухфазных основных сопел с разными длинами и конфигурациями. Однако ни одно из этих сопел не могло обеспечить большую выходную скорость, чем сопло, представленное на фиг. 5. Скорость смеси в выходном сечении этих сопел изменялась от 135 м/сек при весовом отношении воздуха к воде, равном 4%, до 270 м/сек при весовом отношении, равном 22%. Значение этих скоростей составляло 83% от величин изэнтропической выходной скорости, которые определялись при допущении температурного равновесия между газом и жидкостью по всему соплу [см. уравнение (А.13)].

В других экспериментах с двухфазными соплами жидкий азот использовался в качестве жидкости, а гелий или газообразный азот — в качестве рабочего газа. Целью этих экспериментов являлось исследование вопросов подачи низкокипящих компонентов топлив и наблюдение за тем, будет ли газ во время его краткого пребывания в основном сопле конденсироваться или не будет охлажден до температуры перехода в жидкую фазу. Результаты экспериментов изложены в работе [7].

Диффузоры

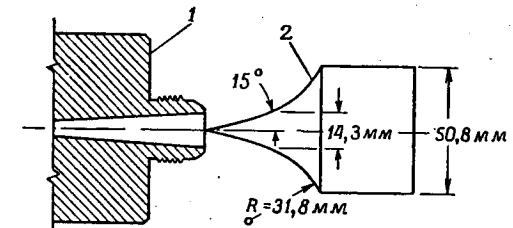
К. п. д. диффузора, применяемого в насосе (см. фиг. 3), определялся путем погружения диффузора в струю воды, которая входила в диффузор со скоростью 83,5 м/сек (скоростной напор 35,4 ат). Поток воды, выходящий из диффузора, дросселировался до тех пор, пока он не начинал уменьшаться; давление подачи в этот момент составляло 34,6 атм. Таким образом, к. п. д. диффузора, определяемый как отношение повышения давления в диффузоре к скоростному напору на входе, составлял $34,6/35,4 = 98\%$.

Влияние наличия газов в жидкости на к. п. д. диффузора рассмотрено в работе [4]. Установлено, что если объем газа, проходящего через диффузор, составляет 50% объема жидкости, то теоретически к. п. д. диффузора снижается на 6%. Таким образом, если допустить, что объемное содержание увлеченного жидкостью газа в диффузоре не будет превышать 50% и контур диффузора будет выполнен с учетом движения в нем этого газа, то потери полного давления в диффузоре составят 8%. Эта величина потерь будет использована в дальнейшем при определении полных потерь в струйном насосе.

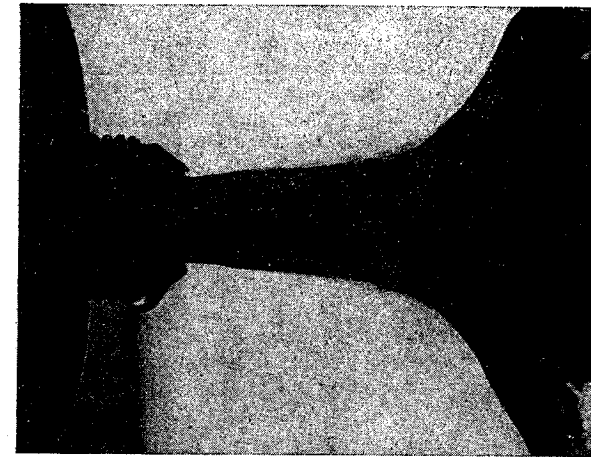
Сепараторы

Исследуемые сепараторы конического типа представлены на фиг. 2. На фиг. 7 показан чертеж одного из сепараторов такого типа, установленного в выходном сечении двухфазного сопла. На фиг. 8 дана фотография этого сепаратора в действии. Весовое отношение воздуха к воде в смеси составляло 0,1 (80 по объему), а скорость струи в выходном сечении сопла — 200 м/сек. Очевидно, большая часть выходящей из сопла жидкости движется прямолинейно и попадает на коническую часть сепаратора. Часть капель жидкости, однако, отклоняется струей воздуха и ударяется о криволинейную часть сепаратора. Наиболее малые капли жидкости, не видимые на фотографии, остаются в струе воздуха и не попадают на сепаратор. Оказывается, что вода, собранная на конической части сепаратора, образует пленку, свободную от газа, за время, в течение которого вода проходит приблизительно 3 мм вдоль криволинейной части сепаратора.

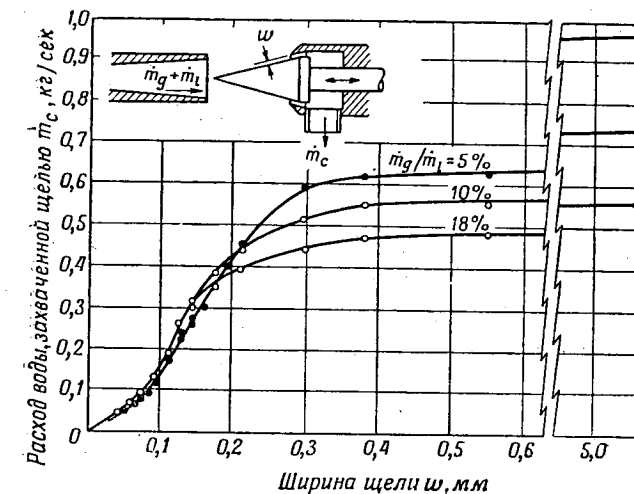
Для определения эффективности захвата коническим участком сепаратора в отверстие диаметром 25,4 мм был концентрически установлен, как



Ф и г. 7. Экспериментальный конический сепаратор.
1 — сопло; 2 — сепаратор.



Ф и г. 8. Конический сепаратор в действии.



Ф и г. 9. Массовый секундный расход воды, отделенной коническим сепаратором.

показано на фиг. 9, конус с половинным углом при вершине 15° и диаметром основания 25,4 мм. Ширина кольцевого зазора между стенками отверстия и конусом могла изменяться посредством продольного перемещения конуса при помощи микрометрического винта. Конус устанавливался в струю, выходящую из сопла (см. фиг. 5), и производился замер секундного расхода воды, захваченной щелью, при различной ширине щели.

На фиг. 9 представлена зависимость секундного расхода воды m_c , попавшей в щель, от ширины щели w для весовых отношений смеси воздух — вода (m_g/m_l), равных 5, 10 и 18%. Секундный расход воды m_c , поступающей в щель, быстро увеличивается с увеличением ширины щели w до тех пор, пока w не достигнет приблизительно 0,4 мм, после чего m_c медленно возрастает и достигает максимального значения $m_c = m_l$ при ширине щели $w = 5,1$ мм. Следовательно, вода образует пленку толщиной около 0,4 мм. Было подсчитано, что толщина пленки, не содержащей воздуха, должна быть лишь 0,038—0,076 мм. Следовательно, вода, идущая по конической части сепаратора, содержит в себе воздух, объем которого в 4—10 раз больше объема воды. Если допустить, что любая жидкость, находящаяся от поверхности конуса на расстоянии более 0,4 мм, будет уноситься с рабочим газом и теряться при рабочем процессе струйного насоса, то, согласно фиг. 9, потери жидкости будут равны: 0,35 кг/сек (36% от m_l) при 5%-ном весовом соотношении смеси, 0,20 кг/сек (27% от m_l) при 10%-ном весовом отношении смеси и 0,082 кг/сек (14% от m_l) при 18%-ном весовом соотношении смеси.

Если в насосе всасываемая жидкость будет направляться на конус по схеме, предложенной на фиг. 2, то вполне вероятно, что вся всасываемая жидкость будет прижата к поверхности конуса. При отношении секундного расхода всасываемой жидкости к секундному расходу рабочей жидкости $m_s/m_l = 1,3$, которое является верхним выгодным предельным значением при работе насоса (см. фиг. А.4), полный секундный расход жидкости через сепаратор составляет $2,3 m_l$. Таким образом, при весовом составе смеси в сопле $m_g/m_l = 18\%$ потеря жидкости, отнесенная к полному секундному расходу жидкости, при отсутствии потерь всасываемой жидкости равна $1/2,3 \times 14\% = 6\%$. Эта величина относительной потери будет использована в дальнейшем при оценке полных потерь в струйном насосе.

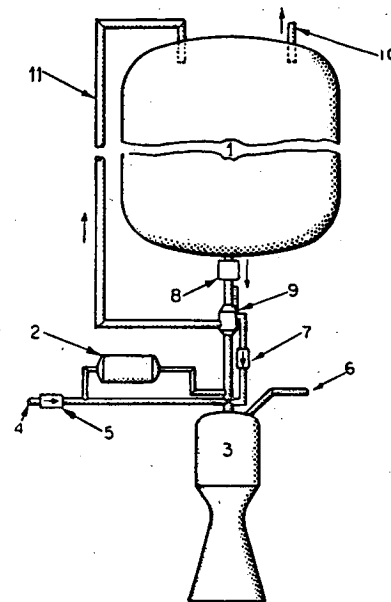
Смеситель-сепаратор

Для определения полной потери количества движения жидкостью, подаваемой на конический смеситель-сепаратор, на выходе из основного сопла (см. фиг. 5) устанавливался конус диаметром 25,4 мм и по размерному осевому усилию, действующему на конус, определялась скорость жидкости, стекающей с конуса. Всасываемая жидкость подавалась на поверхность конуса через кольцевую щель у вершины конуса; тем самым имитировались условия подачи всасываемой жидкости, показанные на фиг. 2.

Было установлено, что при отсутствии потока всасываемой жидкости скорость воды, подаваемой на конус, снижалась примерно на 35%. Однако установлено, что при подаче всасываемой жидкости сопротивление конуса понижалось до тех пор, пока весовое соотношение расходов всасываемой и рабочей жидкостей не достигало 1,3. Количество движения жидкой пленки, сходящей с конуса, было лишь на ~19% меньше количества движения жидкости, выходящей из основного сопла. В работе [4] установлено, что присоединение к конусу криволинейной насадки, показанной на фиг. 2, приведет к увеличению потери количества движения приблизительно до 23%.

ПРИМЕНЕНИЕ К РАКЕТНЫМ СИСТЕМАМ ПОДАЧИ

На основании результатов экспериментов, проведенных с узлами газоструйного насоса, установлены некоторые неизбежные потери жидкости с рабочим газом. Возможно, что эти потери могут превысить расход газа и, следовательно, захваченную жидкость следует вернуть. Это можно сделать, например, пропуская выхлопной газ вместе с имеющейся в нем жидкостью через топливный бак перед выбросом газа в атмосферу. Подобная



Фиг. 10. Схема расположения газоструйного насоса в ракетном двигателе.

1 — топливный бак; 2 — газогенератор; 3 — камера двигателя; 4 — вход пусковой жидкости; 5 — управляющий клапан; 6 — второй компонент топлива; 7 — управляющий клапан; 8 — топливный бак; 9 — газоструйный насос; 10 — выпускной газовой клапан; 11 — магистраль выхлопа газов.

схема представлена на фиг. 10, на которой показаны топливный бак и система подачи одного из двух компонентов топлива ракетного двигателя. Компонент топлива поступает под давлением всасывания из топливного бака через топливный клапан в струйный насос и затем под давлением подачи — в ракетный двигатель. Рабочий газ для струйного насоса вырабатывается газогенератором, который для газогенерации использует либо вспомогательное жидкое топливо, либо, как это принято на схеме фиг. 10, один или оба основных компонента топлива ракетного двигателя. Рабочий газ после насоса поступает по магистрали выхлопа газа к верхней части топливного бака, где увлеченная газом жидкость осаждается. Большая часть газа выбрасывается затем в атмосферу через выпускной газовой клапан, а оставшая часть газа остается в топливном баке для его наддува. Запуск системы осуществляется подачей компонента топлива в пусковое устройство; подача идет до тех пор, пока система не начнет работать по замкнутому циклу.

Для системы, изображенной на фиг. 10, давление выхлопного газа должно иметь такую же величину, как и давление наддува в топливном баке. Следовательно, для подачи компонента топлива в струйный насос необходимо создать дополнительный перепад давления между топливным баком и насосом. В больших ракетах для этой цели может быть достаточным напор жидкости, возникающий вследствие осевого ускорения. В противном случае необходимы вспомогательные бустерные насосы или эжекторы. Приемлемым

типом вспомогательного эжектора может служить обычный струйный насос, приводимый в движение компонентом топлива, поступающим из главной магистрали подачи основного насоса.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОСТРУЙНОГО НАСОСА

В приложении А дается вывод формул для определения теоретического удельного расхода газа в газоструйном насосе. Показано, что удельный расход газа, определяемый термодинамическим анализом цикла насоса в случае отсутствия потерь, выражается приближенной зависимостью

$$\frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_d} = 2 \frac{p_d - p_s}{\ln \frac{p_n}{p_s}} \frac{M}{\rho R T_n}, \quad (1)$$

где \dot{m}_g — секундный расход рабочего газа, \dot{m}_d — секундный расход жидкости в магистрали подачи, p_d — давление подачи, p_s — давление жидкости на входе в насос, p_n — давление во входном сечении основного сопла, M — молекулярный вес рабочего газа, ρ — плотность жидкости, T_n — температура двухфазной смеси во входном сечении основного сопла и R — универсальная газовая постоянная.

Уравнение (1) показывает, что секундный расход газа пропорционален повышению давления компонента топлива и молекулярному весу рабочего газа и обратно пропорционален плотности компонента топлива, температуре смеси во входном сечении сопла и логарифму отношения давлений в основном сопле. Благодаря большому соотношению между компонентом топлива и газом в основном сопле (обычно 50 к 1 по весу) температура смеси во входном сечении сопла примерно равна температуре подаваемого компонента топлива. Эта температура равна либо температуре кипения для случая низкокипящих компонентов топлива, либо температуре окружающей среды для случая высококипящих компонентов топлива.

Требования к рабочему газу являются жесткими. Газ должен иметь не только небольшой молекулярный вес, но также должен быть неконденсирующимся или, по крайней мере, должен иметь компоненты, не конденсирующиеся при температуре подачи компонентов топлива. Для подачи высококипящих компонентов топлива лучшим рабочим газом в отношении указанных требований являются продукты разложения гидразина. Гидразин разлагается на азот, водород и аммиак, однако аммиак в свою очередь может разлагаться на добавочные азот и водород. Можно получить смесь газов, близкую по своему составу к идеальной смеси $N_2 + 2H_2$ с молекулярным весом 10,7 и с температурой 650° С. Смесь, более приближающаяся к действительной смеси, имеет молекулярный вес около 12 и температуру — около 760° С. Водород может вступать в реакцию с подаваемым компонентом топлива — окислителем, однако это представляется маловероятным вследствие быстрого охлаждения рабочего газа большим избытком рабочей жидкости.

Для нагнетания низкокипящих компонентов топлива наиболее пригодными рабочими газами являются гелий и водород; однако в случае подачи окислителей применение водорода является проблематичным.

Можно провести простое сравнение между удельными расходами газа в случаях применения газоструйного насоса и вытеснительной системы подачи компонентов топлива. Примем, что жидкость с плотностью ρ перемещается из бака при давлении p_d и с секундным расходом \dot{m}_d под давлением газа с молекулярным весом M , температурой T_n при секундном расходе \dot{m}_g . Приравнявая объемные секундные расходы газа и жидкости, получаем следующую зависимость для удельного расхода газа при вытеснительной системе подачи

топлива

$$\frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_d} = \frac{M p_d}{\rho R T_n}. \quad (2)$$

Сравнение уравнений (1) и (2) показывает, что отношение удельных расходов газа между собой в случае газоструйного насоса (при отсутствии потерь) и в случае вытеснительной системы подачи приблизительно равно $2/\ln(p_n/p_s)$. Следовательно, если отношение давлений в основном сопле p_n/p_s более 7,4, то удельный расход газа в газоструйном насосе (при отсутствии потерь) будет меньше, чем при применении вытеснительной системы.

Действительный удельный расход газа в газоструйном насосе вследствие имеющихся потерь является большим, чем получается по уравнению (1). В приложении А показано, что различные возможные потери в газоструйном насосе обуславливают общее уменьшение количества движения жидкости, поступающей из диффузора, на коэффициент K , названный коэффициентом восстановления количества движения. Удельный расход газа в свою очередь увеличивается на коэффициент потерь, включающий в себя K :

$$\frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_d} = 2 \frac{1 + \sqrt{1 - K^2}}{K^2} \frac{p_d - p_s}{\ln \frac{p_n}{p_s}} \frac{M}{\rho R T_n}. \quad (3)$$

Как указывалось ранее, газоструйный насос, состоящий из испытанных узлов, при принятых допущениях будет иметь следующие потери: 1) 17% скорости теряется в основном сопле, 2) 23% количества движения теряется в смесителе-сепараторе, 3) 6% жидкости (предположительно возвращающейся в топливный бак) теряется с выхлопными газами и 4) 8% полного давления теряется в диффузоре. В приложении А показано, что коэффициент восстановления количества движения K , соответствующий указанным потерям, равен

$$K = (1 - 0,17) (1 - 0,23) (1 - 0,06) \sqrt{1 - 0,08} = 0,58.$$

Следует подчеркнуть, что указанные значения коэффициентов потерь подсчитаны с помощью грубых допущений на основании результатов экспериментов над отдельными узлами и не были в действительности получены на действующем насосе. Таким образом, имеется некоторая неуверенность в достижении даже умеренного значения коэффициента восстановления количества движения $K = 0,58$.

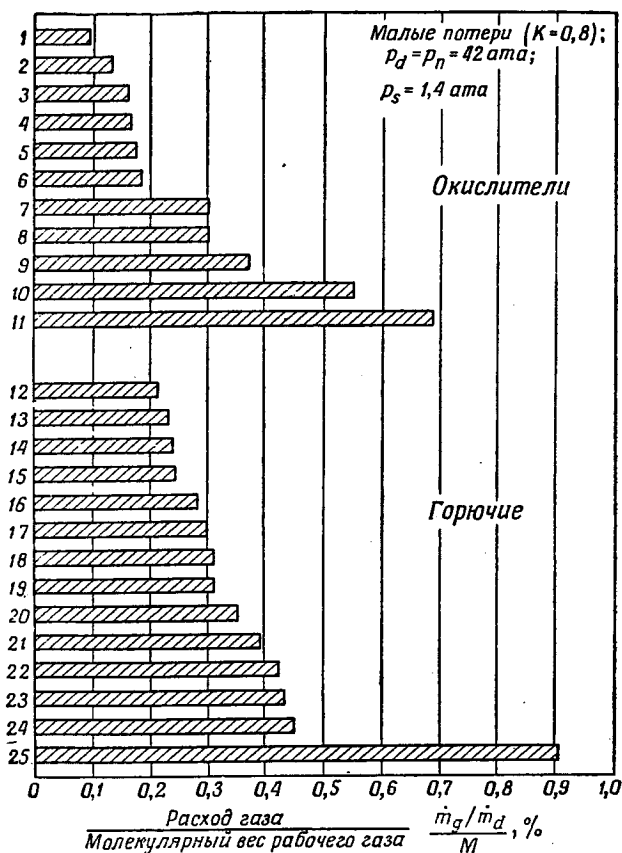
При значении $K = 0,58$ член уравнения (3), содержащий K , равен 5,4. Таким образом, возможный удельный расход газа, определяемый на основании результатов экспериментов с отдельными узлами, в 5,4 раза выше удельного расхода газа в насосе, не имеющем потерь.

В работе [4] указывается, что коэффициент восстановления количества движения, вероятно, можно увеличить до значения $K = 0,8$; достижение более высоких значений, по-видимому, невозможно вследствие принципиальных ограничений. Поэтому значение $K = 0,6$ соответствует современному уровню потерь, а значение $K = 0,8$ будет, по-видимому, соответствовать возможному в конечном случае уровню потерь.

Удельный расход газа для различных компонентов топлив

На фиг. 11 представлены отношения удельных расходов рабочего газа к молекулярному весу газа $\dot{m}_g/M\dot{m}_d$ для нескольких компонентов топлива. Эти отношения вычислены по уравнению (3) при принятых значениях: давление всасывания $p_s = 1,4$ ата, давление подачи $p_d = 42$ ата, давление во входном сечении основного сопла $p_n = 42$ ата и коэффициент восстановления количества

движения $K = 0,8$. Температура во входном сечении основного сопла T_n была принята равной температуре кипения в случае низкокипящих компонентов (температура кипения ниже 15°C) и равной 15°C в случае высококипящих компонентов (температура кипения выше 15°C).



Фиг. 11. Удельный расход рабочего газа, отнесенный к его молекулярному весу, для нагнетания различных компонентов топлив.

1 — пятифтористый бром; 2 — трехфтористый хлор; 3 — азотная кислота; 4 — четырехокись азота; 5 — 90%-ная перекись водорода; 6 — перхлорид фтора; 7 — озон; 8 — трехфтористый азот; 9 — окись фтора (F_2O); 10 — фтор; 11 — кислород; 12 — азотметан; 13 — пропиленитрат; 14 — анилин; 15 — гидразин; 16 — окись этилена; 17 — углеводородное горючее JP-5; 18 — несимметричный диметилгидразин; 19 — этиловый спирт; 20 — газولين; 21 — пентаборан; 22 — метил-алетипен; 23 — аммиак; 24 — боргидрид алюминия; 25 — диборан.

Из анализа фиг. 11 следует, что удельный расход газа сильно изменяется в зависимости от компонента топлива. Для высококипящих окислителей, таких, как азотная кислота и перекись водорода, удельный расход газа составляет около 2,2%, если в качестве рабочего газа применяются продукты разложения гидразина ($M = 12$), и около 0,7% в случае применения гелия в качестве рабочего газа. Для низкокипящих окислителей удельный расход газа значительно выше; жидкий фтор требует 6,6% при применении

продуктов разложения гидразина и 2,2% при применении гелия в качестве рабочего газа.

Из анализа фиг. 11 следует, что большинство горючих имеет удельный расход рабочего газа около 3—5% при применении продуктов разложения гидразина и около 1—2% при применении гелия.

Согласно уравнению (3), жидкий водород требует для подачи неприемлемо высокий удельный расход гелия (200%). Однако если представится возможным получить в основном сопле неравновесное расширение жидкого водорода и подогретого гелия или газообразного водорода, удельный расход газа при применении этих двух рабочих газов может быть предположительно снижен до практически приемлемого значения.

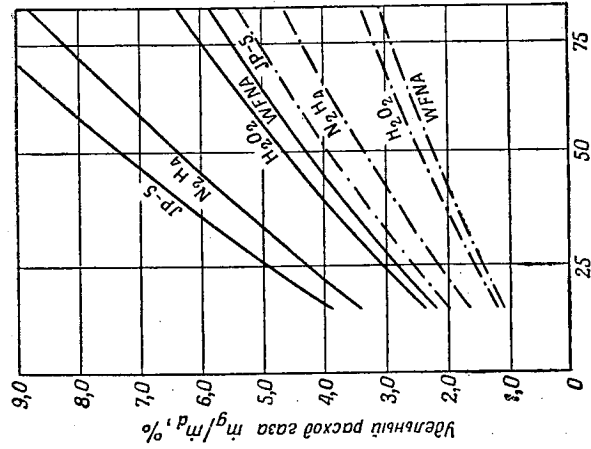
Удельный расход газа, потери на испарение, подогрев при подаче высококипящих компонентов топлив за счет продуктов разложения гидразина

На фиг. 12 представлены результаты вычислений удельного расхода газа по наиболее точной формуле [см. уравнение (A.24), приложение А].

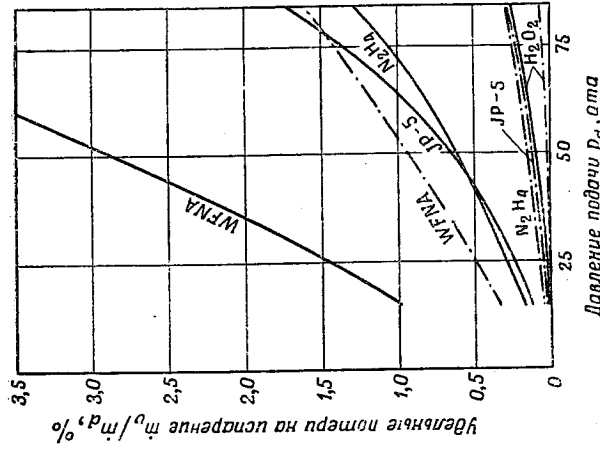
Удельный расход газа \dot{m}_g/\dot{m}_d представлен в зависимости от давления подачи p_d при применении продуктов идеального разложения гидразина ($\text{N}_2 + 2\text{H}_2$, $M = 10,7$) для нагнетания белой дымящей азотной кислоты, 90%-ной перекиси водорода (H_2O_2), гидразина (N_2H_4) и углеводородного горючего для ракетных двигателей JP-5. Результаты расчета, представленные сплошными линиями, получены при $K = 0,6$, т. е. при ожидаемом значении потерь, соответствующем настоящему времени. Результаты расчета, представленные пунктирными линиями, получены при значении $K = 0,8$, которое соответствует минимальным ожидаемым потерям. Давление всасывания $p_s = 1,4 \text{ атм}$; давление во входном сечении основного сопла p_n равно давлению подачи p_d . Для обеспечения работоспособности схемы, изображенной на фиг. 10, создается перепад давления компонента топлива перед входом в основной насос на величину $0,7 \text{ атм}$. Этот перепад давления производится вспомогательным инжектором, приводимым в действие компонентом топлива, взятым из магистральной подачи основного насоса. Таким образом, давление во входном сечении смесителя (см. фиг. А.1) $p_m = 2,1 \text{ атм}$. Температура компонентов топлива в баке равна $T_l = 15,5^\circ\text{C}$, температура рабочего газа -650°C .

Из анализа фиг. 12 следует, что наиболее низкий удельный расход газа получается при применении белой дымящей азотной кислоты; при $K = 0,8$ удельный расход газа находится в пределах от 1,1% при $p_d = 14 \text{ атм}$ до 3,1% при $p_d = 84 \text{ атм}$. Удельный расход газа при применении 90%-ной перекиси водорода (H_2O_2) составляет примерно такую же величину. Удельный расход газа при применении горючих возрастает. При применении гидразина (N_2H_4) удельный расход газа при $K = 0,8$ изменяется от 1,6% при $p_d = 14 \text{ атм}$ до 4,6% при $p_d = 84 \text{ атм}$; для углеводородного горючего JP-5 удельный расход газа находится в пределах от 2,0 до 5,4%. Удельный расход газа при $K = 0,6$ примерно вдвое больше удельного расхода газа при $K = 0,8$ при прочих равных условиях. Перечисленные удельные расходы газа в 2—4 раза превышают удельные расходы газа турбонасосных агрегатов, но они все же вызывают относительно малые потери удельной тяги.

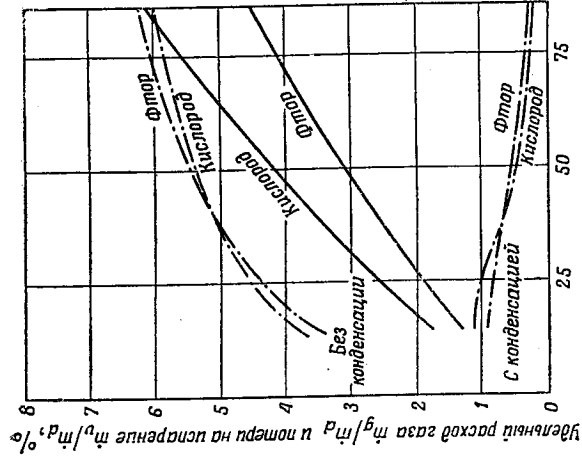
Дополнительной потерей в расходе рабочего газа в газоструйном насосе является потеря паров компонента топлива с рабочим газом. Величина потери паров компонента топлива определялась при равновесном состоянии в сепараторе между компонентом топлива и его парами. На фиг. 13 представлены вычисленные относительные значения потерь пара \dot{m}_v/\dot{m}_d в зависимости от давления подачи p_d для условий, указанных на фиг. 12. Наименьшие потери пара получаются при применении 90%-ной перекиси водорода (H_2O_2);



Ф и г. 12. Удельный расход газа для подачи высококипящих компонентов топлива при помощи продуктов разложения гидразина.
 Источник рабочего газа: $N_2H_4 \rightarrow N_2 + 2H_2$;
 $P_s = 1,4 \text{ ата}$; $P_m = 2,1 \text{ ата}$; $T_1 = 15,5^\circ \text{ C}$;
 $P_n = P_d$;
 — большие потери ($K=0,6$); — — — малые потери ($K=0,8$);
 WFN-A — белая дымящая азотная кислота.



Ф и г. 13. Потери на испарение высококипящих компонентов топлива, нагнетаемых при помощи продуктов разложения гидразина.
 Источник рабочего газа: $N_2H_4 \rightarrow N_2 + 2H_2$;
 $P_s = 1,4 \text{ ата}$; $P_m = 2,1 \text{ ата}$; $T_1 = 15,5^\circ \text{ C}$;
 $P_n = P_d$;
 — большие потери ($K=0,6$); — — — малые потери ($K=0,8$).



Ф и г. 14. Удельный расход газа и потери на испарение жидкого кислорода и жидкого фтора, нагнетаемых гелием.
 Рабочий газ — гелий; $P_s = 2,8 \text{ ата}$; $P_m = 2,8 \text{ ата}$ (без вспомогательного инжектора);
 $T_g = T_1 = -183^\circ \text{ C}$ (для кислорода); $T_g = T_1 = -188^\circ \text{ C}$ (для фтора); малые потери ($K=0,8$);
 $P_n = P_d$;
 — — — m_g/m_d ; — — — m_e/m_d

при $K = 0,8$ удельная потеря пара H_2O_2 менее $0,1\%$ при всех значениях давлений подачи p_d ; при $K = 0,6$ потеря пара менее $0,3\%$. Более высокая потеря пара наблюдалась при применении гидразина (N_2H_4) и углеводородного горючего JP-5; при $K = 0,8$ максимальная удельная потеря пара для этих жидкостей равна $0,3\%$; при $K = 0,6$ максимальная потеря равна $1,7\%$. Наибольшие значения потери пара происходят при подаче белой дымящей азотной кислоты; при $K = 0,8$ эта потеря находится в пределах от $0,3\%$ при $p_d = 14 \text{ ата}$ до $1,6\%$ при $p_d = 84 \text{ ата}$; при $K = 0,6$ потеря пара составляет от $1,0$ до $4,9\%$.

Результаты, представленные на фиг. 13, получены при прямом применении продуктов разложения гидразина, имеющих температуру $\sim 650^\circ \text{ C}$. Если эти продукты предварительно охладить за счет теплообмена с нагнетаемым компонентом, то потеря пара резко снизится, а удельный расход рабочего газа возрастет примерно на 10% вследствие более низкой температуры газа во входном сечении основного сопла T_n .

Были вычислены температура двухфазной смеси во входном сечении основного сопла T_n и температура жидкости на выходе из насоса T_d при тех же условиях, что и в случае, иллюстрированном на фиг. 12. При нагнетании H_2O_2 , белой дымящей азотной кислоты и N_2H_4 температура жидкости на выходе из насоса T_d при $K = 0,8$ лежит в пределах от $\sim 24^\circ \text{ C}$ (на $8,5^\circ \text{ C}$ выше T_1) при $p_d = 14 \text{ ата}$ до $\sim 32^\circ \text{ C}$ (на 17° C выше T_1) при $p_d = 84 \text{ ата}$; при $K = 0,6$ эта температура находится в пределах от $\sim 32^\circ \text{ C}$ (подогрев на 17° C) при $p_d = 14 \text{ ата}$ до $\sim 50^\circ \text{ C}$ (подогрев на $33,5^\circ \text{ C}$) при $p_d = 84 \text{ ата}$. При применении горючего JP-5 подогрев приблизительно вдвое выше, чем при применении H_2O_2 , азотной кислоты и N_2H_4 . Повышение температуры компонента топлива до входного сечения в основное сопло ($T_n - T_1$) примерно в $1,5$ раза выше, чем повышение температуры нагнетаемого топлива ($T_d - T_1$).

Удельный расход газа и потери на испарение при подаче жидкого кислорода и жидкого фтора при помощи гелия

На фиг. 14 представлены удельный расход газа m_g/m_d и удельная потеря пара m_e/m_d в зависимости от давления подачи p_d при использовании гелия для подачи жидкого кислорода и жидкого фтора. Принято допущение, что компонент топлива подается при его температуре кипения (-183° C для кислорода и -188° C для фтора), а гелий подается при температуре компонента топлива. Давление всасывания равно $2,8 \text{ ата}$; коэффициент восстановления количества движения $K = 0,8$. Вспомогательный инжектор не применяется, поскольку рассматривается ракета больших размеров с соответствующим ускорением.

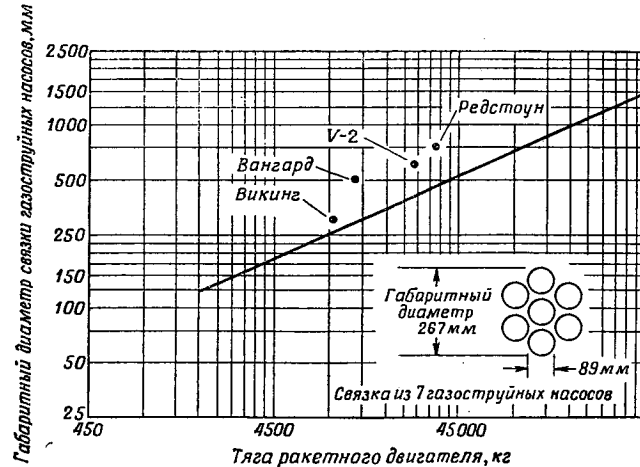
Из анализа фиг. 14 следует, что удельный расход газа для подачи жидкого фтора находится в пределах от $1,4\%$ при $p_d = 14 \text{ ата}$ до $4,5\%$ при $p_d = 84 \text{ ата}$. Удельный расход газа для подачи жидкого кислорода находится в пределах от $1,8$ до $6,1\%$. (Значения удельного расхода газа при $p_d = 42 \text{ ата}$ приблизительно на 30% выше, чем значения, указанные на фиг. 11, вследствие более высокого давления всасывания и большей точности расчетов, результаты которых приведены на фиг. 14.)

Хотя удельные расходы газа, указанные на фиг. 14, вполне приемлемы, однако применение гелия в качестве этого газа потребует наличия нереально тяжелых гелиевых баков. Только при применении жидкого гелия можно обеспечить достаточно легкую систему. В дополнение следует указать, что при применении жидкого гелия пары, уходящие из насоса, будут конденсироваться. Без конденсации потери пара очень велики, что следует из анализа кривых на фиг. 14, представляющих потери пара «без конденсации». Анализ этих кривых показывает, что потери на испарение составляют от $3,6\%$ при

$p_d = 14 \text{ атм}$ до 6,1% при $p_d = 84 \text{ атм}$. Анализ кривых «с конденсацией» показывает, что потери на испарение получаются значительно ниже, если жидкий гелий, поступающий в основное сопло, вначале проходит через теплообменник в линии выхлопа газа. Достаточное количество пара из выхлопного газа здесь конденсируется и возвращается в топливный бак, снижая тем самым потери на испарение до 1,0% при $p_d = 14 \text{ атм}$ и до 0,3% при $p_d = 84 \text{ атм}$.

РАЗМЕРЫ И ВЕС ГАЗОСТРУЙНОГО НАСОСА

Насос, имеющий размеры, указанные на фиг. 2, может, согласно уравнениям, приведенным в работе [4], подавать около 6,8 кг/сек компонента



Ф и г. 15. Габаритные диаметры связи газоструйных насосов.

Длина связи 508 мм; — диаметры турбонасосных агрегатов существующих ракет.

топлива. Если потребуется подача больших количеств компонента топлива, то можно применить несколько связанных насосов. На фиг. 15 показано изменение габаритного диаметра такой связи (скомпонованной так, как указано на фиг. 15) в зависимости от тяги ракетного двигателя, имеющего удельную тягу 250 сек. Габаритный диаметр связи насосов равен 178 мм в случае их применения на ракетном двигателе с тягой 3630 кг (два насоса, имеющих диаметры примерно 89 мм, по одному для каждого компонента); этот же диаметр равен 460 мм в случае применения на ракетном двигателе с тягой 31 700 кг (19 насосов, скомпонованных в шестиугольную связь); в случае применения на ракетном двигателе с тягой 181 000 кг (107 насосов) габаритный диаметр связи равен 1020 мм; и, наконец, в случае применения на ракетном двигателе с тягой 454 000 кг (267 насосов) диаметр связи равен 1520 мм.

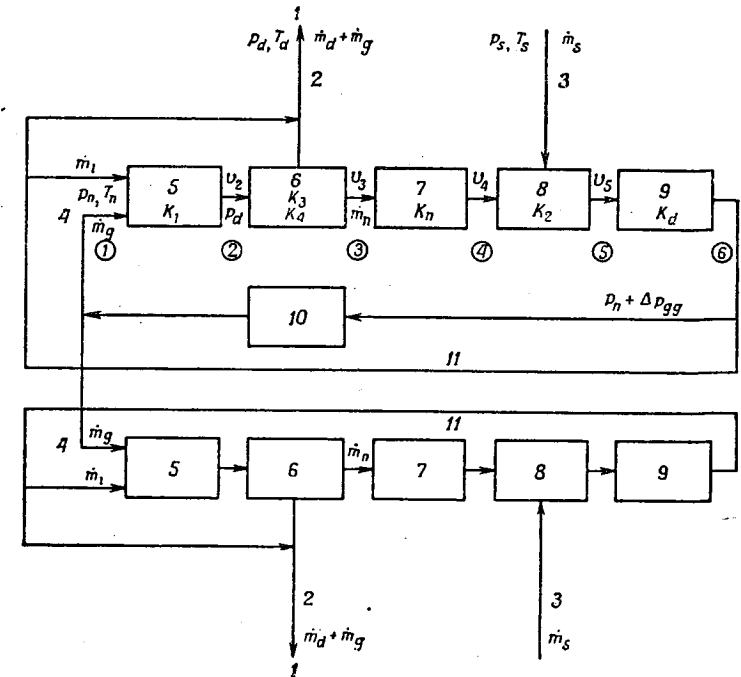
Для сравнения на фиг. 15 представлены приблизительные значения габаритных диаметров нескольких турбонасосных агрегатов; видно, что они несколько больше, чем габаритные диаметры газоструйных насосов.

Потенциально вес газоструйных насосов является очень малым. Если насос, изображенный на фиг. 2, сделать из алюминия с предельным напряжением в материале 14 кг/мм^2 при давлении $p_d = 56 \text{ атм}$ и минимальной толщиной стенки 1,5 мм, то вес этого насоса был бы равен только 2 кг. Это соответствует весу, отнесенному к единице секундного расхода топлива, равному $2/6,8 = 0,3 \text{ кг/кг/сек}$, что составляет от половины до одной трети соответствующей

щего удельного веса турбонасосного агрегата. Однако высокий удельный расход газа в газоструйных насосах и требование, чтобы рабочий газ имел низкий молекулярный вес, приводит к необходимости иметь больший по размерам и более тяжелый газогенератор, чем в случае применения турбонасосного агрегата. Это уменьшает или даже аннулирует весовое преимущество газоструйных насосов.

ПРЕДЕЛЬНЫЙ СЛУЧАЙ: ГАЗОСТРУЙНЫЙ НАСОС С ДОЖИГАНИЕМ РАБОЧЕГО ГАЗА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

На фиг. 16 представлена блок-схема одного из видов газоструйного насоса, названного газоструйным насосом с дожиганием, в котором рабочий



Ф и г. 16. Блок-схема газоструйного насоса с дожиганием рабочего газа в камере сгорания.

1 — к ракетному двигателю; 2 — магистраль подачи жидкости; 3 — входной патрубок всасываемой жидкости; 4 — входной патрубок рабочего газа; 5 — основное сопло; 6 — сепаратор; 7 — жидкостное сопло; 8 — смеситель; 9 — диффузор; 10 — газогенератор; 11 — магистраль обратной связи. Цифры в кружках обозначают номера сечений.

газ направляется в камеру сгорания двигателя вместо выброса его в атмосферу; такая схема не вызывает потери удельной тяги (если рабочий газ получается из основного топлива).

По схеме, представленной на фиг. 16, компонент топлива поступает в газоструйный насос с дожиганием рабочего газа через патрубок всасываемой жидкости и выходит через магистраль подачи, в то время как рабочий газ поступает через входной патрубок газа и направляется в камеру сгорания по той же магистрали подачи. Внутри насоса компонент топлива подается под высоким давлением через магистраль обратной связи на вход в основное

сопло, где перемешивается с рабочим газом. Жидкость, не нужная для работы основного сопла, перепускается в магистраль подачи. Рабочий газ генерируется химически из компонентов топлива, поступающих из магистрали обратной связи одного или обоих насосов. Двухфазная смесь компонента топлива и рабочего газа проходит через основное сопло и выходит из него в виде струи с большой скоростью. Затем струя входит в сепаратор, где рабочий газ отделяется от жидкого компонента топлива и подается вместе с частью жидкости в магистраль подачи. Остальная часть потока жидкого компонента топлива попадает в жидкостное сопло и поступает в смеситель, где она смешивается с тем же компонентом топлива, но только поступающим в насос из входного патрубка всасываемой жидкости, и ускоряет этот компонент, после чего компонент топлива поступает в диффузор и далее в магистраль обратной связи.

Удельный расход газа в газоструйном насосе с дожиганием рабочего газа в несколько раз выше удельного расхода газа в газоструйном насосе без дожигания вследствие низкого перепада давлений в основном сопле. Формула для определения удельного расхода газа в случае дожигания рабочего газа выводится в приложении Б. Хотя при применении газоструйного насоса с дожиганием рабочего газа отсутствует потеря удельной тяги, однако подогрев компонентов топлива, вызванный большими удельными расходами рабочего газа, ограничивает применение насоса этого типа для подачи компонентов топлив с очень низким давлением насыщенного пара.

С помощью уравнений, полученных в приложении Б, был вычислен удельный расход газа газоструйным насосом с дожиганием рабочего газа при применении для ракетного двигателя с тягой в пустоте 9070 кг, работающего на топливе гидразин — перекись водорода. Расход топлива был принят равным 30,4 кг/сек, весовое соотношение компонентов — 1,9 и давление подачи — 35 ата. Принятые значения потерь составляли: потеря скорости в основном сопле и сепараторе 5%; потеря количества движения в смесителе 5%; потеря жидкости из сепаратора 10% и потеря полного давления в диффузоре 5% (эти потери примерно соответствуют значению $K = 0,8$ для газоструйного насоса).

Принято, что рабочий газ получается в результате разложения части гидразина, поступающего из диффузора гидразинового насоса, и что продукты разложения (с температурой 760°С и молекулярным весом 12) направляются непосредственно в основное сопло каждого насоса. Падение давления в газогенераторе принято равным 1,4 ата, давление всасывания — 2,8 ата.

Вычислено, что минимальный удельный расход газа имеет место при давлении во входном сечении основного сопла, равном 84 ата. В табл. 1 приведены соответствующие секундные расходы в каждом насосе.

Таблица 1
Секундные расходы в газоструйном насосе с дожиганием рабочего газа

	Насос гидразина	Насос перекиси водорода
Расход всасываемой жидкости \dot{m}_g , кг/сек	10,4	20,0
Расход рабочего газа \dot{m}_g , кг/сек	1,90	2,5
Расход рабочей жидкости \dot{m}_1 , кг/сек	29,0	55,3
Расход жидкости через жидкостное сопло \dot{m}_n , кг/сек	26,3	50,0

Секундный расход газа в газоструйном насосе с дожиганием рабочего газа в приведенном примере составляет 14,5% от секундного расхода подаваемого топлива, что в 6,5 раза превышает удельный расход газа газоструйным насосом без дожигания с таким же давлением подачи и с такими же потерями (см. фиг. 12). Вследствие таких больших удельных расходов газа оба компонента топлива нагреваются до относительно высокой температуры. В табл. 2 приведены значения температур компонентов топлива в различных участках тракта каждого насоса, вычисленных при условии, что температура компонентов топлива в баках равна 21°С.

Таблица 2

Температуры в газоструйном насосе с дожиганием рабочего газа

	Насос гидразина	Насос перекиси водорода
Температура во входном сечении основного сопла T_n , °С	116	100
Температура компонента в магистрали подачи T_d , °С	100	82
Температура в выходном сечении смесителя T_m , °С	88	77

Высокие значения температуры T_d исключают возможность применения регенеративного охлаждения камеры двигателя; высокие значения температуры T_m требуют, чтобы компоненты топлива имели низкое давление насыщенного пара, так как давление пара в смесителе не должно превышать давления всасывания. Указанные ограничения можно преодолеть следующими тремя способами: 1) созданием неравновесного потока в основном сопле с малым теплообменом между жидкостью и газом, 2) предварительным охлаждением рабочего газа посредством теплообмена с нагреваемым компонентом топлива и 3) применением хранимого холодного газа в качестве рабочего газа. Последний способ вызвал бы значительный проигрыш в весе.

ВЫВОДЫ

Исследование струйных насосов по большинству важных вопросов является неполным. С одной стороны, еще не создан ни один практически пригодный газоструйный насос, с другой стороны, нет никаких принципиальных затруднений, препятствующих созданию насоса такого типа. Принимая во внимание результаты исследования, автор считает, что можно выполнить реальную систему подачи топлива с использованием газоструйного насоса, по крайней мере для высококипящих компонентов топлив, хотя для этого потребуются значительные исследования и дополнительные работы.

На основании проведенных исследований можно сделать следующие обоснованные выводы:

1. Вполне возможно создать действующий газоструйный насос с удовлетворительными стартовыми характеристиками.

2. Потери, определенные при исследовании отдельных узлов насоса с учетом допущений, указанных в тексте, соответствуют значению коэффициента восстановления количества движения $K = 0,6$. Можно предположить, что значение коэффициента $K = 0,8$ является предельно достижимым.

$$\frac{T_2}{T_n} = \left(\frac{P_s}{P_n} \right)^{\frac{R\dot{m}_g}{M\dot{m}_l} / \left(c_p \frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_l} + c_l \right)} \quad (\text{A.6})$$

Изменение удельной энтальпии газа Δi_g при переходе газа из сечения 1 в сечение 2 равно

$$\Delta i_g = i_{g2} - i_{g1} = c_p (T_2 - T_n). \quad (\text{A.7})$$

Соответствующее изменение удельной энтальпии жидкости Δi_l будет определяться выражением

$$\Delta i_l = i_{l2} - i_{l1} = c_l (T_2 - T_n) + \frac{P_s - P_n}{\rho}. \quad (\text{A.8})$$

С учетом допущений 1—6 для установившегося потока смеси, протекающего по соплу, уравнение энергии, применяемое между сечениями 1 и 2, имеет вид

$$\frac{1}{2} (\dot{m}_g + \dot{m}_l) (v_2^2 - v_1^2) + \dot{m}_g \Delta i_g + \dot{m}_l \Delta i_l = 0. \quad (\text{A.9})$$

После подстановки значений Δi_g и Δi_l из уравнений (A.7) и (A.8) уравнение (A.9) примет вид

$$\frac{1}{2} (\dot{m}_g + \dot{m}_l) (v_2^2 - v_1^2) = \dot{m}_g c_p (T_n - T_2) + \dot{m}_l \left[c_l (T_n - T_2) + \frac{P_n - P_s}{\rho} \right]. \quad (\text{A.10})$$

Подставляя T_2 из уравнения (A.6) и решая относительно v_1 , получаем

$$v_1^2 = v_2^2 + \frac{2P_n}{\rho \left(1 + \frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_l} \right)} \left\{ \frac{\rho T_n}{P_n} \left(c_p \frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_l} + c_l \right) \times \right. \\ \left. \times \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_n} \right)^{\frac{R\dot{m}_g}{M\dot{m}_l} / \left(c_p \frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_l} + c_l \right)} \right] + \frac{P_n - P_s}{P_n} \right\}. \quad (\text{A.11})$$

Для малых значений отношения \dot{m}_g/\dot{m}_l , имеющих место в газоструйном насосе, экспоненциальное уравнение, включающее отношение P_s/P_n , может быть приблизительно выражено посредством первых двух членов ряда разложения. Таким образом,

$$\left(\frac{P_s}{P_n} \right)^{\frac{R\dot{m}_g}{M\dot{m}_l} / \left(c_p \frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_l} + c_l \right)} \simeq 1 + \frac{\frac{R\dot{m}_g}{M\dot{m}_l}}{c_p \frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_l} + c_l} \ln \frac{P_s}{P_n}. \quad (\text{A.12})$$

Подстановка уравнения (A.12) в уравнение (A.11) дает

$$v_1^2 = v_2^2 + \frac{2P_n}{\rho \left(1 + \frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_l} \right)} \left(\frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_l} \frac{\rho R T_n}{M P_n} \ln \frac{P_n}{P_s} + \frac{P_n - P_s}{P_n} \right). \quad (\text{A.13})$$

Более подробный анализ работы двухфазных сопел представлен в работе [8], в которой уравнения (A.11) и (A.13) получены методом, отличным от метода, изложенного в данной работе.

Смеситель

Обозначим через \dot{m}_s секундный расход всасываемой жидкости, поступающей в смеситель, через v_3 — скорость жидкости в выходном сечении смесителя. Обозначим через K_2 параметр, названный нами *коэффициентом восстановления количества движения* в смесителе, равный отношению количества движения потока жидкости в выходном сечении смесителя к количеству движения потока рабочей жидкости на входе в смеситель. Таким образом, K_2 равно

$$K_2 = \frac{(\dot{m}_s + \dot{m}_i) v_3}{\dot{m}_l v_2}. \quad (\text{A.14})$$

Из рассмотрения фиг. А.1 следует, что \dot{m}_s равно

$$\dot{m}_s = \dot{m}_d + \dot{m}_v + \dot{m}_l + \dot{m}_b, \quad (\text{A.15})$$

где \dot{m}_d — секундный расход жидкости, подаваемой в двигатель, \dot{m}_b — жидкости, проходящей через вспомогательный инжектор, \dot{m}_v и \dot{m}_l — паров и жидкости, уходящих из сепаратора вместе с рабочим газом.

Подставляя выражение \dot{m}_s в уравнение (A.14) и решая его относительно v_3 , получаем уравнение

$$v_3 = \frac{K_2 \dot{m}_l v_2}{\dot{m}_d + \dot{m}_l + \dot{m}_b + \dot{m}_e}, \quad (\text{A.16})$$

в котором пренебрегаем членом \dot{m}_v ввиду его малости по сравнению со значениями \dot{m}_d и \dot{m}_l .

Сепаратор

Из фиг. А.1 следует, что секундный расход жидкости, поступающей в диффузор, равен $\dot{m}_d + \dot{m}_b + \dot{m}_l$, а секундный расход жидкости, поступающей в сепаратор, равен $\dot{m}_d + \dot{m}_e + \dot{m}_b + \dot{m}_l$ (пренебрегая \dot{m}_v). Обозначим через K_3 параметр, названный нами *коэффициентом восстановления массы в сепараторе*, равный отношению первого расхода ко второму. Следовательно,

$$\dot{m}_d + \dot{m}_b + \dot{m}_l = K_3 (\dot{m}_d + \dot{m}_e + \dot{m}_b + \dot{m}_l). \quad (\text{A.17})$$

Обозначим через v_4 скорость жидкости в выходном сечении сепаратора, а через K_4 — параметр, названный нами *коэффициентом восстановления скорости в сепараторе* и равный отношению v_4 к скорости жидкости, поступающей в сепаратор. Тогда

$$v_4 = K_4 v_3. \quad (\text{A.18})$$

Диффузор

Обозначим через K_d параметр, названный нами *к. п. д. диффузора* и равный отношению повышения давления в диффузоре к скоростному напору потока жидкости во входном сечении диффузора. Таким образом, повышение давления между сечениями 4 и 5 равно

$$P_d - P_s = \frac{K_d \rho v_4^2}{2}. \quad (\text{A.19})$$

Вспомогательный инжектор

Принято, что скоростной напор потока жидкости в выходном сечении сопла инжектора в $K_{n,i}$ раз больше перепада давлений в сопле. Таким образом,

$$\frac{\rho v_4^2}{2} = K_{n,i} (P_d - P_s). \quad (\text{A.20})$$

Количество движения жидкости в выходном сечении смесителя вспомогательного инжектора равно количеству движения жидкости в выходном сечении сопла инжектора, помноженному на $\sqrt{K_m}$. Тогда

$$(\dot{m}_d + \dot{m}_e + \dot{m}_b) v_7 = \sqrt{K_m} \dot{m}_b v_8, \quad (\text{A.21})$$

где не учитывается член \dot{m}_e ввиду его малости по сравнению с \dot{m}_d .

Перепад давлений в диффузоре вспомогательного инжектора равен скоростному напору жидкости в выходном сечении смесителя этого инжектора, умноженному на $K_{d,i}$. Таким образом, разность давлений между сечениями 7 и 8 равна

$$p_m - p_8 = \frac{K_{d,i} \rho v_7^2}{2}. \quad (\text{A.22})$$

Решая совместно уравнения (A.20) — (A.22) и (A.17), получаем следующее выражение для определения относительного расхода рабочей жидкости \dot{m}_b , потребного для работы вспомогательного инжектора¹⁾:

$$\frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_d} = \frac{1}{1 - \sqrt{\frac{p_m - p_8}{K_b(p_d - p_8)} \left[\frac{1 + (1 - K_3) \frac{1}{F}}{K_3} \right]}} - 1. \quad (\text{A.23})$$

Здесь $K_b = K_{n,i} K_m K_{d,i}$ — к. п. д. вспомогательного инжектора и $F = (\dot{m}_d + \dot{m}_b) / \dot{m}_i$ — «степень перепуска». В работе [4] показано, что значение $K_b = 0,9$ достижимо, поэтому это значение было принято в расчетах, иллюстрируемых графиками на фиг. 12 и 13.

Уравнения удельного расхода рабочего газа

Решая совместно уравнения (A.1), (A.2), (A.13), (A.16) — (A.19) и (A.23), получаем после громоздких алгебраических преобразований следующее уравнение для определения удельного расхода газа \dot{m}_g / \dot{m}_d в газоструйном насосе:

$$\frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_d} = G_P G_K G_B, \quad (\text{A.24})$$

где

$$G_P = \frac{M(p_d - p_8)}{M(p_d - p_n) + \rho R T_n \ln \frac{p_n}{p_8}}, \quad (\text{A.24a})$$

$$G_K = \frac{1 - \frac{K^2}{(1+F)^2}}{F \left[\frac{K^2}{(1+F)^2} - G_P \right]}, \quad (\text{A.24б})$$

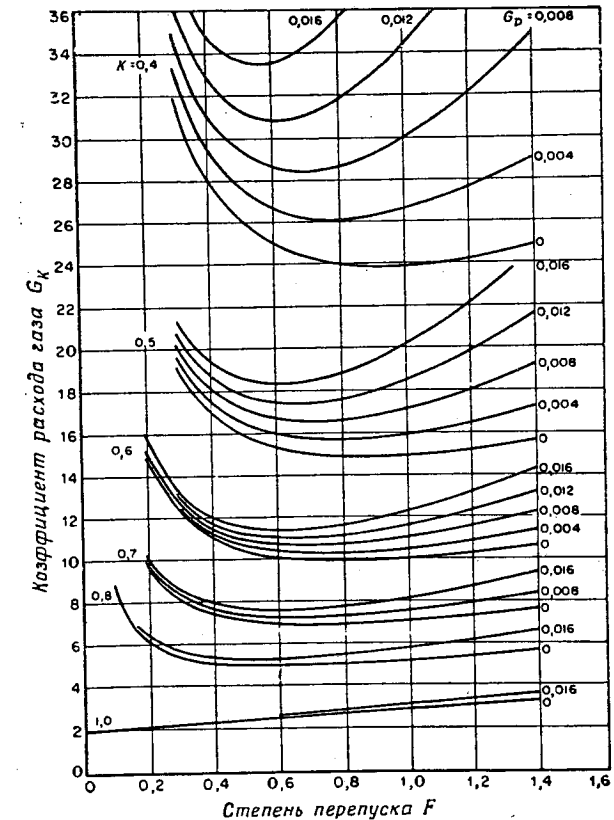
$$G_B = \frac{1}{1 - \sqrt{\frac{p_m - p_8}{K_b(p_d - p_8)} \left[\frac{1 + (1 - K_3) \frac{1}{F}}{K_3} \right]}}. \quad (\text{A.24в})$$

¹⁾ В оригинале выражение $\left[1 + (1 - K_3) \frac{1}{F} \right] / K_3$ в уравнениях (A.23) и (A.24) ошибочно стоит под знаком квадратного корня. — Прим. ред.

Величина K в уравнении (A.24б) равна $K = K_1 K_2 K_3 K_4 \sqrt{K_d}$ и называется коэффициентом восстановления количества движений в газоструйном насосе. В случае принятых потерь и принятых допущений, указанных в разделе «Исследования узлов насоса», $K_1 = 1 - 0,17$; $K_2 K_4 = 1 - 0,23$, $K_3 = 1 - 0,06$ и $K_d = 1 - 0,08$; это приводит к значению $K = 0,58$.

Влияние степени перепуска на удельный расход рабочего газа

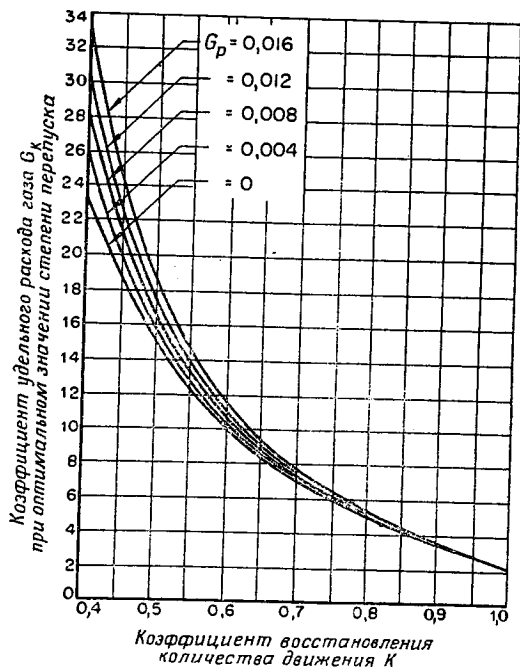
На фиг. А.2 представлена зависимость коэффициента удельного расхода рабочего газа G_K от степени перепуска $F = (\dot{m}_d + \dot{m}_b) / \dot{m}_i$ для значений K ,



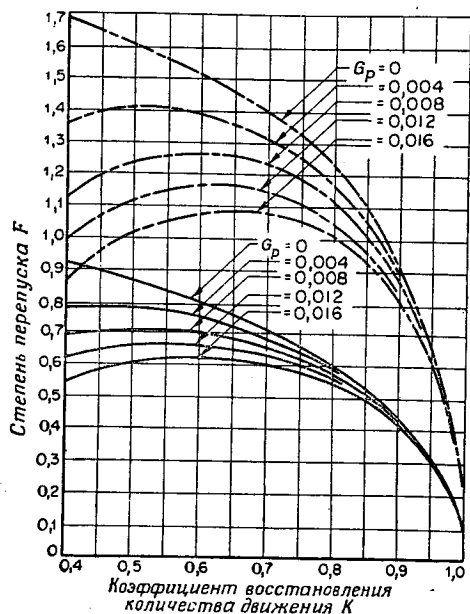
Фиг. А.2. Зависимость между коэффициентом удельного расхода газа и степенью перепуска.

лежащих в пределах от 0,4 до 1,0, и значений G_P — от нуля до 0,016. В этих пределах лежит большинство значений, представляющих практический интерес. Видно, что для данных значений K и G_P имеется оптимальное значение степени перепуска F , при котором коэффициент удельного расхода газа G_K имеет минимальное значение.

На фиг. А.3 представлена зависимость между коэффициентом удельного расхода рабочего газа G_K (при оптимальном значении степени



Ф и г. А.3. Зависимость между коэффициентом удельного расхода газа и коэффициентом восстановления количества движения при оптимальном значении степени перепуска.



Ф и г. А.4. Зависимость между степенью перепуска и коэффициентом восстановления количества движения.
 — степень перепуска для значения G_K в 1,1 раз больше минимального G_K .
 — степень перепуска для минимального значения G_K (оптимальная степень перепуска).

перепуска F) и коэффициентом восстановления количества движения K . На фиг. А.4 представлены соответствующие оптимальные значения степени перепуска F . На фиг. А.4 также представлены значения степени перепуска F , при которых значения коэффициента удельного расхода газа G_K в 1,1 раза больше значений G_K для случая, представленного на фиг. А.3. Из анализа фиг. А.4 следует, что при увеличении G_K на 10% степень перепуска увеличивается примерно вдвое.

Величина оптимальной степени перепуска может быть определена непосредственно из уравнения (А.24б) путем дифференцирования параметра G_K и приравнивания результата нулю. Последнее уравнение может быть решено относительно F только в случае, когда $G_P = 0$. Для $G_P = 0$ оптимальная степень перепуска равна

$$F = \sqrt{1 - K^2}. \quad (A.25)$$

Согласно уравнению (А.24б), соответствующее значение коэффициента удельного расхода газа

$$G_K = 2 \left(\frac{1 + \sqrt{1 - K^2}}{K^2} \right). \quad (A.26)$$

Из фиг. А.3 следует, что величина G_K , определяемая по уравнению (А.26), имеет ошибку не более 15% для значений K более 0,6 и значений G_P , представляющих практический интерес (от 0 до 0,016). Следовательно, подстановкой этого значения в уравнение (А.24) можно получить приближенное уравнение для определения удельного расхода газа \dot{m}_g/\dot{m}_d . Более того, в большинстве практических случаев первый член в знаменателе уравнения (А.24а) составляет менее 5% значения второго члена, и поэтому им можно пренебречь. В случае если насос не имеет вспомогательного инжектора ($G_B = 1,0$), уравнение (А.24) превращается в уравнение (3).

Приложение Б

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОСТРУЙНОГО НАСОСА С ДОЖИГАНИЕМ РАБОЧЕГО ГАЗА

На фиг. 16 представлены обозначения, примененные при анализе струйного насоса этого типа.

Основное сопло

Скорость в выходном сечении основного сопла v_2 составляет K_1 -ую часть изэнтропической выходной скорости. Принимая скорость во входном сечении v_1 весьма малой, находим v_2 [см. уравнение (А.13)]:

$$v_2^2 = K_1^2 \frac{2p_n}{\rho \left(1 + \frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_l} \right)} \left[\frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_l} \frac{\rho R T_n}{M p_n} \ln \frac{p_n}{p_d} + \frac{p_n - p_d}{p_n} \right]. \quad (B.1)$$

Сепаратор

Эффективность сепаратора определяется двумя коэффициентами восстановления K_3 и K_4 , которые равны:

$$K_3 = \frac{\dot{m}_n}{\dot{m}_l} \quad (B.2)$$

$$K_4 = \frac{v_3}{v_2} \quad (\text{Б.3})$$

Жидкостное сопло

Скоростной напор жидкости в выходном сечении жидкостного сопла составляет K_n -ую часть полного давления во входном сечении. Таким образом,

$$\frac{qv_1^2}{2} = K_n \left(\frac{qv_2^2}{2} + p_d - p_s \right) \quad (\text{Б.4})$$

Смеситель

Коэффициент восстановления количества движения жидкости в смесителе равен K_2 . Следовательно,

$$K_2 = \frac{\dot{m}_s + \dot{m}_n}{\dot{m}_n} \frac{v_5}{v_4} \quad (\text{Б.5})$$

Диффузор

К. п. д. диффузора равен K_d . Так как давление в сечении б равно давлению во входном сечении основного сопла плюс потери давления в газогенераторе, то

$$p_n + \Delta p_{gg} - p_s = \frac{K_d qv_5^2}{2} \quad (\text{Б.6})$$

Уравнение удельного расхода рабочего газа

Решая совместно уравнения (Б.1) — (Б.6), получаем следующую формулу для определения удельного расхода рабочего газа \dot{m}_g/\dot{m}_s :

$$\frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_s} = \frac{1}{K_3} \frac{\dot{m}_n}{\dot{m}_s} \times \left[\frac{qRT_n}{M(p_n - p_d)} \ln \frac{p_n}{p_d} \right] \frac{K_1^2 K_2^2 K_3^2 K_n K_d}{\left(1 + \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_n}\right)^2 \frac{p_n + \Delta p_{gg} - p_s}{p_n - p_d} - K_2^2 K_n K_d \frac{p_d - p_s}{p_n - p_d}} - 1 \quad (\text{Б.7})$$

ЛИТЕРАТУРА

1. Rocket Fuel Injector Pump, Rep. № SPD 98, Kellogg Comp. Jersey City, N. J., June 1947.
2. Injector Type Fuel Pump Study, Rep. № GER 3064, Goodyear Air Corp., Ohio, July 1949.
3. Andrus S. R., Preliminary Theoretical Analysis of Non-Rotating Pump Systems, Rep. № 758, Aerojet—Gener. Corp. Azusa, California, Nov. 1953 (секретно).
4. Elliott D. C., Theoretical and Experimental Investigation of a Gas-Driven Jet Pump for Rocket Engines, Rep. № 1-58-3, Jet Propulsion Center, School of Mechanical Engineering, Purdue Univ., Lafayette, Indiana, Dec. 1953 (секретно); ASTIA AD № 305, 997.
5. Kneass S. L., Practice and Theory of the Injector, 3-rd Ed., N. Y., 1910.
6. Wyld J. H., The Problem of Rocket Fuel Feed, *Astronautics*, 1, № 34, 8—13 (1936).
7. Richard K. P., The Effect of an Initially Large Internal Temperature Difference, and Condensibility of the Gas, on the Exit Velocity for Two-Phase Flow of a Liquid and a Gas Through a Nozzle, M. S. Thesis, Jet Propulsion Center, School of Mech. Engineering Purdue Univ., Lafayette, Indiana, Aug. 1959.
8. Tangren R. F., Dodge C. H., Seifert H. S., «Compressibility Effect in Two-Phase Flow», *J. Appl. Phys.*, 20, № 7, 637—645 (1949).

Анализ пределов повышения давления газа в камерах сгорания с регенеративным охлаждением ракетных двигателей с большой тягой

Э. Мейер

В этой работе описывается аналитическое исследование возможности осуществления регенеративного охлаждения камер ракетных двигателей больших тяг, работающих при высоких давлениях газа. Показано, что при заданной величине тяги регенеративное охлаждение осуществимо только в том случае, если давление газа в камере сгорания находится ниже предельного значения $p_{k, \text{lim}}$, зависящего от конфигурации охлаждающего тракта. Предельная величина давления газа возникает вследствие необходимости удовлетворения противоречивых требований как с точки зрения теплообмена, так и с точки зрения прочности к конструкционным размерам охлаждающего тракта. В частности, с одной стороны, толщина огневой стенки не может быть весьма малой, что желательно для лучшей передачи теплового потока от газа в охладитель. С другой стороны, эта толщина не может быть весьма большой, что желательно с точки зрения прочности, поскольку нагрузки от давления возрастают при повышении давления газа в камере сгорания.

Приводятся вычисления по определению предельного значения давления газа $p_{k, \text{lim}}$, обусловленного условиями охлаждения, в камерах сгорания с тягами 455 и 1815 т, работающих на топливе жидкий кислород — углеводородное горючее типа RP. Рассматривается камера двигателя, выполненная из трубок, изготовленных из характерных жаропрочных материалов; охлаждающий компонент — углеводородное горючее RP, направление движения охладителя противоположно направлению потока газа из камеры сгорания (противоток); протекание охладителя однократное. Приведен анализ (в виде формул с безразмерными членами, удобных для применения) положительного влияния жаростойких покрытий. Применение этих покрытий дает возможность повысить предельное давление газа в камере сгорания.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

При отсутствии специальных оговорок в тексте символы, принятые в данной работе, обозначают:

- b — диаметр трубки охлаждающего тракта, мм;
- c_p — удельная теплоемкость при постоянном давлении, ккал/кг°С;
- g — ускорение силы тяжести, м/сек²;
- α — коэффициент теплоотдачи, ккал/м²·час°С;
- λ — коэффициент теплопроводности, ккал/м·час°С;
- n — число трубок;
- p — давление, кг/см²;
- β — удельный импульс давления газа в камере сгорания, сек;
- C_f — коэффициент трения;
- St — критерий Стантона;
- D — диаметр, м;
- P — тяга, т;
- P_1 — удельная тяга, сек;
- Pr — критерий Прандтля;
- Re — критерий Рейнольдса;
- T — температура, °С;
- u — скорость, м/сек;
- G — весовой секундный расход, кг/сек;

ϕ — коэффициент потери давления в форсунках;
 v — приведенная длина, м;
 κ — отношение удельных теплоемкостей¹⁾;
 δ — толщина стенки, мм;
 $\eta = c_{p,j}(T_{w,j} - T_j)/c_{p,g}(T_g - T_{w,g})$ — условное отношение энтальпий;
 $\theta = (T_g - T_{w,r})/(T_g - T_{w,g})$ — отношение температур;
 ϵ — доля расхода топлива, идущая на охлаждение камеры сгорания;
 μ — коэффициент вязкости, кг·сек/м²;
 γ — удельный вес, кг/м³;
 σ — окружное напряжение, кг/см²;
 $\Phi = \Delta p_{f,t,u}/0,61 p_k$ — относительная величина потерь давления на трение.

ИНДЕКСЫ

k — камера;
 f — трение;
 g — газ, со стороны газа;
 j — охладитель, со стороны охладителя;
 lim — предельный;
 r — жаростойкое покрытие;
 t — критическое сечение;
 w — стенка;
 u — без покрытия;
 i — форсунка.

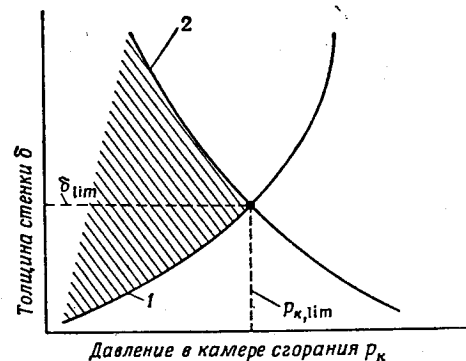
ВВЕДЕНИЕ

В процессе развития камер ракетных двигателей больших тяг желательно повышать давление газа в камере сгорания с целью уменьшения размеров и веса камеры двигателя²⁾. Эта работа касается вопроса о возможности регенеративного охлаждения камер ракетного двигателя с высоким давлением газа. На каждом конкретном этапе развития системы охлаждения камер двигателя практически осуществленное предельное давление газа определялось существовавшей степенью совершенства техники изготовления элементов системы охлаждения, наличием жаропрочных материалов, характеристиками системы подачи охладителя и т. п. Исчерпывающего анализа возможности повышения давления нельзя выполнить, так как эта возможность зависит от постоянно прогрессирующих уровней развития технологии и материаловедения. Однако для грубой оценки можно установить возможные границы для основных конфигураций современных систем охлаждения. Этот предел повышения давления газа в камере сгорания устанавливается в результате учета противоречивых требований к размерам охлаждающего тракта как в отношении теплопередачи, так и прочности конструкции регенеративной системы охлаждения. Указанный предел повышения давления возникает вследствие того, что толщина стенок охлаждающего тракта не может быть, с одной стороны, выполнена достаточно малой, как этого требуют условия теплопередачи; с другой стороны, эта толщина не может быть выполнена достаточно большой в интересах прочности стенки, работающей от нагрузки давления, которая увеличивается при увеличении рабочего давления газа в камере сгорания.

¹⁾ См. примечание на стр. 364.

²⁾ Вес камеры двигателя, если нет специальных условий, при прочих равных условиях, мало зависит от давления p_k и определяется в основном ее конструкцией; вес турбонасосного агрегата увеличивается с увеличением p_k . С увеличением p_k увеличивается удельная тяга. — Прим. ред.

В частности, в работе рассматриваются противоречивые требования, которым должна удовлетворять толщина стенки охлаждающего тракта δ при увеличении давления газа в камере сгорания p_k . Если допустимые температуры стенки заданы, то толщина стенки δ должна уменьшаться с ростом удельного теплового потока от газа к стенке, который возрастает почти прямо пропорционально повышению давления p_k . Тепловой поток воспринимается охлаждающей жидкостью, движущейся с большой скоростью, определяемой высоким градиентом давления в тракте системы охлаждения. В регенеративной системе охлаждения перепад давлений охлаждающей жидкости и газа в камере двигателя должен восприниматься стенкой охлаждающего тракта.



Ф и г. 1. Диаграмма для определения возможных пределов применения регенеративного охлаждения.

1 — кривая предельных значений $\delta_{\text{мин}}$, определяемых по напряжениям материала стенки; 2 — кривая предельных значений $\delta_{\text{макс}}$, определяемых из условий теплопередачи; ■ — область возможного применения регенеративного охлаждения $\delta_{\text{мин}} \leq \delta \leq \delta_{\text{макс}}$.

В общем случае толщина стенки охлаждающего тракта, необходимая для выдерживания нагрузки от давлений, увеличивается с повышением давления p_k . Таким образом, толщина стенки δ выбирается так, чтобы она удовлетворяла двум функциям — уменьшающейся функции от p_k , $\delta_{\text{макс}}(p_k)$, обусловленной требованиями теплопередачи, и возрастающей функции p_k , $\delta_{\text{мин}}(p_k)$, обусловленной требованиями прочности. Эти значения $\delta_{\text{макс}}$ и $\delta_{\text{мин}}$ схематически представлены на фиг. 1 в координатах $\delta - p_k$. Точка пересечения двух кривых имеет значение $\delta_{\text{макс}}(p_k) = \delta_{\text{мин}}(p_k)$ и определяет предел возможности регенеративного охлаждения, соответствующий давлению $p_k = p_{k, \text{lim}}$, как показано на фиг. 1.

Приведены расчеты по определению возможного значения максимального давления $p_{k, \text{lim}}$ в случае камеры двигателя с регенеративно охлаждаемыми трубчатыми стенками, выполненными из характерных высокопрочных и жаропрочных материалов. Этот двигатель работает на топливе жидкий кислород + углеводородное горючее РР. Принята упрощенная охлаждающая система с однократным протеканием охладителя, выполненная из круглых трубок, сужающихся к одному концу. Направление движения охлаждающей жидкости — противоток. Особое внимание уделено теплопередаче и прочности конструкции в области критического сечения сопла, где толщина стенки δ имеет минимальное значение, определяемое допустимой температурой стенки.

МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ И СИСТЕМА УРАВНЕНИЙ

Рассматриваемая камера двигателя с регенеративным охлаждением схематически изображена на фиг. 2. Стенки камеры выполнены из трубок, схема охлаждения — противоток, охладитель протекает однократно по трубкам с круговым поперечным сечением. Весовой секундный расход компонента G_j , охлаждающего камеру двигателя, является частью ϵ полного расхода топлива G_g :

$$G_j = \epsilon G_g. \quad (1)$$

Этот расход G_j является достаточным для того, чтобы воспринять все тепло, передаваемое через стенки камеры двигателя без чрезмерного повышения температуры охлаждающего компонента. При увеличении давления, а следовательно, и тяги, общая (с точки зрения подогрева охладителя) возможность регенеративного охлаждения в общем случае увеличивается, как показано в работе [1]. При увеличении тяги в противоположность улучшению общей охлаждающей способности регенеративного охлаждения увеличиваются местные удельные тепловые потоки, особенно в районе критического сечения сопла. Это вызывает возрастающие трудности при конструировании такой системы охлаждения. Местные удельные тепловые потоки как со стороны горячего газа, так и со стороны охлаждающего компонента вычисляются по уравнению, введенному для определения коэффициента конвективной¹⁾ теплоотдачи:

$$\alpha = St \gamma c_{p\mu}. \quad (2)$$

Значение критерия St (критерий Стантона) определяется по местным значениям критериев Рейнольдса и Прандтля посредством эмпирической формулы [2]²⁾:

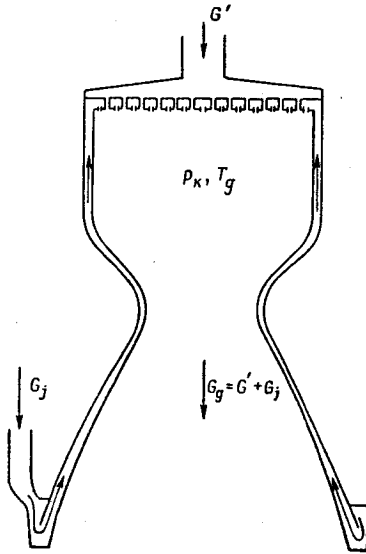
$$St = \frac{0,023}{Re^{0,2} Pr^{0,6}}. \quad (3)$$

По этой формуле легко определяются параметры теплопередачи со стороны газового потока для заданных топлива, давления газа в камере сгорания p_k и тяги P , т. е. для величины полного секундного расхода топлива G_g .

¹⁾ Передача тепла при кипении исключается, так как пределы давления, рассматриваемые в данном случае, лежат выше критического давления охлаждающего компонента.

²⁾ Формула (3) справедлива для случая несжимаемой жидкости, имеющей температуру и давление значительно менее критических. Однако в этой работе формула (3) распространена на случай сжимаемой жидкости (теплопередача со стороны газа), что приводит к существенной ошибке. Лучше было бы применить, например, формулы, предлагаемые в работах Г у х м а н а А. А. и И л ю х и н а Н. В., Основы учения о теплообмене при течи газа с большой скоростью, Машгиз, 1951 г., V a r d t D. R., *Jet Propulsion*, 21, 49 (1957) или К у т а т е л а д з е] С. С., Основы теории теплообмена, Машгиз, 1962.

Кроме того, в данной работе не учтены особенности внутреннего охлаждения, а также возможность образования теплоизолирующего осадка вследствие термического разложения охладителя и т. д. — *Прим. ред.*



Фиг. 2. Схема рассматриваемой камеры двигателя с регенеративным охлаждением; направление движения охладителя — противоток.

Конструктивный расчет системы охлаждения, рассматриваемой в данном случае, заключается в определении числа n трубок при однократном протекании охладителя, их диаметра b , толщины стенок трубок δ и весовой скорости потока охлаждающей жидкости $\gamma_j u_j$, исходя из условия, что допустимые температуры стенок определяются при установившемся процессе теплопередачи. Согласно определениям,

$$Pr_g = \frac{\mu_g c_{p,g} \epsilon}{\lambda_g}, \quad Re_g = \frac{\gamma_g u_g D}{\epsilon \mu_g} = \frac{4G_g}{\pi D \mu_g \epsilon}. \quad (4)$$

Коэффициент теплоотдачи со стороны газового потока α_g определяется по уравнениям (2,3) для известных значений параметров продуктов сгорания μ_g , $c_{p,g}$, λ_g , G_g и локального значения диаметра D . В критическом сечении сопла камеры двигателя диаметр D_i и критерий Рейнольдса могут быть найдены с помощью уравнений движения [3] в зависимости от давления p_k для данной величины тяги P , т. е. для данного расхода топлива G_g :

$$D_i = \sqrt{\frac{4P\beta}{\pi P_i p_k}} = \sqrt{\frac{4G_g \beta}{\pi p_k}}, \quad (5)$$

$$Re_{g,i} = \sqrt{\frac{4P p_k}{\pi g^2 P_i \beta \mu_g^2}} = \sqrt{\frac{4G_g p_k}{\pi g^2 \beta \mu_g^2}}, \quad (6)$$

где $\beta = p_k A_i / G$ — удельный импульс давления газа в камере сгорания; $P_i = P / G$ — удельная тяга; A_i — площадь критического сечения сопла. Подобным образом в зависимости от параметров p_k и P могут быть определены и параметры охлаждающей системы b_i , δ_i , u_j , i в критическом сечении сопла камеры двигателя. Определение этих величин основывается на следующих уравнениях системы охлаждения.

Для фиксированного числа трубок n и локального значения диаметра D должно соблюдаться условие

$$b + 2\delta = \frac{\pi D}{n}. \quad (7)$$

Скорость охлаждающего компонента u_j удовлетворяет уравнению неразрывности

$$\frac{\pi}{4} b^2 \gamma_j u_j = \frac{G_j}{n}. \quad (8)$$

Условие, при котором температуры стенки со стороны газа и со стороны охладителя не должны превышать соответственно заранее определенные значения $T_{w,g}$ и $T_{w,j}$, выражается двумя уравнениями стационарной передачи тепла:

$$\alpha_g (T_g - T_{w,g}) = \frac{\lambda}{\delta} (T_{w,g} - T_{w,j}), \quad (9)$$

$$\frac{\lambda}{\delta} (T_{w,g} - T_{w,j}) = \alpha_j (T_{w,j} - T_j). \quad (10)$$

Коэффициент теплоотдачи от стенки к охладителю α_j зависит от критерия Рейнольдса:

$$Re_j = \frac{\gamma_j \mu_j b}{\epsilon \mu_j} = \frac{4\epsilon G_g}{\pi g n b \mu_j}, \quad (11)$$

согласно уравнениям (2) и (3).

Таким образом, четыре конструктивных параметра системы охлаждения b , δ , n , γ_j , u_j и три производных параметра St_j , α_j , Re_j определяются системой семи уравнений (2, 3, 7, 8—11).

РЕШЕНИЕ УРАВНЕНИЙ ТЕПЛОПЕРЕДАЧИ

В этом разделе приводится решение уравнений теплопередачи и показывается их применение к расчету системы охлаждения ракетного двигателя, работающего на топливе жидкий кислород + углеводородное горючее типа RP. Коэффициент весового соотношения компонентов ракетного топлива (вес окислителя, отнесенный к весу горючего) принят равным 2,5 при значениях тяги $P = 455-1815$ т. Применяя горючее на охлаждение камеры сгорания, находим, согласно уравнению (4),

$$\varepsilon = 0,286. \quad (12)$$

Параметры продуктов сгорания, охлаждающего компонента и материала стенки камеры двигателя, принятые при вычислениях, приводятся в табл. 1. Графическая зависимость параметров $D_{t,c}$, $Re_{g,t}$ от p_k при заданных величинах тяги, определенная по уравнениям (5) и (6), приведена на фиг. 3.

Таблица 1

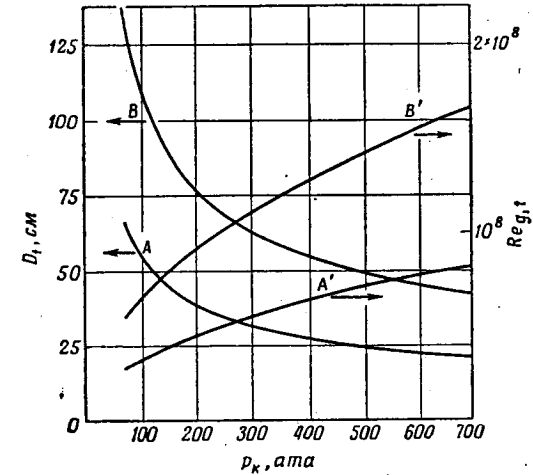
Параметры камеры двигателя с регенеративным охлаждением, работающей на топливе жидкий кислород + углеводородное горючее RP

А. Параметры продуктов сгорания			
$T_g = 3315^\circ\text{C}$	$P_1 = 316$ сек		
$\beta = 175$ сек	$g\mu_g = 1,033 \cdot 10^{-4}$ кг/м.сек		
$c_{p,g} = 0,5$ ккал/кг.°C	$Pr_g = 0,81$		
В. Параметры охладителя (в критическом сечении сопла)			
$T_j = 65^\circ\text{C}$	$T_{w,j} = 399^\circ\text{C}$		
$\gamma_j = 801$ кг/м ³	$g\mu_j = 9,92 \cdot 10^{-4}$ кг/м.сек		
$c_{p,j} = 0,5$ ккал/кг.°C	$Pr_j = 13,5$		
С. Параметры материала стенок			
Материал	$T_{w,g}, ^\circ\text{C}$	Коэффициент теплопроводности, ккал/м.час.°C	Предел прочности на растяжение σ_b при $T_{w,g}$, кг/мм ²
Нержавеющая сталь 347	675	17,9	29,5
Никелевый сплав			
Инконель X ¹⁾	730	19,4	73,8
Сплав F-48 (сплав на основе Nb) ²⁾	1150	52,1	40,8

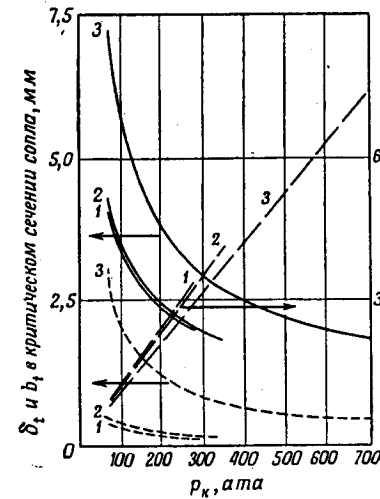
1) Инконель X представляет собой сплав 15% Cr, 73% Ni, 1% Al, 2,5% Ti, 7% Fe. — Прим. ред.
 2) Bartlett E. S., Houck J. A., Physical and Mechanical Properties of Nb and Nb-base Alloys, DMIC R-125, Batt. Mem. Inst., Feb. 1960.

Толщина стенки δ определяется непосредственно по уравнению (9) после подстановки соответствующих параметров газа в уравнения коэффициента теплоотдачи a_g (2, 3). В частности, в критическом сечении сопла, в котором весовой секундный поток газа равен

$$\gamma_{g,t} u_{g,t} = \frac{4G_g}{\pi D_t^2} = \frac{p_k}{\beta}, \quad (13)$$

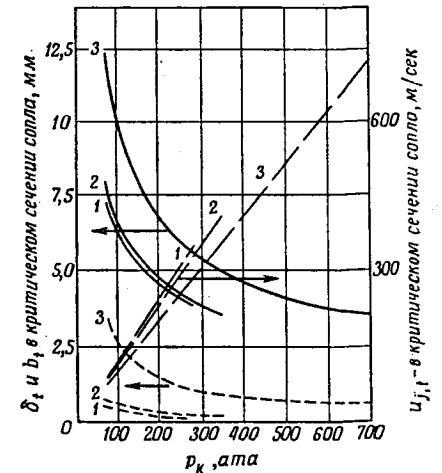


Фиг. 3. Значения диаметров критического сечения сопла D_t и [критериев Рейнольдса $Re_{g,t}$ в зависимости от величины давления газа в камере сгорания двигателя, работающего на топливе жидкий кислород + углеводородное горючее RP для двух значений тяги. кривые А, А' для тяги $P = 455$ т, кривые В, В' для тяги $P = 1815$ т.



Фиг. 4а. Конструктивные параметры системы охлаждения для заданных температур стенки в критическом сечении сопла, $P = 455$ т.

δ_t — толщина стенки; b_t — диаметр трубки; $u_{j,t}$ — скорость охладителя.
 Кривые: 1 — для нержавеющей стали 347; 2 — для никелевого сплава Инконель X; 3 — для ниобиевого сплава F-48; — — — для δ_t ; — — — для b_t ; — — — для $u_{j,t}$.



Фиг. 4б. Конструктивные параметры системы охлаждения для заданных температур стенки в критическом сечении сопла, $P = 1815$ т.

δ_t — толщина стенки; b_t — диаметр трубки; $u_{j,t}$ — скорость охладителя.
 Кривые: 1 — для нержавеющей стали 347; 2 — для никелевого сплава Инконель X; 3 — для ниобиевого сплава F-48; — — — для δ_t ; — — — для b_t ; — — — для $u_{j,t}$.

толщина стенки равна

$$\delta_t = 43,5\lambda \frac{(T_{w,g} - T_{w,i}) \text{Re}_{g,i}^{0,2} \text{Pr}_g^{0,6} \beta}{(T_g - T_{w,g}) c_{p,g} \rho_k} \quad (14)$$

Зависимость толщины стенки δ_t от давления газа в камере сгорания p_k для трех материалов стенки, приведенных в табл. 1, показана на фиг. 4а и 4б. Незначительное влияние тяги на толщину стенки δ_t , что следует из фиг. 4а и 4б, объясняется влиянием критерия Рейнольдса ($\text{Re}_{g,i}$)^{0,2}, зависящего от тяги в неявном виде. Из анализа уравнения (9) стационарной передачи тепла следует, что толщина стенки δ_t , определенная таким способом, является максимальной толщиной стенки $\delta_{\text{макс. } t}$ при заданных давлении газа p_k и температуре стенки со стороны газа, которая не должна превышать допустимой величины $T_{w,g}$.

Остальные параметры системы охлаждения легко определяются по следующему соотношению между критериями Рейнольдса Re_j и Re_g , полученному из уравнений (4), (7) и (11):

$$\frac{\text{Re}_j}{\text{Re}_g} = \frac{\varepsilon \mu_g}{\pi \mu_j} \left(1 + \frac{2\delta}{b}\right) \quad (15)$$

Так как отношение $2\delta/b$ обычно мало по сравнению с единицей, то им можно пренебречь. Поэтому отношение локальных значений критериев Рейнольдса является приблизительно постоянным и не зависит от давления p_k , тяги P и диаметра D . Из уравнения (3) следует, что отношение критериев Стантона также является постоянным. В частности, для параметров топлива жидкий кислород + углеводородное горючее RP, указанных в табл. 1, имеем

$$\frac{\text{Re}_j}{\text{Re}_g} \sim 0,010, \quad \frac{\text{St}_j}{\text{St}_g} \sim 0,073; \quad (16)$$

Выражая весовую скорость γu через критерий Рейнольдса, согласно уравнениям (4) и (11), получим из уравнений (2), (9) и (10)

$$\frac{b}{D} = \eta \frac{\mu_j \text{Re}_j \text{St}_j}{\mu_g \text{Re}_g \text{St}_g} \quad (17)$$

где η — есть отношение энтальпий, зависящее от температур стенки

$$\eta = \frac{c_{p,j}(T_{w,j} - T_j)}{c_{p,g}(T_g - T_{w,g})} \quad (18)$$

Из совместного анализа уравнений (3), (15) и (17) следует, что в первом приближении диаметр трубки b пропорционален диаметру D при заданных температурах стенки. Более того, если отбросить отношение $2\delta/b$, которое обычно мало по сравнению с единицей, то отношение b/D в уравнении (17) для любого сечения определяет число трубок в соответствии с уравнением (7).

Для определения диаметра трубок в критическом сечении удобнее применить преобразованное уравнение (17):

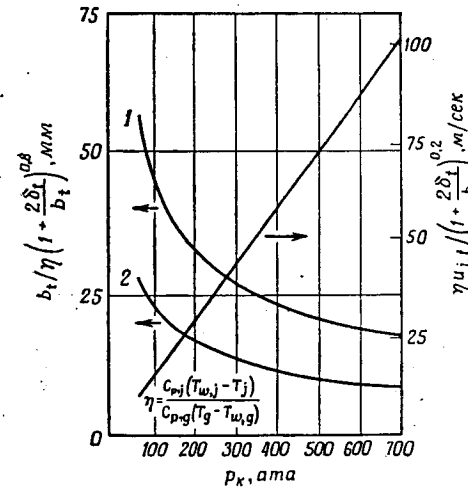
$$\frac{b_t}{\eta \left(1 + \frac{2\delta_t}{b_t}\right)^{0,8}} = \left(\frac{\mu_j}{\mu_g}\right)^{0,2} \left(\frac{\text{Pr}_g}{\text{Pr}_j}\right)^{0,6} \left(\frac{\varepsilon}{\pi}\right)^{0,8} D_t \quad (19)$$

На фиг. 5 приведено графическое изображение зависимости коэффициента размера трубок [левая часть уравнения (19)] в зависимости от давления газа p_k и тяги P , неявно выраженных значением диаметра D_t [см. уравнение (5)] для параметров, приведенных в табл. 1. На этой же фигуре показано изменение коэффициента скорости в зависимости от p_k :

$$\frac{\eta \mu_{j,t}}{\left(1 + \frac{2\delta_t}{b_t}\right)^{0,2}} = \left(\frac{\varepsilon \mu_g}{\pi \mu_j}\right)^{0,2} \left(\frac{\text{Pr}_j}{\text{Pr}_g}\right)^{0,6} \frac{p_k}{\gamma \beta} \quad (20)$$

Уравнение (20) следует из уравнений (2), (3), (9), (10) с учетом зависимостей (15) и (13). Требуемая скорость охладителя в критическом сечении сопла пропорциональна давлению и не зависит от значения тяги P , что показано на фиг. 5.

Расчетные значения b_t и $u_{j,t}$, полученные по уравнениям (19) и (20) для трех приведенных характерных материалов трубок



Фиг. 5. Коэффициенты диаметра трубок и скорости охладителя в зависимости от давления газа в камере сгорания для заданных температур стенки в критическом сечении сопла.

$b_t / \eta \left(1 + \frac{2\delta_t}{b_t}\right)^{0,8}$ — коэффициент диаметра трубок;
 $\gamma \mu_{j,t} / \left(1 + \frac{2\delta_t}{b_t}\right)^{0,2}$ — коэффициент скорости охладителя.

камеры двигателя, представлены на фиг. 4. Значения отношения энтальпий η , определенных по допустимым температурам стенок, приведены в табл. 2.

Таблица 2

Материал	Нержавеющая сталь 347	Никелевый сплав Инконель X	Никоиновый сплав F-48
$\eta = \frac{c_{p,j}(T_{w,j} - T_j)}{c_{p,g}(T_g - T_{w,g})}$	0,126	0,129	0,154

ДАВЛЕНИЕ В СИСТЕМЕ ОХЛАЖДЕНИЯ И НАПРЯЖЕНИЯ В ТРУБКАХ

В камере двигателя, имеющей регенеративное охлаждение, давление охладителя в системе охлаждения выше давления газа в камере сгорания на величину, равную сумме потерь давления в охлаждающем тракте вследствие трения и потерь давления на форсунках:

$$p_j = p_k + \Delta p_t + \Delta p_f \quad (21)$$

Избыток давления в охлаждающем тракте по сравнению с давлением газа в камере двигателя вызывает появление окружных напряжений в трубках системы охлаждения. В частности, окружное напряжение в критическом сечении сопла, где трубки имеют размеры δ_t и b_t , равно¹⁾

$$\sigma_t = \frac{(p_{j,t} - p_{k,t}) b_t}{2\delta_t} \quad (22)$$

¹⁾ Это выражение является грубо приближенным, так как оно не учитывает температурных, а также радиальных и осевых составляющих напряжений и устойчивости сопла. По-видимому, сделано предположение, что имеется наружный силовой пояс, воспринимающий окружные усилия от давления газа в камере сгорания и сопле двигателя.—
 Прим. ред.

где $p_{k,t}$ означает давление газа в критическом сечении сопла, которое равно [3]

$$p_{k,t} = \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\kappa/(\kappa-1)} p_h, \quad (23)$$

где κ является отношением удельных теплоемкостей продуктов сгорания¹⁾.

При вычислении давления охлаждающего компонента в критическом сечении сопла принято, что для камеры двигателя, рассматриваемой в настоящей работе, потери давления в форсунках и в охлаждающем тракте равны

$$\Delta p_i = \phi p_h, \quad (24)$$

$$\Delta p_{j,t} = \nu \left(- \frac{dp_j}{dx} \right)_t, \quad (25)$$

где ϕ — коэффициент потери давления в форсунках и ν — приведенная длина, равная отношению суммарных потерь на трение в трубках к градиенту давления охладителя для случая критического сечения. Характерные эмпирические значения ϕ , необходимые для удовлетворительного сгорания топлива в камере, находятся в пределах от 0,1 до 0,3²⁾ в зависимости от рода топлива и системы топливоподачи.

Коэффициент ν зависит главным образом от конфигурации сужающейся части сопла. Тщательный анализ многих камер двигателя показывает, что для большинства сопел различной конфигурации значение параметра ν находится в пределах от $D_t/10$ до $D_t/3$. При определении разности давлений $p_{j,t} - p_{h,t}$ были приняты типичные значения

$$\phi = 0,20, \quad \nu = 0,25 D_t \text{ при } \kappa = 1,22. \quad (26)$$

Эти параметры подставляются в уравнения (21)–(25):

$$\sigma_t = \frac{\left[0,61 p_h + 0,25 D_t \left(- \frac{dp_j}{dx} \right)_t \right] b_t}{2 \delta_t}. \quad (27)$$

Градиент давления в уравнении (27) подсчитывается по формуле, приведенной в работе [2], для трубы, имеющей круглое поперечное сечение

$$\left(- \frac{dp_j}{dx} \right)_t = \frac{4 C_{f,t} \gamma_j m_{j,t}^2}{2g}, \quad (28)$$

где коэффициент трения равен

$$C_f = \frac{0,046}{\text{Re}_{j,t}^{0,2}}. \quad (29)$$

Принимая во внимание зависимость параметров системы охлаждения от p_h , как это было указано ранее, из уравнения (27) следует, что окружное напряжение в критическом сечении сопла камеры двигателя представляет собой монотонно возрастающую функцию от давления p_h . Поэтому при неограниченном увеличении давления p_h напряжения могут превысить максимально допустимые значения.

Максимальное давление газа в камере сгорания $p_k = p_{k, \text{lim}}$, которое одновременно ограничивается значениями допустимых температур и допусти-

¹⁾ Рекомендация по определению показателя изэнтропии κ , приведенная в работе, является неудачной, так как продукты сгорания в сопле имеют переменный химический состав. Более правильно значение параметра κ следует определять по уравнению $p_h / \gamma_h^* = p_a / \gamma_a^*$, где $p_h, p_a, \gamma_h, \gamma_a$ соответственно давления и удельные веса газа в камере сгорания и в выходном сечении сопла. — Прим. ред.

²⁾ На основании теоретических исследований (см. [4]) следует, что для предупреждения появления низкочастотной неустойчивости процесса сгорания величина ϕ не должна превышать 0,5.

мых напряжений, определяет предел возможности регенеративного охлаждения. Определению предельного давления $p_{k, \text{lim}}$ посвящен следующий раздел.

УСЛОВИЯ ВОЗМОЖНОГО ПРЕДЕЛЬНОГО ДАВЛЕНИЯ

Выше при анализе теплопередачи указывалось, что толщина стенки δ_t , определенная по уравнению (14) при величине удельного теплового потока в критическом сечении сопла в случае давления p_h , представляет собой максимальную толщину стенки $\delta_{\text{макс}, t}$, температура которой не превышает заданную величину $T_{w, g}$. Меньшая толщина стенки $\delta_t < \delta_{\text{макс}, t}$ приводит к соответственно меньшим и, следовательно, более безопасным температурам стенки. Однако нижний предел δ_t определяется из условия окружных напряжений, согласно уравнению (27). Примем, что

$$\sigma_t \leq \frac{\sigma_b}{1,5}. \quad (30)$$

Здесь σ_b является пределом прочности на разрыв материала стенки при температуре $T_{w, g}$. Тогда из уравнения (27) можно определить минимальную толщину $\delta_{\text{мин}, t}$, удовлетворяющую условиям прочности

$$\delta_t \geq \delta_{\text{мин}, t} = \frac{3 \left[0,61 p_h + 0,25 D_t \left(- \frac{dp_j}{dx} \right)_t \right] b_t}{4 \sigma_b}. \quad (31)$$

Правая часть этого уравнения является монотонно возрастающей функцией p_h . Таким образом, толщина стенки в критическом сечении сопла, удовлетворяющая как условиям прочности, так и условиям теплопередачи, находится между возрастающей и убывающей функцией p_h

$$\delta_{\text{мин}, t}(p_h) \leq \delta_t \leq \delta_{\text{макс}, t}(p_h). \quad (32)$$

Общий характер этих функций представлен на диаграмме ($\delta - p_h$) (см. фиг. 1). Предел давления p_h , присущий камерам двигателя с регенеративным охлаждением, определяется давлением газа в камере сгорания $p_h = p_{k, \text{lim}}$, для которого

$$\delta_{\text{мин}, t} = \delta_{\text{макс}, t}. \quad (33)$$

Вычисление значения $p_{k, \text{lim}}$ на основании указанных ограничений для критического сечения ($D = D_t$), в котором удельный тепловой поток достигает максимального значения, является вполне обоснованным, так как в любом другом сечении камеры двигателя эти противоречивые требования к толщине стенки (соблюдения условий теплопередачи и условий прочности) являются менее жесткими. Для $D > D_t$ предельная толщина стенки $\delta_{\text{макс}}$, определяемая условием теплопередачи, увеличивается примерно пропорционально $(D/D_t)^2$ ¹⁾, в то время как минимальная толщина стенки $\delta_{\text{мин}}$, определяемая условием прочности и пропорциональная отношению b/b_t , увеличивается лишь примерно в отношении D/D_t .

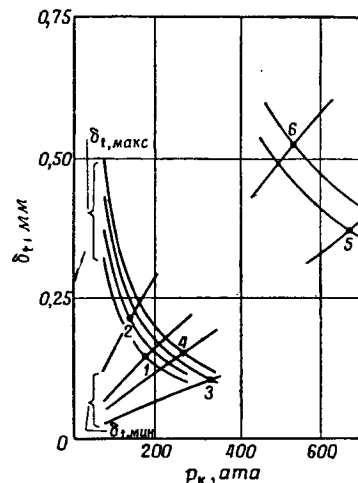
Графические изображения зависимостей $\delta_{\text{мин}, t}$ и $\delta_{\text{макс}, t}$, вычисленные соответственно уравнениям (31) и (14) и по параметрам, указанным в табл. 1, представлены на фиг. 6. Эти результаты подчеркивают преимущества материала, имеющего высокую прочность при повышенных температурах и высокую теплопроводность при его применении в камерах двигателя с высоким давлением газа. Однако при работе камеры двигателя с возможным предельным давлением газа $p_{k, \text{lim}}$, определенным из условия $\delta_{\text{макс}, t} = \delta_{\text{мин}, t}$, потери давления на трение в охлаждающем тракте между критическим сечением

¹⁾ С учетом внутреннего охлаждения камеры двигателя эта зависимость является более сложной. — Прим. ред.

и форсуночной головкой $\Delta p_{f,t}$, согласно уравнению (25), составляют значительную часть от $p_{k, \text{lim}}$. Эти потери совместно с давлением газа в камере сгорания $p_{k, \text{lim}}$ предъявляют жесткие требования к системе подачи топлива в камеру сгорания, что может в конечном счете заставить принять, исходя из выбора оптимальных характеристик двигательной установки в целом, более низкое значение давления газа p_k . Можно добиться значительного снижения

Ф и г. 6. Диаграмма возможных пределов регенеративного охлаждения (трубчатая стенка без покрытия).

Материал	Тяга, т	Точка на фигуре	$p_{k, \text{lim}}$, ата	$\delta_{k, \text{lim}}$, мм
Нержавеющая сталь 347	455	1	176	0,145
	1815	2	137	0,211
Никелевый сплав Инконель X	455	3	333	0,104
	1815	4	264	0,152
Ниобиевый сплав В-48	455	5	668	0,381
	1815	6	545	0,536



потерь давления в охлаждающем тракте путем нанесения на огневую стенку камеры двигателя жаропрочных покрытий, допускающих температуру стенки со стороны газа $T_{r,g}$ более высокую, чем $T_{w,g}$. Влияние нанесения этих покрытий на величину $p_{k, \text{lim}}$ и соответственно на потери давления в охлаждающем тракте камеры двигателя анализируется в следующем разделе.

ТРУБКИ С ЖАРОСТОЙКИМ ПОКРЫТИЕМ

Рассмотрим металлическую стенку камеры двигателя с нанесенным на нее жаростойким покрытием (фиг. 7) как двухслойную стенку, по которой протекает установившийся тепловой поток. Критический удельный тепловой поток¹⁾ через составную стенку устанавливается в случае, когда температура слоя жаростойкого покрытия со стороны газа достигает максимально допустимого значения $T_{r,g}$, а температура металлической стенки также принимает максимально допустимые значения $T_{w,g}$ и $T_{w,j}$. Величина удельного теплового потока через стенку при установившемся процессе теплопередачи определяет значения толщины δ_r и δ в соответствии с уравнениями стационарной теплопередачи [уравнения (9) и (10)]:

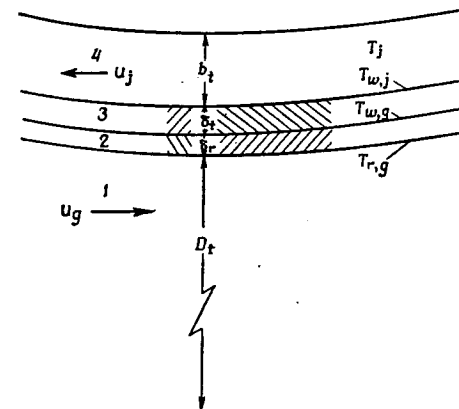
$$\alpha_g (T_g - T_{r,g}) = \frac{\lambda_r}{\delta_r} (T_{r,g} - T_{w,g}) = \frac{\lambda}{\delta} (T_{w,g} - T_{w,j}) = \alpha_j (T_{w,j} - T_j). \quad (34)$$

Из уравнений (9) и (34) следует, что наличие жаростойкого покрытия снижает величину удельного теплового потока на величину коэффициента

$$\theta = \frac{(T_g - T_{r,g})}{(T_g - T_{w,g})} < 1 \quad (35)$$

¹⁾ В данном случае удельный тепловой поток назван критическим с точки зрения работоспособности конструкции. —Прим. ред.

по сравнению с величиной критического удельного теплового потока через стенку без покрытия. Вследствие того, что удельный тепловой поток в этом случае уменьшается при любом значении p_k , толщина стенки $\delta_{\text{макс}, i}$, определяемая уравнением (34), больше толщины стенки $\delta_{\text{макс}, i}$ для трубок без покрытия [уравнение (14)]. Более того, пониженные требования к протеканию охлаждаителя в этом случае позволяют увеличить диаметр трубок b_i охлаждающего



Ф и г. 7. Схема регенеративного охлаждения стенки сопла, имеющей жаростойкое покрытие, вблизи критического сечения. 1 — продукты сгорания; 2 — жаростойкое покрытие; 3 — стенка трубки; 4 — охладитель.

тракта и снизить в нем потери давления приблизительно в отношении b^{-5} при $u_g^2 \sim b^{-4}$, что следует из уравнения (28). Вследствие высокой чувствительности величины потерь давления в охлаждающем тракте к величине удельных тепловых потоков покрытие стенок камеры двигателя жаропрочными материалами позволит повысить давление газа $p_{k, \text{lim}}$ без значительного увеличения потерь давления в охлаждающем тракте, сравнимых с величиной $p_{k, \text{lim}}$ при отсутствии покрытия.

Для определения предельного давления газа $p_{k, \text{lim}}$ в случае трубок, имеющих покрытие, удобно применить формулы с безразмерными величинами. При получении этих формул в качестве исходных применяются формулы, полученные ранее для случая применения трубок без покрытий. Исходя из ранее выведенных формул теплопередачи и потерь давления в охлаждающем тракте, можно легко представить зависимости параметров системы охлаждения от давления при постоянном значении тяги P для камеры без покрытия в следующем виде:

$$\begin{aligned} [b_i \sim D_t \sim p_k^{-0,5}, \quad Re_{j,t} \sim Re_{g,t} \sim p_k^{0,5}, \\ u_{j,t} \sim p_k, \quad C_f \sim St_j \sim St_g \sim p_k^{-0,1}, \\ \left(-\frac{dp_j}{dx}\right)_t \sim p_k^{2,4}, \quad \Delta p_{f,t} \sim p_k^{0,9}, \\ \delta_{\text{макс}, i} \sim p_k^{-0,9}. \end{aligned} \quad (36)$$

Рассмотрим теперь влияние температурного коэффициента θ , введенного для случая жаростойкого покрытия. Примем, что ранее принятые допустимые температуры стенки и параметры D_t , $Re_{g,t}$, α_g со стороны газов остались теми же. Так как удельный тепловой поток в случае покрытия уменьшился

на величину $\theta < 1$, то максимальная толщина стенки увеличивается [уравнение (14)] в отношении, обратно пропорциональном θ :

$$\delta_{\max, t} \sim \theta^{-1}. \quad (37)$$

Соответственно изменяются и величины b_t и $u_{j, t}$, определяемые уравнениями (19) и (20), при подстановке вместо η отношения η/θ :

$$b_t \sim \theta^{-1}, \quad u_{j, t} \sim \theta. \quad (38)$$

Это означает, что число Рейнольдса для охлаждающего компонента $Re_{j, t} \sim b_t u_{j, t}$, не зависит от параметра θ . Следовательно, величина потерь давления в системе охлаждения в данном случае пропорциональна отношению $u_{j, t}^2/b_t$ или

$$\Delta p_{f, t} \sim \theta^3. \quad (39)$$

Теперь объединим влияние изменения давления [уравнения (36)] и влияние покрытия [уравнения (37)–(39)], обозначая индексом u соответствующие параметры при предельном давлении для камеры без покрытия:

$$\delta_{\max, t, u} = \delta_{\min, t, u} = \delta_u \quad \text{при} \quad \begin{cases} p_k = p_{k, \text{lim}, u} = p_{k, u} \\ \theta = 1 \end{cases} \quad (40)$$

Отсюда непосредственно следует, что

$$\frac{b_t}{b_{t, u}} = \left(\frac{p_k}{p_{k, u}} \right)^{-0,5}, \quad (41)$$

$$\frac{u_{j, t}}{u_{j, t, u}} = \theta \frac{p_k}{p_{k, u}}, \quad (42)$$

$$\frac{\Delta p_{f, t}}{\Delta p_{f, t, u}} = \theta^3 \left(\frac{p_k}{p_{k, u}} \right)^{1,9}, \quad (43)$$

$$\frac{\delta_{\max, t}}{\delta_u} = \left(\frac{p_k}{p_{k, u}} \right)^{-0,9}. \quad (44)$$

Чтобы получить формулу для определения относительной величины $\delta_{\min, t}$, перепишем уравнение (31) в безразмерном виде:

$$\frac{\delta_{\min, t}}{\delta_u} = \left(\frac{0,61 p_k + \Delta p_{f, t}}{0,61 p_{k, u} + \Delta p_{f, t, u}} \right) \frac{b_t}{b_{t, u}}. \quad (45)$$

Подставляя выражения (41) и (43) в уравнение (45) и применяя относительную величину потерь давления на трение

$$\varphi = \frac{\Delta p_{f, t, u}}{0,61 p_{k, u}}, \quad (46)$$

получаем

$$\frac{\delta_{\min, t}}{\delta_u} = \frac{\left(\frac{p_k}{p_{k, u}} \right)^{0,5} + \theta^3 \varphi \left(\frac{p_k}{p_{k, u}} \right)^{1,4}}{\theta (1 + \varphi)}. \quad (47)$$

Величина возможного предельного давления $p_{k, \text{lim}}$, получаемая из условия $\delta_{\min, t} = \delta_{\max, t}$, определяется по алгебраическому уравнению

$$\left(\frac{p_k}{p_{k, u}} \right)^{1,4} + \theta^3 \varphi \left(\frac{p_k}{p_{k, u}} \right)^{2,3} = 1 + \varphi. \quad (48)$$

Уравнение (48) следует из совместного решения уравнений (44) и (47), состоящих из безразмерных членов.

В качестве примера применения уравнения (48) проведено определение величины $p_{k, \text{lim}}$ для камеры двигателя, работающей на топливе жидкий кислород + углеводородное горючее RP, при значениях тяг 455 и 1815 т. Жаростойкие покрытия, рассматриваемые в данном случае, состоят из двуокиси циркония (ZrO_2) и карбида циркония (ZrC). Для них приняты допустимые температуры со стороны газа $T_{r, g} = 1930$ и 2760°C соответственно. Исходные данные для этих расчетов, полученные на основании ранее указанных

Таблица 3

Исходные данные и безразмерные параметры φ и θ

Материал	Тяга, т	$p_{k, u}$, ата	$\Delta p_{f, t, u}$, ата	φ	$T_{r, g}$, °C	θ
Нержавеющая сталь 347	455	176	112	1,05	1930 2760	0,526 0,211
	1815	137	63	0,76	1930 2760	0,526 0,211
Никелевый сплав Инконель X	455	333	355	1,74	1930 2760	0,533 0,217
	1815	264	207	1,29	1930 2760	0,533 0,217
Никобневый сплав F-48	455	668	686	1,68	1930 2760	0,641 0,257
	1815	545	410	1,23	1930 2760	0,641 0,257

предельных параметров для трубок без покрытия, и соответствующие значения безразмерных параметров θ и φ приведены в табл. 3. Результаты расчетов параметров системы охлаждения сведены в табл. 4.

Результаты, приведенные в табл. 4, убедительно показывают важную роль применения жаростойких покрытий в сочетании с жаропрочными конструктивными материалами для достижения экстремального давления газа в камере сгорания, надежно охлаждаемой при помощи регенеративного охлаждения. При применении некоторых топлив при удовлетворительном давлении газа возможно создать при подаче топлива в камеру сгорания с помощью соответствующих форсунок самовосстанавливающееся жаростойкое покрытие в виде отложения на огневой стенке камеры (например, в случае применения топлива жидкий кислород — углеводородное горючее, отложение углерода). Эффект влияния такого отложения на огневой стенке в общих чертах такой же, как и в случае применения жаростойких покрытий, рассмотренных в данной работе. Однако это положение нельзя подкрепить расчетами, так как стойкость такого отложения при высоких давлениях является проблематичной.

В заключение следует отметить, что одномерный анализ теплопередачи через стенки трубок является в известной степени неудовлетворительным, так как при этом не учитывается полезный эффект передачи тепла путем теплопроводности по окружности трубок. Передача тепла путем теплопроводности

Таблица 4

Сводная таблица вычисленных параметров в случае возможного предельного давления для камеры двигателя с регенеративным охлаждением, работающей на топливе жидкий кислород + углеводородное горючее RP

Материал	Тяга, т	Покрытие	$P_{k, \text{lim}}$, ата	δ_{lim} , мм	b_f , мм	$u_j, \text{г}$, мл/сек	$\Delta p_f, \text{г}$, ата
Нержавеющая сталь 347	455	Нет	176	0,145	2,54	219	112
		ZrO ₂	256	0,198	4,01	168	45
		ZrC	288	0,439	9,42	76	2,7
	1815	Нет	137	0,211	5,38	168	63
		ZrO ₂	186	0,305	8,79	120	16
		ZrC	205	0,701	21,1	53	1,3
Никелевый сплав Инконель X	455	Нет	333	0,104	1,83	402	355
		ZrO ₂	539	0,127	2,67	351	137
		ZrC	668	0,257	6,10	175	13,6
	1815	Нет	264	0,152	3,96	320	207
		ZrO ₂	397	0,196	6,00	259	46
		ZrC	469	0,417	13,7	123	6,3
Нитридевый сплав F-48	455	Нет	668	0,381	1,88	707	636
		ZrO ₂	949	0,434	2,46	643	350
		ZrC	1301	0,813	5,21	354	41,5
	1815	Нет	545	0,536	3,96	564	410
		ZrO ₂	749	0,602	5,28	497	197
		ZrC	942	1,27	11,8	250	19,8

по окружности (эффект оребрения) приобретает особое значение при пониженных величинах удельных тепловых потоков, что является результатом жаропрочных покрытий. Если принять во внимание эффект оребрения, то возможный предел регенеративного охлаждения имеет место при несколько более высоких значениях давления газа $P_{k, \text{lim}}$ по сравнению со значениями, полученными по настоящей методике.

ЛИТЕРАТУРА

1. Curren A. N., Price H. G., Jr., Douglass H. W., Analysis of Effects of Rocket Engine Design Parameters on Regenerative-Cooling Capabilities of Several Propellants, NASA TN D-66, 1959.
2. McAdams W. H., Heat Transmission, 3-rd ed., McGraw-Hill, N.Y., 1954, Chap. 6, 9.
3. Саттон Д., Ракетные двигатели, ИЛ, 1952.
4. Рокко Л. и Чжен Син-и, Теория неустойчивости горения в жидкостных ракетных двигателях, ИЛ, 1958.

Изготовление ракетных сопел методом электроформования и исследование их прочности и теплопередачи

С. Филалов, Р. Марк, М. Вебб, И. Глассмен

В настоящей работе рассматривается с точки зрения прочности и теплопередачи новый метод изготовления камер жидкостных ракетных двигателей при помощи электроформования (метод электроформования). Этот метод, позволяющий изготавливать камеру двигателя как одно целое с трактами для протока охлаждающей жидкости, является перспективным и, возможно, более лучшим по сравнению с другими методами изготовления камер двигателя.

В работе приводятся экспериментальные данные по механическим свойствам электроформованного никеля и показывается, что никель имеет наиболее благоприятное сочетание свойств (предел прочности, пластичность, адгезия). Проведенные обширные огневые испытания электроформованных сопел на ракетном двигателе с тягой 450 кг подтверждают применимость метода электроформования.

ВВЕДЕНИЕ

Простое аналитическое исследование показывает, что на величину полезной нагрузки ракеты влияют два основных параметра, а именно: характеристики и отношение начальной и конечной масс ракеты. Характеристики ракеты можно улучшить либо применением высококалорийных топлив, либо уменьшением конструктивного веса посредством новых технологических методов производства. Однако чем выше теплотворная способность топлива, тем выше температура¹⁾ и тем сложнее проблема охлаждения камеры двигателя. Сочетание высоких удельных тепловых потоков и уменьшения конструктивного веса ставит перед конструкторами ракетных двигателей труднопреодолимые проблемы.

Жидкостный ракетный двигатель всегда является агрегатом ячеистого типа, что необходимо для обеспечения прочности и получения проходов для охлаждающей жидкости, при этом сопло имеет сужающийся-расширяющийся контур.

Применяемые конструктивные материалы должны обладать достаточной прочностью при повышенных температурах, низким коэффициентом температурного расширения и высоким коэффициентом теплопроводности. Предпринимались попытки различными технологическими методами обеспечить высокую теплопередачу при наименьшем весе конструкции, однако лишь немногие из этих методов оказались приемлемыми. В настоящее время наиболее перспективным является метод, при котором отдельные трубкам придается форма осевых сегментов сопла и камеры сгорания. Трубки собираются в виде оболочки на специальном приспособлении, удерживаются в этом положении и затем скрепляются друг с другом. Скрепление трубок возможно либо путем пайки твердым припоем, либо путем сварки их между собой в среде инертных газов, либо одновременным применением пайки и сварки. Для увеличения прочности трубчатая оболочка укрепляется

¹⁾ Увеличение удельной тяги путем применения более эффективных топлив не обязательно связано с увеличением температуры продуктов сгорания топлива.— Прим. ред.

несколькими легкими наружными кольцами и легкой обшивкой. Хотя данный метод изготовления камер двигателя в настоящее время представляется наиболее подходящим, он имеет свои недостатки.

Во-первых, технологический процесс и операции изготовления являются сложными и могут привести к ошибке. Во-вторых, число трубок, которые необходимо соединить в единую оболочку, очень велико. Даже незначительная течь в районе контакта двух трубок может вывести из строя двигатель в целом. В-третьих, в камерах ракетного двигателя, имеющих сопла с весьма большой степенью расширения, изменение площадей поперечного сечения между критическим и выходным сечениями сопла является большим, и поэтому требование об изготовлении всей оболочки сопла из единых по длине трубок может оказаться невыполнимым. Таким образом, очевидна необходимость применения другого метода изготовления камер сгорания.

Хотя метод электроформования удовлетворяет многим требованиям изготовления сопел ракетных двигателей, однако на него не обращают достаточного внимания. Высокая точность выполнения размеров при изготовлении сложных контуров, возможность выполнения тонких профилей, хорошая воспроизводимость, возможность применения производственных процессов, требующих небольшой затраты труда малоквалифицированных рабочих, — таковы преимущества процесса электроформования, которые он показал при других применениях.

Из различных материалов, обычно применяемых при электроформовании, никель наиболее полно удовлетворяет требованиям, предъявляемым к материалам камер ракетного двигателя как по механическим, так и по теплофизическим свойствам. Чтобы проверить применимость метода электроформования для изготовления сопел камер двигателя, выполненных как одно целое с трактами для протока охлаждающей жидкости, были сделаны необходимые конструктивные разработки и изготовлено реальное сопло камеры двигателя. Однако чтобы сделать это оригинальное электроформованное сопло конкурентоспособным по отношению к соплам, изготовленным другими методами, необходимо накопить достаточное количество данных по применению метода электроформования. Необходимо иметь данные по механическим свойствам электроформованного никеля, по адгезии никеля к никелю, рассеивающей способности никелевой ванны лаборатории фирмы «Кэмин» и т. д. В данной работе приведены результаты исследования, цель которого заключалась в получении этих данных и использовании их при изготовлении путем электроформования ракетного сопла, пригодного для огневых испытаний. Метод изготовления сопел путем электроформования уникален и запатентован.

ОПИСАНИЕ ПРОЦЕССА ЭЛЕКТРОФОРМОВАНИЯ

Процесс электроформования — это метод изготовления сложных металлических деталей полностью путем электроосаждения. Соответствующая форма (или сердечник), воспроизводящая внутренние полости камеры сгорания, помещается в ванну, из которой на форму осаждается металл. После получения требуемой толщины осаждаемого металла внутренняя форма извлекается из полученной детали. Для процесса электроформования можно применить следующие металлы: никель, медь, кобальт, железо, серебро, свинец, олово, кадмий, золото, цинк и родий. Этот метод изготовления имеет очень большие преимущества. Среди наиболее значительных преимуществ можно отметить следующие.

Высокая точность размеров. Заданная форма сердечника, изображающего внутреннюю полость, с любым допуском точности воспроизводится на внутренней поверхности детали, полученной методом электроформования. Таким образом, требование получить точный контур сопла может быть легко выполнено.

Чистота поверхности. Любая заданная чистота поверхности сердечника полностью воспроизводится на внутренней поверхности изготавливаемой детали. Высокая чистота поверхности устраняет необходимость в дорогой ручной отделке поверхности и возможность искажения размеров изготавливаемой детали при отделке.

Воспроизводимость. Все электроформованные детали, изготовленные на одном и том же сердечнике, будут одинаковы по внутренним размерам и будут в точности воспроизводить поверхность сердечника.

Высокая чистота металла. При электролитическом процессе металл, имеющий высокую чистоту, дополнительно очищается; поэтому металл деталей, изготовленных методом электроформования, является весьма чистым и однородным.

Плотность зернистой структуры. Плотная структура приводит к весьма высокой теплопроводности и увеличению прочности конкретного материала.

Легкость изготовления биметаллических деталей. После завершения электроосаждения одного металла на требуемую толщину можно на него электроосадить второй металл, для чего сердечник просто переносится в ванну из этого металла.

Этот метод создания слоистых конструкций обеспечивает плотный контакт между обоими металлами и исключает необходимость в нагреве, который может привести к нарушению геометрии.

Возможно следующее использование биметаллических деталей применительно к соплам камер двигателя: внутренняя поверхность огневой стенки сопла должна иметь высокую твердость и коррозионную стойкость, поэтому эту поверхность можно электроформовать из никеля, а слой, контактирующий с никелем, можно изготовить из материала с высокой теплопроводностью, например из меди.

ВЫБОР МАТЕРИАЛОВ

В настоящем обзоре рассматривается процесс электроформования только двух металлов — никеля и меди. Выбор между ними для тех или иных приложений зависит от того, при каких температурах и напряжениях будет работать изготовленная деталь. Пригодность этих металлов должна быть дополнительно обоснована. С этой целью никель и медь сравниваются с другими металлами, обычно применяющимися при изготовлении агрегатов камер сгорания, помимо рассмотрения их преимуществ при изготовлении методом электроформования. Далее дается сравнение свойств никеля, меди и нержавеющей стали из серии 300.

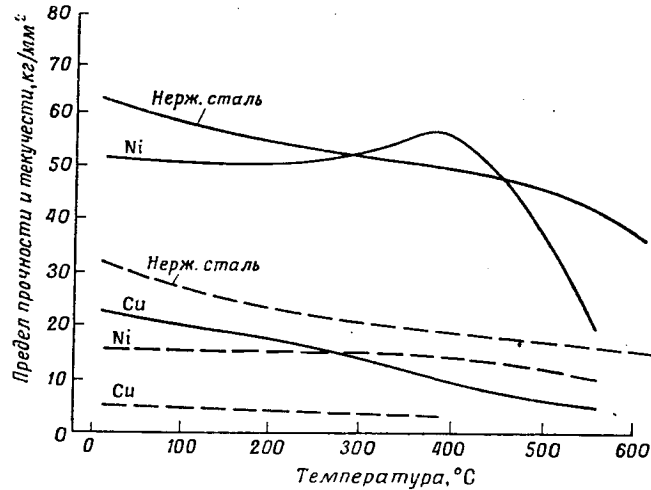
Таблица 1

Температуры (в °С) огневой стенки камеры двигателя со стороны газа при различных удельных тепловых потоках для различных материалов

Материал	Удельный тепловой поток, $\frac{\text{ккал}}{\text{м}^2 \cdot \text{час}} \cdot 10^6$		
	1,4	5,6	11,2
Медь	345	350	357
Никель	357	397	450
Нержавеющая сталь	374	468	592

Сравнение температур внутренней (огневой) стенки со стороны газа (T_w, g) для этих металлов при различных удельных тепловых потоках дано в табл. 1. Величины удельных тепловых потоков выбраны соответствующими

вероятным значениям удельных тепловых потоков в районе критического сечения сопла для диапазона возможных значений тяг. Естественно, что в ракетных двигателях больших размеров имеют место меньшие значения удельных тепловых потоков. При сравнении принято, что температура огневой стенки со стороны охлаждающей жидкости ($T_{w, L}$) равна 343°C и толщина внутренней стенки равна $0,38\text{ мм}$. В действительности температура огневой стенки со стороны охлаждающей жидкости зависит от применяемого охлаждающего, его давления, температуры и скорости протекания. При применении



Фиг. 1. Зависимость предела прочности и предела текучести от температуры для нержавеющей стали типа 316 [9], электролитической меди [1] и отожженного никеля [1].

— — — — — предел текучести; ————— предел прочности.

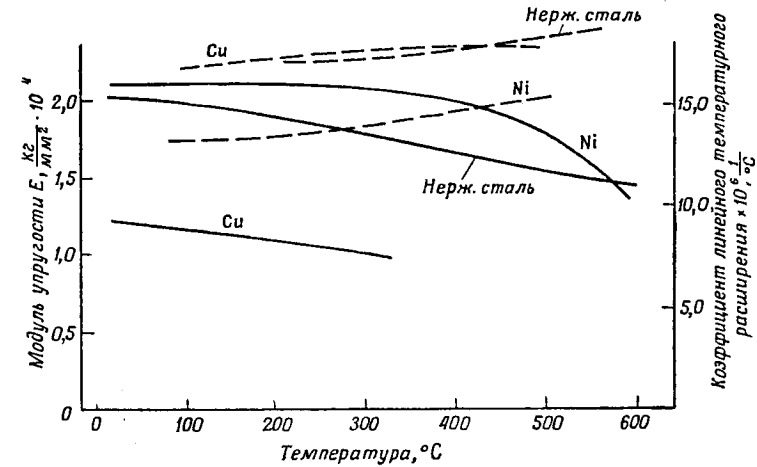
продуктов нефтепереработки (например, углеводородных горючих JP-3 и JP-4) температуры стенок получаются несколько большие, тогда как при применении низкокипящих компонентов топлив (например, аммиака) получаются несколько меньшие температуры.

Преимущество высокой теплопроводности меди очевидно. Никель имеет коэффициент теплопроводности приблизительно в 2,3 раза выше, чем нержавеющая сталь, и чем выше удельный тепловой поток, тем больше это преимущество меди.

При температуре выше 425°C прочность никеля начинает падать [1]. Температуры огневой стенки, превышающие это значение, встречаются в случаях малых камер двигателя и особенно в тех, где для охлаждения применяются продукты нефтепереработки. Но это не является серьезным недостатком, так как для любого применяемого материала верхний предел удельного теплового потока при пузырьчатом кипении для применяемых топлив [2] редко превосходит значение $11,2 \cdot 10^6 \text{ ккал/м}^2 \cdot \text{час}$. Если неизбежно появление более высоких удельных тепловых потоков, необходимо применять более эффективные методы охлаждения, обеспечивающие охлаждение огневой стенки до требуемой температуры.

На фиг. 1 сравниваются при различных температурах пределы текучести и прочности электролитического никеля с электролитической медью и нержавеющей сталью типа 316. Можно заметить, что при температурах ниже 425°C свойства никеля сравнимы со свойствами нержавеющей стали из серии 300 и значительно превосходят показатели меди.

Сопротивление температурному напряжению зависит как от произведения модуля упругости на коэффициент линейного температурного расширения, так и от пластичности и коэффициента теплопроводности материала. На фиг. 2 приведены кривые зависимости модуля упругости и коэффициента линейного температурного расширения от температуры для нержавеющей стали типа 316, электролитической меди и электролитического никеля. Согласно опубликованным данным, пластичность «мягкого» никеля примерно эквивалентна пластичности нержавеющей стали из серии 300.



Фиг. 2. Зависимость модуля упругости Юнга и среднего коэффициента температурного линейного расширения от температуры для нержавеющей стали типа 316 [9], электролитической меди [1] и отожженного никеля [1, 10].

— — — — — коэффициент линейного температурного расширения; ————— модуль упругости E .

Приведенные данные убедительно показывают, что никель сравним с нержавеющей сталью из серии 300 в отношении применения для сопел камер двигателя. Процесс электроформования никеля хорошо известен, поэтому можно выбрать гальваническую ванну, позволяющую получить наилучшую комбинацию желаемых свойств, что также является преимуществом никеля.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕКТРОФОРМОВАННЫХ ИЗДЕЛИЙ

Выбор никеля для изготовления опытного образца сопла камеры двигателя основан на опубликованных данных для электролитического никеля. Информация по свойствам никеля, полученного путем гальванического осаждения, опубликована различными фирмами, производящими никель. Однако свойства никеля заметно изменяются в зависимости от раствора для электропокрытия. Поэтому потребовалось получить конкретные конструкционные и технологические данные по никелевым толстослойным покрытиям (более $0,13\text{ мм}$), полученным в гальванических ваннах лаборатории фирмы «Кэмин».

Механические свойства

Стандартные (по ASTM)¹⁾ образцы на растяжение (за исключением отверстия диаметром $\sim 3,2\text{ мм}$) изготовлены путем механической обработки

¹⁾ ASTM — Американское общество по испытанию материалов. — Прим. ред.

Таблица 2

Результаты испытаний на растяжение электроосажденных образцов без термообработки

№ образца	Сила, соответствующая пределу текучести, кг	Разрушающее усилие на разрыв, кг	Предел текучести, кг/мм ²	Предел прочности, кг/мм ²	Относительное удлинение (на длине 25,4 мм), %	Поперечное сужение, %	Твердость	
							по Викиерсу (под нагрузкой 5 кг)	по Роквеллу, шкала В
1	1360	1935	42,5	60,4	15	76,7	121	66
2	1405	1930	43,9	60,2	19	64,4	120	65,5
3	1680	1735	52,0	53,6	21	64,7	120	65,5
4	1680	2005	52,9	63,1	19	79,7	119	65
5	1635	2150	50,9	67,1	20	80,9	123	67

Таблица 3

Результаты испытания отожженных образцов на растяжение

Режим термообработки: 1. Нагрев до 800°С в течение 6 мин в электропечи в восстановительной газовой среде, не содержащей серы; 2. Охлаждение с печью до 600°С в восстановительной среде; 3. Охлаждение на воздухе.

Средний внутренний диаметр отверстия 3,12 мм

№ образца	Нагрузка, соответствующая пределу текучести, кг	Разрушающее усилие на разрыв, кг	Предел текучести, кг/мм ²	Предел прочности, кг/мм ²	Относительное удлинение (на длине 25,4 мм), %	Поперечное сужение, %	Твердость	
							по Викиерсу (под нагрузкой 5 кг)	по Роквеллу, шкала F
6	530	1150	16,5	35,7	51	88,0	56,9	40,5
7	545	1155	17,2	36,1	53	89,7	57,7	50,3

из никелевых стержней, полученных электроосаждением никеля на алюминиевый сердечник диаметром 3,2 мм в никелевой ванне лаборатории фирмы «Кэмин» (перед механической обработкой образцов алюминиевый сердечник растворялся в кислоте).

Пять образцов были испытаны непосредственно после электроосаждения без последующей термообработки. Все образцы растягивались на универсальном испытательном прессе фирмы «Болдуин—Лима—Хамилтон», дающем нагрузку до 27 т. Нагрузка, соответствующая пределу текучести, определялась во время испытания при помощи делителя, закрепленного на рабочей части образца. Как только делитель регистрировал изменение длины образца, отмечалась нагрузка, указываемая силомером пресса.

Площадь поперечного сечения рабочей части растягиваемых образцов определялась при среднем значении диаметра внутреннего отверстия всех образцов ($d_{ср} = 3,12$ мм); этот диаметр определялся до испытания. Результаты этих испытаний приведены в табл. 2. Твердость образцов замерялась алмазным наконечником на приборе Викиерса и затем переводилась в числа твердости по Роквеллу.

Прочность осажденного металла без последующей термообработки оказалась весьма высокой, однако пластичность металла была только удовлетворительной. Металл хорошо сопротивляется температурному напряжению, если обладает весьма высокой пластичностью. Поэтому очевидно, что металл, наиболее пригодный для отдельных сопел камер двигателя, может иметь меньшую прочность на разрыв, но должен иметь высокую пластичность. Кроме того, термообработка, применяемая для снятия сварочных напряжений, по-видимому, изменит свойства электроформованного материала.

Поэтому было решено дополнительно испытать образцы, прошедшие отжиг после изготовления. Режим термообработки и результаты испытаний приведены в табл. 3. Испытания на растяжение также проводились на прессе фирмы «Болдуин—Лима—Хамилтон» по тому же методу, как и раньше, а твердость определялась на приборе Викиерса.

Превосходное соответствие результатов двух испытаний указывает на то, что они являются достоверными. Материал достаточно пластичен и, тем не менее, имеет предел текучести, равный $16,5 \div 17,2$ кг/мм². Следует

Таблица 4

Результаты испытания отожженных образцов на растяжение при повышенных температурах

Режим термообработки:

1. Нагрев до 800°С в течение 6 мин в электропечи в восстановительной газовой среде, не содержащей серы;
2. Охлаждение с печью до 600°С в восстановительной среде;
3. Охлаждение на воздухе.

Температура испытания 425°С

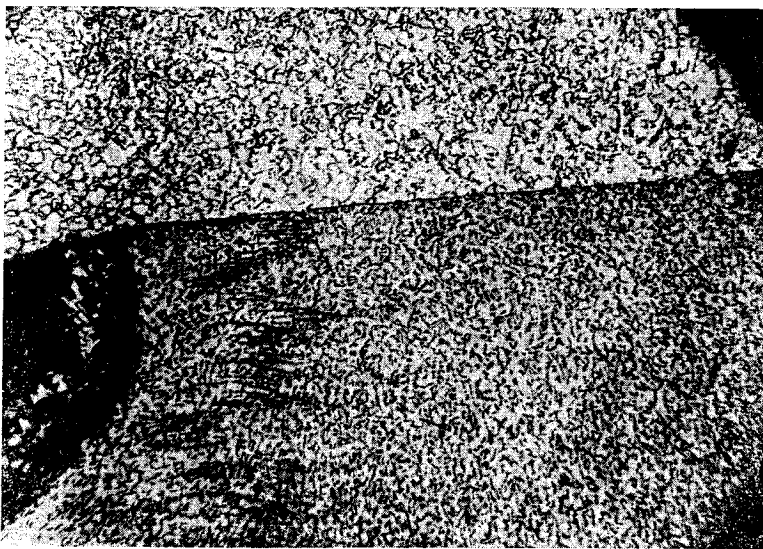
№ образца	Предел текучести (при остаточной деформации 0,2%), кг/мм ²	Предел прочности, кг/мм ²	Относительное удлинение (на длине 25,4 мм), %
1Т	14,6	21,6	41
2Т	15,9	22,5	24

отметить, что полученные значения предела текучести соответствуют значениям предела текучести для электролитического никеля при комнатной температуре, приведенным в работе [1] и представленным на фиг. 1.

Дополнительная партия образцов была изготовлена для испытаний при температуре 425°C , которая, согласно оценке, является максимальной температурой огневой стенки сопла камеры двигателя при испытаниях. Для испытаний при повышенных температурах эти образцы были переданы в лабораторию испытания материалов фирмы «Интернейшнл никель». Результаты этих испытаний представлены в табл. 4. Вследствие того что два образца не были выровнены в прессе, результаты испытаний этих двух образцов являются недостоверными. Полученная величина предела текучести довольно хорошо совпадает с величиной, приведенной на фиг. 1. Однако из сообщенных значений предела прочности, по-видимому, следует, что падение кривой предела прочности может иметь место при более низких значениях температур, чем указано на фиг. 1. Дальнейшие испытания будут проведены таким образом, чтобы определить вид этой кривой для никеля, полученного в лаборатории фирмы «Кэмив».

Адгезия

Кроме определения стандартных механических свойств никеля, необходимо также проверить адгезию между соседними осажденными слоями никеля. Имеются две стороны этой проблемы.



Фиг. 3. Микрофотография адгезии никеля с никелем.

1. В процессе производства сопла камеры двигателя необходимо на некоторых стадиях удалять неоконченную деталь из ванны.

2. Предыдущие попытки изготовления сопел камер ракетного двигателя методом электроформования были неудовлетворительными, так как наблюдалось «расслаивание» огневой стенки при значительных температурных градиентах в ней.

Наиболее жесткая проверка адгезии заключается в следующем: на ряд электроформованных ребер гальваническим путем наносится толстый слой металла, а затем этот осажденный слой отрывается от ребер. По такому

принципу были изготовлены и затем растянуты на универсальном 27-тонном прессе фирмы «Болдуин—Лима—Хамилтон» два образца, имеющие концентрические ребра. Один образец разрушился при среднем измеренном напряжении адгезии $9,8 \text{ кг/мм}^2$. Второй образец разрушился при измеренном напряжении $23,9 \text{ кг/мм}^2$ с неповрежденным соединением. Даже меньшее значение силы сцепления более чем достаточно для ребер сопла экспериментальной камеры двигателя (см. анализ напряжений в сопле камеры двигателя с тягой 450 кг).

В общем адгезия оказалась достаточно хорошей. Микрофотографии места стыка ребра с пластиной указывают на хорошую адгезию никеля (фиг. 3). Однако процесс изготовления деталей требует очень большого внимания, чтобы получить результаты по адгезии, находящиеся в указанных пределах.

Присоединение

Необходимо было найти надежный метод присоединения фланцев, коллекторов и т. д. к электроформованному соплу камеры двигателя. Чтобы избежать влияния второстепенных зависимостей (например, разности температурного расширения), следует все детали, непосредственно соединяющиеся с электроформованным соплом камеры двигателя, изготавливать из никеля.

Путем электроформования было изготовлено несколько цилиндров, а также были выточены никелевые фланцы таких же размеров, как и фланцы на экспериментальных соплах, служащие для присоединения. Трубопровод был присоединен к фланцу так, что получалось типичное фланцевое соединение, работающее под давлением.

Два образца были сварены дуговой сваркой. Однако результаты оказались неудовлетворительными. Сварной шов оказался массивным, и имеющееся коробление говорило о том, что сварка была поручена неопытному сварщику. Эти предварительные исследования по дуговой сварке не были продолжены, и поэтому сделать заключение о целесообразности применения этого вида сварки не представляется возможным.

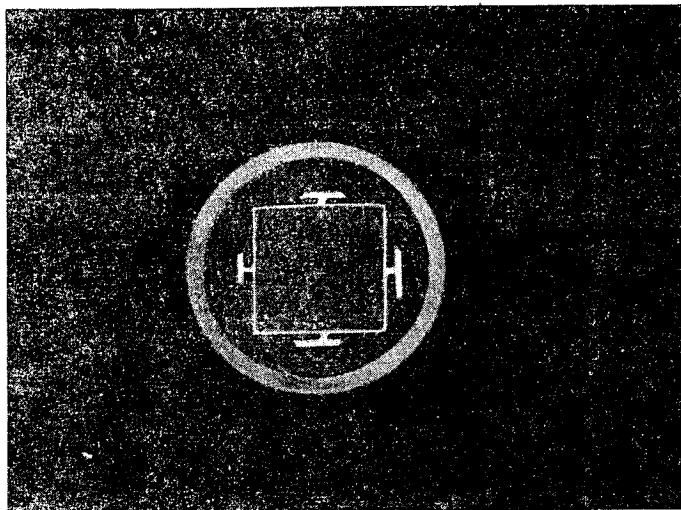
Более обнадеживающим методом является метод никропайки твердым припоем¹⁾. При пайке по этому методу детали покрываются стандартным никроприпоем, прижимаются друг к другу и нагреваются для пайки до температуры 1175°C . Равномерный прогрев всего комплекта позволяет получить геометрически правильное соединение. Один из образцов, изготовленных таким способом, был гидротестирован под давлением 140 кг/см^2 , причем течь в соединении не обнаружена. При дальнейших гидротестированиях реальных сопел камер двигателя иногда появлялась случайная течь при сравнительно низком давлении. Однако эти пороки легко устранялись повторной пайкой при помощи никроприпоя. Необходимо отметить, что эти дефекты не являлись следствием электроформованного никеля.

Рассеивающая способность

В излагаемом далее процессе изготовления сопел камер двигателя ребра охлаждающего тракта образуются электроосаждением никеля в специальных углублениях сердечника. В связи с этим необходимо исследовать способность никелевой ванны лаборатории «Кэмив» равномерно осаждают металл во впадины различной ширины и глубины. Отлагаемый слой никеля в этих впадинах должен быть повсюду сплошным и плотным. Было изготовлено несколько составных экспериментальных сердечников, которые позволили изучить кроющую способность ванны лаборатории фирмы «Кэмив».

¹⁾ Условное название процесса пайки в печи, применяемое фирмой «Уолл-Комолой».

Полученные результаты были весьма обнадеживающими (фиг. 4). Адгезия ребра к основному телу из осажденного металла оказалась очень большой при плотных осажденных ребрах, изготовленных как одно целое и имеющих различные отношения ширины к высоте. Усилие, необходимое для отрыва ребра от осажденного основного тела, указывало на хорошую адгезию.



Ф и г. 4. Пример результата испытания на рассеивающую способность.

Максимальное отношение высоты ребра к ширине, дающее удовлетворительные результаты, оказалось равным 1,5.

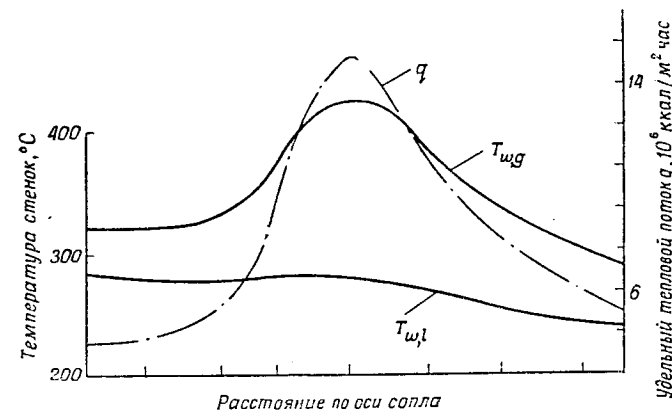
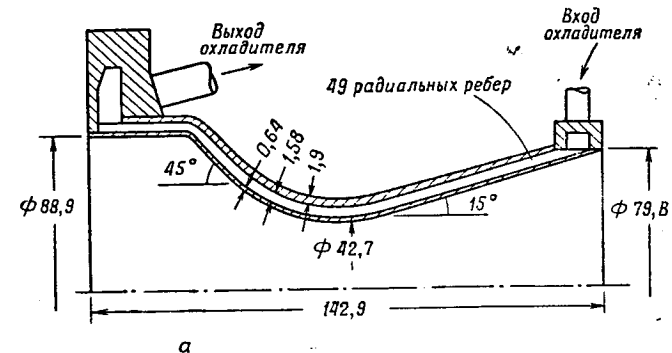
КОНСТРУКЦИЯ ЭЛЕКТРОФОРМОВАННОГО СОПЛА КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ С ТЯГОЙ 450 кг

Технические возможности применения метода электроформования для изготовления ракетных двигателей можно окончательно определить лишь после изготовления работающей конструкции и проведения огневых испытаний нескольких двигателей. Используя данные, полученные в предыдущих опытах в лаборатории фирмы «Кэмин», было сконструировано электроформованное сопло для ракетного двигателя с тягой 450 кг. Результаты вышеуказанных испытаний целесообразно использовать для улучшения конструкции в последующей стадии доводки процесса.

Так как в сопле камеры двигателя имеют место наиболее интенсивные тепловые потоки и напряжения, то было решено электроформовать только сопло, а не камеру в целом. Производство двигателя целиком при помощи метода электроформования не должно вызывать каких-либо дополнительных технологических затруднений. Кроме того, камеру двигателя со съемным «макетным» соплом можно изготовить независимо и проводить на ней первоначальные испытания до установки электроформованного сопла. Таким образом, в случае отказа в работе можно решить, является ли причиной отказа электроформованная составляющая камеры двигателя или конструкция двигателя.

Тяга 450 кг выбрана потому, что сопло такого размера можно легко изготовить в лаборатории фирмы «Кэмин» на существующем оборудовании

и излагаемый метод можно совершенствовать на ракетных двигателях этого размера (с равным успехом метод электроформования можно применить на двигателях большего размера). Кроме того, двигатели с такой



Ф и г. 5. Размеры и температуры стенок рассматриваемого сопла ракетного двигателя.

а — сечение сопла; б — распределение температур в стенках сопла ракетного двигателя с тягой 450 кг.

тягой удобно применять для проведения огневых испытаний на NARTS¹⁾. Расход топлива при этом невелик, а удельные тепловые потоки являются значительными, так как низкая величина тяги обуславливает более тяжелые условия при огневых испытаниях.

В качестве компонентов топлива выбраны аммиак и ингибированная красная дымящая азотная кислота, которые широко используются в NARTS, где имеется достаточный опыт в применении этого топлива.

Ниже приводится анализ теплопередачи и прочности электроформованного сопла, имеющего следующие основные размеры:

Толщина внутренней стенки, мм	0,64
Высота ребер охлаждающего тракта, мм	1,58
Толщина наружной стенки, мм	1,90

¹⁾ Naval Air Rocket Test Station — Испытательная станция ракетных двигателей морского военно-воздушного флота США.

Профиль сопла и его основные размеры приведены на фиг. 5, где показан разрез сопла.

Исследование теплопередачи

При вычислении удельного теплового потока через стенки сопла сделаны допущения, что температура торможения газа в любой точке сопла равна теоретической температуре горения и что состав продуктов горения в сопле остается постоянным («замороженным»). Величина удельного теплового потока от газа к стенке в критическом сечении сопла $q_{t, g}$ заимствована из работы Барта [3] для случая топлива ингибированная красная дымящая азотная кислота + гидразин. Принято, что эта величина достаточно близка к удельному тепловому потоку для применяемого топлива ингибированная красная дымящая азотная кислота + аммиак. Изменение удельного теплового потока вдоль сопла вычислялось по формуле

$$q = \left(\frac{d_t}{d}\right)^{1,8} q_{t, g},$$

где d_t — диаметр критического сечения сопла, d — диаметр рассматриваемого сечения.

Для определения изменений температуры охлаждающего компонента и температуры стенки вдоль сопла последнее было разбито на малые элементарные участки. Сделано допущение, что по длине каждого участка имеет место постоянный удельный тепловой поток, равный величине теплового потока середины участка. Затем для каждого участка решалась следующая система уравнений, составленных относительно величины удельного теплового потока:

$$q'' = \alpha_g (T_e - T_{w, g}) = \frac{\lambda}{\delta} (T_{w, g} - T_{w, L}) = \frac{c_p G}{A} (T_{L_2} - T_{L_1}) = q''_{1q}, \quad (1)$$

где δ — толщина стенки; λ — коэффициент теплопроводности материала стенки; c_p — удельная теплоемкость охлаждающего компонента; G — весовой секундный расход охлаждающего компонента; A — площадь поверхности рассматриваемого участка; T_e — эффективная температура при теплоотдаче со стороны газа; T_{L_1} — температура охлаждающего компонента на входе в участок; T_{L_2} — температура охлаждающего компонента на выходе из участка; q''_{1q} — величина теплового потока, при которой происходит пузырчатое кипение охлаждающего компонента; $T_{w, g}$ — температура внутренней стенки со стороны газа; $T_{w, L}$ — температура внутренней стенки со стороны охлаждающего компонента.

Величина T_e вычислена в предположении, что коэффициент восстановления равен 0,9.

Величина удельного теплового потока со стороны охладителя в случае охлаждения при пузырчатом кипении (q''_{1q}) взята по экспериментальным данным, приведенным в работе [4]. Значения коэффициента теплопроводности λ взяты для средней температуры стенки из работы [5].

Были вычислены значения удельного теплового потока и температур внутренней стенки как со стороны газа, так и со стороны охлаждающего компонента в случае толщины внутренней стенки камеры двигателя $\delta = 0,64$ мм и давления газа в камере сгорания, равном 21 ата, и в выходном сечении сопла, равном атмосферному. Результаты расчетов приведены на фиг. 5. Давление охлаждающего компонента на входе в зарубашечное пространство принято равным 31,5 ата.

Значения, представленные на фиг. 5, являются несколько завышенными, так как принятая температура газа (2650°C) несколько завышена для топлива красная дымящая азотная кислота + аммиак.

Анализ напряжений

Обычное ракетное сопло не предназначается для выполнения большого цикла нагружений, поэтому возможно допускать температурные деформации, превышающие упругую область, верхний предел которой определяется пределом текучести (см. фиг. 1). Данных испытаний на кратковременную усталость электролитического никеля не имеется, однако для ориентировки можно воспользоваться некоторыми указаниями о числе циклов, приводящих к разрушению вследствие пластических температурных деформаций, полученных для полированных образцов из нержавеющей стали из серии 300 [6]:

$$N \cong \left(\frac{0,36}{\epsilon_p}\right)^2, \quad (2)$$

где N — число циклов до разрушения, ϵ_p — величина относительной пластической деформации, развиваемой за каждый температурный цикл (мм/мм).

Уравнения для температурных напряжений, полученные ниже, основаны на предположении об упругом поведении материала, т. е. все температурные напряжения рассматриваются как упругие. Однако для тех напряжений, которые превышают при некоторых температурах предел текучести, необходимо провести пересчет на пластические деформации с тем, чтобы оценить работоспособность конструкции. Этот пересчет проводится на основе соотношения

$$\epsilon_p \cong \left(\frac{\sigma_E - \sigma_S}{E}\right)_T, \quad (3)$$

где σ_E — «упругое» температурное напряжение; σ_S — предел текучести (соответствующий 0,2% остаточной деформации); E — модуль упругости Юнга. Индекс T указывает на зависимость от температуры.

Наибольшие температурные напряжения вдали от концов сопла определяются из обобщенных уравнений Тимошенко [7], полученных для температурных напряжений в цилиндре:

$$\sigma_r = \frac{E\alpha}{1-\mu} \frac{1}{r^2} \left(r^2 - r_i^2 \int_{r_i}^{r_0} T r dr - \int_{r_i}^r T r dr \right), \quad (4)$$

$$\sigma_t = \frac{E\alpha}{1-\mu} \frac{1}{r^2} \left(r^2 + r_i^2 \int_{r_i}^{r_0} T r dr + \int_{r_i}^r T r dr - T r^2 \right), \quad (5)$$

$$\sigma_z = \frac{E\alpha}{1-\mu} \left(\frac{2}{r_0^2 - r_i^2} \int_{r_i}^{r_0} T r dr - T \right), \quad (6)$$

где σ_r — радиальная составляющая напряжений; σ_t — окружная составляющая напряжений; σ_z — осевая составляющая напряжений; $E\alpha$ — произведение модуля упругости на коэффициент линейного температурного расширения; для никеля это произведение $\cong 0,29$ кг/мм²·°С (см. фиг. 2); r — текущий радиус; r_i — внутренний радиус стенки; r_0 — наружный радиус стенки; μ — коэффициент Пуассона; T — температура, являющаяся функцией радиуса.

Компоненты напряжений на поверхности цилиндра, согласно приведенным уравнениям, равны

$$\sigma_{r, s} = 0, \quad (7)$$

$$\sigma_{t, s} = \sigma_{z, s} = \frac{E\alpha}{1-\mu} \left(\frac{2}{r_0^2 - r_i^2} \int_{r_i}^{r_0} T r dr - T_s \right), \quad (8)$$

где T_s — температура поверхности.

Пренебрегая влиянием ребер на распределение напряжений в стенках и считая, что ребра не несут нагрузку, а только передают ее, уравнение (8) для всей стенки (включая выполненные как одно целое тракты для охлаждающей жидкости) можно привести к виду

$$\sigma_{t,s} = \sigma_{z,s} = \frac{E\alpha}{1-\mu} \left\{ \frac{2}{(r_0^2 - r_1^2)_1 + (r_0^2 - r_1^2)_2} \left[\left(\int_{r_1}^{r_0} Tr dr \right)_1 + \left(\int_{r_1}^{r_0} Tr dr \right)_2 \right] - T_s \right\}, \quad (9)$$

где дополнительные индексы 1 и 2 обозначают параметры, относящиеся соответственно к наружной и внутренней стенкам.

Если толщины стенок малы по сравнению с их радиусом, то уравнение (9) с достаточной степенью точности можно записать как

$$\sigma_{t,s} = \sigma_{z,s} \cong \frac{E\alpha}{1-\mu} \left\{ \frac{1}{\delta_1 + \delta_2} \left[\left(\int_{r_1}^{r_0} T dr \right)_1 + \left(\int_{r_1}^{r_0} T dr \right)_2 \right] - T_s \right\}, \quad (10)$$

где δ — толщина стенки.

При дальнейшем упрощении уравнение (10) примет вид

$$\sigma_{t,s} = \sigma_{z,s} \cong \frac{E\alpha}{1-\mu} \left\{ \frac{1}{\delta_1 + \delta_2} (\bar{T}_1 \delta_1 + \bar{T}_2 \delta_2) - T_s \right\}, \quad (11)$$

где \bar{T} — средняя температура стенки.

В наружной холодной стенке сопла температуру по толщине стенки можно принять постоянной. Так как толщина стенки мала по сравнению с радиусом оболочки, то окружное напряжение по всей толщине стенки можно принять постоянным и равным окружному напряжению на поверхности стенки. Подставляя в уравнение (11) $T_s = \bar{T}_1$, получим

$$\sigma_{t,1} = \frac{E\alpha\Delta T}{1-\mu} \frac{\delta_2}{\delta_1 + \delta_2}, \quad (12)$$

где $\Delta T = \bar{T}_2 - \bar{T}_1$.

Для того, чтобы элемент наружной стенки находился в равновесии, к нему должны быть приложены радиальные усилия. Суммируя радиальные составляющие нагрузки, действующей на стенку, находим

$$\sigma_r = -\frac{\sigma_{t,1}\delta_1}{r_1} = -\frac{E\alpha\Delta T}{(1-\mu)r_1} \frac{\delta_1\delta_2}{\delta_1 + \delta_2}. \quad (13)$$

Следовательно, сжимающее напряжение в ребрах равно

$$\sigma_R = -\frac{\sigma_r}{\xi} = \frac{E\alpha\Delta T}{(1-\mu)r_1\xi} \left(\frac{1}{\delta_1} + \frac{1}{\delta_2} \right), \quad (14)$$

где ξ — степень заполнения ребрами зазора между стенками ($\xi = w/t$, где w — толщина ребра, а t — шаг оребрения).

Среднее окружное напряжение во внутренней стенке определяется из уравнения (13):

$$\bar{\sigma}_{t,2} = \frac{\sigma_r r_2}{\delta_2} = -\frac{E\alpha\Delta T}{1-\mu} \frac{\delta_1}{\delta_1 + \delta_2}, \quad (15)$$

в предположении, что $r_1 \cong r_2$.

Весьма сложно распределение напряжений сдвига на концах сопла. Однако можно определить наибольшую величину напряжения сдвига, если допустить, что деформация сдвига в ребрах является пренебрежимо малой, и если предположить, что полное усилие сдвига (P_γ), передающееся

через ребра, определяется по уравнению типа (12). Таким образом,

$$P_\gamma = \sigma_{z,1}\delta_1 = \frac{E\alpha\Delta T}{1-\mu} \frac{\delta_1\delta_2}{\delta_1 + \delta_2}. \quad (16)$$

Если предположить, что распределение напряжений на конце сопла является равномерным и действует на участке шириной, равной пяти суммарным толщинам сопла $[5(\delta_1 + \delta_2)]$, то порядок величины максимального сдвигающего напряжения в ребре находится из соотношения

$$\tau \cong \frac{P_\gamma}{5\xi(\delta_1 + \delta_2)} = \frac{E\alpha\Delta T}{5\xi(1-\mu)} \frac{\delta_1\delta_2}{(\delta_1 + \delta_2)^2}. \quad (17)$$

Приведенные уравнения выводились, как указано, при допущении полного упругого поведения материала. Если температурные напряжения во внутренней стенке превышают предел текучести материала, эти уравнения необходимо видоизменить таким образом, чтобы можно было определить напряжения и в области пластических деформаций. Эта модификация может быть выполнена только после определения величины среднего «упругого» напряжения внутренней стенки. Подставляя в уравнения для определения температурных напряжений эффективную толщину стенки δ'_2 вместо δ_2 , получим достаточно точное решение задачи

$$\delta'_2 = \left| \frac{\sigma_s}{\sigma_{t,2}} \right| \delta_2, \quad (18)$$

где $\sigma_{t,2}$ определяется по формуле (15).

Критическими механическими напряжениями, появляющимися в стенке сопла под действием гидростатического давления охладителя, являются напряжения изгиба в участках стенок, не подкрепленных ребрами. К счастью, наибольшее растяжение имеет место на охлаждаемой стороне стенки. Наибольший изгибающий момент, согласно работе [8], равен

$$M_p = 0,083p(t-w)^2, \quad (19)$$

где p — величина гидростатического давления. Подставляя величину M_p в формулу для определения напряжений изгиба в пластинке [8]

$$\sigma = \frac{6M_p}{\delta_2^2},$$

находим величину критического изгибающего напряжения во внутренней стенке

$$\sigma_p = \frac{p(t-w)^2}{2\delta_2^2}$$

или

$$t-w = \delta_2 \sqrt{\frac{2\sigma_p}{p}}. \quad (20)$$

Наибольшее напряжение растяжения на горячей стороне стенки сопла равно $2/3$ величины напряжения, получаемой по формуле (20), и должно быть оценено, если температурный градиент по толщине стенки велик.

Напряжение растяжения в ребрах, возникающее от гидростатического давления в каналах охладителя при опрессовке, определяется по формуле

$$\sigma_{R,p} = \frac{p}{\xi}, \quad (21)$$

при этом предполагается, что нет давления в газовой полости камеры двигателя.

Величина окружного напряжения, возникающего в стенках сопла, определяется по формуле

$$\sigma_t \cong \frac{\Delta p r}{\delta_1 + \delta_2}, \quad (22)$$

где Δp — полный перепад давлений на стенках сопла, а \bar{r} — средний радиус рассматриваемого элемента сопла. Указанные механические напряжения могут складываться с температурными напряжениями. Если напряжения внутренней стенки находятся в области пластических деформаций, то основные положения поставленной задачи не меняются.

В тех местах, где оболочка имеет местный разрыв непрерывности (например, в местах соединения оболочки с фланцами), проводится дополнительное детальное исследование.

Таблица 5

Результаты анализа напряжений в сопле экспериментального ракетного двигателя с тягой 450 кг

Наименование величины	Обозначение	Единица измерения	Докритическая часть сопла	Критическое сечение сопла	Закритическая часть сопла
Среднее окружное температурное напряжение сжатия во внутренней стенке	$\bar{\sigma}_{t_2}$	кг/мм ²	—	125,1)	—
Напряжение сжатия в ребрах от разности температур	σ_R	»	—	0,91	—
Температурное напряжение в наружной стенке (растяжение)	σ_{t_1}	»	—	5,06	—
Температурное напряжение на поверхности внутренней стенки (сжатие)	$\sigma_{t_2}, \sigma_{z_2}$	»	—	155,1)	—
Приближенное температурное напряжение сдвига в ребрах	τ	»	3,87	—	3,51
Напряжение изгиба во внутренней стенке от гидростатического давления	σ_p	»	8,86	1,05	—
Напряжение растяжения в ребрах от гидростатического давления	$\sigma_{R, p}$	»	1,27	—	—
Окружное напряжение в стенках сопла от гидростатического давления (растяжение)	σ_t	»	3,80	1,83	—
Наибольшая пластическая деформация (по главным осям)	ϵ_p	мм/мм	—	0,0100	—
Приближенное наибольшее число циклов до разрушения	N	Циклы	—	1300	—

1) Данные величины напряжений во внутренней стенке получены в предположении упругой деформации внутренней стенки и явно завышены. В действительности материал внутренней стенки работает в области пластических деформаций, и это следует учитывать при анализе напряженного состояния. — Прим. перев.

Критические величины напряжений, полученные в результате этого анализа, приведены в табл. 5. Используемые в расчете значения температур взяты из графиков, приведенных на фиг. 5. Геометрия сопла, определенная из анализа, также приведена на фиг. 5. Свойства материала приведены

на фиг. 1 и 2. Высота ребра равна 1,58 мм. Коэффициент ξ , характеризующий степень заполнения ребрами пространства, равен

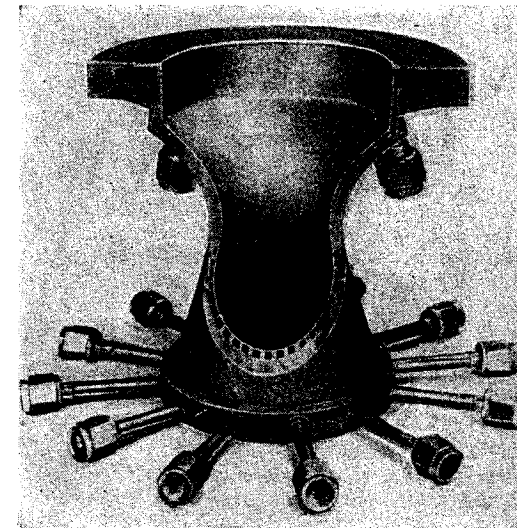
В докритической области	0,25
В критическом сечении	0,49
В закритической области	0,28

Коэффициент Пуассона для никеля принимался равным 0,3.

Указанное число циклов до разрушения получено на основе данных, приведенных для полированных образцов из нержавеющей стали, и эту величину надо рассматривать только как ориентировочный параметр.

ИЗГОТОВЛЕНИЕ СОПЛА МЕТОДОМ ЭЛЕКТРОФОРМОВАНИЯ

Примененный процесс изготовления сопла методом электроформования состоял из двух этапов электроосаждения. Поэтому на поверхности, на которой прерывается электролитический процесс, должна быть хорошая адгезия.



Фиг. 6. Фотография разреза собранного электроформованного сопла.

Первый этап заключается в изготовлении внутренней стенки путем осаждения слоя никеля желаемой толщины на неоднократно используемый профилированный сердечник. Контур сердечника соответствует заданному контуру сопла. Во втором этапе на внутреннюю стенку осаждаются радиальные ребра и наружная стенка.

Размеры и форма ребер и, следовательно, охлаждающих каналов определяются соответствующей формой специального наполнителя, применяемого после первого этапа электроосаждения. После окончания процесса электроформования наружной стенки наполнитель удаляется и открываются тракты для протока охладителя. Таким образом, в результате электроформования получается монолитная ячеистая конструкция, состоящая из внутренней и наружной стенок, разделенных при помощи радиальных ребер, выполненных как одно целое со стенками.

Концы электроформованного сопла, пока оно еще находится на сердечнике, подрезаются по длине. Затем сердечник, состоящий из двух объемных деталей, извлекается из внутренней полости сопла и может быть использован для электроформования следующего сопла. Чистота внутренней поверхности сопла, изготовленного таким методом, в точности соответствует чистоте поверхности сердечника.

Входной коллектор охладителя и комбинированный выходной коллектор, объединенный с фланцем, соединяющим камеру сгорания с соплом, получают путем механической обработки из никелевых поковок. Эти коллекторы припаяны к соплу припоем нико-брейз. Готовое изделие с вырезом для показа конструкции охлаждающих трактов представлено на фиг. 6.

ОЦЕНОЧНЫЕ ИСПЫТАНИЯ СОПЕЛ

Окончательная оценка процесса электроформования, описанного в данной работе, получается в результате проведения реальных огневых испытаний. Так как были сконструированы охлаждаемые сопла, то понятно, что в конце работы двигателя имеется большой перепад давлений, действующий нормально к стенкам электроформованного сопла. Этот большой перепад давлений вызывается тем, что при отсечке давление газа в камере сгорания падает до атмосферного, в то время как стенки сопла являются горячими и в зарубашечном пространстве сохраняется полное давление охладителя. Поэтому было решено перед огневыми испытаниями подвергнуть все изготовленные сопла нагружению гидростатическим давлением. Эти испытания, кроме того, должны установить в случае разрушения сопла при огневых испытаниях причину разрушения: относится ли она к прочности конструкции или к интенсивной теплопередаче.

К настоящему времени методом электроформования было изготовлено семь сопел. Из них пять сопел успешно прошли гидростатические испытания, а два сопла разрушились вследствие слабых электроформованных ребер. Однако эти сопла были под подозрением с самого начала. В дальнейшем были предприняты меры против повторения разрушений, и последующие образцы оказались удачными.

Одно из сопел с первой попытки успешно прошло огневое испытание, продолжавшееся 15 сек. Затем это сопло для изучения его сопротивляемости температурным напряжениям подвергалось огневым испытаниям еще 22 раза; таким образом, было осуществлено 23 огневых запуска с общей продолжительностью работы до разрушения 328 сек. Два других сопла также подвергались многократным огневым испытаниям до их выхода из строя. Тип разрушения всех трех сопел одинаков и вызывается тем, что на входе в сопло возникали ненормально большие напряжения, вызванные фланцем, подсоединяющим сопло к камере сгорания. Интересно отметить, что перед разрушением наблюдались значительные деформации во входной части каждого сопла, хотя площадь критического сечения сопла и характеристика двигателя оставались неиспорченными. Полагаем, что этот успех на начальной стадии является главным достижением. Этот успех обусловлен простотой процесса и свойствами никеля, полученного электроосаждением в ванне лаборатории фирмы «Кэмин».

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Механические свойства металла, полученного из никелевой ванны лаборатории фирмы «Кэмин», и технология, разработанная для изготовления цельновыполненных охлаждающих трактов и стенок в соплах ракетных двигателей, доказывают осуществимость изготовления сопел и камер сгорания методом электроформования. Это заключение подтверждается резуль-

татами огневых испытаний ракетных двигателей. Когда будут достигнуты значительные успехи в получении электроосажденных ребер с отношением высоты к ширине 5 и больше, то предлагаемый метод будет не только конкурентоспособным по сравнению с существующими методами, но даже превосходить их. Это превосходство будет наиболее очевидным при изготовлении ракетных двигателей, имеющих сопла со столь высокой степенью расширения, что придется делить трубки по длине, с тем чтобы обеспечить надлежащую площадь критического и выходного сечений сопла. Развитие метода электроформования позволит легко выполнять кольцевые сопла с большим изменением площади проходных сечений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Mechanical Properties of Metals and Alloys, U. S. Department of Commerce, Cir. C447, 1943, p. 364.
2. B a r t z D. R., Factors which Influence the Suitability of Liquid Propellants as Rocket Motor Regenerative Coolants, *Jet Propulsion*, 28, 46—53 (1958).
3. B a r t z D. R., A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients, *Jet Propulsion*, 27, 49—51 (1957).
4. G u n t h e r F. C., K r e i t h F., Photographic Study of Bubble Formation in Heat Transfer to Subcooled Water, PR-4-120, J. P. L. Pasadena, March 9, 1950.
5. Engineering Properties of Nickel, International Nickel Co Technical Bulletin T-15, N. Y., p. 4.
6. C o f f i n L. F., Jr., Study of the Effects of Cyclic Thermal Stresses on a Ductile Material, *Trans. ASME*, 76, Aug. 931—950 (1954).
7. T i m o s h e n k o S., G o o d i e r E., Theory of Elasticity, McGraw-Hill, Ch. 1, N. Y., 1951.
8. T i m o s h e n k o S., Theory of Plates and Shells, McGraw-Hill, N. Y., 1959, p. 13.
9. Steels for Elevated Temperature, United States Steel Corporation, Company Brochure.
10. The Reactor Handbook, Vol. 3, U. S. Atomic Energy Commission, 1955, p. 218.

Конструкция блока катализатора для разложения перекиси водорода

Н. Дэвис, Дж. Маккормик

До настоящего времени было опубликовано мало работ о конструкции блоков катализатора для разложения перекиси водорода, хотя о свойствах и применении ее написано много. В данной работе рассматриваются различные методы разложения перекиси водорода и особое внимание уделяется использованию твердых серебряных блоков катализатора. Дано уравнение для определения размера блока. Рассмотрено устройство различных частей блока, включая форсуночную пластину, сетки из катализатора, экраны против обтекания сеток из катализатора и поддерживающие пластины. Приведены специфические примеры указанных деталей.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время во многих случаях применяется перекись водорода с концентрацией от 70 до 99% по весу. Перекись водорода применяется как:

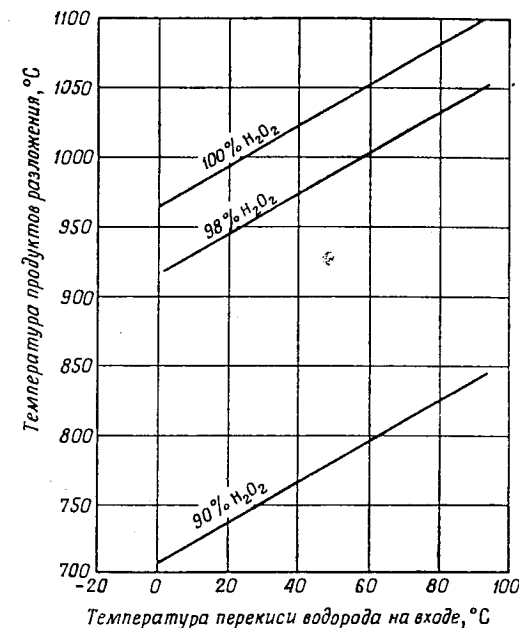
1. Окислитель для различных горючих в ракетных или поршневых двигателях.
2. Окислитель, дающий с гидразином или подобными горючими самовоспламеняющееся топливо.
3. Источник парагаза, имеющего высокую температуру и получаемого путем разложения в камере с катализатором. Парагаз применяется:
 - а) в однокомпонентных ракетных двигателях;
 - б) в двухкомпонентных или гибридных ракетных двигателях с гарантированным самовоспламенением топлива;
 - в) для привода турбин;
 - г) для привода сервомеханизмов и других механизмов, работающих на горячем парагазе;
 - д) для наддува баков с перекисью водорода;
 - е) для получения тепла;
 - ж) для получения газообразного кислорода для дыхания и питьевой воды при межпланетных полетах;
- э) как источник чистого горячего парагаза для экспериментальных или прикладных целей.

Типичные случаи применения перекиси водорода в американских военных или космических программах:

1. Для привода турбонасосного агрегата ракет «Редстоун», «Викинг» и «Авангард», а также экспериментальных самолетов X-1A и X-15.
2. Для однокомпонентных ракетных двигателей систем управления самолетов X-1B и X-15, капсулы «Меркурий», ракет «Кентавр» и «Скаут».
3. Как окислитель или однокомпонентное топливо в ракетных двигателях, применяемых для экспериментальных целей.
4. Как окислитель в силовых установках торпед.
5. Как окислитель в силовых установках подводных лодок.

РАЗЛОЖЕНИЕ ПЕРЕКИСИ ВОДОРОДА

Высококонцентрированная перекись водорода может быть целиком разложена в смесь газообразного кислорода и перегретого водяного пара,



Фиг. 1. Влияние входной температуры жидкой перекиси водорода, имеющей концентрацию от 90 до 100%, на температуру продуктов разложения при давлении в камере сгорания 21 *atm* [Dierdorf L.; FMC (1958); [Bureau of Mines Report, PX-3-107/14, 1953].

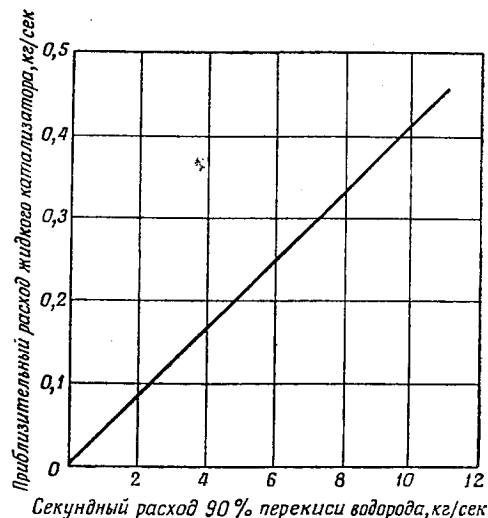
имеющую определенную температуру. Эта температура зависит от концентрации перекиси водорода и начальной температуры раствора (фиг. 1).

Жидкую перекись водорода можно разложить воздействием тепла в камере сгорания ракетного двигателя, воздействием жидкого катализатора, например водного раствора марганцевокислого калия, или воздействием твердого катализатора. Чаще всего для разложения перекиси водорода применяется твердый катализатор, состоящий из серебряной сетки, покрытой окисью самария. Однако разложение перекиси водорода посредством жидкого катализатора является более легко выполнимым и применяется в аппаратах краткосрочного действия. На фиг. 2 показано потребное количество жидкого катализатора для разложения 1 кг 90%-ной по весу перекиси водорода. Главная проблема при использовании жидкого катализатора состоит в организации такой системы питания, которая обеспечивала бы однородное смешение обеих жидкостей.

Дальнейшее рассмотрение катализаторов в данной работе ограничивается анализом роли серебряных сеток, покрытых окисью самария, так как эти катализаторы являются стандартными твердыми катализаторами для разложения перекиси водорода.

Катализатор из обработанных серебряных сеток обычно является компактным спрессованным блоком. При прохождении перекиси водорода около

провода сеток блока ионы серебра поступают в раствор H_2O_2 . Эти ионы серебра реагируют с молекулами перекиси водорода и разлагают ее на газообразный кислород и водяной пар с выделением теплоты. Эта теплота приводит к увеличению температуры сеток и перекиси водорода, что вызывает возрастание скорости реакции. В течение миллисекунд скорость реакции разложения перекиси водорода увеличивается до величины, при которой достигается адиабатическая температура разложения. Эта скорость реакции может продолжаться неограниченно долго, а именно до тех пор, пока



Фиг. 2. Приблизительный удельный расход жидкого катализатора, необходимый для полного разложения 90%-ой перекиси водорода. Состав жидкого катализатора: водный раствор иодистого натрия (10% по весу); раствор марганцевокислого калия (насыщенный); раствор марганцевокислого кальция (насыщенный).

посторонние вещества не отравят серебро. Однако время действия блока катализатора ограничивается падением давления пара газа, зависящим от следующих параметров:

1. *Секундного расхода пара газа через блок* — чем выше секундный расход, тем выше эрозия сеток и меньше продолжительность работы блока.
2. *Установившегося режима работы или режима работы включение — выключение* — пульсирующий режим работы вызывает ударную нагрузку на блоки таким образом лимитирует продолжительность его работы. Наибольшая продолжительность работы блока получается в случае установившегося режима работы.
3. *Удовлетворительной работы блока катализатора* — главное требование к конструкции блока. Эта конструкция рассматривается ниже.

Начальная скорость разложения при помощи катализатора из серебряных сеток зависит от следующих параметров:

1. *Температуры перекиси водорода и блока катализатора* — если 90%-ая перекись водорода и блок имеют температуру ниже $7 \div 10^\circ C$, то получается увеличение времени переходного процесса при запуске.
2. *Конструкции блока катализатора* — и в этом отношении конструкция блока является важным фактором. Параметры конструкции должны отвечать следующим требованиям:

а. *Толщина блока.* Если перекись водорода или блок или то и другое вместе имеют температуру окружающей среды или меньшую, то чем больше число сеток катализатора, через которые проходит перекись водорода, тем больше вероятность «сухого» запуска.

б. *Плотность блока.* Чем больше спрессован блок, тем больше затруднен путь для перекиси водорода. Это приводит к более высокой скорости запуска. (Рекомендуемое давление спрессовывания от 125 до 210 кг/см^2 .)

в. *Поверхность катализатора.* Применение тонких серебряных сеток, покрытых окисью самария, с 40 отверстиями на один линейный дюйм в жидкостной части блока увеличивает поверхность катализатора и приводит к уменьшению времени переходного процесса при запуске.

г. *Добавки к катализатору или перекиси водорода.* Как серебряные, так и латунные сетки, покрытые слоем шероховатого серебра, имеют повышенную каталитическую активность. Применение платины в виде шероховатой пластины или порошка или перманганатого покрытия в жидкостной части блока катализатора также уменьшает время переходного процесса при запуске. Другие катализирующие вещества, как, например, двуокись марганца, также увеличивают степень активности катализатора. Некоторые покрытия подвержены термическому удару, вследствие чего они имеют короткое время действия. Эксперименты с катализаторами типа латуни, покрытой серебром, показывают, что при стационарном режиме работы продолжительность их действия на перекись водорода, имеющую комнатную температуру, может длиться в течение многих часов.

Добавки к перекиси водорода смачивающих агентов увеличивают скорость запуска вследствие увеличенного контакта перекиси водорода с катализатором. Однако при этом получается существенная эрозия сетки, которая приводит к значительному уменьшению продолжительности работы блока катализатора.

д. *Давление в реакционном сосуде.* Чем выше давление в реакционном сосуде, тем выше скорость запуска и больше градиент давления.

ЭФФЕКТ НАГРЕВАНИЯ ПЕРЕКИСИ ВОДОРОДА

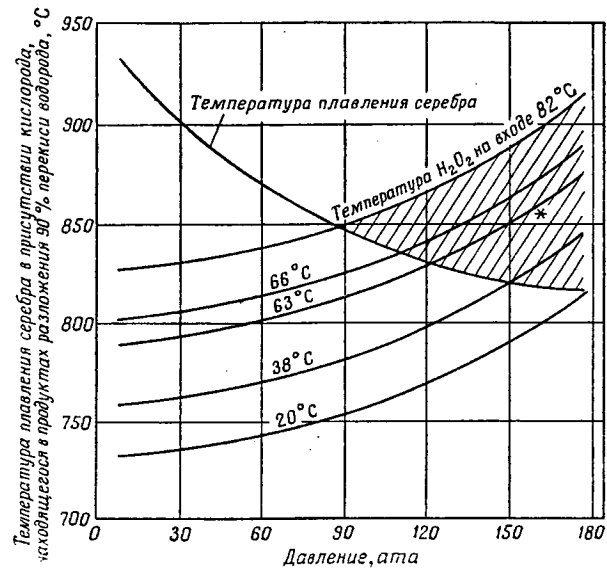
Скорость разложения увеличивается, если 90%-ая перекись водорода, имеющая температуру выше $60-63^\circ C$, проходит через серебряные сетки блока катализатора. Но при этом может наступить либо сплавление, либо плавление сеток катализатора. Температура плавления серебра уменьшается; если атмосфера богата кислородом [1]. Чем выше парциальное давление кислорода, тем ниже температура плавления серебра. Следовательно, блок катализатора из серебряных сеток может работать на перекиси водорода с большей начальной температурой, но меньшей концентрацией ее раствора.

Температура продуктов разложения растворов перекиси водорода изменяется с изменением начальной температуры этих растворов. На фиг. 1 представлена температура продуктов разложения 90, 98 и 100 %-ой перекиси водорода, получаемых при начальных температурах раствора от 0 до $93^\circ C$.

На фиг. 3 представлена температура плавления серебра под действием продуктов разложения 90%-ой перекиси водорода в зависимости от начальных температур раствора и давлений в реакционном сосуде. Из этого графика следует, что давление в реакционном сосуде влияет на возможную максимальную начальную температуру перекиси водорода [2, 3].

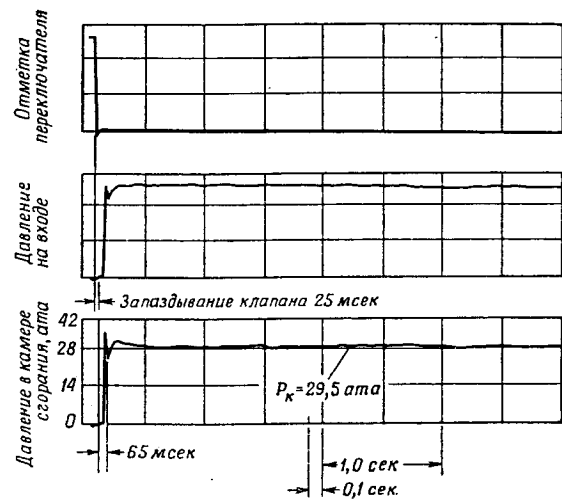
ХАРАКТЕРИСТИКА БЛОКА КАТАЛИЗАТОРА

На фиг. 4 показаны типичные кривые переходного процесса при запуске ракетного двигателя с тягой 18 кг, полученные при температуре $20^\circ C$

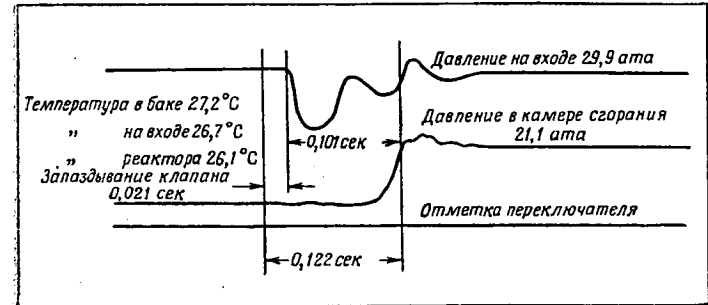


Ф и г. 3. Температура плавления серебра в продуктах разложения 90%-ной перекиси водорода в зависимости от давления в камере разложения [Bureau of Mines Report, PX-3-107/14, 1953; Journal Inst. of Metals, 49 (1932)].

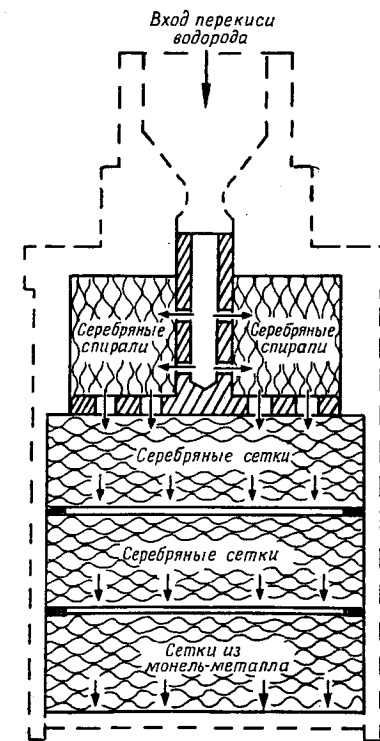
* — стандартный блок катализатора из серебряных сеток плавится, если он работает в этой области.



Ф и г. 4. Переходный процесс при запуске, полученный на ракетном двигателе с тягой 13 кг при работе на 90%-ной перекиси водорода. Перекись водорода и металлические части имеют температуру 20° С. Клапан «Маротта MV-100T» работает на постоянном токе напряжением 24 в и расположен на расстоянии 75 мм от камеры сгорания.



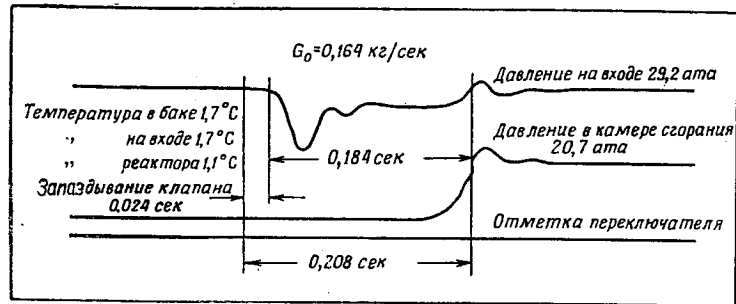
Ф и г. 5. Переходный процесс при пуске двигателя с тягой 11 кг и при температуре 26,7° С.



Ф и г. 6. Блок катализатора для работы при низкой температуре.

в случае 90%-ной перекиси водорода. На этом двигателе в качестве катализатора применены серебряные сетки, покрытые окисью самария. Двигатель сконструирован для работы с давлением в камере сгорания 30 *ата*.

На фиг. 5 показаны типичные кривые переходного процесса при запуске ракетного двигателя с тягой 11 кг, полученные при температуре 26,7°С в случае 90%-ной перекиси водорода и при давлении в камере сгорания,



Ф и г. 7. Переходный процесс при запуске двигателя с тягой 11 кг при температуре 1,7°С.

равном 21 *ата*. Блок катализатора, примененный в этом случае, показан на фиг. 6. Следует обратить внимание на несколько большее время задержки при пуске по сравнению со случаем, показанным на фиг. 4.

На фиг. 7 показаны типичные кривые переходного процесса при запуске ракетного двигателя с тягой 11 кг, полученные при температуре 1,7°С в случае 90%-ной перекиси водорода. Этот двигатель сконструирован для работы при давлении в камере сгорания 21 *ата*. Следует обратить внимание на большее время задержки при пуске по сравнению со случаем, показанным на фиг. 5.

Конструктору, прежде чем приступить к конструированию двигателя и блока катализатора, следует рассмотреть различные условия их работы.

КОНСТРУКЦИЯ БЛОКА КАТАЛИЗАТОРА

Блок катализатора является наиболее важной частью газогенератора или ракетного двигателя, работающих на перекиси водорода; следовательно, его конструкция должна быть тщательно выполнена.

Перед проектированием блока катализатора конструктор должен рассмотреть различные условия его работы, которые могут встретиться при эксплуатации, например:

1. Предположительный секундный расход перекиси водорода.
2. Минимальные температуры перекиси водорода и металлических частей при запуске.
3. Характер работы: стационарный режим или режим включение — выключение.

Следующий пример иллюстрирует применение предлагаемого метода по определению этих параметров.

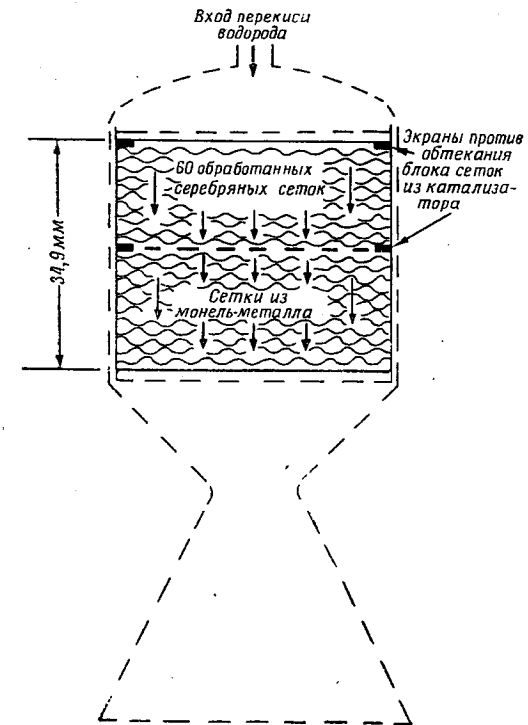
Пример. Требуется четыре ракетных двигателя, имеющих по 45 кг тяги и работающих на 90%-ной перекиси водорода, для управления полетом ракеты по тангажу и рысканию. Высота их работы должна быть от 30 до 90 км. Перекись водорода и металлические детали имеют температуру от 10 до 24°С. Во время управляемой части полета ракеты требуется совершить 1500 циклов включения — выключение; длительность включения 0,5 сек, выключения 20 сек.

Решение. 1. Температура перекиси водорода и металлических частей от 10 до 24°С не вызывает ограничений в применении блока катализатора стандартного типа, показанного на фиг. 8.

2. Предполагаемое давление в камере сгорания равно 21 *ата*. Необходимый весовой секундный расход перекиси водорода вычисляется по следующему выражению [4]:

$$G = \frac{P}{P_1 \Phi_{P_1}},$$

где G — весовой секундный расход, кг/сек; $\Phi_{P_1} = 0,96$ коэффициент полноты удельной тяги, P_1 — удельная тяга при давлении в камере сгорания 21 *ата*



Ф и г. 8. Устройство стандартного блока катализатора для разложения перекиси водорода.

и высоты работы 22 км [5]. Эта высота выбрана так, чтобы свести до минимума возможность конденсации воды в сопле (фиг. 9) [6]

$$G = \frac{45,4}{165 \times 0,96} = 0,286 \text{ кг/сек.}$$

Диаметр блока катализатора определяется из выражения

$$A = \frac{60G}{B},$$

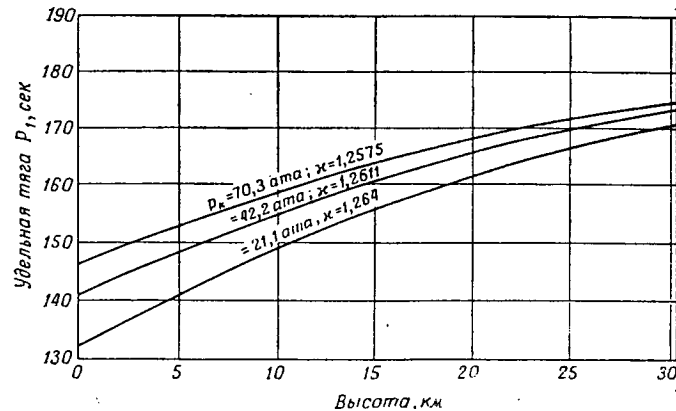
где A — площадь поперечного сечения блока, см², B — удельная нагрузка, кг/см²·мин.

Под *удельной нагрузкой* подразумевается количество перекиси водорода в кг, которое может пропускаться через 1 см^2 поперечной площади катализатора в течение 1 мин . Значение *удельной нагрузки*, применяемое в большинстве случаев, равно $1,4$. Значения *удельной нагрузки* от $0,35$ до $0,7$ часто применяются в камерах малого диаметра при запуске при низких температурах. Наибольшее значение *удельной нагрузки* $10,1$ применяется в специальных случаях.

В рассматриваемом примере площадь поперечного сечения блока катализатора

$$A = \frac{0,286 \times 60}{1,4} = 12,2 \text{ см}^2.$$

Диаметр блока равен $3,94 \text{ см}$. Такой блок показан на фиг. 8.



Ф и г. 9. Значение идеальной удельной тяги P_1 (сек) в зависимости от высоты при применении 90%-ной перекиси водорода. Оптимальное расширение при $P_k = 21,1, 42,2$ и $70,3 \text{ ата}$ [Bureau of Mines Report, PX-3-107/14, 1953].

Если перекись водорода и металлические части имеют низкую температуру, допустим $+1,7^\circ \text{C}$, то требуется специальная конструкция катализатора, показанная на фиг. 6.

В эту конструкцию входит специальный катализатор с извилистым путем, по которому протекает поступающая перекись водорода. Перекись водорода контактирует с большей поверхностью катализатора и ее время контакта с катализатором больше, чем время контакта в случае блока катализатора, представленного на фиг. 8.

Оба блока катализатора, представленные на фиг. 6 и 8, показали устойчивую работу в режиме включение — выключение, как это было показано, например, экспериментами, проведенными фирмой «Бекко». Следовательно, оба эти блока катализатора удовлетворяют конструктивным требованиям.

Если блок катализатора теплый, то переходный процесс при пуске является очень коротким, в среднем от $0,080$ до $0,030 \text{ сек}$; таким образом, возможна периодическая работа по режиму включение — выключение.

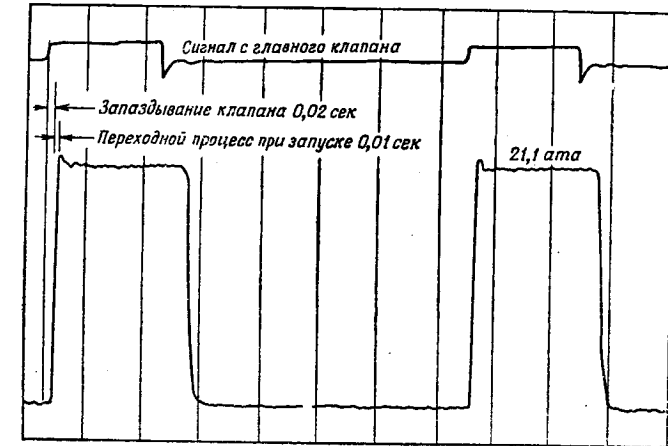
На фиг. 10 представлены кривые переходного процесса ракетного двигателя, имеющего тягу 11 кг и работающего на 90%-ной перекиси водорода по циклу включение — выключение. На этом двигателе сделано 6000 таких циклов. При этих испытаниях применен блок катализатора, представленный на фиг. 6.

В ракетном двигателе, рассматриваемом в этом примере и имеющем тягу 45 кг , применяются два блока катализатора с указанной конфигурацией.

Если для ракетного двигателя, рассматриваемого в этом примере, в качестве рабочего тела использовать 99%-ную перекись водорода, то ее секундный весовой расход при работе на высоте $24,4 \text{ км}$ будет равен

$$G = \frac{P}{P_1 \times 0,96} = \frac{45}{186 \times 0,96} = 0,254 \text{ кг/сек}.$$

Эта высотность работы ракетного двигателя выбрана с таким расчетом, чтобы свести к минимуму возможность конденсации водяных паров в сопле [5].



Ф и г. 10. Переходный процесс при режиме работы включение — выключение двигателя с тягой 11 кг при работе на 90%-ной перекиси водорода.

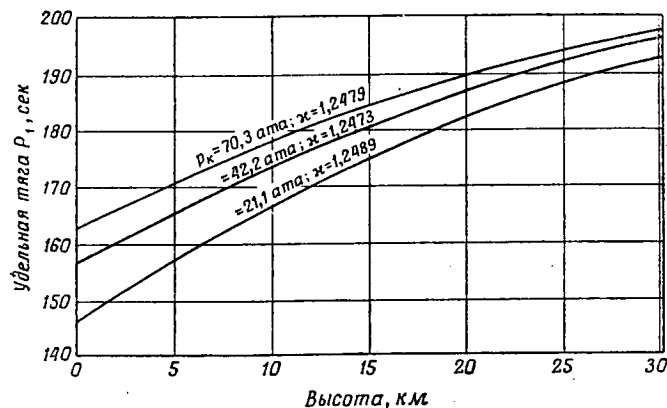
На фиг. 11 представлены значения P_1 при применении 99—100%-ной перекиси водорода. Применение 99%-ной перекиси водорода приводит к уменьшению требуемого количества рабочего тела на 11% . Диаметр блока катализатора при этом также уменьшается.

На фиг. 12 показан блок катализатора, краткая оценка которого была получена при работе на 98%-ной перекиси водорода. Продолжительность его работы составляла 15 мин . Результаты этих испытаний показывают, что возможна и большая продолжительность работы.

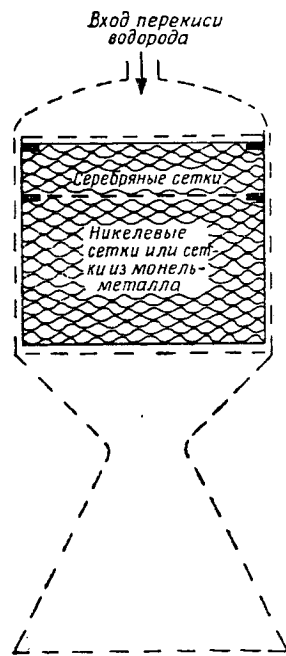
МЕХАНИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ КОНСТРУКЦИИ

Способность данного блока катализатора разлагать перекись водорода зависит от ранее указанных параметров, а также других характеристик конструкции. К этим конструктивным характеристикам относятся: способ ввода перекиси водорода в блок, применение экрана против обтекания сеток из катализатора, метод закрепления блока, прессовка блока.

Перекись водорода должна проходить через блок с одинаковым удельным расходом по всей площади поперечного сечения. Для получения этой равномерной нагрузки блока рекомендуется применять тонкую форсуночную пластину, $20\text{—}25\%$ площади которой занимают равномерно расположенные отверстия для выриска диаметром $0,8\text{—}3,2 \text{ мм}$. Также следует принять во внимание выходящую скорость жидкости, вытекающей из подводящей трубы и ударяющейся о форсуночную пластину. Площадь проходных



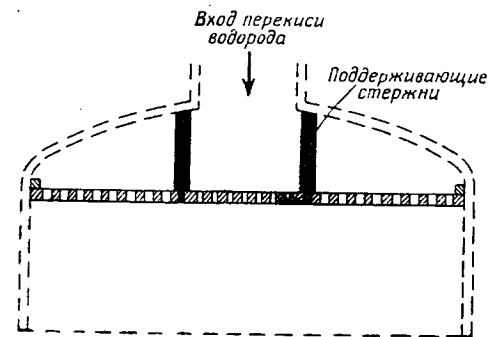
Ф и г. 11. Значение идеальной удельной тяги P_1 (сек) в зависимости от высоты при применении 100%-ной перекиси водорода. Оптимальное расширение от $p_k = 21,1; 42,2$ и $70,3 \text{ at}$ [Bureau of Mines Report, PX-3-107/14, 1953].



Ф и г. 12. Кратко оцененный блок катализатора для работы на 98%-ной перекиси водорода.

отверстий для жидкости в форсуночной пластине, расположенных против входного патрубка, следует уменьшить, чтобы скорректировать распределение потока жидкости. Типичная форсуночная пластина показана на фиг.13. Рекомендуется вводить поправку на скорость жидкости в подводящей линии для всех ракетных двигателей или газогенераторов, работающих на перекиси водорода, с блоками катализатора диаметром 38 мм и более в случае работы с удельной нагрузкой $1,4 \text{ кг/см}^2 \cdot \text{мин}$ или если скорость жидкости более $2,4-3 \text{ м/сек}$.

Вследствие значительного коэффициента расширения при нагревании блока катализатора тонкая форсуночная головка может быть изогнута и деформирована. Деформированная или изогнутая форсуночная пластина



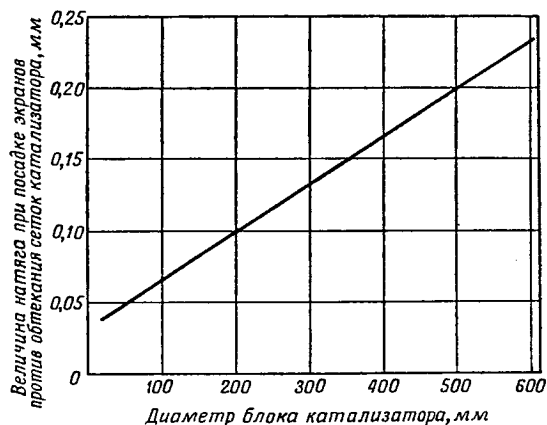
Ф и г. 13. Типичный метод поддержания форсуночной пластины.

может привести к ослаблению блока в течение пуска и к неустойчивой величине давления в камере сгорания. На фиг. 13 показан рекомендуемый способ укрепления форсуночной пластины. В центральной части головки камеры и пластина соединяются между собой тремя — двенадцатью соединительными стержнями. Сетки катализатора следует нарезать в виде кружков требуемого диаметра. Они должны быть без складок, прорезей и других дефектов. Сетки должны иметь стандартные размеры диаметров для возможности использования стандартных штампов. Отверстие под блок корпуса газогенератора, ракетного двигателя или гильзы следует обработать на станке, чтобы получить гарантированную посадку сеток катализатора в корпус с натягом. Отверстие обрабатывается так, чтобы получить натяг $0,05 \text{ мм}$ для блока диаметром $19-38 \text{ мм}$ и $0,25 \text{ мм}$ для блока диаметром от 250 до 600 мм .

Серебряные сетки имеют коэффициент расширения приблизительно в два раза больше, чем нержавеющая сталь, из которой выполнен корпус или гильза [7]. Поэтому когда ракетный двигатель или газогенератор работает, то серебряные сетки имеют относительное расширение примерно в два раза больше, чем корпус. В результате этого серебряные каталитические сетки будут смяты по периферии, что в свою очередь вызовет уменьшение диаметра сеток при их охлаждении. В результате этого образуется зазор между краями сеток и стенками корпуса. Если не перекрыть этот зазор, то во время холодного старта перекись водорода будет проходить мимо блока, что приведет к «влажному» пуску. Для уничтожения этого явления ставятся с натягом кольца из отожженной нержавеющей стали толщиной $0,8 \text{ мм}$. Эти кольца перекрывают щель. На фиг. 14 представлены рекомендуемые значения натяга при установке в отверстие двигателя экранов против обтекания сеток из катализатора.

Эти экраны против обтекания с натягом ставятся поодиночке, первый — в верхней части блока и второй — двадцатью сетками ниже. Если экраны поставить в блок ниже, то они будут отпускаться вследствие воздействия продуктов разложения, имеющих высокую температуру. Это приведет к уменьшению времени работы экрана. На фиг. 8 показаны экраны против обтекания сеток из катализатора, которые правильно установлены в блоке катализатора¹⁾.

Пластина, поддерживающая блок катализатора, должна иметь минимальную толщину, и суммарная площадь отверстий в ней должна иметь минимум 30—35%. Это необходимо для того, чтобы получить на ней небольшой перепад давлений. Поддерживающая пластина должна иметь достаточную



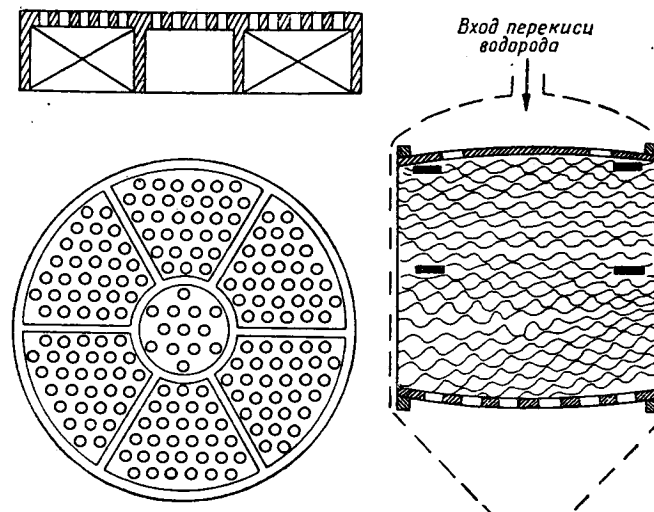
Фиг. 14. Рекомендуемая посадка экрана против обтекания сеток из катализатора в отверстие ракетного двигателя.

прочность, чтобы предотвратить ненормальную деформацию или освобождение блока катализатора, так как в противном случае будет неустойчивое давление в камере сгорания. Эта поддерживающая пластина может быть сделана из перфорированного листа толщиной от 1,8 до 3,2 мм и применена для блока катализатора диаметром до 38 мм. Поддерживающие пластины, применяемые в больших перекисеводородных ракетных двигателях или газогенераторах, должны быть усилены, чтобы предотвратить деформацию при высокой температуре. На фиг. 15 показана конструкция поддерживающих пластин, применяемых в газогенераторах диаметром 100, 200 и 385 мм.

Объем полости над блоком катализатора должен быть минимальным для уменьшения времени наполнения во время пуска и импульса последующего действия при отсечке подачи перекиси водорода. Слишком большой объем также может привести к работе двигателя с неустойчивым давлением в камере сгорания. Слишком малый объем будет препятствовать правильному распределению перекиси водорода по форсуночной пластине. Правильный объем предфорсуночной полости должен быть достаточно большим, чтобы получить правильное распределение перекиси водорода. Чем меньше этот объем, тем меньше время переходного процесса при запуске.

¹⁾ В оригинале ошибочно сделана ссылка на фиг. 7. Имеется противоречие между текстом и фиг. 8 в отношении числа сеток между первым и вторым экранами против обтекания сеток из катализатора. — Прим. ред.

Объем полости под блоком катализатора должен быть минимальным, иначе получится большое время переходного процесса при запуске. Этот объем полости под блоком является менее критическим, чем объем полости



Фиг. 15. Типичная пластина, поддерживающая блок катализатора и рекомендуемая для реакторов большого диаметра.

Фиг. 16. Блок катализатора и сборка блока, выполненные неправильно.

над блоком катализатора. Малые объемы этих полостей рекомендуются для ракетных двигателей, газогенераторов и многих других случаев применения.

Таблица 1

Воспроизводимость действия блока катализатора, работающего на 90%-ной перекиси водорода

Номер опыта	Номер блока катализатора	A_f , мм ²	Давление на входе, ата	P_k , ата	ΔP блока, кг	G , кг/сек	Доля от теоретического значения β , %
1	A-3473-1	19,6	40,0	36,9	20,4	0,0793	99,1
2	A-3473-2	19,6	39,4	36,2	20,4	0,0789	97,5
3	A-3473-3	19,6	39,4	36,2	20,4	0,0748	99,5
4	A-3473-4	19,6	39,4	36,2	20,4	0,0757	99,8
5	A-3473-5	19,6	39,4	36,2	20,4	0,0757	99,8
6	A-3473-6	19,6	39,4	36,2	20,4	0,0762	99,1
7	A-3473-7	19,6	39,5	36,2	21,3	0,0762	99,8
8	A-3473-8	19,6	39,4	36,2	20,4	0,0757	99,8
9	A-3473-9	19,6	39,7	36,2	22,6	0,0757	99,8
10	A-3473-10	19,6	39,7	36,2	22,6	0,0767	99,1

Примечание. Удельная нагрузка блока катализатора 0,845 кг/см²·мин. Каждый блок катализатора до указанных опытов работал по меньшей мере одну минуту при номинальном секундном расходе. Концентрация перекиси водорода 90,2 ± 0,1%.

Если блоки катализатора для разложения перекиси водорода правильно собраны, то они дают хорошую воспроизводимость работы. Если число последовательно расположенных сеток в блоках и нагрузка блоков являются одинаковыми, то характеристики блоков и перепад давлений на них являются также почти одинаковыми (табл. 1).

Испытания показали, что параметры, полученные для блока катализатора диаметром 38 мм, возможно распространить на блок диаметром 385 мм. При этом получается точное совпадение по перепаду давлений на блоке и другим параметрам (табл. 2).

116

Таблица 2

Воспроизводимость действия блоков катализатора, имеющих различный диаметр и работающих на 90%-ной перекиси водорода (удельная нагрузка 1,4 кг/см².мин)

Диаметр катализатора экспериментального ракетного двигателя, мм	Расход 90%-ной перекиси водорода, кг/сек	Давление на входе, ата	p_d , ата	ΔP блока, кг	Доля от теоретического значения β , %
25,4	0,121	36,9	30,9	38,5	95
38,1	0,264	36,6	30,9	36,2	95
387,4 ¹⁾	27,85 ¹⁾	46,0 ¹⁾	40,6 ¹⁾	34,4 ¹⁾	95 ¹⁾

1) Результаты испытания на газогенераторе, поставленном ФМС и работающем на 90%-ной перекиси водорода для установки в 34 600 л. с., предоставлены фирмой «Аэроджет».

Если серебряные сетки, покрытые оксидом самария, защитить от воздействия окружающей среды, могущей причинить повреждение поверхности сеток, то их можно хранить в течение длительного времени. Окислы или сера являются примерами очень вредных сред. Также очень вредными являются пыль или грязь, поскольку поверхность сеток, покрытая ими, становится неактивной.

Сетки, которые хранились в атмосфере азота в запаянных полиэтиленовых мешках, показали удовлетворительную работу после их хранения в течение трех лет. Испытания после более продолжительного времени хранения не проводились.

СБОРКА БЛОКА КАТАЛИЗАТОРА

Каждая сетка должна лежать ровно и должна быть сжата давлением заданной величины. Если каждая сетка правильно поставлена и сжата, то в блоке не должно быть пустот или свободно перемещающихся сеток. Лица, устанавливающие сетки, должны иметь чистые руки, чтобы избежать загрязнение сеток маслом или другими посторонними веществами во время сборки блока. Чтобы быть уверенным в отсутствии пустот в пакете катализатора, экраны против обтекания сеток из катализатора следует установить и подвергнуть такой же величине сжатия, как и сетки катализатора.

На фиг. 16 показан неудачно сконструированный блок катализатора. Следует обратить внимание на изогнутые сетки, поставленные с зазором, экраны против обтекания сеток из катализатора, искривленные форсуночную и поддерживающую пластины и, наконец, неудачно расположенные отверстия в форсуночной пластине.

Правильно сконструированный, изготовленный и собранный блок катализатора, примененный совместно с правильно изготовленными форсуночной

и поддерживающей пластинами, будет удовлетворительно работать в течение продолжительного времени.

НЕИСПРАВНОСТИ

Блок катализатора для разложения перекиси водорода, подобно другим точным деталям оборудования, может в процессе работы иметь много неисправностей, если он не сконструирован или не эксплуатируется надлежащим способом.

Обычными причинами неисправной работы блока являются:

1. Неправильно изготовленный блок катализатора, а именно: ослабленные или поврежденные сетки катализатора, неправильно установленные экраны против обтекания сеток из катализатора и ослабленный блок в целом приведут к неправильной работе.

2. Неправильно расположенные отверстия на форсуночной пластине для подачи перекиси водорода приводят к перегрузке одних участков блока и ослабленной работе других. В результате этого может иметь место неполное разложение перекиси водорода.

3. Если форсуночная или поддерживающая пластины не подкрепляются надлежащим способом, то они могут деформироваться. Эта деформация приведет к ослаблению блока и неустойчивой величине давления в камере сгорания.

4. Если в подводящей линии для смазывания клапанов или других агрегатов применяется «Флуоролуб» или подобные инертные смазки, то следует принять меры против возможности их попадания в блок катализатора. Если смазка попадет в блок, то она загорится при соприкосновении с горячими продуктами разложения, что приведет к перегоранию или плавлению серебряных сеток.

5. Кусочки тефлона или полиэтилена поджигаются и горят под действием продуктов разложения перекиси водорода с весовой концентрацией от 90 до 99%. В этом случае серебряные сетки блока катализатора плавятся или перегорают. Эти кусочки могут попасть из сальника клапана или других уплотнений.

6. Применение двуокиси углерода в качестве газа для продувки горячей камеры сгорания приводит к дезактивации блока катализатора. Рекомендуется в качестве газа для продувки применять только газообразный азот, выдавливаемый при помощи воды.

7. Если сетки катализатора при составлении блока загрязняются маслом или другими посторонними веществами, то получится неправильное разложение перекиси водорода и возможно плавление или перегорание сеток.

В общем блок катализатора должен изготавливаться и храниться так, чтобы избежать его загрязнения и порчи.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Перекись водорода, имеющая весовую концентрацию от 70 до 99%, может быть разложена с получением смеси перегретого газообразного кислорода и водяных паров с выделением теплоты. Перекись водорода может разлагаться посредством жидкого катализатора. Однако вследствие обширного применения рекомендуется твердый катализатор, состоящий из серебряных сеток, покрытых оксидом самария.

Надежные конструкции катализатора были созданы для многих случаев применения: в ракетных двигателях, газогенераторах, источниках тепла, источниках газообразного кислорода, источниках горячего парагаза [8].

Блок катализатора для разложения перекиси водорода является прецизионной частью оборудования. Его следует правильно сконструировать, изготовить и эксплуатировать, чтобы получить надежную работу.

Л И Т Е Р А Т У Р А

1. Allen N. P., The Effect of Pressure on the Liberation of Gases from Metals, *J. Inst. Met.*, 49, 317—346 (1932).
2. Brinkley S. R., Jr., Smith R. W., Jr., Edwards H. E., Performance Calculations of H_2O_2 as a Monopropellant, Bureau of Mines Rep. PX3-107/14, 1953.
3. Dierdorff L., Adiabatic Decomposition Temperature Variation with H_2O_2 Feed Temperature, Princeton Res. Lab FMC, 1958.
4. Саттон Д., Ракетные двигатели, II изд., гл. 1, уравнение (1—8), ИЛ, 1952.
5. High Strength Hydrogen Peroxide Monopropellant and Bipropellant Performance Data, Bull. № 107, Becco Chemical Division, Buffalo, FMC N. Y., 1959.
6. Tschinkel J. G., Calculation of a Mollier Diagram for the Decomposition Products of Aqueous Hydrogen Peroxide Solutions of 90% Weight Per Cent H_2O_2 Content, *Jet Propulsion*, 26, № 7, Part V, July 1956.
7. Hudson R. G., The Engineers Manual John Wiley and Sons N. Y., 1944, p. 315.
8. Hydrogen Peroxide Gas Generators and Rocket Motors, Bull. № 110, Becco Chemical Division Buffalo, FMC N. Y., 1960.

Ракетные двигатели с регулируемой тягой

М. Кардалло, Ф. Хикерсон

Ракетный двигатель с регулируемой тягой находил применение почти во всех фазах развития ракетной техники. Исследование работы таких двигателей проводилось начиная с конца 30-х годов.

Данная работа содержит как теоретические, так и экспериментальные исследования в этой области.

Анализ показывает, что постоянство давления газа в камере сгорания ракетных двигателей при их дросселировании можно обеспечить только в случае, когда отношение площади критического сечения сопла к общей площади проходных сечений форсунок является постоянным.

NARTS¹⁾ исследовала различные методы дросселирования. Эти методы включали дросселирование путем изменения площади критического сечения сопла, проходных сечений форсунок или одновременным изменением обеих этих площадей.

Испытания по дросселированию двигателя изменением общей площади проходного сечения форсунок, проведенные на топливе выгнбированная красная дымящая азотная кислота+аммиак, показали, что давление газа в камере сгорания при дросселировании падает по линейному закону. При уменьшении критического сечения сопла давление газа в камере сгорания возрастает.

В ракетных двигателях, в которых одновременно изменялись общая площадь проходных сечений форсунок и критическое сечение сопла, при дросселировании поддерживалось относительно постоянное давление газа в камере сгорания.

Также были испытаны форсуноки различных конструкций. Проведены испытания ракетного двигателя, работающего на топливе перекись водорода+углеводородное горючее JP-5. Давление газа в камере сгорания этого двигателя во всем диапазоне дросселирования увеличивалось лишь на 4%.

В заключение необходимо отметить, что ракетный двигатель с одновременным изменением площади критического сечения сопла и общей площади проходных сечений топливных форсунок является единственным типом ракетного двигателя, в котором возможно при дросселировании сохранить постоянное давление газа в камере сгорания. Можно заранее сказать, что в условиях вакуума удельная тяга этого двигателя при дросселировании должна возрастать, если давление газа в камере сгорания сохраняется неизменным.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

- A — площадь, $см^2$;
 C_d — коэффициент форсунки;
 K_h — коэффициент тяги сопла;
 β — $p_h A_t / G$ — удельный импульс давления газа в камере сгорания, $сек$;
 F — тяга, $кг$;
 P_1 — удельная тяга, $сек$;
 κ — отношение удельных теплоемкостей²⁾;
 N_p — константа топлива;
 k_1 — весовой коэффициент соотношения компонентов ракетного топлива;
 p — давление, $кг/см^2$;

¹⁾ См. примечание на стр. 381.

²⁾ Адиабатический процесс расширения продуктов сгорания в сопле ракетного двигателя при наличии рекомбинации компонентов продуктов сгорания достаточно хорошо описывается уравнением $p_h v_h^\kappa = p_a v_a^\kappa = \text{const}$, где v — удельный объем газа. Здесь κ не равно отношению удельных теплоемкостей. — Прим. ред.

u — средняя скорость впрыска топлива, см/сек;
 G — суммарный весовой секундный расход топлива, кг/сек;
 γ — удельный вес топлива, кг/см³.

ИНДЕКСЫ

a — выход;
 f — горючее;
 i — форсунка;
 t — критическое сечение сопла;
 k — камера сгорания;
 $*$ — максимальное значение тяги.

ВВЕДЕНИЕ

Ракетный двигатель с регулируемой тягой представляет весьма большой интерес со многих точек зрения. Диапазон использования ракетных двигателей с «управляемой тягой» начинается от воздушных и земных ракетных снарядов и кончается лунниками и другими ракетными кораблями с мягким приземлением. В общем, двигатели с регулируемой тягой применяются в любой области использования ракетного двигателя [1—4].

Немцы в конце 30-х — начале 40-х годов были одними из первых, кто сумел реализовать потенциальные возможности двигателей с регулируемой тягой [5]. Они успешно исследовали несколько моделей в рабочих условиях. В последние годы в Германии и за ее пределами было исследовано много типов двигателей с изменением тяги [6—12]. Все эти работы были направлены на усовершенствование метода регулирования тяги, который бы обеспечил наибольший диапазон изменения тяги без ухудшения характеристик двигателя.

Цель этой работы имеет двойной характер: во-первых, проанализировать различные типы двигателей с регулируемой тягой и, во-вторых, обобщить экспериментальные результаты, полученные на некоторых типах дросселируемых двигателей NARTS в течение последних шести лет.

Возможные методы регулирования тяги двигателей могут быть разбиты на три следующие основные категории:

1. Ступенчатое изменение тяги: для получения различных значений тяги в работу включаются несколько двигателей.

2. Дросселирование подачи топлива: изменение расхода топлива посредством дросселирующих клапанов или регулированием числа оборотов крыльчаток насосов и т. д.

3. Дросселирование двигателя:

- изменением общей площади проходных сечений форсунок,
- изменением площади критического сечения сопла,
- изменением площади выходного сечения сопла,
- совместным изменением общей площади проходных сечений форсунок и критического сечения сопла.

Все эти методы, исключая вариант с изменением площади выходного сечения сопла, были испытаны и оказались пригодными в определенных условиях. В ряде двигателей используются одновременно несколько упомянутых методов дросселирования. Немецкий двигатель Me-163 имел две камеры сгорания, из которых большая могла почти непрерывно изменять тягу от 100 до 15% максимальной величины. Это достигалось с помощью трех групп форсунок, каждую из которых можно было перекрыть при необходимости и каждая из которых имела определенный диапазон изменения расхода [1,10].

В табл. 1 представлены ракетные двигатели с регулируемой тягой. В ней не представлено большое количество закрытых работ.

Таблица 1

Ракетные двигатели с регулируемой тягой

Метод	Двигатель	Источник
Ступенчатое изменение тяги	Me-163 (Германия, начало 40-х годов)	[1]
	RM6000-4C (конец 40-х годов)	[4]
	S.E.P.R.-481 (Франция, 50-е годы)	[6]
Дросселирование величины секундного расхода топлива	BMW 109-448 (Германия, начало 40-х годов)	[10]
	BMW 109-510 (Германия, начало 40-х годов)	[40]
	V-2 (Германия, 40-е годы)	[40]
	AR-2 (YLR-42, Германия, конец 50-х годов)	[9] [12]
	Скример (Англия, 50-е годы)	[5] [8]
Дросселирование двигателя:		
а) изменением общей площади проходных сечений форсунок	Вальтер 109-509 (Германия, 40-е годы)	[10]
	NARTS (1956) NOTS 1) (1959)	[3, 4] [10]
б) изменением площади критического сечения сопла	BMW 109-558 (Германия, 40-е годы)	[10]
в) изменением площади выходного сечения сопла	NARTS (1954)	
г) комбинацией изменения общей площади проходных сечений форсунок и критического сечения сопла	Нет	
	NARTS (1956—1959)	

1) Naval Ordnance Test Station — Испытательная станция управления вооружения военно-морских сил США.

АНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ

Нит [13] и некоторые другие исследователи [2, 5, 11, 14] произвели различные качественные анализы схем ракетных двигателей с регулируемой тягой. Гор и Карол [15] исследовали вопрос работы топливных насосов для двигателей с регулируемой тягой. Баррер и сотр. [16] недавно представили некоторые частные количественные результаты по данному вопросу. Однако до сих пор не получены основные уравнения, определяющие важнейшие параметры двигателя.

В настоящем исследовании представлен метод определения параметров двигателя при различных способах дросселирования.

Вначале рассматривается двигатель, работающий на жидком двухкомпонентном ракетном топливе при постоянном коэффициенте соотношения компонентов ракетного топлива. Это аналитическое исследование можно также применить для однокомпонентного топлива, так как в этом случае соотношение компонентов является фиксированным.

Давление газа в камере сгорания p_k ракетного двигателя определяется уравнением

$$p_k = \frac{G\beta}{A_t}, \quad (1)$$

где весовой секундный расход топлива G может быть найден из соотношения

$$G = \gamma_i A_i u. \quad (2)$$

Средняя скорость впрыскиваемой жидкости u определяется по формуле

$$u = C_d \left(2g \frac{\Delta p}{\gamma_i} \right)^{1/2}. \quad (3)$$

Средний перепад давления на форсунках определяется по уравнению

$$\Delta p = p_i - p_k.$$

Обозначим

$$\alpha = 2gC_d^2 \gamma_i \quad (\text{кг/см}^2 \cdot \text{сек}^2),$$

$$\varepsilon = \alpha\beta \quad (\text{кг/см}^2 \cdot \text{сек}),$$

$$\delta = \alpha p_i \quad (\text{кг}^2/\text{см}^4 \cdot \text{сек}^2).$$

Подставляя уравнения (1) и (2) в уравнение (3), получаем квадратное уравнение

$$G^2 + \varepsilon \frac{A_i^2}{A_t} G - A_i^2 \delta = 0. \quad (4)$$

Решая уравнение (4) относительно G , находим

$$G = \frac{\varepsilon}{2} A_i \left\{ \left[\left(\frac{A_i}{A_t} \right)^2 + N_p \right]^{1/2} - \frac{A_i}{A_t} \right\}, \quad (5)$$

где

$$N_p = \frac{2p_i}{g\beta^2 C_d^2 \gamma_i}.$$

В табл. 2 представлены значения параметра p_i/N_p для различных обычных ракетных топлив ($C_d = 0,7$). Подставляя значение G в уравнение (1), получим

$$\frac{p_k}{p_i} = \frac{2}{N_p} \frac{A_i}{A_t} \left\{ \left[\left(\frac{A_i}{A_t} \right)^2 + N_p \right]^{1/2} - \frac{A_i}{A_t} \right\}. \quad (6)$$

В случае двухкомпонентного топлива при переменном значении весового коэффициента соотношения компонентов k_1 уравнение (6) может быть записано в виде

$$\frac{p_k}{p_{i,f}} = \frac{2}{N_{p,f}} \frac{A_{i,f}}{A_t} \left\{ \left[\left(\frac{A_{i,f}}{A_t} \right)^2 + N_{p,f} \right]^{1/2} - \frac{A_{i,f}}{A_t} \right\},$$

где $p_{i,f}$ — давление горючего перед форсунками, $A_{i,f}$ — общая площадь проходных сечений форсунок горючего, а $N_{p,f}$ — число, называемое в дальнейшем «константой горючего», определяется так:

$$N_{p,f} = \frac{2p_{i,f}}{g\beta^2 C_d^2 \gamma_f (k_1 + 1)^2}.$$

Уравнение (6) графически представлено на фиг. 1 для различных значений констант топлива. Легко видеть, что если при дросселировании двигателя отношение A_i/A_t не остается постоянным, то давление газа в камере

Таблица 2
Отношения давления перед форсунками p_i к константе топлива N_p для различных топлив 1, 2)

Окислитель	Горючее	p_i/N_p , кг/см ²
Ингибированная красная дымящая азотная кислота	Несимметричный диметилгидразин	8,72·10 ³
	Углеводородное горючее JP-X	8,72·10 ³
	Гидразин	9,63·10 ³
	Водный 92,5%-ный раствор этилового спирта	7,66·10 ³
	ТМВ-1,3-D	8,65·10 ³
	Монометилгидразин	9,07·10 ³
Водный 90%-ный раствор перекиси водорода	Хайдайн	8,86·10 ³
	ТМА	8,01·10 ³
	Несимметричный диметилгидразин	8,37·10 ³
	Углеводородное горючее RP-1	8,23·10 ³
	Гидразин	8,86·10 ³
	ТМВ-1,3-D	8,37·10 ³
Водный 92,5%-ный раствор этилового спирта	Монометилгидразин	7,66·10 ³
	Гидразин	7,66·10 ³
Водный 90%-ный раствор перекиси водорода	Несимметричный диметилгидразин	8,93·10 ³
	Углеводородное горючее RP-1	9,07·10 ³
Фтор	Гидразин	9,77·10 ³
	Аммиак	13,64·10 ³
	Водород	7,31·10 ³
Четырехокись азота	Гидразин	15,89·10 ³
	Несимметричный диметилгидразин	8,65·10 ³
	Углеводородное горючее RP-1	8,23·10 ³
	Гидразин	7,80·10 ³
	ТМВ-1,3-D	8,58·10 ³
	Монометилгидразин	9,07·10 ³
	Хайдайн	8,79·10 ³
Водный 92,5%-ный раствор этилового спирта	7,45·10 ³	
Трехфтористый хлор	Несимметричный диметилгидразин	9,98·10 ³
	Гидразин	12,37·10 ³
	Монометилгидразин	10,90·10 ³
Пятифтористый бром	Гидразин	10,48·10 ³

Продолжение табл. 2

Окислитель	Горючее	P_1/N_{P_1} кг/см ²
Кислород	Углеводородное горючее RP-1	8,23·10 ³
	Аммиак	7,10·10 ³
	Водный 92,5%-ный раствор этилового спирта	7,24·10 ³
	Гидразин	9,63·10 ³
	Водород	4,15·10 ³
	Хайдайн	8,58·10 ³
	ТМВ-1,3-D	8,23·10 ³
	Несимметричный диметилгидразин	8,51·10 ³

1) Определено по значениям β из [17, 18], вычисленным в предположении, что в сопле ракетного двигателя имеет место химически равновесное истечение.

2) Ингибированная красная дымящая азотная кислота — смесь азотной кислоты и четырехоксида азота с добавкой ингибитора. Углеводородные горючие JP-X и RP-1 являются горючими типа керосина. Горючее хайдайн — смесь 60% (по весу) несимметричного диметилгидразина и 40% диэтилентриамина. — Прим. ред.

сгорания будет изменяться. Изменения значений β и k_1 оказывают значительно меньшее влияние на давление газа в камере сгорания, чем изменение отношения площадей A_t/A_i .

Тяга двигателя определяется из соотношения

$$F = K_h G \beta,$$

где коэффициент тяги сопла K_h равен¹⁾:

$$K_h = \left[\frac{2x^2}{x-1} \left(\frac{2}{x+1} \right)^{\frac{x+1}{x-1}} \right]^{1/2} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{x-1}{x}} \right]^{1/2} + \left(\frac{p_a}{p_k} - \frac{p_h}{p_k} \right) \frac{A_a}{A_t}$$

Так как отношение давлений p_a/p_k является неявной функцией отношения площадей A_t/A_a , то, следовательно, и тяга выражается неявным образом через это отношение площадей:

$$F = f \left(\frac{A_t}{A_i}, \frac{A_a}{A_i} \right).$$

Это положение также относится к удельной тяге P_1 . На фиг. 2 представлено влияние дросселирования двигателя на удельную тягу в пустоте.

Пределы дросселирования любого двигателя ограничены следующими условиями:

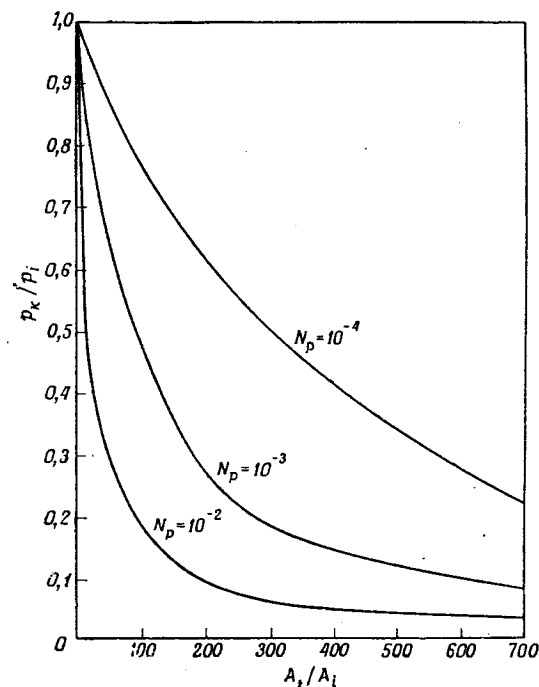
1. Возможностью охлаждения.
2. Располагаемым давлением компонентов топлива перед форсунками.
3. Отрывом потока газа от стенок в сопле.
4. Неустойчивостью процесса горения.

1) Здесь p_h — внешнее давление. — Прим. ред.

Возможность охлаждения является наиболее важным из этих ограничений, так как с ней приходится иметь дело во всех схемах дросселирования двигателя, в то время как остальные факторы могут оказывать влияние лишь в некоторых схемах. Величина, на которую можно дросселировать любой регенеративно охлаждаемый двигатель, является функцией увеличения подогрева охлаждающего компонента, вызванного уменьшением тяги. Этот вопрос рассмотрен Лерером [2], Нитом [13] и др. Секундный расход компонента топлива, идущего для охлаждения регенеративно охлаждаемых ракетных двигателей с регулируемой тягой, падает при уменьшении тяги быстрее, чем количество тепла, передаваемое этому компоненту. Эта задача об охлаждении дросселируемого двигателя не является непреодолимой и может быть решена путем:

1. Ухудшения характеристик двигателя (изменением коэффициента соотношения компонентов топлива) на режимах дросселирования, приводящего к уменьшению температуры газа в камере сгорания.

2. Применения пленочного охлаждения, в частности с подачей компонента топлива через пористую стенку.

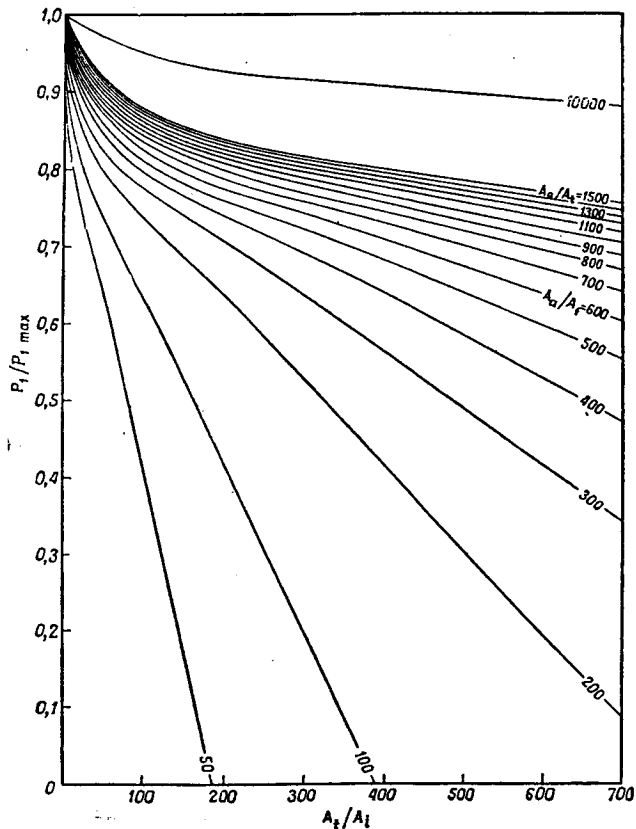


Фиг. 1. Влияние дросселирования на отношение давлений.

3. Применения жаропрочных материалов или жаропрочных покрытий для сопел и камер сгорания.

4. Применения охлаждающего компонента при критическом или сверхкритическом давлениях.

5. Конструирования двигателя так, чтобы он регенеративно охлаждался при малом значении тяги (малом расходе топлива) с применением байпас-



Ф и г. 2. Зависимость величины относительной удельной тяги от параметров дросселирования.
Предположения: $p_h = 0$; $\kappa = 1,2$; $\beta = \text{const}$.

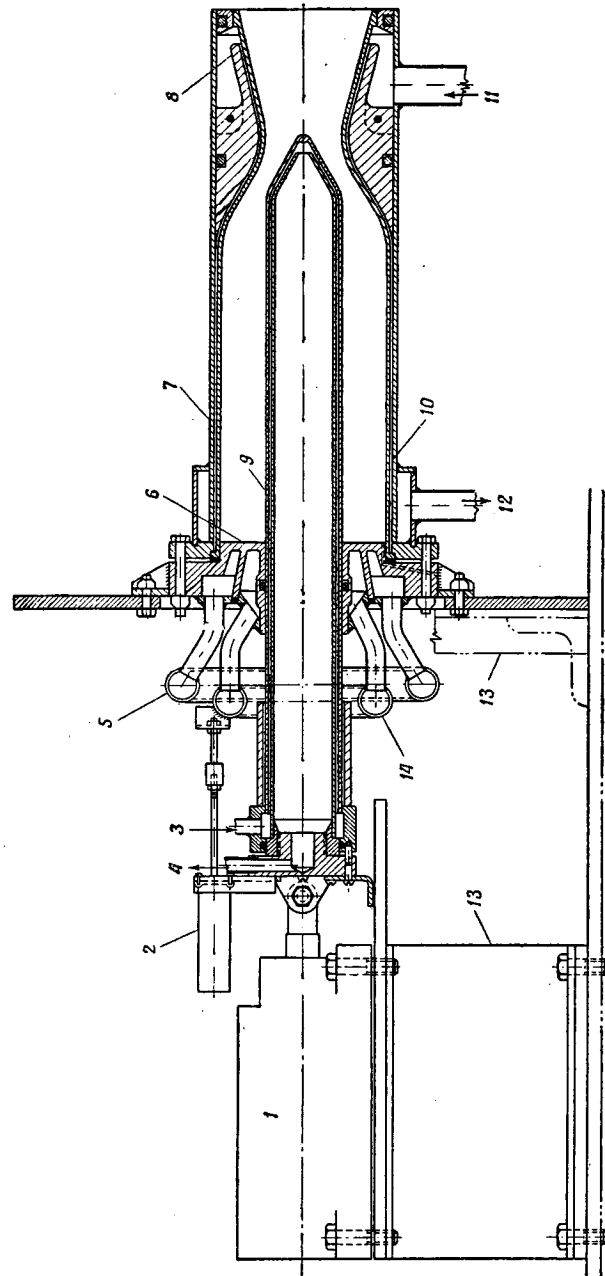
сирования топлива непосредственно на вход в форсунки при больших значениях тяги.

Все эти решения делают двигатель более тяжелым и сложным. Поэтому необходимо находить оптимальное решение между величиной степени дросселирования и усложнением конструкции.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

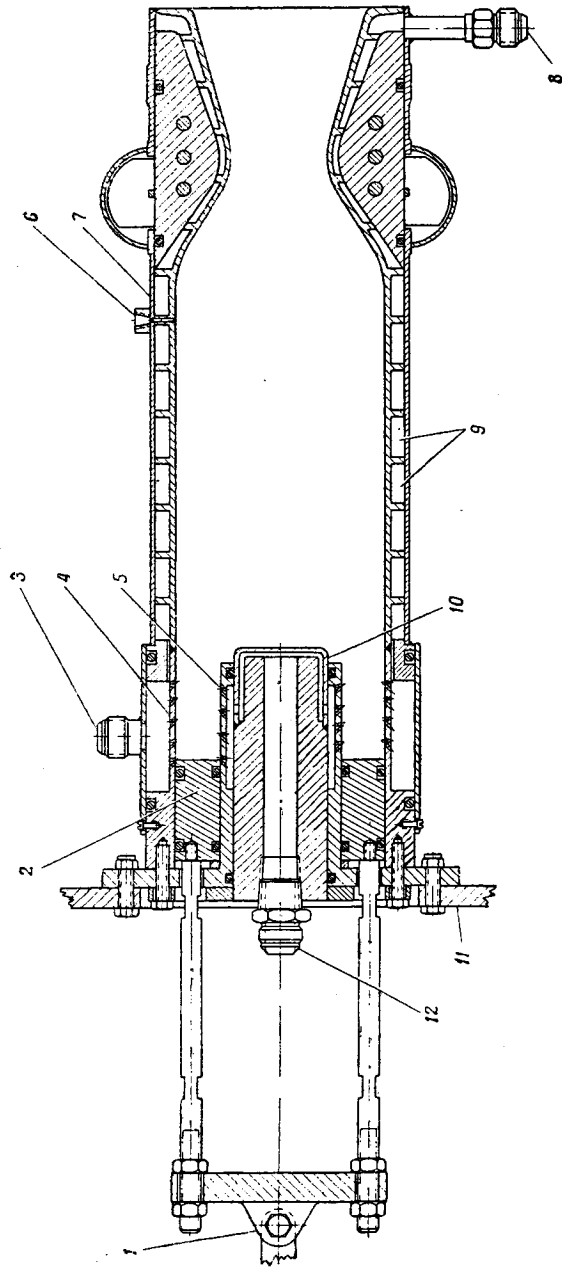
В апреле 1954 г. NARTS начала работу по исследованию различных методов изменения тяги жидкостных ракетных двигателей. В последующие годы были исследованы три следующих метода дросселирования ракетных двигателей:

1. Дросселирование путем изменения площади критического сечения сопла.



Ф и г. 3. Ракетный двигатель с тягой, регулируемой путем изменения площади критического сечения сопла.

1 — топливо; 2 — индукционная камера; 3 — камера сгорания; 4 — амбразура; 5 — охлаждающая вода; 6 — охлаждающая вода; 7 — охлаждающая вода; 8 — охлаждающая вода; 9 — охлаждающая вода; 10 — охлаждающая вода; 11 — охлаждающая вода; 12 — охлаждающая вода; 13 — охлаждающая вода; 14 — охлаждающая вода.

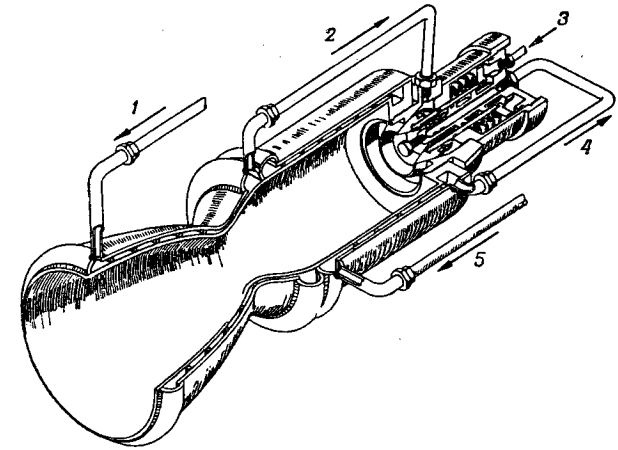


Ф и г. 4. Ракетный двигатель с тягой, регулируемой путем изменения суммарной площади сечения форсунок. Топливо — нитропропанная красная дымчатая азотная кислота + аммиак; охлаждение водой. (На схеме показано, что камера двигателя сгорания находится в положении, соответствующем максимальной тяге). 1 — подвод окислителя; 2 — отвод окислителя; 3 — подвод жидкости в гидравлический привод; 4 — отвод горючего; 5 — подвижный золотник; 6 — корпус золотника; 7 — камера сгорания; 8 — камера двигателя 38ALDW фирмы «Аэроджет»; 9 — подвод горючего; 10 — спиральные каналы, служащие для охлаждения камеры двигателя; 11 — подводящий окислителя; 12 — подвод окислителя.

2. Дросселирование путем изменения общей площади проходных сечений топливных форсунок.
 3. Дросселирование при помощи комбинации этих двух методов.
- Все эксперименты были проведены на приспособленной для этой цели камере устаревшего ракетного двигателя 38ALDW фирмы «Аэроджет».

Двигатели

Первый исследуемый метод дросселирования двигателя представлял собой изменение тяги путем уменьшения площади критического сечения сопла с помощью иглы. Немцы в начале 40-х годов применили этот метод



Ф и г. 5. Ракетный двигатель с тягой, регулируемой путем изменения суммарной площади проходных сечений форсунок, выполненный в NOTS. 1 — подвод окислителя; 2 — отвод окислителя; 3 — подвод жидкости в гидравлический привод; 4 — отвод горючего; 5 — подвод горючего.

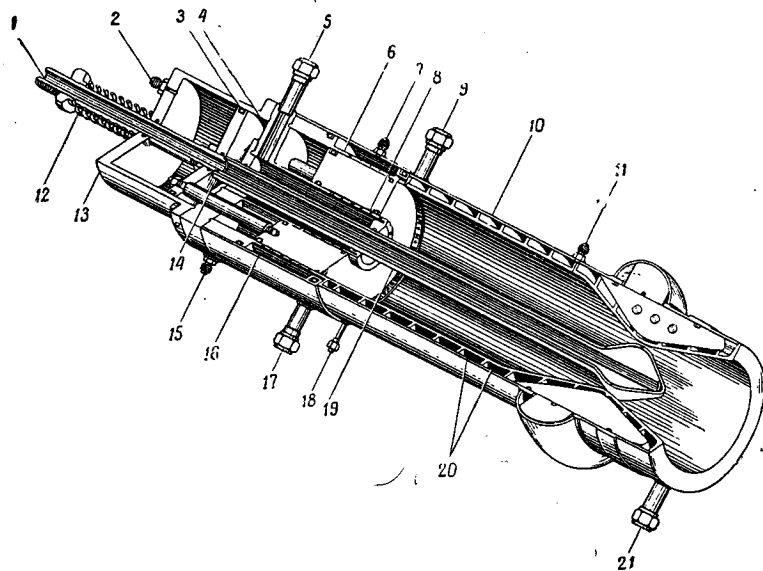
в снаряде Шметтерлинг, в котором был установлен двигатель с регулируемой тягой BMW-109-558 [10]. Этот двигатель дросселировался с помощью двух плоских створок, вдвигавшихся внутрь сопла.

В NARTS было решено сначала производить изменение тяги двигателя путем введения в сопло симметричного штыря (иглы). На фиг. 3 показан продольный разрез одного из дросселируемых двигателей, прошедшего испытания.

В двигателе с регулируемой тягой для изменения общей площади проходных сечений форсунок применялся подвижный золотник, перекрывавший ряд отверстий форсунок. Этот двигатель показан на фиг. 4. NOTS также построила и испытала двигатель, дросселируемый с помощью изменения общей площади проходных сечений форсунок. NOTS применила цилиндрический кольцевой клапан, который показан на фиг. 5 [3, 4].

Эти приспособления для дросселирования двигателя при помощи изменения или критического сечения сопла, или общей площади проходных сечений форсунок были скомбинированы при создании двигателя, который мог бы сохранять при дросселировании относительно постоянное давление газа в камере сгорания. Двигатель был спроектирован таким образом, что при дросселировании параметр A_1/A_2 оставался постоянным в большом диапа-

зоне изменения тяги. На фиг. 6 показан разрез двигателя окончательного варианта, который был изготовлен и испытан. Изменение и поддержание



Фиг. 6. Ракетный двигатель с тягой, регулируемой путем изменения общей площади проходных сечений форсунок и площади критического сечения сопла.

Топливо — ингибированная красная дымящая азотная кислота + аммиак; регенеративное охлаждение.

1 — подвод охладителя к игле; 2 — вход рабочего тела, находящегося под давлением, управляющего положением дросселирующих органов; 3 — поршень привода дросселирующих органов; 4 — выходное отверстие охладителя; 5 — подвод горючего; 6 — форсунка окислителя; 7 — штуцер замера давления перед форсункой окислителя; 8 — форсунка горючего; 9 — выход охладителя из рубашки; 10 — камера сгорания; 11 — штуцер замера давления газа в камере сгорания; 12 — пружины для возвращения золотника и иглы; 13 — цилиндр привода, управляющего положением дросселирующих органов; 14 — отвод охладителя иглы; 15 — штуцер замера давления перед форсункой горючего; 16 — золотник, дросселирующий форсунки; 17 — подвод окислителя; 18 — отвод охладителя; 19 — игла, меняющая площадь критического сечения сопла; 20 — спиральные каналы, служащие для охлаждения камеры сгорания; 21 — подвод охладителя в рубашку.

желаемой величины тяги выполняется посредством управляющего гидродавления, действующего на поршень привода дросселирующих органов.

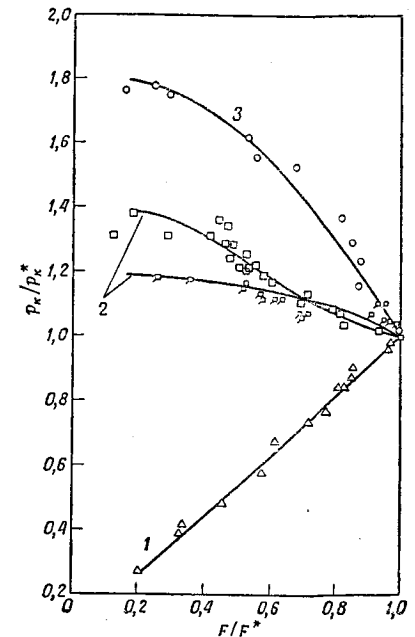
Характеристики

Три двигателя с регулируемой тягой, прошедшие испытания, работали на топливе ингибированная красная дымящая азотная кислота (14% N_2O_4) + аммиак. Двигатели, в которых изменялась либо площадь критического сечения сопла, либо общая площадь проходных сечений форсунок, охлаждались водой. Третий двигатель (с постоянным давлением газа в камере сгорания) имел регенеративное охлаждение. Игла охлаждалась окислителем, камера — горючим. Такое охлаждение было предусмотрено потому, что через рубашку первоначального двигателя фирмы «Аэроджет» нельзя было пропускать кислоту.

На фиг. 7 представлено влияние дросселирования экспериментальных двигателей на величину давления газа в камере сгорания p_k/p_k^* . Легко видеть, что для случая двигателя с изменением общей площади проходных сечений форсунок давление газа в камере сгорания является линейной функцией тяги; это положение было предсказано в работе [16].

Давление газа в камере сгорания двигателя с переменной площадью критического сечения сопла возросло на 80% по сравнению с давлением газа при максимальной тяге; это положение было также предсказано заранее.

В первоначальной серии опытов с камерой двигателя, в которой изменялись как площадь критического сечения сопла, так и общая площадь проходных сечений форсунок, давление газа в камере сгорания возросло



Фиг. 7. Влияние дросселирования на давление газа в камере сгорания различных типов ракетных двигателей с регулируемой тягой.

$P_{ном} = 815 \text{ кг}$.

1 — изменение общей площади проходных сечений форсунок; 2 — изменение общей площади проходных сечений форсунок и площади критического сечения сопла; 3 — изменение критического сечения сопла.

○ — точки, относящиеся к изменению площади критического сечения сопла (красная дымящая азотная кислота + аммиак); △ — изменение общей площади форсунок (красная дымящая азотная кислота + аммиак); □ — изменение площади критического сечения сопла и общей площади форсунок (красная дымящая азотная кислота + аммиак), охлаждение регенеративное; ◻ — изменение площади критического сечения сопла и общей площади форсунок (перекись водорода + углеводородное горючее JP-6).

на 38% во всем диапазоне изменения тяги. Наличие этого возрастания давления обусловлено главным образом несоблюдением постоянства отношения A_2/A_1 во время дросселирования. При испытаниях более поздней конструкции результаты были несколько улучшены.

Влияние дросселирования на удельную тягу двигателя показано на фиг. 8. Отдельные испытанные двигатели можно было дросселировать в следующих диапазонах:

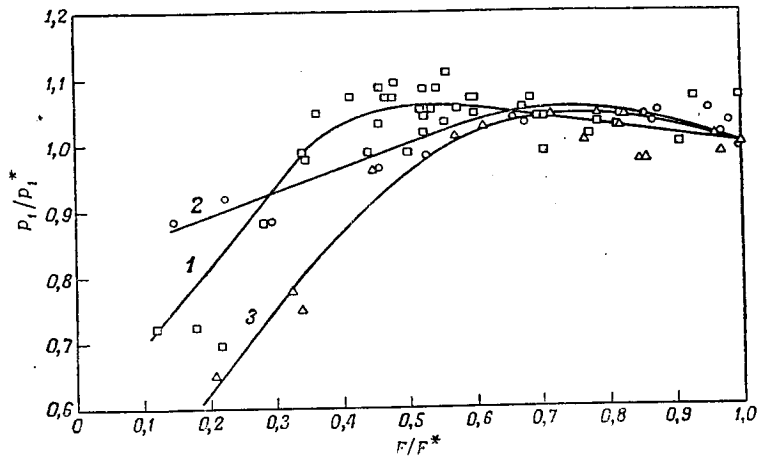
1. Изменением критического сечения сопла (от 100 до 15%).
2. Изменением общей площади проходных сечений форсунок (от 100 до 21%).
3. Одновременным изменением обоих указанных параметров (от 100 до 12%).

Удельная тяга при уменьшении площади критического сечения сопла ракетного двигателя вначале несколько возрастала (на 5%) вследствие возрастания давления газа в камере сгорания, а затем начала падать вследствие уменьшения коэффициента тяги сопла K_d за счет изменения отношения площадей A_2/A_1 .

При уменьшении общей площади проходных сечений форсунок удельная тяга также несколько увеличилась (4,5%), однако это явилось следствием приближения коэффициента соотношения компонентов топлива k_1 к оптимальному значению. На этом двигателе при дальнейшем дросселировании удельная тяга быстро падала. Такое быстрое падение удельной тяги

обусловлено двумя факторами: уменьшением коэффициента тяги сопла (K_n) и ухудшением качества сгорания.

При дросселировании двигателя по третьему типу удельная тяга также вначале несколько возросла (5%) и при дальнейшем дросселировании падала. Возрастание удельной тяги этого двигателя также вызвано приближением коэффициента соотношения компонентов топлива к оптимальному значению. Падение удельной тяги в этом случае имело место благодаря перерасширению газа в сопле (изменению отношения площадей A_c/A_1); в дальнейшем



Ф и г. 8. Экспериментальные результаты исследования различных методов дросселирования.

$P_{ном} = 815$ кг; топливо — красная дымящая азотная кислота — 14% N_2O_4 + аммиак.

1 — изменение общей площади проходных сечений форсунок и площади критического сечения сопла; 2 — изменение площади критического сечения сопла; 3 — изменение площади проходных сечений форсунок.
○ — изменение площади критического сечения сопла ($k_1 = 1,5$); △ — изменение общей площади проходных сечений форсунок ($k_1 = 1,5$); □ — изменение площади критического сечения сопла и общей площади проходных сечений форсунок ($1,5 \leq k_1 \leq 3,0$), охлаждение регенеративное.

характер падения удельной тяги усложняется дополнительно за счет изменения коэффициента соотношения компонентов топлива.

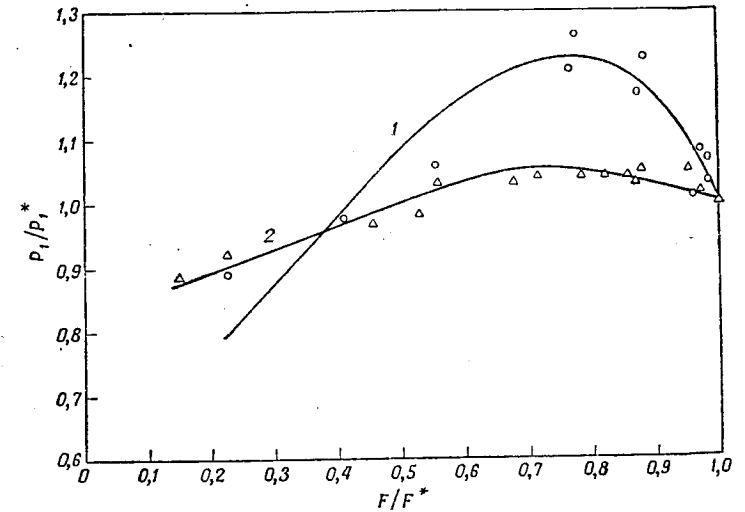
Конструкции форсунок

Влияние характеристик форсунок исследовалось как на двигателе с изменением площади критического сечения сопла, так и на двигателе с совместным изменением общей площади проходных сечений форсунок и площади критического сечения сопла.

На фиг. 9 показаны изменения удельной тяги ракетного двигателя в зависимости от изменения площади критического сечения сопла при применении струйной форсунки с параллельными струями или струйной форсунки с двумя на одну пересекающимися струями¹⁾. Форсункам последнего типа соответствует слабо изменяющаяся кривая удельной тяги во всем диапазоне дросселирования.

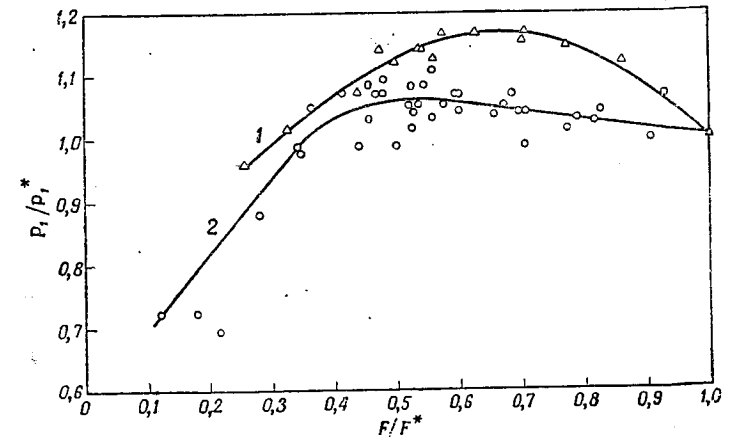
У ракетного двигателя с одновременным изменением общей площади проходных сечений форсунок и критического сечения сопла регулируемая

¹⁾ Тип форсунки, в которой каждые две струи одного компонента пересекаются с одной струей второго компонента. — *Прим. ред.*



Ф и г. 9. Влияние типа форсунки на характеристику ракетного двигателя при изменении площади критического сечения сопла.

$P_{ном} = 815$ кг; топливо — красная дымящая азотная кислота — 14% N_2O_4 + аммиак. Кривая 1 (○) — многоструйная форсунка с параллельными струями ($p_k = 52,7 \pm 3,5$ ата); кривая 2 (△) — многоструйная форсунка с двумя на одну пересекающимися струями ($p_k = 43,2 \pm 2,5$ ата).



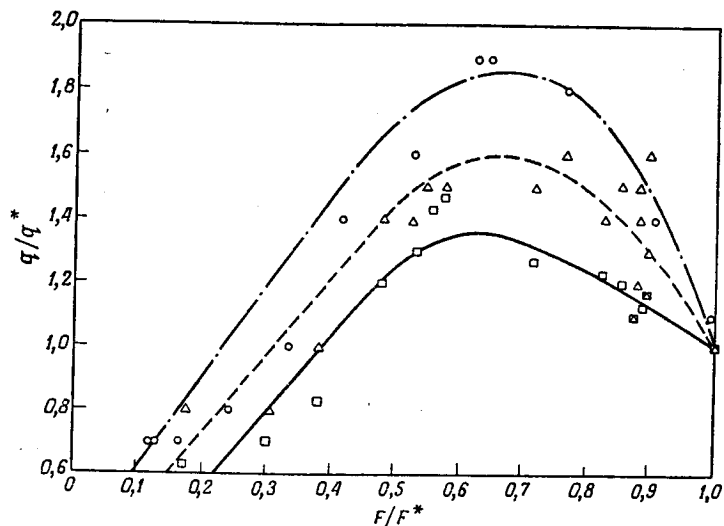
Ф и г. 10. Влияние типа форсунки на характеристику ракетных двигателей при изменении площади проходных сечений форсунок и критического сечения сопла.

$P_{ном} = 815$ кг; топливо — красная дымящая азотная кислота — 14% N_2O_4 + аммиак; $1,5 \leq k_1 \leq 3,0$. Кривая 1 (△) — регулируемая многоструйная форсунка с параллельными струями (двигатель охлаждается водой); кривая 2 (○) — регулируемая многоструйная форсунка с «самопересекающимися» струями (регенеративно охлаждаемый двигатель).

форсунка с «самопересекающимися»¹⁾ струями работает лучше, чем регулируемая форсунка с параллельными струями. Различие удельных тяг ракетных двигателей с этими двумя типами форсунок представлено на фиг. 10.

Теплопередача

Выше указывалось, что охлаждение двигателя при дросселировании, т. е. при уменьшении секундного расхода топлива, становится достаточно сложной проблемой. При испытаниях регенеративно охлаждаемого ракетного двигателя, у которого происходило одновременное изменение общей



Фиг. 11. Изменение удельных тепловых потоков для регенеративно охлаждаемых ракетных двигателей при изменении общей площади проходных сечений форсунок и площади критического сечения сопла.

$R_{ном} = 815$ кг; топливо — красная дымчатая азотная кислота — 14%

N_2O_4 + аммиак; $1,5 \leq k_1 \leq 3,0$.

○ игла охлаждалась окислителем; △ камера сгорания охлаждалась горючим; □ сопло охлаждалось горючим.

площади проходных сечений форсунок и площади критического сечения сопла, были проведены измерения средних удельных тепловых потоков в игле, камере сгорания и сопле. Результаты замеров представлены в безразмерном виде на фиг. 11. Этот ракетный двигатель имел наилучшую характеристику при значении тяги, равном примерно 55% от максимального. Температура газа в камере сгорания была наибольшей вблизи этого режима работы, поэтому на этом режиме удельный тепловой поток увеличился, несмотря на уменьшение секундного расхода газа (более низкий коэффициент теплоотдачи). Падение удельного теплового потока при еще более низком значении тяги обусловлено главным образом уменьшением секундного расхода газа, а также понижением температуры газа в камере сгорания (при удалении от расчетного соотношения компонентов топлива). Средняя температура компонентов, естественно, значительно возрастает, но остается в допустимых пределах.

¹⁾ В форсунках этого типа для лучшего распыления струи компонента топлива пересекаются со струями этого же компонента. — Прим. ред.

Ракетный двигатель с регулируемой тягой, работающий на компонентах перекиси водорода + углеводородное горючее JP-5

Основываясь на результатах работ, которые были проведены на ракетном двигателе, работающем на топливе ингибированная красная дымчатая азотная кислота + аммиак, сконструирован двигатель, работающий на топливе перекись водорода + углеводородное горючее JP-5, который должен иметь лучшие характеристики (постоянное давление газа в камере сгорания). Разрез этого двигателя представлен на фиг. 12. Удельная тяга указанного двигателя приведена на фиг. 13. Этот двигатель выгодно отличается от других тем, что в широком диапазоне тяги его удельная тяга меняется мало (возрастание на 4%) и давление газа в камере сгорания возрастает слабее, чем в рассмотренных ранее двигателях (возрастание на 18%). При самых низких значениях тяги двигатель работал только на перекиси водорода, и эти точки не показаны на фигуре.

Небольшое возрастание давления газа в камере сгорания обусловлено относительно небольшим влиянием изменения соотношения компонентов топлива. Небольшое увеличение удельной тяги происходит как вследствие возрастания давления газа в камере, так и вследствие увеличения характеристической длины (L^*).

Будущие конструкции

На базе проделанной экспериментальной работы были проведены предварительные конструктивные разработки, целью которых являлось обоснование предложений для изготовления действующего ракетного двигателя с регулируемой тягой, имеющего постоянное давление газа в камере сгорания.

На фиг. 14 представлена схема такого двигателя, который, однако, еще не изготовлен.

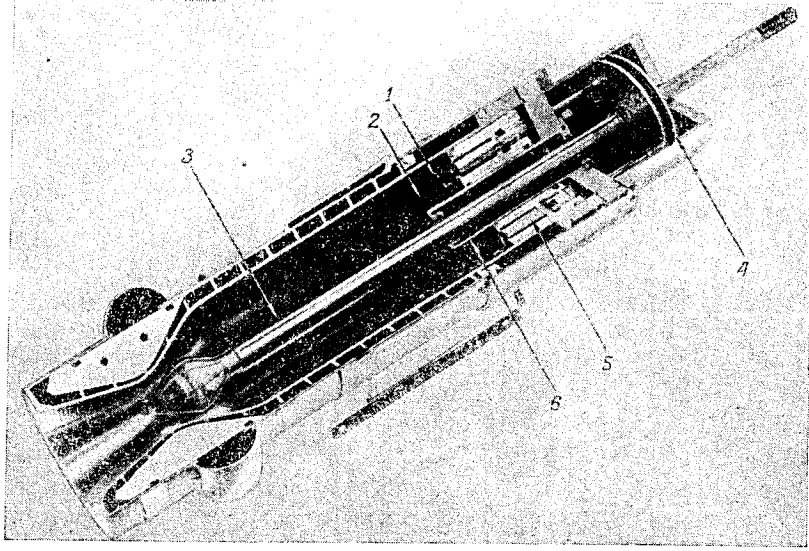
Различными подрядчиками и правительственными учреждениями было рассмотрено много других вариантов и новых проектов. Например, рассматривалась комбинация ракетного двигателя с регулируемой тягой с изэнтропически работающим центральным телом (штырем).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

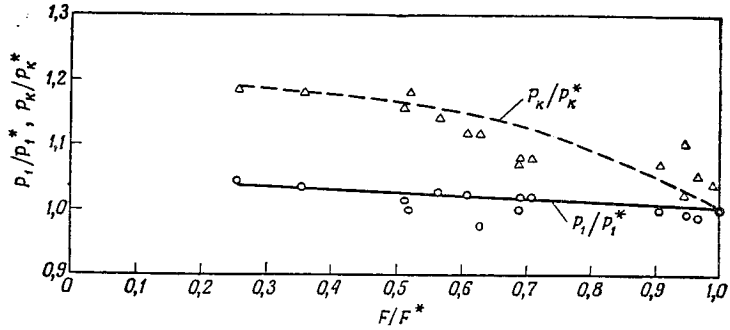
Ракетный двигатель с одновременным изменением общей площади проходных сечений форсунок и площади критического сечения сопла является единственным из числа рассмотренных двигателей с регулируемой тягой, который на режимах дросселирования имеет постоянное давление газа в камере сгорания. Только на этом двигателе возможно получить высокую удельную тягу в большом диапазоне изменения тяги при атмосферных условиях на уровне моря. В условиях вакуума удельная тяга при дросселировании возрастает.

Можно также производить дросселирование в больших пределах и других типов ракетных двигателей с регулируемой тягой. Однако изменение давления газа в камере сгорания является существенным ограничением для применения этих двигателей.

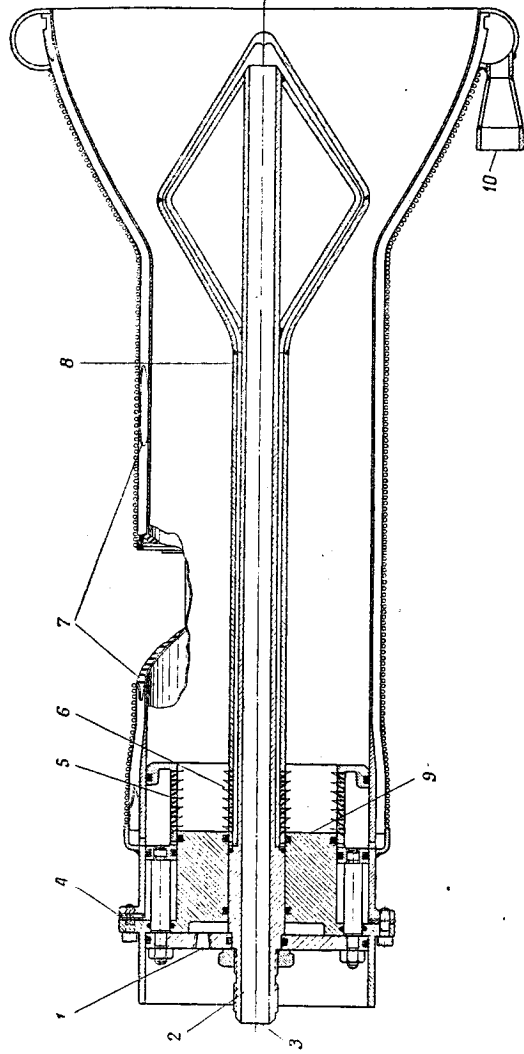
В ракетном двигателе с изменением площади критического сечения сопла для обеспечения приемлемого диапазона дросселирования необходимо иметь высокое давление перед форсунками, что приводит к увеличению веса конструкции. Это справедливо как в условиях вакуума, так и в атмосферных условиях на уровне моря. В условиях межпланетного пространства эта задача несколько облегчается тем, что можно применить двигатель, у которого максимальное значение тяги будет при низком давлении газа в камере сгорания.



Ф и г. 12. Ракетный двигатель с тягой, регулируемой путем изменения общей площади проходных сечений форсунок и площади критического сечения сопла. Ракетный двигатель с регулируемой тягой (NARTS), имеющий тягу 1135 — 225 кг. Двигатель показан в положении, когда тяга равна 1135 кг. Топливо — перекись водорода + углеводородное горючее JR-5; охлаждение водой. — азотник; 2 — форсунка окислителя; 3 — игла; 4 — поршень привода дросселирующих органов; 5 — блок катализатора; 6 — форсунка горючего.



Ф и г. 13. Характеристики ракетного двигателя с изменением общей площади проходных сечений форсунок и площади критического сечения сопла. P_{НОМ} = 1135 кг; топливо — перекись водорода + углеводородное горючее JR-5; 4,2 ≤ k₁ ≤ 5,7.



Ф и г. 14. Предлагаемый проект улучшенного ракетного двигателя с регулируемой тягой (NARTS). Тяга регулируется от 4080 до 910 кг изменением общей площади проходных сечений форсунок и площади критического сечения сопла. Параметры двигателя

<p>Р = 4,08 ± 0,91 т (на высоте 30 км) P_k = 63,3 атм (постоянне) A_d/A_t = 10 (наибольшая тяга) = 45 (наименьшая тяга) L* = 840 мм (наибольшая тяга) = 3810 мм (наименьшая тяга)</p> <p>Тип камеры Сплошная стенка трубчатая, обрешеченная проволокой</p>	<p>Вес камеры 12,2 кг Топливо — красная дымящая азотная кислота + диметилгидразин или тетраэтоксид азота + гидразин. P₁ = 95% теоретического значения; (реакции рекомбинации в сопле приняты заморозенными) СК-234.</p>
--	--

1 — отверстие подвода управляющего рабочего тела; 2 — поршень привода дросселирующих органов; 3 — подвал горючего; 4 — выходные отверстия; 5 — форсунка окислителя; 6 — форсунка горючего; 7 — проход охлаждаителя в камере двигателя; 8 — игла; 9 — блок дроссели; 10 — подвал окислителя.

Падение удельной тяги ракетных двигателей на уровне моря при изменении только общей площади проходных сечений форсунок позволяет применять эти двигатели только в условиях космического пространства. В вакууме этот двигатель будет иметь теоретически постоянное значение удельной тяги, однако вследствие уменьшения давления газа в камере сгорания полнота горения, возможно, будет уменьшаться.

Проблема охлаждения одинаково сложна для всех типов дросселирования двигателей. Эта проблема может быть решена принятием надлежащей конструкции.

Л И Т Е Р А Т У Р А

1. Baxter A. D., The Prospects and Problems of Rocket Propulsion for Aircraft, *J. R. Aer. S.*, 315—332 (1955).
2. Lehrer S., Considerations in the Design of Chemical Rocket Power Plants for Space Applications, J. A. S., 28th Annual Meeting, Paper 60-24, N. Y., Jan. 25—27, 1960.
3. Fulton F. M., Canned Liquid Rocket Engines, *Astronautics*, 4 (10), (1959).
4. Rutkowski E. V., Variable-Thrust Rocket Engines, *Astronautics*, 4 (10), (1959).
5. Allen S., Rocket Engines, *J. R. Aer. S.*, 181—207 (Mar. 1957).
6. Das Raketentriebwerk S. E. P. R.—481, *Weltraumfahrt*, 6—8 (Feb. 1957).
7. Britain's First Variable-Thrust Rocket, *The Aeroplane*, 255—260 (Aug. 1956).
8. Kushnerick J. P., X—15 — The Engine, Aircraft and Missile Mfg, June 1959, p. 20.
9. Rocket Encyclopedia.
10. Venesche T., Quick W. W., Ed., History of German Guided Missile Development, AGARDograph 20, Brunswick, Germany, 1957.
11. Reichel R. H., Liquid Rocket Engine Control, *Missiles and Rockets*, 101—106 (Sept. 1957).
12. Rockets for Manned-Flight, Rocketdyne Publication 516-M, 1959.
13. Neat W. N., The Problem of Variable Thrust, 8th Congress of the Intern. Astronaut. Federation, *The Aeroplane* (Nov. 15, 1957).
14. Steklings K. R., Rocket Throttling: Tricky but not Impossible, *Space/Aero*, 66 (Dec. 1958).
15. Gore M. R., Carrol J. J., Dynamics of a Variable Thrust, Pump Fed, Bipropellant, Liquid Rocket Engine System, *Jet Propulsion*, 27 (1), (1957).
16. Barrere M., Jaumotte A., Fraeys de Veuleke B., Vandenherschue J., Rocket Propulsion, N. Y., 1960.
17. Storable Propellants, Rocketdyne Publication 510-P-2, Jan. 1959.
18. Rocket Engine Propellants, Rocketdyne Publication 505-X, Jan. 1959.

Переходные процессы при запуске ракетных двигателей, работающих на самовоспламеняющемся двухкомпонентном топливе

Дж. Петерсон

В работе приведено аналитическое описание переходных процессов при запуске небольших жидкостных ракетных двигателей при допущении упрощенной модели самовоспламенения двухкомпонентного самовоспламеняющегося топлива. Влияние различных параметров на переходный процесс в двигателе выражено в виде графических зависимостей, представленных в безразмерном виде; аналогично выражена и минимальная величина импульса, получаемого на импульсном ракетном двигателе.

Приведены результаты испытаний ракетных двигателей с тягой 2,3 и 23 кг; испытания проводились в лаборатории фирмы «Томсон Рамо Вулдридж». Сравниваются результаты теоретических и экспериментальных исследований. Приводятся также данные по надежности работы, многократным запускам и величине удельной тяги P_1 импульсного ракетного двигателя, работающего в условиях низкого давления окружающей среды (около 1 мм рт. ст.).

Результаты исследования переходных процессов при запуске жидкостных ракетных двигателей, работающих на самовоспламеняющемся двухкомпонентном топливе, распространены также на ракетные двигатели твердого топлива, с тем чтобы провести сравнение между этими ракетными двигателями.

[ОБОЗНАЧЕНИЯ]

- α — коэффициент пропорциональности в уравнении расхода жидких компонентов топлива через форсунку или в уравнении скорости горения заряда твердого топлива;
- β — коэффициент пропорциональности в уравнении расхода продуктов сгорания через сопло;
- κ — отношение удельных теплоемкостей продуктов сгорания¹⁾;
- γ — удельный вес жидкого или твердого топлива, кг/м³;
- G — вес топлива, использованного в течение времени t [относится к уравнениям (6)—(9), (14)], кг;
- \dot{G}_i — весовой расход топлива в камеру сгорания, кг/сек;
- \dot{G}_t — весовой расход продуктов сгорания из камеры сгорания, кг/сек;
- \dot{G} — весовой расход топлива при установившемся процессе работы, кг/сек;
- A_b — площадь проходного сечения форсунок, м²;
- A_b — площадь поверхности горения, м²;
- A_t — площадь критического сечения сопла, м²;
- μ_i — коэффициент расхода форсунки;
- g — ускорение силы тяжести, м/сек²;
- p — давление газа в камере сгорания, кг/см²;
- p_i — давление подачи компонентов топлива, кг/см²;
- p_h — номинальное давление газа в камере сгорания, кг/см²;
- V_h — объем камеры сгорания, м³;
- L^* — приведенная длина камеры сгорания, м;

¹⁾ См. сноску на стр. 364.

R — газовая постоянная продуктов сгорания, $\text{кгм/кг} \cdot ^\circ\text{К}$;
 T_k — температура продуктов сгорания, $^\circ\text{К}$;
 N_t — безразмерный параметр, пропорциональный времени;
 N_G — безразмерный параметр, пропорциональный весу топлива;
 P — номинальная тяга;
 P_1 — удельная тяга при работе двигателя на уровне моря;
 n — показатель степени в уравнении скорости горения твердого топлива.

ВВЕДЕНИЕ

При управлении положением космического корабля в пространстве следует учитывать возмущающие силы, имеющие довольно широкий спектр. Некоторые из этих возмущающих сил могут быть большими по величине, но короткими по времени воздействия. Однако большая часть этих сил характеризуется небольшой величиной при длительном времени действия. Модулируя время действия противодействующих органов можно препятствовать действию даже очень малых возмущающих сил. При управлении положением ракеты действие угловых возмущающих сил можно нейтрализовать соответствующими импульсами реактивных струй, направленных под углом. Управляющий импульс для выполнения этой задачи может быть получен при помощи простейших рулевых ракетных двигателей, удельная тяга которых согласуется с оптимальной конструкцией камеры двигателя. Размеры камеры двигателя определяются тягой и продолжительностью работы, которые в свою очередь обусловлены требованиями динамики полета ракеты. Меньшие возмущения можно контролировать посредством включения рулевых двигателей на меньшие промежутки времени; в сущности это способ управления при подаче управляющих импульсов с изменением времени их действия.

Двигатели, работающие на самовоспламеняющемся двухкомпонентном топливе, являются идеальными для данного вида управления ракетой; они обладают способностью мгновенного запуска в любых высотных условиях, так как реакция между горючим и окислителем протекает в жидкой фазе или в среде, окружающей ее, где активность реагентов является функцией их температуры и количества окислителя и горючего, внесенных струями компонентов топлива. Один из таких двигателей был разработан и усовершенствован в значительной степени в группе «ТАПКО» лаборатории фирмы «Томсон Рамо Вулдридж».

В начальной стадии нашей программы разработки этих двигателей аналитически исследованы некоторые их параметры, которые являются определяющими при практическом применении двигателей. Нами также проведены испытания импульсных ракетных двигателей с тягой 0,23, 2,3 и 23 кг как в условиях окружающей среды, соответствующей уровню моря, так и в высотных условиях. В настоящей работе приводится часть результатов этих исследований, а также рассмотрение ракетных двигателей твердого топлива как возможных импульсных ракетных двигателей, включая некоторые соображения по поводу их применения.

ХАРАКТЕРИСТИКА ПО ВРЕМЕНИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, РАБОТАЮЩИХ НА САМОВОСПЛАМЕНЯЮЩЕМСЯ ДВУХКОМПОНЕНТНОМ ТЮПЛИВЕ

Повышение давления газа в камере сгорания, а следовательно, и тяги ракетного двигателя прежде всего зависит от аккумуляции продуктов сгорания в камере сгорания. Если предположить, что самовоспламеняющиеся жидкие компоненты при контакте воспламеняются мгновенно, то константа времени повышения давления в камере сгорания непосредственно зависит

от весовых секундных расходов компонентов топлива через форсунки и вытекающего газа из камеры сгорания.

Весовой секундный расход жидкости через форсунку пропорционален квадратному корню из перепада давлений на форсунке¹:

$$\dot{G}_i = A_i \mu_i \sqrt{2g\gamma} \sqrt{p_i - p} = \alpha \sqrt{p_i - p}. \quad (1)$$

Весовой секундный расход газа, вытекающего из сопла ракетного двигателя, прямо пропорционален давлению:

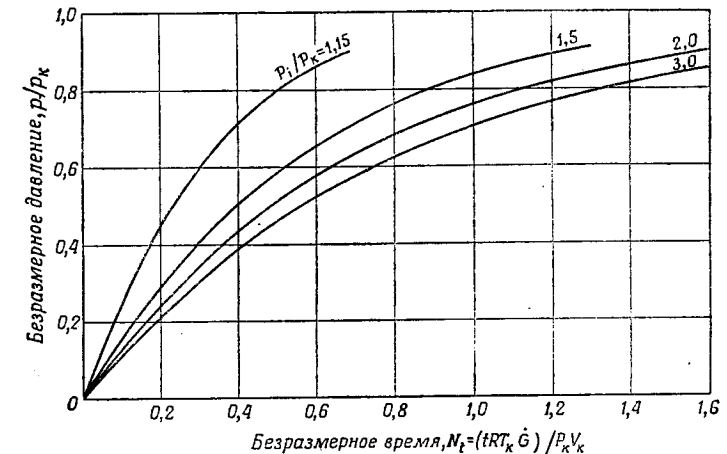
$$\dot{G}_t = A_t \frac{V_k \sqrt{\frac{2}{\gamma}} \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}{\sqrt{RT}} p = \beta p. \quad (2)$$

В камере сгорания постоянного объема аккумуляция газа пропорциональна скорости повышения давления газа в ней:

$$\frac{dG}{dt} = \frac{V_k}{RT_k} \frac{dp}{dt} = \dot{G}_i - \dot{G}_t = \alpha \sqrt{p_i - p} - \beta p. \quad (3)$$

Решение этого дифференциального уравнения таково:

$$t = \frac{V_k}{RT_k} \int_0^p \frac{dp}{\alpha \sqrt{p_i - p} - \beta p}. \quad (4)$$



Ф и г. 1. Изменение давления газа в камере сгорания в переходном процессе по времени.

После подстановки соответствующих выражений вместо α и β и после выражения значений давлений посредством отношений p/p_k и p_i/p_k окончательное решение принимает безразмерный вид:

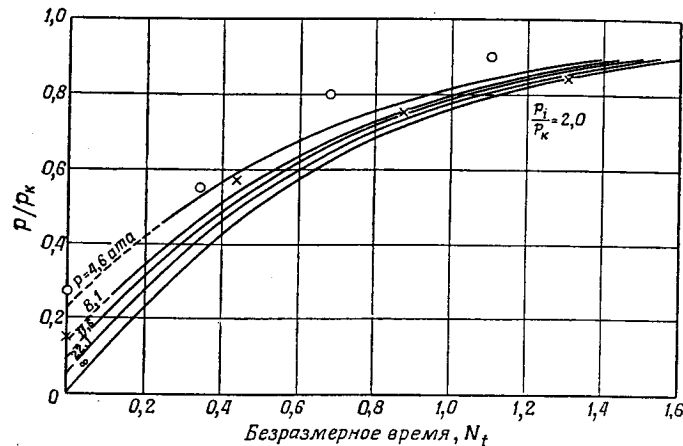
¹ В данной работе весовые секундные расходы обозначены через \dot{G} . — Прим. ред.

$$\frac{t \dot{G}RT_k}{V_k P_k} = \ln \frac{\sqrt{\frac{P_i}{P_k}}}{\sqrt{\frac{P_i}{P_k} - \frac{P}{P_k}} - \frac{P}{P_k} \sqrt{\frac{P_i}{P_k} - 1}} - \frac{1}{2 \frac{P_i}{P_k} - 1} \ln \left[\frac{\sqrt{\left(\frac{P_i}{P_k} - 1\right) \left(\frac{P_i}{P_k} - \frac{P}{P_k}\right) + \frac{P_i}{P_k}}}{\sqrt{\frac{P_i}{P_k} \left(\frac{P_i}{P_k} - 1\right) + \frac{P_i}{P_k}}} \right] \times \frac{\left[1 + \sqrt{\frac{P_i}{P_k} \left(\frac{P_i}{P_k} - 1\right) - \frac{P_i}{P_k}} \right]}{\left[1 + \sqrt{\left(\frac{P_i}{P_k} - 1\right) \left(\frac{P_i}{P_k} - \frac{P}{P_k}\right) - \frac{P_i}{P_k}} \right]} \quad (5)$$

Левая часть уравнения представляет собой безразмерное время. Значения правой части уравнения вычислены для различных отношений давлений P_i/P_k и представлены на фиг. 1 в виде зависимости от безразмерного времени.

ИЗМЕНЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ ГАЗА ПРИ ПЕРЕХОДНОМ ПРОЦЕССЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ НА УРОВНЕ МОРЯ

Данные, приведенные на фиг. 2, вытекают непосредственно из данных, приведенных на фиг. 1, и отражают влияние начального давления газа в камере сгорания. Они позволяют сравнить переходные процессы при испытаниях двигателей в атмосферных условиях. Для исследования переходных



Фиг. 2. Изменение давления газа в камере сгорания по времени при работе двигателя на уровне моря.

x — испытание 05/86/206, o — испытание 5/59/104.

процессов были проведены испытания экспериментальных импульсных ракетных двигателей с номинальной тягой 0,23 и 2,3 кг. Для замеров параметров переходного процесса ракетного двигателя применялись датчики давления. Предполагалось, что тяга ракетного двигателя прямо пропорциональна давлению газа в камере сгорания. Давление газа в камере сгорания регистрировалось самопишущим гальванометром. Данные, представленные на фиг. 2 отдельными точками, показывают изменение давления газа в камере сгорания по времени, полученное при испытаниях двигателей с тягой 0,23

и 2,3 кг в условиях атмосферного давления на уровне моря. Экспериментальные данные расходятся с данными, вычисленными при отношении давлений $P_i/P_k = 2$, главным образом из-за того, что это отношение давлений у двигателя с тягой 2,3 кг было меньше, а у двигателя с тягой 0,23 кг — больше расчетного.

ЗАПУСКИ В ВЫСОТНЫХ УСЛОВИЯХ

В дополнение к испытаниям в атмосферных условиях на уровне моря были проведены испытания двигателя с тягой 2,3 кг в вакуумной камере. При впрыске компонентов топлива в камеру сгорания обычно требуется около 1 мсек для того, чтобы струи компонентов топлива покинули срез форсунок и расплылись в зоне сгорания. В случае самовоспламеняющихся жидкостей горение начинается мгновенно. Однако было установлено, что при запусках в высотных условиях появляется дополнительный период задержки воспламенения топлива (около 20 мсек), зависящий от пускового давления, давления подачи и от конструкции форсунки. Вероятно, здесь имеют место три особых явления. В условиях высокого разрежения компоненты топлива начинают испаряться сразу же после выхода из отверстий форсунок и переходят в парообразное состояние, не достигнув еще зоны горения. Процесс горения в этом случае задерживается до тех пор, пока в камере сгорания аккумулируется достаточное количество паров компонентов топлива. При этом струи обоих жидких компонентов могут достигнуть точки, где они смешиваются до завершения испарения. Начиная с этого момента времени, изменение давления следует расчетным значениям. При промежуточных величинах давления окружающей среды жидкие струи не испаряются полностью, однако они распадаются на капли, которые обладают пониженной возможностью смещения. Учет этих явлений при проектировании ракетных двигателей позволит конструировать двигатели с желаемым характером изменения давления.

РАСХОД ТОПЛИВА И МИНИМАЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС

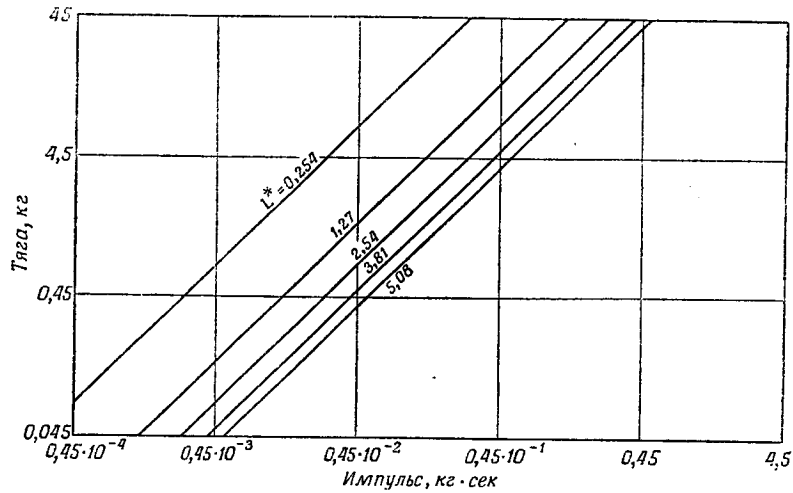
При применении импульсных ракетных двигателей в качестве органов управления важно знать минимальное значение импульса, который может развить двигатель при его каждом отдельном включении. Этот минимальный импульс органов управления положением будет определять сумму нейтрализованных возмущений, которые имеют место при установившихся циклах их действия, т. е. в действительности определяют зону нечувствительности системы управления.

Величина минимального импульса прямо пропорциональна количеству топлива, поданному в камеру сгорания, при величине удельной тяги, близкой к величине удельной тяги на номинальном режиме работы. Нами установлено, что минимальный импульс, деленный на удельную тягу при номинальном давлении газа в камере сгорания, равен количеству топлива, необходимому для достижения давления в камере сгорания, при котором тяга равна 90% от номинального значения.

Суммарный расход топлива можно определить по методу, аналогичному методу определения изменения давления в переходном периоде. В этом случае расход топлива может быть выражен через безразмерный вес топлива

$$G = \int_0^p \dot{G}_i dt = \int_0^p \dot{G}_i \frac{dp}{\left(\frac{dp}{dt}\right)} \quad (6)$$

В качестве выражения для весового расхода топлива можно подставить выражение весового расхода через форсунку (1) и можно получить скорость повышения давления из уравнения (3).



Фиг. 3. Минимальный импульс, необходимый для получения тяги, равной 90% номинального значения.

Самовоспламеняющееся жидкое двухкомпонентное топливо; давление в магистральных подачах составляет 150% от номинального давления газа в камере сгорания.

Результатирующее дифференциальное уравнение можно проинтегрировать от $p = 0$ до p

$$G = \frac{V_k}{RT_k} \int_0^p \frac{\alpha \sqrt{p_i - p} dp}{\alpha \sqrt{p_i - p} - \beta p} \quad (7)$$

Результатирующее уравнение может быть выражено в безразмерном виде. Левая часть уравнения представляет собой безразмерный вес топлива, правая часть уравнения является функцией только отношений давления

$$\frac{GRT_k}{P_k V_k} = 2 \frac{\sqrt{\frac{p_i}{P_k}} - \sqrt{\frac{p_i}{P_k} \frac{p}{P_k}}}{\sqrt{\frac{p_i}{P_k} - 1}} - \frac{1}{\frac{p_i}{P_k} - 1} \ln \frac{\sqrt{\frac{p_i}{P_k}}}{\sqrt{\frac{p_i}{P_k} \frac{p}{P_k}} - \frac{p}{P_k} \sqrt{\frac{p_i}{P_k} - 1}} + \frac{1 + 2 \frac{p_i}{P_k} \left(\frac{p_i}{P_k} - 1 \right)}{\left(2 \frac{p_i}{P_k} - 1 \right) \left(\frac{p_i}{P_k} - 1 \right)} \times \ln \frac{\left[\sqrt{\left(\frac{p_i}{P_k} - 1 \right) \left(\frac{p_i}{P_k} - \frac{p}{P_k} \right) + \frac{p_i}{P_k}} \right] \left[1 + \sqrt{\frac{p_i}{P_k} \left(\frac{p_i}{P_k} - 1 \right) - \frac{p_i}{P_k}} \right]}{\left[\sqrt{\left(\frac{p_i}{P_k} - 1 \right) \frac{p_i}{P_k} + \frac{p_i}{P_k}} \right] \left[1 + \sqrt{\left(\frac{p_i}{P_k} - 1 \right) \left(\frac{p_i}{P_k} - \frac{p}{P_k} \right) - \frac{p_i}{P_k}} \right]} \quad (8)$$

Безразмерный вес может быть представлен в другом виде¹⁾

$$N_G = \frac{GRT_k}{P_k V_k} = \frac{GRT_k}{L^* A_i P_k} \cong \frac{P_i t}{L^* P} \sqrt{\kappa g RT_k} \sqrt{\left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}}} \quad (9)$$

¹⁾ Здесь P_i — тяга в пустоте рассматриваемого двигателя в зависимости от времени и P — тяга в пустоте при номинальном режиме работы. Принято, что вес газообразных продуктов сгорания, аккумулирующихся в камере сгорания, пренебрежимо мал по сравнению с весом продуктов сгорания, вытекающих из сопла двигателя. Принято, что удельная тяга и температура газа в камере сгорания не зависят от давления газа в ней. — Прим. ред.

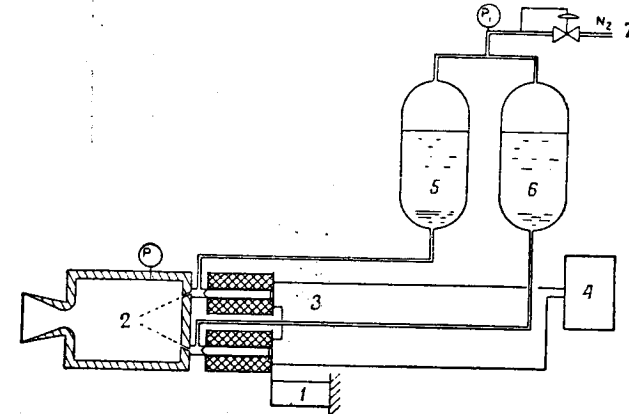
Последнее выражение позволяет определить минимальное значение импульса в зависимости от конструктивных параметров ракетного двигателя. На фиг. 3 представлено влияние на минимальный импульс тяги P и приведенной длины камеры сгорания L^* для двигателя, работающего на самовоспламеняющемся жидком двухкомпонентном топливе. Молекулярный вес продуктов сгорания принят равным 21, отношение удельных теплоемкостей $\kappa = 1,24^1$) и температура $T_k = 3055^\circ \text{K}$.

ИМПУЛЬСНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С ТЯГОЙ 23 кг

Были измерены параметры переходного процесса, удельная тяга и общий импульс импульсного ракетного двигателя, работающего на гидразиновой смеси и азотной кислоте. Продолжительность сигнала изменялась от 0,020 до 4 сек. Параметры переходных процессов, выраженные в безразмерном виде, достаточно близко совпали с их расчетными значениями. Удельная тяга при работе двигателя короткими импульсами была такой же высокой, как и при работе двигателя более продолжительными импульсами. При работе двигателя с тягой 23 кг в атмосферных условиях на уровне моря удельная тяга была меньше теоретического значения на 7% при продолжительности пуска в 20 мсек и меньше теоретического значения на 23% при продолжительности пуска в 200 мсек. Более того, зависимость общего импульса от продолжительности сигнала открытия топливных клапанов оказалась линейной и импульсы имели очень хорошую повторяемость.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Схема стендовой установки для испытания экспериментального двигателя с тягой 23 кг представлена на фиг. 4. Тяга при испытаниях определялась



Фиг. 4. Схема экспериментальной камеры сгорания с тягой 23 кг. 1 — тензодатчик; 2 — камера сгорания; 3 — клапан с приводом от соленоида; 4 — генератор сигналов; 5 — красная дымящая азотная кислота; 6 — гидразиновая смесь; 7 — подвод азота.

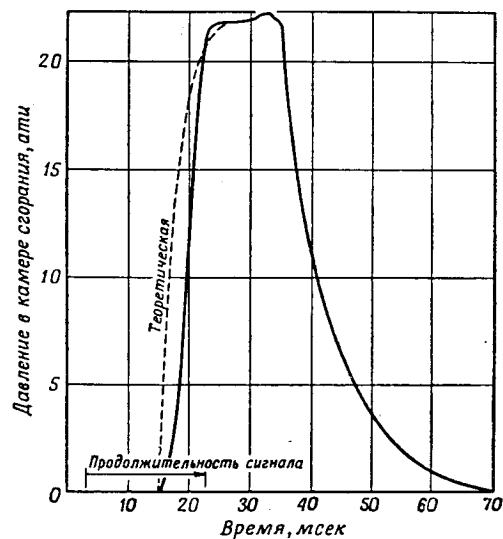
по величине давления газа в камере сгорания. Для этого вначале получен тарировочный график «давление в камере сгорания — тяга камеры сгорания»

¹⁾ Рекомендация по определению показателя изэнтропии κ , приведенная в работе, является неудачной, так как продукты сгорания в сопле имеют переменный химический состав. Правильнее значение параметра κ следует определять по уравнению $(P_k/\gamma_k)^\kappa = (P_a/\gamma_a)^\kappa$, где $P_k, P_a, \gamma_k, \gamma_a$ соответственно давления и удельные веса газа в камере сгорания и в выходном сечении сопла. — Прим. ред.

ния». При тарировке давление измерялось при помощи датчиков и тяга — с помощью тензодатчика. Тяга при испытаниях принималась прямо пропорциональной давлению газа в камере сгорания. Величины давления газа в камере сгорания, давления подачи топлива, тяги и продолжительности сигнала регистрировались с помощью самопишущего осциллографа. Расход топлива измерялся путем взвешивания начального количества топлива, затем расход распределялся пропорционально времени открытия клапана в течение каждого импульса работы.

ИЗМЕНЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ ПРИ ПЕРЕХОДНОМ РЕЖИМЕ

Характер изменения давления в течение типичного импульсного цикла показан на фиг. 5. Согласно предварительным расчетам, в случае данной камеры сгорания значение тяги, равное 90% от номинальной тяги, должно



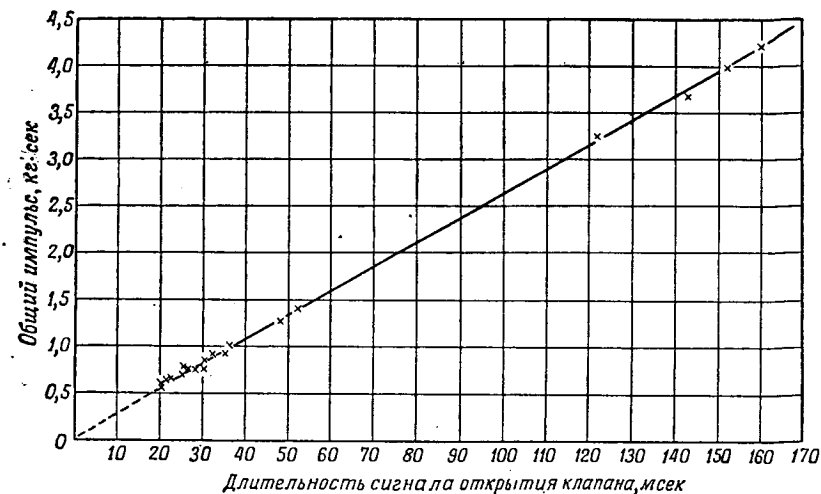
Фиг. 5. Осциллограмма давления газа в камере сгорания двигателя с тягой 23 кг.

быть достигнуто через 5 мсек. На этом графике совместно с экспериментальной кривой изменения давления показана соответствующая теоретическая кривая.

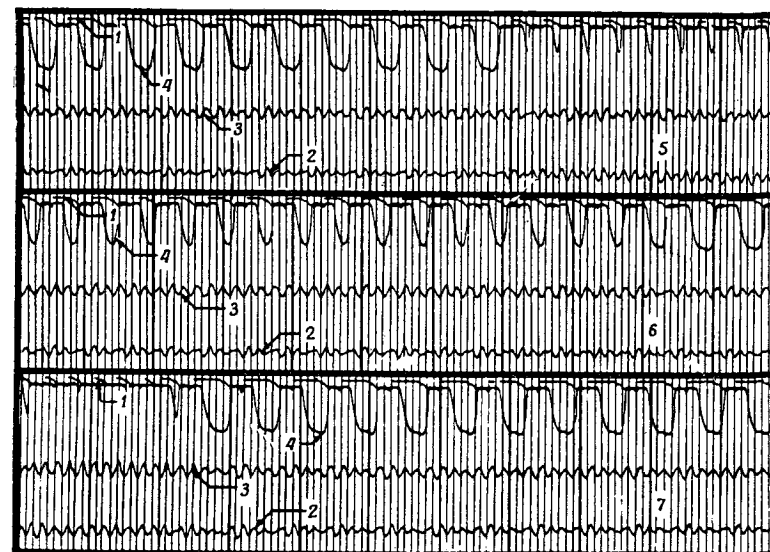
Запаздывание нарастания давления в начальной стадии неустановившегося режима, равное 3 мсек, по-видимому, объясняется характеристикой системы подачи топлива. Это запаздывание не является настолько значительным, чтобы подвергать его детальному исследованию. По-видимому, причиной запаздывания является резкое падение давления в системе подачи в момент запуска. Продолжительность времени открытия клапана составляла лишь около половины полного времени действия импульса.

ТАРИРОВАНИЕ ИМПУЛЬСА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

При применении импульсных ракетных двигателей с модуляцией времени действия в качестве органов управления весьма существенным является установление линейной зависимости импульса от продолжительности време-



Фиг. 6. Тарировочный график импульсного ракетного двигателя.



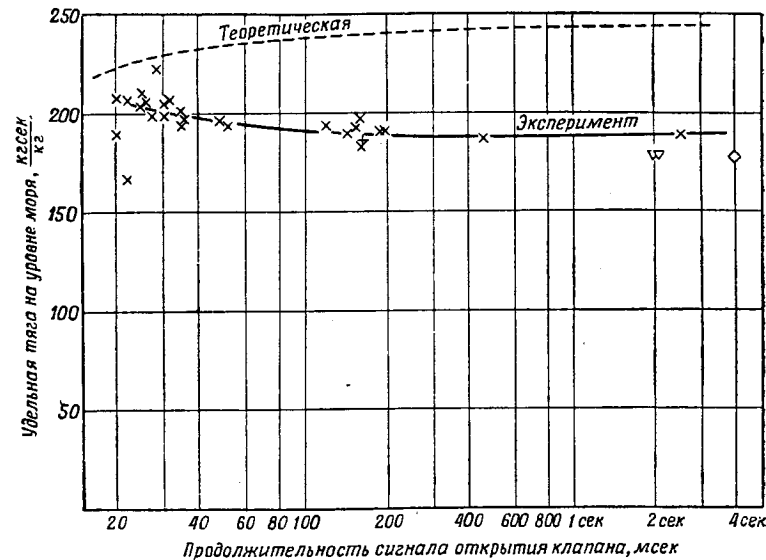
Фиг. 7. Переходные процессы импульсного ракетного двигателя. Широтная модуляция импульса при различных частотах; номинальная тяга — 23 кг; осциллографическая запись — 1,1 сек; давление в камере сгорания — 7 ат. 1 — сигнал; 2 — давление подачи горючего; 3 — давление подачи окислителя; 4 — давление в камере сгорания; 5 — частота от 14 до 22,5 гц, продолжительность сигнала 30 мсек; 6 — частота от 20 до 15 гц, продолжительность сигнала 35 мсек; 7 — частота от 30 до 15 гц, продолжительность сигнала 35 мсек.

ни сигнала на топливный клапан. Эта зависимость представлена на фиг. 6. Из графика следует, что результаты экспериментов имеют зависимость, весьма близкую к линейной. В большинстве испытаний имели место циклы продолжительностью действия от 20 до 160 мсек. Возможно уменьшение продолжительности минимального импульса до значения времени менее 20 мсек. Однако при продолжительности цикла 20 мсек импульс ракетного двигателя превышает расчетное значение на незначительную величину.

Воспроизводимость импульсов при фиксированных временах действия управляющих сигналов следует из осциллограмм с записью давления в камере сгорания (фиг. 7). Записи импульсов, полученных при каждой вспышке, отличаются друг от друга очень мало.

УДЕЛЬНАЯ ТЯГА

Величина удельной тяги ракетного двигателя с тягой 23 кг представлена на графике фиг. 8. Пунктирная линия представляет значения теоретической



Ф и г. 8. Характеристики импульсного ракетного двигателя при работе на уровне моря.

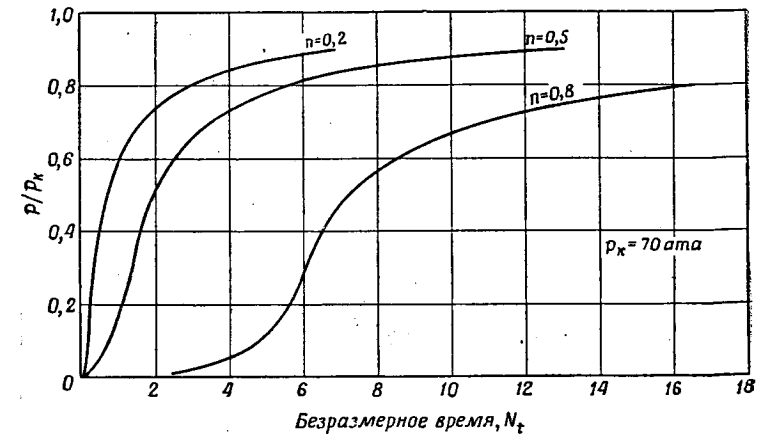
x — испытание № 5, ритмические короткие пуски; v — испытание № 9, двухсекундные пуски; diamond — испытание № 10, четырехсекундные пуски; + — испытание № 11, тридцать 0,165-секундных пусков; давление в камере сгорания 23 атм.

удельной тяги, которую можно получить в двигателе, работающем при постоянном значении давления газа в камере сгорания, осредненном по полному времени импульса. Интересно отметить, что удельная тяга P_1 не только не уменьшается, как это следует из теории, а, по-видимому, наоборот, увеличивается при уменьшении времени действия импульса. Это явление частично можно отнести за счет характеристики процессов теплопередачи при коротких импульсах действия двигателя. Экспериментальная камера двигателя представляла собой неохлаждаемую камеру без тепловой изоляции с относительно большой массой и, следовательно, являлась критической к потере тепла путем теплопередачи. Этим можно объяснить относительно большое падение удельной тяги при продолжительности сигнала 100 или более мсек.

При коротких импульсах турбулентный пограничный слой не имел времени для образования, и, возможно, это приводило к меньшим тепловым потерям за счет конвекции. Во всяком случае, удельная тяга более чем 200 единиц при атмосферных условиях на уровне моря и 250 единиц в пустоте не является таким важным определяющим требованием, как требование линейности характеристики и значения минимального импульса, который получается в этом ракетном двигателе.

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА С КОРОТКИМ ИМПУЛЬСОМ ДЕЙСТВИЙ

Аналогично тому, как были получены уравнения переходных процессов в импульсных жидкостных ракетных двигателях, работающих на самовоспламеняющемся двухкомпонентном топливе, можно получить уравнения пере-



Ф и г. 9. Изменение давления в переходном процессе импульсного ракетного двигателя твердого топлива. Отношение давлений p/p_k сравнивается с безразмерным временем N_t при $p_k = 70$ атм.

ходных процессов в ракетных двигателях твердого топлива. Скорость горения заряда твердого топлива может быть выражена с помощью известного уравнения

$$\dot{G}_i = \gamma A_b a p^n = a p^n. \quad (10)$$

Как и прежде,

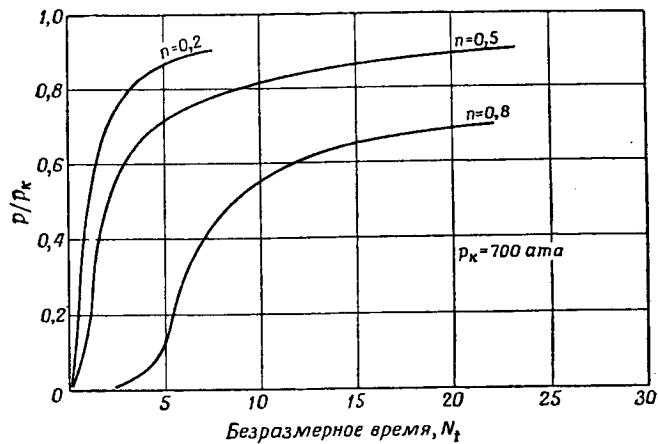
$$\dot{G}_i = \beta p.$$

Выгорание заряда твердого топлива приводит к увеличению объема камеры сгорания. Поэтому количество продуктов сгорания, аккумулирующиеся в камере сгорания, равно сумме количеств продуктов сгорания, необходимых для повышения давления в ней и для заполнения увеличивающегося объема

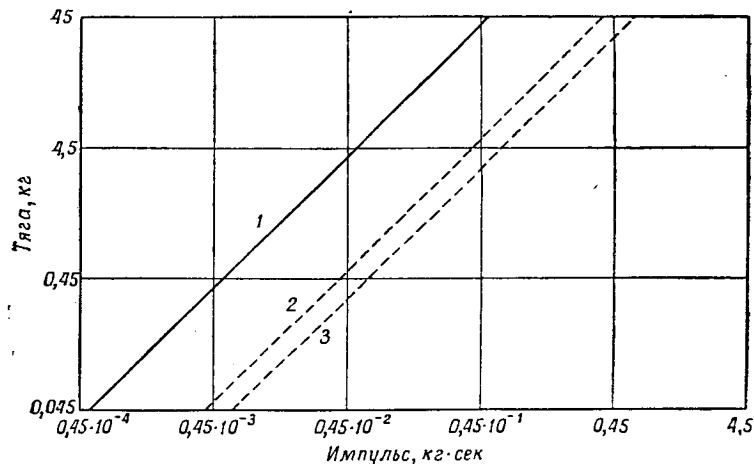
$$\frac{dG}{dt} = \frac{V_k}{RT_k} \frac{dp}{dt} + \frac{p}{RT_k} \frac{dV}{dt}. \quad (11)$$

Из уравнения скорости горения следует:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{1}{\gamma} a p^n. \quad (12)$$



Ф и г. 10. Изменение давления в переходном процессе импульсного ракетного двигателя твердого топлива. Отношение давлений p/p_k сравнивается с безразмерным временем N_t при $p_k = 700 \text{ атм}$.



Ф и г. 11. Минимальный импульс, необходимый для получения 90% номинальной тяги. Твердое топливо сравнивается с жидким самовоспламеняющимся двухкомпонентным топливом при $L^* = 20$.

1 — самовоспламеняющееся жидкое двухкомпонентное топливо $L^* = 20$; 2 — твердое топливо; давление газа в камере сгорания 70 атм ; $n = 0,5$; 3 — 700 атм .

Дифференциальное уравнение, описывающее изменение давления при переходном режиме, можно выразить через безразмерное время и отношение давлений p/p_k :

$$N_t = \frac{i \dot{G} R T_k}{p_k V_k} = \int_0^{p/p_k} \frac{d\left(\frac{p}{p_k}\right)}{\left(\frac{p}{p_k}\right)^n \left[1 - \left(\frac{p}{p_k}\right)^{1-n} - \frac{p_k}{\sqrt{R T_k}} \left(\frac{p}{p_k}\right) \right]} \quad (13)$$

Подобным образом безразмерный вес может быть выражен в виде функции безразмерного отношения давления:

$$N_G = \frac{G R T_k}{p_k V_k} = \int_0^{p/p_k} \frac{d\left(\frac{p}{p_k}\right)}{1 - \left(\frac{p}{p_k}\right)^{1-n} - \frac{p_k}{\sqrt{R T_k}} \left(\frac{p}{p_k}\right)} \quad (14)$$

На фиг. 9 и 10 представлено изменение давления при переходном режиме в безразмерном виде как функция показателя скорости горения n . Совершенно очевидно, что по сравнению с жидкими топливами твердое топливо имеет более медленную характеристику на величину в несколько порядков. Чем выше значение номинального давления газа в камере сгорания, тем сильнее это расхождение.

На фиг. 11 представлены зависимости между давлением газа в камере сгорания и величиной минимального импульса, который можно получить на двигателе твердого топлива. Принято, что приведенная длина камеры сгорания ракетного двигателя твердого топлива $L^* = 20$. Минимальный импульс, получаемый на двигателе твердого топлива, больше минимального импульса, получаемого на ракетном жидкостном двигателе, работающем на двухкомпонентном топливе, даже в том случае, если камера сгорания последнего двигателя имеет большую приведенную длину. В частности, для высотных условий приведенная длина L^* камер сгорания двигателей, работающих на самовоспламеняющихся жидких двухкомпонентных топливах, может быть уменьшена до значений значительно более низких, чем это требуется для случая нормального процесса горения.

ЛИТЕРАТУРА

- Peterson J. A., Callinan J. P., Lerner M., Transient Response of a Liquid Propellant Thrust Chamber (TM. ING. 193), TAPCO West Coast Engineering, Inglewood, Calif., Oct. 1, 1959.
- Rodean, Howard C., Rocket Thrust Termination Transients, *ARS Journal*, 29 (6), 406 (1959).
- Peterson J. A., Performance of a 50 Lb. Impulse Rocket (TM. ING. 198), TAPCO West Coast Engineering, Inglewood, Calif., Nov. 1959.
- Hertel R. F., Altitude Starts of the 5 Lb. Thrust Impulse Rocket (TM. ING. 209), TAPCO West Coast Engineering, Inglewood, Calif., March 1960.

Исследование новых типов ракетных сопел

Г. Рао

В настоящей работе сделан анализ ракетного сопла нового типа, разработанного фирмой «Рокетдайн». Сопло состоит из кольцевого критического сечения, проходя через которое поток приобретает направление движения от оси сопла к периферии, и профилированной стенки, отклоняющей выхлопные газы в почти осевое направление. Так как вокруг угла центрального тела происходит расширение выхлопных газов и затем отклонение потока стенкой, то этот тип сопла называется «расширяющимся — отклоняющим» типом сопла и обозначается «E—D»¹⁾. Околозвуковой поток, проходящий через кольцевую щель между стенкой камеры сгорания и центральным телом, исследуется посредством ряда последовательных расширений. Описан метод расчета контура сопла, обеспечивающий оптимальную тягу, и приведены характерные результаты.

Сопло типа «E—D» создающее такую же тягу, как и обычное профилированное сопло Лавалья, в два раза короче последнего. Исследование течения в сопле типа «E—D» указывает на его эффективную работу в широком диапазоне высотных условий. Приведены результаты продувок холодным воздухом маленькой модели и огневых испытаний на больших ракетных двигателях. Данные испытаний согласуются с теоретическим анализом характеристик сопла.

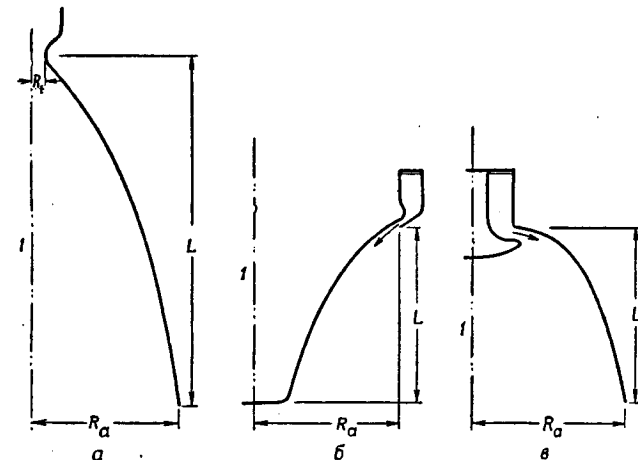
ВВЕДЕНИЕ

Тяга ракетного двигателя зависит главным образом от количества движения выхлопных газов в выходном сечении сопла. Скорость выхлопных газов в свою очередь зависит от отношения площади выходного сечения сопла к площади критического сечения. В обычной практике применяются сужающиеся — расширяющиеся сопла с критическим сечением, расположенным перпендикулярно к оси сопла, как показано на фиг. 1, а. Выхлопные газы расширяются в закритической части сопла и ускоряются до высоких сверхзвуковых скоростей. Увеличение количества движения струи между критическим и выходным сечениями обеспечивается расширяющимися стенками сопла. У коротких сопел профилирование стенок сопла более эффективно, чем у длинных сопел, и обеспечивает получение оптимальной тяги [1] при заданных условиях.

Поскольку тяга зависит только от состояния потока в выходном сечении сопла, то целесообразно исследовать другие типы сопел, в которых поток в критическом сечении не обязательно параллелен оси, хотя поток в выходном сечении такой же, как и в обычном сопле. Одним из таких типов является так называемое штыревое или игольчатое сопло [2, 3]. Критическое сечение этого сопла, являясь кольцевым, расположено на максимальном диаметре, как показано на фиг. 1, б. Направление потока в критической области сопла отлично от осевого, что хорошо видно на фигуре. Контур штыря следует рассчитывать таким образом, чтобы поток расширяющихся газов был повернут в почти осевое направление, т. е. чтобы получить поток в выходном сечении по существу подобным потоку в обычном сопле. Хотя критическое сечение у этого типа сопла расположено на большом диаметре, оно имеет определенное преимущество в том, что его длина равна только половине длины обычного сужающегося — расширяющегося сопла.

1) «Expansion—Deflection».

С другой стороны, кольцевое критическое сечение может быть расположено на небольшом расстоянии от оси, через которое поток будет проходить почти в радиальном направлении, как показано на фиг. 1, в. В этом случае стенка сопла, имеющая форму колпака, должна повернуть поток расширяющихся газов в почти осевое направление. Поэтому стенка сопла должна быть рассчитана так, чтобы поток газа в выходном сечении был подобен потоку в обычном сопле. Так как расширение выхлопных газов происходит вследствие обтекания тупого угла, то сопло этого типа является коротким и его длина сравнима с длиной штыревого сопла. Расположение критического



Фиг. 1. Основные схемные особенности трех типов сопел ракетных двигателей.

а — обычное профилированное сопло типа Лавалья; б — штыревое или игольчатое сопло; в — расширяющееся — отклоняющее сопло типа «E—D»; 1 — осевая линия.

кольцевого сечения недалеко от оси обеспечивает различные преимущества в конструкции камеры сгорания и охлаждении стенок сопла. Эти сопла называются «расширяющимися — отклоняющими», так как «расширение» имеет место вокруг центрального тела (штыря), а «отклонение» расширяющихся газов в почти осевое направление производится стенкой сопла. В этой работе рассматриваются различные конструктивные особенности сопла типа «E—D» и анализируются результаты замеров давлений на стенках, полученные для типовых конфигураций сопел.

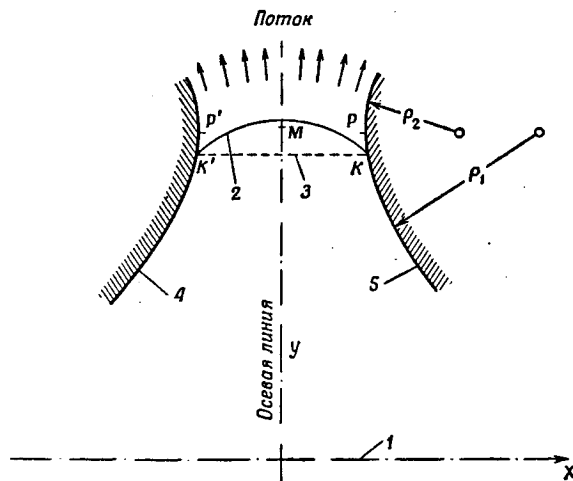
МЕТОД РАСЧЕТА СОПЕЛ ТИПА «E—D»

Поток из критической области поступает на стенку сопла этого типа и, расширяясь, поворачивается таким образом, что в выходном сечении получается требуемый поток. Можно рассчитать контур стенки, позволяющей получить оптимальную тягу для заданного выходного диаметра и длины сопла. Расчет контура сопла состоит из двух частей: анализа течения в критической области и расчета контура стенки, обеспечивающего оптимальную тягу.

АНАЛИЗ ТЕЧЕНИЯ ЧЕРЕЗ РАДИАЛЬНУЮ КОЛЬЦЕВУЮ ЩЕЛЬ

Найдено, что для заданных величин: длины сопла, отношения площадей и расстояния от оси до кольцевой щели критического сечения сопла, опти-

мальная тяга получается при определенном направлении потока в критическом сечении. В результате многочисленных расчетов установлено, что для очень широкого диапазона отношения площадей и длин сопел направление потока в критическом сечении сопла должно быть почти нормальным к оси сопла. Примем центральную линию кольцевого радиального критического сечения за ось Y , как показано на фиг. 2, а ось сопла — за ось X . Для простоты положим, что критическая область ограничена симметричными стенками по отношению к центральной линии кольцеобразной щели. Пусть PP' обозначает сечение с минимальным осевым расстоянием между стенками, это сечение расположено на расстоянии Y_p от оси сопла. Обозначим радиусы



Фиг. 2. Схема потока через радиальное кольцевое критическое сечение. 1 — ось сопла; 2 — число $M = \text{const}$; 3 — минимальное сечение; 4 — стенка камеры; 5 — стенка штыря.

кривизны стенки сопла вверх по потоку и вниз по потоку от точки P соответственно через Q_1 и Q_2 . Так как площадь поперечного сечения кольцеобразной щели зависит от произведения осевого расстояния между стенками и расстояния по радиусу до оси сопла, то сечение с минимальной поперечной площадью находится вверх по течению от линии PP' . Пусть KK' представляет собой положение сечения с минимальной площадью. Околозвуковой поток через критическую область можно представить в виде серии расширений, подобно тому как это сделано в работе [4]. Пусть точка M является точкой центральной линии, где имеет место звуковая скорость. Компоненты скорости u и v в направлении осей X и Y соответственно в критической области могут быть представлены в безразмерном виде следующим образом:

$$u = \frac{\tilde{u}}{a^*} \quad \text{и} \quad v = \frac{\tilde{v}}{a^*} - 1,$$

где a^* — критическая скорость.

Пренебрегая высшими членами в рядах разложения u и v , можно описать поле потока уравнениями

$$u = (\kappa + 1) B^2 X (Y - Y_M) - \frac{X}{Y} + \frac{(\kappa + 1)^2 B^3 X^3}{6} + \dots, \quad (1)$$

$$v = B (Y - Y_M) + \frac{X^2}{2} (\kappa + 1) B^2 + \dots, \quad (2)$$

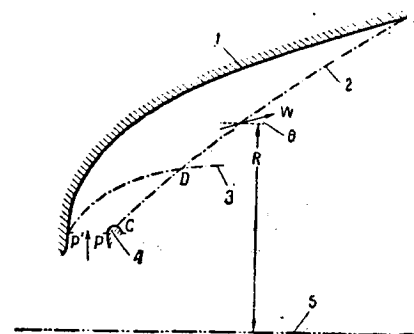
где κ — показатель адиабаты, а константа B определяется уравнением

$$(\kappa + 1) B^2 X_k + \frac{X_k}{Y_k^2} = \frac{1}{Q_1}.$$

Применяя эти уравнения, можно найти линию постоянных чисел Маха, проходящую через точки K и K' . Вдоль этой линии может быть вычислено также и направление скорости. Так как число Маха потока на линии PP' заметно больше единицы, то часть стенок сопла, расположенная вниз по потоку от PP' , не влияет на состояние потока, рассчитанное выше. Параметры потока вдоль линии KK' , на которой число Маха постоянно, могут быть применены как начальные условия при вычислении сверхзвукового потока в сопле методом характеристик.

РАСЧЕТ КОНТУРА СТЕНКИ СОПЛА

Пусть требуется построить контур сопла $P'E$, как показано на фиг. 3, с заданными отношением площадей и длиной. Пусть линия CE начинается



Фиг. 3. Типичный контур сопла типа «Е — D» и контрольная поверхность.

1 — контур стенки сопла; 2 — левая линия Маха (контрольная поверхность); 3 — правая линия Маха; 4 — кромка штыря; 5 — ось сопла.

от точки C на кромке штыря и является крайней левой характеристикой потока в сопле. Можно задать условия для параметров потока, пересекающего линию CE , при которых поток газа в сопле создает максимальную тягу. Пусть $P'D$ представляет правую характеристику в этой части потока, определяемую начальными условиями в критической области. Так как контур сопла, который нужно рассчитать, находится вниз по потоку от точки P' , то любые вариации контура стенки не повлияют на поток, находящийся в области, расположенной вверх по течению от линии $P'D$.

Таким образом, при нахождении оптимальной тяги, создаваемой потоком, проходящим через контрольную поверхность CE , можно произвести вычисления вариаций, согласно работе [1], и варьировать параметры потока только между точками D и E . Очевидно, оптимальная тяга может быть достигнута, если вдоль линии DE

$$\frac{W \cos(\theta - \alpha)}{\cos \alpha} = \text{const}, \quad (3)$$

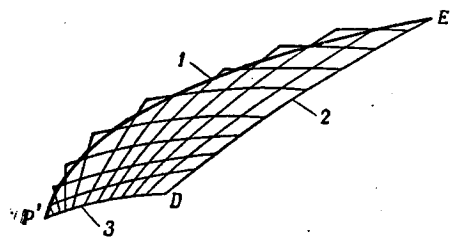
где W , θ , α — соответственно скорость, направление потока и угол Маха.

Так как DE является левой характеристикой потока, то вдоль DE должно также выполняться условие совместности между параметрами потока

$$\frac{d\theta}{dR} - \frac{dW}{dR} \frac{\text{ctg} \alpha}{W} + \frac{\sin \alpha \sin \theta}{R \sin(\alpha + \theta)} = 0, \quad (4)$$

где R — радиальная координата.

Приведенные уравнения (3) и (4) достаточны для определения параметров потока вдоль DE . По полученным таким образом параметрам потока и по заранее известным параметрам потока вдоль $P'D$ можно заполнить сетку

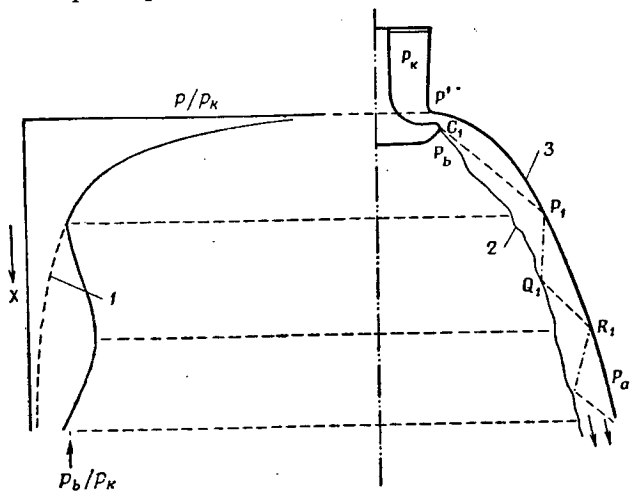


Ф и г. 4. Сетка характеристик и контур сопла.
1 — линия тока $P'E$ (контур стенки);
2 — вычисленная левая линия Маха;
3 — правая линия Маха.

характеристик между характеристиками $P'D$ и DE . Линия тока, проходящая через P' и E , и есть искомый контур. Типичная сетка характеристик и типичный контур сопла представлены на фиг. 4.

ВЛИЯНИЕ ВНЕШНЕГО ДАВЛЕНИЯ НА ПОТОК В СОПЛЕ

Для определения тяговых характеристик сопла ракетного двигателя на различных высотах следует определить влияние внешнего давления на поток внутри сопла. В обычном сопле выхлопные газы расширяются от давления в камере сгорания до давления значительно более низкого, чем

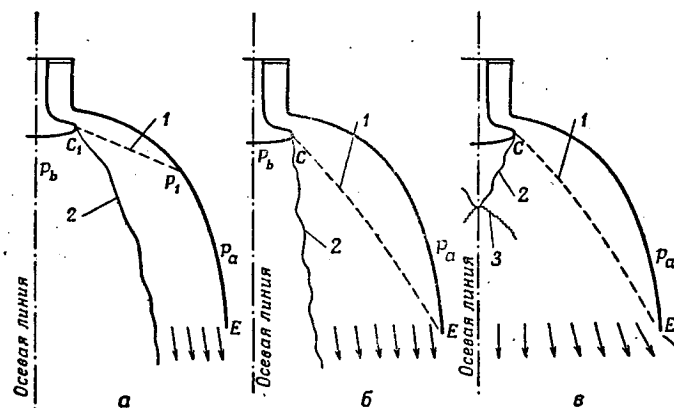


Ф и г. 5. Влияние внешнего давления на распределение давления на стенке.
1 — при низких значениях p_b ; 2 — свободная линия тока; 3 — стенка сопла.

внешнее давление, при котором происходит отрыв потока от стенок сопла. Это перерасширение в соплах с большой степенью геометрического расширения приводит к потерям тяги на малых высотах. В сопле типа «Е—D» важную роль играет давление на торце штыря, имеющего вид тарелки. Расширение выхлопных газов вокруг кромки тарелки продолжается до тех пор, пока давление в расширяющейся струе не достигнет донного давления на тарелке. Пусть положение точки C_1 на кромке тарелки, как показано на фиг. 5, характеризует степень этого расширения при типичных условиях работы при малом отношении давлений. Пусть C_1P_1 — линия Маха потока газа

в сопле. Давление на стенке от критического сечения до точки P_1 полностью определяется волной расширения на кромке тарелки и стенкой сопла $P'P_1$. Вниз по потоку от этой линии Маха C_1P_1 поток выхлопных газов определяется следующими двумя граничными условиями: стенкой сопла, расположенной вниз по потоку от точки P_1 , и донным давлением p_b в области, расположенной за тарелкой.

Контур стенки сопла спроектирован таким образом, что его часть между P_1 и концом сопла является изогнутой и в этой области имеет существенный поворот потока. Таким образом, вниз по потоку от точки P_1 выхлопные



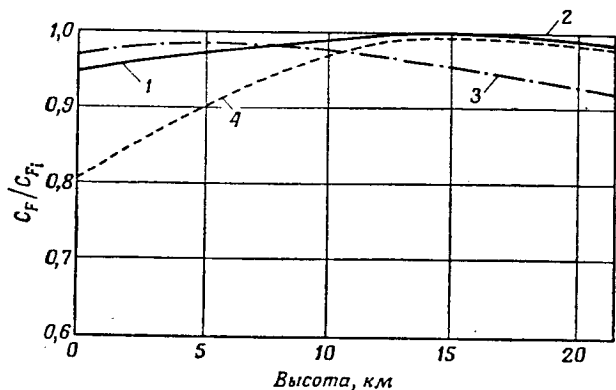
Ф и г. 6. Схема работы сопла типа «Е—D» на различных высотах.
а — на небольшой высоте, б — на средней высоте; в — на очень большой высоте.
1 — линия Маха; 2 — свободная поверхность; 3 — скачок уплотнения.

газы испытывают поворот со сжатием, вследствие чего давление на стенке возрастает. Свободную линию тока, которая является внутренним граничным условием потока, можно вычислить методом характеристик, принимая давление на границе струи постоянным. Полученная линия тока, являющаяся границей, названа на фигуре «свободной линией тока». Поток выхлопных газов, ограниченный стенкой сопла и внутренней границей струи, протекает без отрыва от стенки, что не имеет места у обычных сопел. Поворот потока со сжатием за точкой P_1 продолжается вдоль стенки до тех пор, пока отраженные от границы струи волны, такие, как Q_1R_1 , не достигнут стенки сопла. От этой точки на стенке сопла давление опять начинает падать. Типичное распределение давления вдоль стенки сопла представлено на фиг. 5. Если давление p_b за тарелкой является достаточно низким, то расширение выхлопных газов будет монотонно продолжаться до конца сопла и результирующее распределение давления на стенку будет таким, как показано пунктирной линией на фигуре. Распределение давления на стенке сопла типа «Е—D» подобно распределению давления на стенке штыревого сопла, о чем сообщено в работе [5].

Различные схемы истечения из сопел типа «Е—D», работающих на разных высотах, и расширение выхлопных газов вокруг тарелки представлены на фиг. 6. При весьма малых отношениях давлений, соответствующих рабочим условиям на малой высоте, весь поток прижимается к стенке сопла, а центр сопла остается свободным от выхлопных газов. Давление в этой средней области слегка ниже, чем внешнее давление. При понижении внешнего давления с возрастанием высоты поток за тарелкой приближается к оси сопла, как показано на фигуре. На очень больших высотах поток за тарелкой

смыкается. Так как поток в точке замыкания должен быть осевым, то возникает скачок уплотнения, определяемый параметрами потока.

Коэффициент тяги сопла типа «Е—D» при степени геометрического расширения 25 : 1 и при давлении газа в камере сгорания $\sim 35,2$ ата вычислен для приведенного распределения давления на стенке при различных высотных условиях. Коэффициент тяги сопла приведен в безразмерный вид путем отнесения его к идеальному значению коэффициента тяги на данной высоте. Его изменения показаны на фиг. 7¹⁾. Для удобства сравнения на фигуре также нанесены характеристики обычного сопла Лавала при степенях геометрического расширения 8 : 1 и 25 : 1. Поворот со сжатием на стенке сопла, который



Ф и г. 7. Оценочные тяговые характеристики сопла типа «Е—D» при работе на различных высотах.

1 — сопло «Е—D», $\epsilon = 25$; 2 — идеальное сопло; 3 — профилированное сопло типа Лавала, $\epsilon = 8$; 4 — профилированное сопло типа Лавала, $\epsilon = 25$.

также имеет место в случае штыревых сопел, является важным обстоятельством для улучшения характеристик на малых высотах. Таким образом, зависимость характеристики тяги от высоты, приведенная на фиг. 7, для сопла типа «Е—D» почти подобна такой же характеристике штыревого сопла, представленной в [2].

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Теоретический анализ течения в сопле «Е—D» показал, как это следует из предыдущего раздела, возможность поворота со сжатием на стенке сопла при малых высотах. Преимущество тяговых характеристик сопла этого типа на малых высотах по сравнению с характеристиками обычных сопел определяется отсутствием давления на стенке сопла ниже окружающего, вызванного перерасширением потока, а также возрастанием давления на стенке вследствие поворота потока со сжатием. Для того чтобы получить экспериментальное подтверждение характеристик сопел типа «Е—D», были проведены продувки холодным воздухом и огневые ракетные испытания. Ниже приводится обсуждение результатов испытаний.

ПРОДУВКИ ХОЛОДНЫМ ВОЗДУХОМ

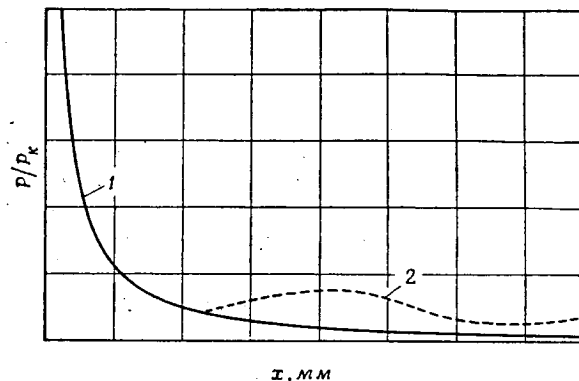
Контур сопла типа «Е—D» был рассчитан для значений $\kappa = 1,4$, степени геометрического расширения 34,2 и длины, равной 52,4% от длины 15°

¹⁾ На фиг. 7 не показаны потери для сопла типа «Е—D», тогда как для обычных сопел они показаны.—Прим. ред.



Ф и г. 8. Сопло типа «Е—D», примененное при испытаниях на холодном воздухе.

конического сопла. На фиг. 8 показана фотография сопла с центральным телом. Стенка сопла и внешняя сторона тарелки были оборудованы для замера статического давления. Это сопло было испытано в высотной камере, соединенной с большим вакуумным баком. Давление газа во входном сечении



Ф и г. 9. Кривая распределения давления на стенке сопла при испытаниях на холодном воздухе.

1 — теоретическая (при большой степени расширения); 2 — при отношении давлений, равном 48. (По осям в оригинале оцифровки нет.—Прим. ред.)

сопла поддерживалось при номинальном значении $p \approx 3,5$ ата. Регулированием отверстия между высотной камерой и вакуумным баком можно было испытать сопло при различных значениях давления в высотной камере.

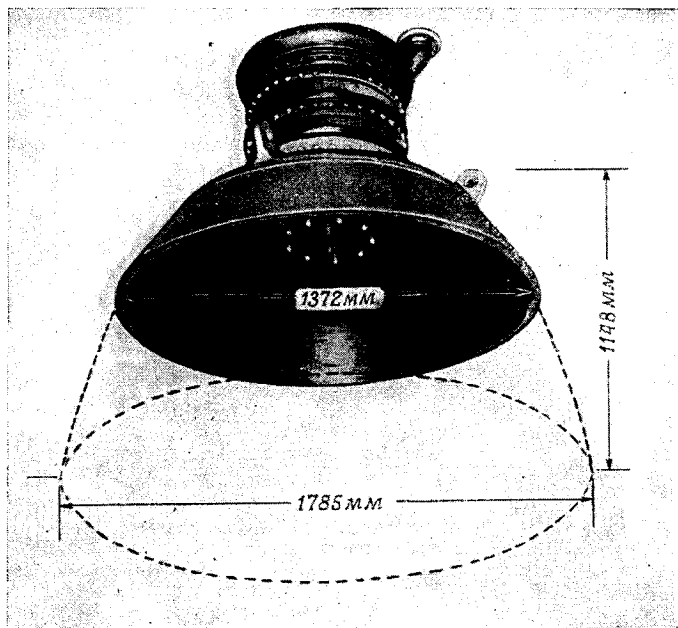
Была проведена серия пусков при различных отношениях давлений в сопле, и во время каждого пуска измерялись давления на стенке сопла и на внешней стороне тарелки. Предварительные исследования показали, что давление на внешней стороне тарелки зависит от отношения давлений в сопле.

Расчетный анализ потока в сопле дает распределение давления на стенке, показанное на фиг. 9. Измерения давлений на стенке при высоких отношениях давлений в сопле показывают хорошее согласие экспериментального распределения давления с распределением, приведенным на фигуре. Пунктирная кривая, приведенная на фигуре, показывает распределение давления на стенке, полученное при отношении давлений в сопле, равном 48. Местоположение и характер повышения давления, вызванного поворотом со сжатием на стенке сопла, можно оценить по давлению на внешней стороне тарелки и сверить с опытными данными. Как отмечалось ранее, имеется близкое соответствие между распределением давления, представленным на фиг. 9, и данными, сообщенными в работе [5], при применении штыревых сопел, работающих на низких отношениях давлений.

Строение потока на выходе из сопла типа «Е—D» было изучено с помощью пучков ворса, прикрепленных к проволоке, натянутой поперек выходного сечения сопла. Полученные фотографии пучков ворса указывают на согласие с ожидаемым характером потока, представленным на фиг. 6.

ОГНЕВЫЕ ИСПЫТАНИЯ РАКЕТНОГО СОПЛА ТИПА «Е—D»

Данные огневых испытаний были получены в экспериментальной камере ракетного двигателя, сделанной для двух целей: показать возможность



Фиг. 10 Сопло типа «Е—D» ракетного двигателя, примененного при огневых испытаниях.

работы кольцевой камеры сгорания и подтвердить принципы, положенные в основу расчета сопел.

Ракетное сопло типа «Е—D» было рассчитано для степени геометрического расширения 41,2. Контур сопла был рассчитан для оптимального значения тяги при $\lambda = 1,23$. Диаметр выходного сечения и длина сопла были соответственно 1785 и 1148 мм. Анализ течения через сопло типа «Е—D» показал, что, несмотря на его малую длину, составляющую только 41% от длины 15° конического сопла, его расчетная тяга в пустоте близка к тяге конического сопла при равных степенях расширения.

На фиг. 10 представлена фотография сопла. Контур сопла был выполнен только до диаметра 1372 мм, который является достаточным для установления справедливости метода расчета. Недостающая часть сопла показана пунктирной линией. Камера сгорания, центральное тело в виде тарелки и стенка сопла неохлаждаемы и сделаны из мягкой стали. Во время этих испытаний применялось топливо жидкий кислород — углеводородное горючее RP; давление газа в камере сгорания имело номинальное значение ~ 30 атм. На внешней стороне тарелки замеренное однородное давление было несколько ниже давления окружающей среды. Используя противодействие, действующее на тарелку, можно найти, как это сделано в предыдущем разделе, область стенки сопла, где на давление оказывают влияние внешние условия. В этой области будет наблюдаться постепенное возрастание давления на стенку благодаря повороту со сжатием, создаваемому стенкой сопла. Распределение давления, измеренное во время испытаний, показало хорошее согласие экспериментальных данных с предсказанными теоретическими величинами.

ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ ЗАМЕЧАНИЯ

В данной работе представлен новый тип ракетного сопла. Вследствие того, что все расширение потока происходит вокруг кромки центрального тела в области критического сечения, длина сопла нового типа «Е—D» значительно уменьшается. Найдено, что при одной и той же тяге длина сопла типа «Е—D» вдвое меньше длины обычного профилированного сопла. Отсутствие потерь тяги на режимах перерасширения делает сопло «Е—D» эффективным в широком диапазоне рабочих отношений давлений. Уменьшение длины сопла и, следовательно, выигрыш в весе конструкции указывают на преимущества в применении сопел «Е—D» для последних ступеней ракет, где требуются большие степени геометрического расширения. С другой стороны, эффективная работа в широком диапазоне отношений давлений делает этот тип сопел привлекательным для одноступенчатых ракет. Реальность работы кольцевых камер сгорания с соплом типа «Е—D» была установлена испытаниями моделей на холодном воздухе и огневыми испытаниями большого ракетного двигателя.

ЛИТЕРАТУРА

1. Rao G. V. R., Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust, *Jet Propulsion*, 28 (June, 1958).
2. Bergman K., The Plug Nozzle: A New Approach to Engine Design, *Astronautics* (April, 1960).
3. Rao G. V. R., Spike Nozzle Contour for Optimum Thrust, presented at the 4-th BMD Symposium, Los Angeles, 1959.
4. Sauer R., General Characteristics of Flow Throw Nozzles at Near Critical Speeds, NACA TM 1147.
5. Beale W. T., Povolny J. H., Internal Performance of Two-Dimensional Wedge Exhaust Nozzles, NACA RM E56K29b, Feb. 28, 1957.

УКАЗАТЕЛЬ АВТОРОВ

*Бауэр, Голдстейн,
Уиберлей*

Bauer W. H., School of Science, Rensselaer Polytechnic Institute, Troy, New York; Goldstein M. S., American Cyanamid Company, Stamford, Connecticut; Wiberley S. E., Department of Chemistry, Rensselaer Polytechnic Institute, Troy, New York

Бейкер

Baker S. W., Development Services and Manufacturing Division, Aerojet-General Corporation, Azusa, California

Вильямс

Williams F. A., Department of Engineering and Applied Physics, Harvard University, Cambridge, Massachusetts

Дайкема, Грин

Dykema O. W., Liquid Propulsion Section, Rocketdyne, A Division of North American Aviation, Inc., Canoga Park, California; Greene S. A., Chemistry Section, Rocketdyne, A Division of North American Aviation, Inc., Canoga Park, California

Джонс, Харье

Jones H. B., Jr., Department of Aeronautical Engineering, Princeton University, Princeton, New Jersey; Harrje D. T., Department of Aeronautical Engineering, Princeton University, Princeton New Jersey

Дэвис, Маккормик

Davis N. S., Jr., Rocketdyne, A Division of North American Aviation, Inc., Canoga Park, California; McCormick J. C., Becco Chemical Division, Food Machinery and Chemical Corporation, Buffalo, New York

Джортнер

Jortner J., Rocketdyne, A Division of North American Aviation, Inc., Canoga Park, California

Ильсен

Ilsen V., Liquid Rocket Plant, Aerojet-General Corporation, Sacramento, California

Кардалло, Хикерсон

Cardullo M. W., Liquid Rocket Propulsion Laboratory, U. S. Naval Air Rocket Test Station, Lake Denmark, Dover, New Jersey; Hickerson F. R., Liquid Rocket Propulsion Laboratory, U. S. Naval Air Rocket Test Station, Lake Denmark, Dover, New Jersey

Кушида

Kushida R., National Engineering Science Co., Pasadena, California

Массье, Рошке

Massier P. F., Heat Transfer and Fluid Dynamics Group, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, California; Roschke E. J., Heat Transfer and Fluid Dynamics Group, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, California

Меллиш, Гибб

Mellish J. A., Aerojet-General Corporation, Sacramento, California; Gibb J. A., Aerojet-General Corporation, Sacramento, California

Мейер

Mayer E., National Engineering Science Co., Pasadena, California

Миско

Misko G., Rocketdyne, A Division of North American Aviation, Inc., Canoga Park, California

Осборн

Osborn J. R., Department of Mechanical Engineering, Purdue University, Lafayette, Indiana

Петерсон

Peterson J. A., Tapco Group, Thompson Ramo Wooldridge, Inc., Inglewood, California

Рао

Rao G. V. R., Rocketdyne, A Division of North American Aviation, Inc., Canoga Park, California

Рейссиг, Анжелус

Reissig G. W., Allegany Ballistics Laboratory, Cumberland, Maryland; Angelus T. A., Allegany Ballistics Laboratory, Cumberland, Maryland

Росс, Эль-Векиль

Ross P. A., Boeing Airplane Company, Seattle, Washington; El-Wakil M. M., Department of Mechanical Engineering, University of Wisconsin, Madison, Wisconsin

Спайд, Лендсбаум

Spaid F. W., Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, California; Landsbaum E. M., Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, California

*Фиалков, Марк, Вебб,
Глассмен*

Fialkoff S., Camin Laboratories Inc., Brooklyn, New York; Mark R., Department of Aeronautical Engineering, Princeton University, Princeton, New Jersey; Webb M. J., Department of Aeronautical Engineering, Princeton University, Princeton, New Jersey; Glassman I., Department of Aeronautical Engineering, Princeton University, Princeton, New Jersey

Фишборн, Эдз	Fishburne E. S., Department of Aeronautical Engineering, The Ohio State University, Columbus, Ohio; Edse R., Rocket Research Laboratory, The Ohio State University, Columbus, Ohio
Херш	Hersh C. K., Chemistry Research Division, Armour Research Foundation of Illinois Institute of Technology, Chicago, Illinois
Хольцман, Тик, Хинк	Holzmann A., Advanced Systems Research Department, Reaction Motors Division, Thiokol Chemical Corporation, Denville, New Jersey; Tick S., Advanced Systems Research Department, Reaction Motors Division, Thiokol Chemical Corporation, Denville, New Jersey; Hinck E., Advanced Systems Research Department, Reaction Motors Division, Thiokol Chemical Corporation, Denville, New Jersey
Чемберлен, Олсон	Chamberlain J., Pratt and Whitney Aircraft Division, United Aircraft Corporation, East Hartford, Connecticut; Olson R. E., United Aircraft Corporation Research Laboratories, East Hartford, Connecticut
Эберштейн, Глассмен	Eberstein I. J., Department of Aeronautical Engineering, Princeton University, Princeton, New Jersey; Glassman I., Department of Aeronautical Engineering, Princeton University, Princeton, New Jersey
Эллиотт	Elliott D. G., Jet Propulsion Laboratory California Institute of Technology, Pasadena California

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие редактора русского издания	5
Предисловие редакторов американского издания	10
А. ИМИТАЦИИ ИСПЫТАНИЙ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ВЫСОТНЫХ УСЛОВИЯХ	
Массье П., Рашке Е. Экспериментальное исследование выхлопных диффузоров для ракетных двигателей	11
Хольцман А., Тик С., Хинк Э. Краткое изложение экспериментов по применению выхлопных диффузоров для испытания ракетных двигателей	56
Рао Г. Короткий диффузор для испытания ракетных сопел	62
Ильсен В. Эжекторная система для больших ракетных двигателей	66
Чемберлен Дж., Олсон Р. Разработка выхлопного диффузора для наземных испытаний ракетных двигателей	69
Б. ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ ПРИБОРЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕУСТОЙЧИВОГО ГОРЕНИЯ	
Спэд Ф., Лендсбаум Е. Измерительные приборы для исследования неустойчивого горения в ракетных двигателях на твердом топливе	84
Осборн Дж. Некоторые приборы для исследования устойчивости горения	100
Джонс Х., Харье Д. Комбинированная установка для регистрации и анализа неустойчивости горения	118
Бейкер С. Аппаратура для измерения высокочастотных колебаний давления при исследовании неустойчивой работы ракетных двигателей	128
Рейсиг Г., Анжелус Т. Измерительная аппаратура для исследования явления неустойчивого горения	136
В. ГОРЕНИЕ ЖИДКИХ РАКЕТНЫХ ТОПЛИВ	
Вильямс Ф. Горение капель, имеющих одинаковые размеры	156
Росс П., Эль-Векиль М. Исследование испарения и горения горючих с помощью интерферометра, работающего на двух длинах волн	179
Дайкема О., Грин С. Экспериментальное исследование горения одиночных капель горючего RP-1, несимметричного диметилгидразина и гидразина в воздухе и кислороде	204
Г. КИНЕТИКА ХИМИЧЕСКИХ РЕАКЦИЙ	
Бауэр В., Голдстейн М., Уйберлей С. Реакции диборана с кислородом при взрыве и в предвзрывных условиях	222
Эберштейн И., Глассмен И. Исследование разложения гидразина	236
Фишборн Е., Эдз Р. Способность к детонации озона и окиси азота	247

Кушида Р. Рекомбинация при химической неравновесности и ее влияние на поток в сопле ракетного двигателя (приближенный метод)	257
Миско Г. Спектроскопические методы определения температуры пламен, основанные на измерении суммарного излучения	274
Херш Ч. Получение и свойства жидкого озона и озono-кислородных смесей (Обзор)	278

Д. ВЫБОР ТОПЛИВ

Меллиш Дж., Гибб Дж. Сравнение жидких ракетных топлив, основанное на характеристиках ракеты	290
Джортнер Дж. Сравнительные характеристики высококипящих топлив; влияние удельной тяги и удельного веса	307

Е. КОНСТРУКЦИИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Эллиотт Д. Исследование газоструйных насосов для ракетных двигателей	324
Мейер Э. Анализ пределов повышения давления газа в камерах сгорания с регенеративным охлаждением ракетных двигателей с большой тягой . .	355
Фиалков С., Марк Р., Вебб М., Глассмен И. Изготовление ракетных сопел методом электроформования и исследование их прочности и теплопередачи	371
Дэвис Н., Маккормик Дж. Конструкция блока катализатора для разложения перекиси водорода	390
Кардалло М., Хикерсон Ф. Ракетные двигатели с регулируемой тягой	407
Петерсон Дж. Переходные процессы при запуске ракетных двигателей, работающих на самовоспламеняющемся двухкомпонентном топливе . . .	427
Рао Г. Исследование новых типов ракетных сопел	440

ИССЛЕДОВАНИЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ

Редактор В. Т. ВЛАСОВ

Художественный редактор Н. В. Зотова
Технический редактор Н. А. Попова

Сдано в производство 3/II 1964 г.
Подписано к печати 11/V 1964 г.
Бумага 70×108¹/₁₆ = 14,3 бум. л.
39 печ. л.

Уч.-изд. л. 35,9. Изд. № 20/1984
Цена 2 р. 71 к. Зак. 23
(Темплзи 1964 г. Изд-ва ИЛ пор. № 155)

ИЗДАТЕЛЬСТВО

«МИР»

Москва, 1-й Рижский пер., 2

Московская типография № 16

«Главполиграфпрома»

Государственного комитета
Совета Министров СССР по печати
Москва, Трехпрудный пер., д. 9