## оглавление

От авторов	6
Предисловие	8
Глава 1. Конструктивно-компоновочные схемы интегральных ракетно- прямоточных двигателей на твердом и пастообразном топливах	10
<ul> <li>1.1. Ракетно-прямоточные двигатели для ракет класса «поверхность-воздух»</li> <li>1.2. Ракетно-прямоточные двигатели для ракет класса «воздух-воздух» и «воздух-поверхность»</li></ul>	15 23
1.3. Ракетно-прямоточные двигатели для артиллерийских снарядов и ракет класса «поверхность-поверхность»	27
1.4. Проблемы и тенденции развития при создании РПД	34
Глава 2. Проектирование стартово-разгонных двигателей на твердых и пастообразных топливах.	49
91 Типы стартово-разгонных ступеней	49
2.2. Расчет и проектирование РЛ со сбрасываемым соплом	58
2.3. Расчет и проектирование бессоплового РЛ	75
2.4. Расчет и проектирование воспламенительных устройств, теплозащиты	
и других систем РД	83
2.4.1. Расчет и проектирование воспламенительных устроиств	83
2.4.2. Выоор материалов корпусных узлов и деталей	8/
2.4.5. Проектирование теплозащитных покрытии элементов конструкции	00
2.4.4. Проектирование гопливных зарядов	99
Глава 3. Проектирование маршевых РПД на твердом и пастообразном топливах	104
3.1. Твердые и пастообразные топлива РПД	104
3.1.1. Твердые топлива	104
3.1.2. Пастообразные топлива	123

3.2. Расчет и проектирование газогенераторов РПДТ и РПДП	. 128
3.2.1. Расчет поверхности горения заряда твердого топлива	. 128
3.2.2. Расчет поверхности горения заряда пастообразного топлива	. 133
3.2.3. Расчет характеристик рабочего процесса в газогенераторе	. 139
3.2.4. Расчет горения заряда и характеристик рабочего процесса в газоген	e-
раторе с учетом аэронагрева и аэроохлаждения	. 143
3.2.5. Расчет и проектирование воспламенителя заряда, выбор материал	OB
стенок и теплозащиты газогенератора	. 150
3.2.6. Проектирование компенсаторов температурных усадок пастообразно	ГО 154
	. 134
2.2.1. Посчет и проектирование регулятора расхода маршевого топлива РПД.	. 170
5.5.1. Расчет проходных сечении регулятора расхода и определение зако. горения топлива	на 171
332 Оптимизация характеристик регулятора расхода топлива	176
3.3.3. Определение массогабаритных характеристик регулируемого газоген	е-
ратора	. 187
3.4. Расчет и проектирование камер сгорания РПД	. 192
3.4.1. Факторы, влияющие на эффективность рабочего процесса	. 193
	100
3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания	. 155
3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания 3.4.3. Эффективность смешения и горения в камере сгорания	. 208
3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания 3.4.3. Эффективность смешения и горения в камере сгорания 3.4.4. Расчет тягово-экономических характеристик двигателя	. 208 . 238
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li> <li>3.4.3. Эффективность смешения и горения в камере сгорания</li> <li>3.4.4. Расчет тягово-экономических характеристик двигателя</li> <li>Глава 4. Экспериментальная отработка РПД на твердых и пастообра ных топливах</li> </ul>	. 208 . 238 <b>3-</b> . 242
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li></ul>	. 208 . 238 <b>3-</b> . 242 . 242
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li></ul>	. 208 . 238 <b>3-</b> . 242 . 242 . 250
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li></ul>	. 208 . 238 <b>3-</b> . 242 . 242 . 250 . 250
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li></ul>	. 208 . 238 . 238 . 242 . 242 . 242 . 250 . 250 0-
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li></ul>	. 208 . 238 . 238 . 242 . 242 . 250 . 250 . 255
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li></ul>	. 208 . 238 . 238 . 242 . 242 . 250 . 250 . 255 a- . 260
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li></ul>	. 208 . 238 . 238 . 242 . 242 . 250 . 250 . 255 a- . 260 . 265
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li></ul>	. 208 . 208 . 238 . 242 . 242 . 250 . 250 . 255 a- . 260 . 265 . 265
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li></ul>	. 208 . 238 . 238 . 242 . 242 . 250 . 250 . 255 a- . 265 . 265 . 265 . 265
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li></ul>	<ul> <li>133</li> <li>208</li> <li>238</li> <li>238</li> <li>238</li> <li>242</li> <li>242</li> <li>250</li> <li>255</li> <li>255</li> <li>a-</li> <li>265</li> <li>265</li> <li>265</li> <li>5-</li> <li>268</li> <li>275</li> </ul>
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li></ul>	<ul> <li>133</li> <li>208</li> <li>238</li> <li>238</li> <li>242</li> <li>242</li> <li>250</li> <li>250</li> <li>255</li> <li>а-</li> <li>260</li> <li>265</li> <li>265</li> <li>265</li> <li>265</li> <li>268</li> <li>275</li> <li>275</li> </ul>
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li></ul>	<ul> <li>133</li> <li>208</li> <li>238</li> <li>238</li> <li>242</li> <li>242</li> <li>250</li> <li>255</li> <li>255</li> <li>265</li> <li>265</li> <li>265</li> <li>265</li> <li>265</li> <li>265</li> <li>265</li> <li>265</li> <li>275</li> <li>275</li> <li>293</li> </ul>
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li> <li>3.4.3. Эффективность смешения и горения в камере сгорания</li> <li>3.4.4. Расчет тягово-экономических характеристик двигателя</li> <li>Глава 4. Экспериментальная отработка РПД на твердых и пастообра ных топливах</li> <li>4.1. Этапы и виды испытаний.</li> <li>4.2. Наземная стендовая отработка РПД</li> <li>4.2.1. Исследование горения топлив в модельном газогенераторе РПД</li> <li>4.2.2. Исследование газодинамики и смесеобразования в моделях камер сграния РПД</li> <li>4.2.3. Исследования по выбору геометрии тракта модельного двигателя и б зовых режимов испытаний РПД</li> <li>4.3.0 Сгневые стендовые испытания РПД</li> <li>4.3.1. Стенд для наземных огневых испытаний и обработки эксперименталных данных</li> <li>Приложение. Энергоемкие компоненты твердых и пастообразных топлив</li> <li>П.1. Металлы и неметаллы. Общая характеристика</li> <li>Список основных сокращений</li> </ul>	<ul> <li>a. 208</li> <li>b. 208</li> <li>c. 238</li> <li>a. 242</li> <li>c. 242</li> <li>c. 242</li> <li>c. 250</li> <li>c. 255</li> <li>a. 260</li> <li>c. 265</li> <li>d. 265</li> <li>b. 265</li> <li>c. 265</li> <li>b. 268</li> <li>c. 275</li> <li>c. 275</li> <li>c. 293</li> <li>c. 306</li> </ul>
<ul> <li>3.4.2. Распространение газогенераторных струи в камере сгорания</li> <li>3.4.3. Эффективность смешения и горения в камере сгорания</li> <li>3.4.4. Расчет тягово-экономических характеристик двигателя</li> <li>Глава 4. Экспериментальная отработка РПД на твердых и пастообра ных топливах</li> <li>4.1. Этапы и виды испытаний.</li> <li>4.2. Наземная стендовая отработка РПД</li> <li>4.2.1. Исследование горения топлив в модельном газогенераторе РПД</li> <li>4.2.2. Исследование газодинамики и смесеобразования в моделях камер сграния РПД</li> <li>4.2.3. Исследования по выбору геометрии тракта модельного двигателя и б зовых режимов испытаний РПД</li> <li>4.3.0. Стенд для наземных огневых испытаний</li> <li>4.3.1. Стенд для наземных огневых испытаний и обработки эксперименталных данных</li> <li>Приложение. Энергоемкие компоненты твердых и пастообразных топлив П.1. Металлы и неметаллы. Общая характеристика</li> <li>Список основных сокращений</li> </ul>	<ul> <li>133</li> <li>208</li> <li>238</li> <li>238</li> <li>242</li> <li>242</li> <li>250</li> <li>250</li> <li>255</li> <li>a-</li> <li>265</li> <li>275</li> <li>293</li> <li>306</li> <li>307</li> </ul>

Посвящается 80-летию Государственного научного центра Российской Федерации ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова» и 65-летию ОАО «Машиностроительное конструкторское бюро «Искра» имени И.И. Картукова»

## от авторов

К числу основных направлений развития тактического ракетного вооружения в настоящее время относится совершенствование двигательных установок на базе ракетно-прямоточных двигателей (РПД) на твердых и пастообразных топливах.

Особенностью этих типов двигателей является то, что они создаются в качестве интегрированной с летательным аппаратом системы, что предопределяет методологию их комплексного проектирования и экспериментальной отработки.

Точность результатов определения параметров рабочего процесса, геометрических и тягово-экономических характеристик и надежность создаваемых РПД в значительной мере определяются степенью совершенства как теоретических основ и инженерных методов проектирования, так и экспериментальной отработки двигателей. Этот фактор и обусловливает необходимость и актуальность постоянного развития научно-методического и инженерного обеспечения проектно-конструкторских работ в области ракетно-прямоточных двигателей на твердых и пастообразных топливах.

Коллективом авторов из ЦИАМ и МКБ «Искра» в 2006 г. была опубликована монография, посвященная разработке основ теории и математических моделей как отдельных узлов, так и прямоточных воздушно-реактивных двигателей на твердых топливах в целом. Настоящая книга посвящена разработке методов комплексного проектирования и экспериментальной стендовой отработки РПД на твердых и пастообразных топливах и является логическим продолжением предшествующей монографии.

Книга написана, в основном, по опубликованным материалам авторов, при этом ряд материалов заимствован из отечественных и зарубежных публикаций. Предисловие написано членом-корреспондентом Российской академии наук доктором технических наук профессором О. М. Алифановым, глава 1 — В. А. Сорокиным, Е. В. Суриковым, М. С. Шаровым, Н. П. Животовым, В. М. Абашевым, В. В. Черваковым, Л. С. Яновским, глава 2 — В. А. Сорокиным, В. П. Францкевичем, В. М. Абашевым, В. В. Черваковым, Н. П. Животовым, М. С. Шаровым, глава 3 — В.А. Сорокиным, В. П. Францкевичем, Н. П. Животовым, В. А. Козловым, В. Д. Фельдманом, Л. С. Яновским, глава 4 — Е. В. Суриковым, М. С. Шаровым, В. А. Сорокиным, В. П. Францкевичем, ва 4 — Е. В. Суриковым, М. С. Шаровым, В. А. Сорокиным, В. П. Францкевичем. При написании книги авторский коллектив широко практиковал взаимные консультации.

Общее редактирование книги осуществлялось членом-корреспондентом Российской академии наук, академиком Российской академии ракетных и артиллерийских наук, доктором технических наук профессором Ю. М. Милехиным и Лауреатом премии правительства РФ в области науки и техники, кандидатом технических наук В. А. Сорокиным.

Авторы выражают глубокую благодарность коллективу кафедры «Ракетные двигатели» Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана (зав. кафедрой — доктор технических наук профессор Д.А. Ягодников); и заместителю генерального директора — главному конструктору ФГУП «НИИПМ» заслуженному деятелю науки и техники РФ, доктору технических наук профессору Г.Н. Амарантову за большую работу по рецензированию рукописи.

Авторы выражают признательность сотруднику ОАО ТМКБ «Союз» кандидату технических наук В. Я. Хилькевичу за помощь в подготовке материалов по расчету и проектированию стартовых и маршевых двигателей, ветерану труда ЦИАМ, старшему научному сотруднику, кандидату технических наук В. К. Верхоломову за помощь в предоставлении методических материалов и консультации, а также сотрудникам ЦИАМ Л. Н. Смирновой и А. А. Булатовой и сотруднику МКБ «Искра» М. А Тихомирову. за помощь в проведении расчетов и подготовке материалов книги к опубликованию.

## Предисловие

В последние годы в нашей стране и за рубежом возрос интерес к комбинированным двигательным установкам (КДУ) на основе ракетно-прямоточных двигателей (РПД) на твердых и пастообразных топливах для ракет с внутриатмосферной зоной эксплуатации. В этих двигателях благодаря интеграции могут быть наилучшим образом реализованы преимущества ракетных двигателей в стартово-разгонной ступени и высокие экономические показатели РПД в маршевой ступени.

Развитие РПД на твердых и пастообразных топливах может быть реализовано путем совершенствования конструктивно-компоновочных схем, топлив, конструкционных и теплозащитных материалов, организации эффективного рабочего процесса в маршевых газогенераторах и камерах сгорания и др. в обеспечение максимальной дальности полета ракет.

Многообразие схем и конструктивных элементов РПД, применяемых твердых и пастообразных топлив вызывает необходимость выявления областей их эффективного применения. Сложность задач расчета и проектирования интегральных регулируемых РПД на твердых и пастообразных топливах связана с неполнотой и, в значительной мере, неопределенностью исходных данных, которые предстоит определить и конкретизировать в ходе разработки двигателя в составе ракеты. По этой причине в книге большое внимание уделяется как методам расчета и проектирования отдельных узлов, систем и двигателя в целом, так и методологии их экспериментальной стендовой отработки.

Данная книга в значительной мере восполняет существующий в течении ряда десятилетий в отечественной и зарубежной литературе пробел в освещении и решении вопросов конструкции, проектирования и отработки РПД на твердых и пастообразных топливах. Книга является естественным продолжением монографии «Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах», опубликованной в издательстве «Академкнига» в 2006 г. коллективом авторов из ЦИАМ им. П.И. Баранова и МКБ «Искра», которая была посвящена основам теории и расчета интегральных прямоточных воздушно-реактивных двигателей твердотопливных (ИПВРДТ).

Книга состоит из четырех глав и приложения. Глава 1 посвящена рассмотрению конструктивно-компоновочных схем РПД на твердых и пастообразных топливах для тактических ракет различных классов. В ней рассматриваются ключевые проблемы и этапы комплексного проектирования РПД. В главе 2 рассматриваются вопросы проектирования стартово-разгонных ракетных двигателей как на твердых, так и на пастообразных топливах. Глава 3 посвящена проектированию маршевых РПД. В ней описаны свойства твердых и пастообразных топлив и методология их выбора, даны методы расчета и проектирования маршевых газогенераторов, регуляторов расхода топлива и прямоточных камер сгорания. Приводится методика расчета тягово-экономических характеристик двигателя. Глава 4 посвящена методологии экспериментальной стендовой отработки интегральных РПД на твердых и пастообразных топливах. Рассматриваются вопросы отработки топлив и рабочих процессов на модельных зарядах, в модельных газогенераторах и двигателях. Дана методика проведения огневых испытаний двигателя и обработки экспериментальных данных. В Приложении приводятся сведения об энергоемких компонентах твердых и пастообразных топлив: металлах, неметаллах, гидридах металлов.

Авторский коллектив включает в себя ведущих специалистов ЦИАМ, МКБ «Искра», МАИ и ФЦДТ «Союз», имеющих многолетний опыт в области разработок топлив, исследования рабочего процесса ИРПД, конструкции и проектирования ракетных и ракетно-прямоточных двигателей на твердых и пастообразных топливах; принимавших непосредственное участие в разработке, проектировании, экспериментальной отработке и последующей модернизации ДУ ряда ракет.

Материал, изложенный в книге, безусловно, будет полезен как специалистам, так и студентам старших курсов аэрокосмических и ракетноартиллерийских специальностей высших технических учебных заведений.

Член-корреспондент Российской академии наук доктор технических наук профессор

О. М. Алифанов

## Глава 1

# КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНЫЕ СХЕМЫ ИНТЕГРАЛЬНЫХ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДОМ И ПАСТООБРАЗНОМ ТОПЛИВАХ

Опережающее развитие ракетного вооружения является радикальным средством повышения эффективности авиационных боевых комплексов, зенитно-ракетных систем и артиллерийских комплексов, играющих определяющую роль в локальных конфликтах современности.

Отсутствие возможности радикального совершенствования ракетного вооружения за счет модернизации широко применяемых ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ), которые практически достигли предела своего совершенствования, привлекает особое внимание к двигательным установкам, энергетические возможности которых могут быть улучшены за счет использования атмосферного воздуха [1.1]. Наиболее перспективными для высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) с внутриатмосферной зоной эксплуатации являются двигательные установки (ДУ) на основе прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД), в т.ч. ракетно-прямоточных двигателей на твердом (РПДТ) и пастообразном (РПДП) топливах.

При сравнительной простоте РПД имеют высокие значения удельного импульса в широком диапазоне высот и скоростей полета, что позволяет при обеспечении высоких скоростей иметь, при определенных условиях полета, в 1,5–2 раза большую дальность полета по сравнению с использованием РДТТ (рис. 1.1).



Рис. 1.1. Баллистические характеристики ракеты (высота *H* и относительная дальность полета <u>Д</u>): – – – штатный РДТТ, — – перспективный РПД

В отличие от РДТТ РПД имеет камеру сгорания, в которую из воздухозаборного устройства (ВЗУ) поступает воздух, а из газогенератора (ГГ) с твердым (ТТ) или пастообразным (ПТ) топливом — высокоскоростные потоки продуктов первичного сгорания. Создавая определенный эжекционный эффект в камере сгорания, продукты первичного сгорания дожигаются в воздухе. РПД является комбинированным двигателем, в котором реализован рабочий процесс как в газогенераторе, так и в камере сгорания. При этом газогенератор представляет собой автономный ракетный двигатель, в котором сопловые отверстия играют роль распределительного устройства для продуктов первичного сгорания.

На рис. 1.2 приведена типичная схема ракеты с РПД на твердом топливе.



Рис. 1.2. Схема ракеты с регулируемым ракетно-прямоточным двигателем на твердом топливе: 1 — носовой модуль, 2 — двигательный отсек, 3 — ВЗУ, 4 — переходный канал, 5 — агрегаты управления в гаргротах за ВЗУ, 6 — твердотопливный газогенератор, 7 — узел регулирования расхода продуктов сгорания, 8 — стартовый РДТТ (прочноскрепленный заряд ТРТ в камере сгорания РПД), 9 — заглушки ВЗУ на стартовом режиме, 10 — стартовое сопло, 11 — маршевое сопло, 12 — воспламенитель газогенератора, 13 — воспламенитель стартового РДТТ

К числу достоинств РПД относится тот факт, что РПД, как ПВРД, обладает высокой устойчивостью рабочего процесса по отношению к «богатому» и «бедному» срывам пламени. Существенный недостаток РПД связан с отсутствием или недостаточной эффективностью двигателя при нулевой и малых скоростях полета, а также на больших высотах полета. Данный недостаток преодолевается за счет разгона двигателя в составе изделия носителем, специальным разгонным устройством или стартово-разгонной ступенью, роль которой обычно выполняет РДТТ. В артиллерийских системах активно-реактивный снаряд с РПД разгоняется пушечным выстрелом. Если стартово-разгонная ступень размещается в камере сгорания РПД, то такие РПД называют интегральными (ИРПД), или комбинированными (КРПД). Такое размещение стартовой ступени обычно обусловливается жесткими ограничениями на габаритно-массовые характеристики двигательной установки.

В ПВРД, наряду с маршевым твердым топливом, принципиально может применяться и пастообразное топливо (ПТ). При этом основным типом маршевой ступени может быть либо РПД с первичной газификацией в газогенераторе, выносом продуктов газификации в камеру сгорания и их дожиганием в потоке воздуха, либо ПВРД открытой схемы с вытеснением ПТ из коаксиального перфорированного бака в камеру сгорания. Отметим, что реализация ПВРД открытой схемы на пастообразном топливе достаточно проблематична, и наибольший практический интерес представляет РПДП. На рис.1.3 приведена типичная конструктивная схема РПДП.



Рис. 1.3. Конструктивная схема РПД на пастообразном топливе (РПДП)

Двигательная установка (рис. 1.3) состоит из газогенератора маршевой ступени (1), стартового ракетного двигателя на пастообразном топливе (РДПТ) (2), камера которого одновременно является камерой сгорания маршевой ступени (6), соединенных переходным отсеком (8), и воздухозаборного устройства (3). Герметичность стыков «газогенератор-переходный отсек-камера» обеспечивается при помощи резиновых уплотнительных колец. В переходном отсеке установлен регулятор расхода маршевого топлива (7). Сопловой блок РПДП состоит из маршевого сопла (5) и стартового (сбрасываемого) сопла (4) с размещенным в нем воспламенительным устройством (ВУ) (10) стартового двигателя (СД). СД состоит из обечайки с нанесенным на внутреннюю поверхность ТЗП, в передней части которой выполнены окна (9) для подачи воздуха из ВЗУ, соплового блока и компенсатора температурных усадок (КТУ) стартового заряда. В состав КТУ входят пружина и поршень. Газогенератор состоит из обечайки, переднего днища, комбинированного ТЗП и заряда ПТ с системой КТУ; для воспламенения заряда на задней стенке установлен торовый пиротехнический воспламенитель (11). Вход воздуха из ВЗУ в камеру сгорания организован в передней ее части через специальные окна. ВЗУ крепятся к камере сгорания с помощью фланцевого соединения.

Порядок работы РПДП аналогичен работе РПДТ: ВУ поджигает заряд СД; после выгорания стартового заряда по команде системы управления ракеты происходит сброс стартового сопла, открываются крышки ВЗУ и заглушки входа ВЗУ в камеру сгорания, подается сигнал на запуск ВУ маршевой ступени, срабатывает воспламенитель и загорается заряд ГГ. Продукты газогенерации через выходные отверстия регулятора расхода попадают в камеру сгорания, где, смешиваясь с воздухом из ВЗУ, сгорают и выбрасываются в атмосферу через маршевое сопло, создавая тягу.

РПДП конструктивно является более сложным двигателем, чем РПДТ, за счет необходимости добавления в конструкцию элементов типа КТУ, обеспечивающих стабильность эксплуатационных и технологических характеристик пастообразного топлива при хранении и работе ДУ. Но применение ПТ в ДУ может обеспечить, несмотря на усложнение конструкции, приводящее к неизбежному снижению надежности, улучшение летно-технических характеристик (ЛТХ), увеличение удельного импульса при уменьшении общей длины ДУ. Преимущества и недостатки двигателей на ПТ перед РПДТ и РДТТ применительно к газогенераторам РПД и стартово-разгонным ступеням будут описаны ниже в соответствующих разделах.

РПД, как воздушно-реактивный двигатель, генерирует тяговый импульс за счет подвода тепла к протекающему через его тракт рабочему телу, основную часть которого составляет атмосферный воздух. Параметры воздуха, обтекающего летательный аппарат, из-за отсутствия турбокомпрессорной группы напрямую взаимосвязаны с внутридвигательными параметрами и определяют характеристики двигательной установки [1.1]. Поэтому при проектировании РПД важную роль играет выбор аэродинамической схемы.

Выбор аэродинамической схемы ЛА с РПД обусловлен целевым назначением ЛА. Главными факторами являются: дальность, скорость, высота полета, маневренность, возможности системы управления. Попытка обобщения основных схемно-компоновочных решений предпринята в [1.2]. На рис. 1.4 приведены компоновочные схемы летательных аппаратов с РПД. ВЗУ для каждой конкретной аэродинамической схемы ЛА могут иметь различную форму, длину и число подводящих патрубков. ВЗУ является одним из важнейших определяющих узлов при разработке как ЛА с РПД, так и самого ракетно-прямоточного двигателя. В целом ВЗУ могут быть: лобовыми или подфюзеляжными, одно- и многопатрубковыми, симметричными или несимметричными, регулируемыми (в т.ч. складываемыми) и нерегулируемыми. Важно обеспечить не только интеграцию с летательным аппаратом, но и высокую эффективность (высокие коэффициенты восстановления давления и расхода воздуха), газодинамическую устойчивость работы, минимальное сопротивление. С этой целью ВЗУ на стартовом режиме оснащаются герметичными или перфорированными сбрасываемыми колпаками, демпферами в переходном канале. На маршевом режиме ВЗУ могут оснащаться панелями предварительного сжатия потока, системами слива пограничного слоя. В переходном канале возможно выполнение регулируемых дренажных щелей, может находиться система управления структурой потока. Вход воздуха



Рис. 1.4. Компоновочные схемы ЛА. *а*) симметричное заднее расположение; 1 - ALVRJ STM; 2 - GORJE; *б*) асимметричное переднее расположение: – ASALM SLAT; *в*) асимметричное заднее расположение: 1 - MORASS MRE ALRAAM; 2 - LFRED AIAAM; 3 - LIFRAMAIAAM; 4 - FIREBRAND;

15

в камеру сгорания из переходного канала может осуществляться соосно, под произвольным углом к оси или комбинированным способом.

Современные ВЗУ имеют пространственную форму, часто рассчитанную с учетом несимметричной компоновки и возможности полярного управления перегрузкой.

В перспективе можно ожидать появления летательных аппаратов с некруглым поперечным сечением для улучшения интеграции с двигателем и уменьшения радиолокационной заметности [1.3].

Многообразие схем РПД и применяемых и перспективных твердых и пастообразных топлив вызывает необходимость классификации двигателей и выявления области их рационального применения.

В настоящее время рассматриваются [1.1] три основных области рационального применения ЛА с РПД: зенитно-ракетные системы (ракеты класса «поверхность-воздух»); авиационные боевые комплексы (ракеты классов «воздух-воздух» и «воздух-поверхность») и артиллерийские системы (ракеты класса «поверхность-поверхность» и активно-реактивные снаряды).

### 1.1. Ракетно-прямоточные двигатели для ракет класса «поверхность-воздух»

В 1937 г., после преобразования РНИИ в НИИ-З НКОП СССР, была спроектирована и изготовлена первая в мире двухступенчатая ракета Р-З конструкции И.А. Меркулова с ПВРДТ на второй ступени (рис. 1.5) [1.4].



Рис. 1.5. Схема ракеты Р-3 с ПВРД на второй ступени: *1* — диффузор ПВРД, *2* — твердое горючее ПВРД, *3* — пороховой заряд первой ступени, *4* — стабилизатор, *5* — аэродинамический тормоз, *6* — сопло первой ступени, *7* — сбрасываемая заглушка

На первой ступени применялся пороховой ракетный двигатель конструкции А.И. Полярного, разгонявший ракету до скорости, необходимой для начала работы ПВРД. В качестве горючего ПВРД использовались шашки двух типов, разработанные и изготовленные химиками МГУ и МХТИ. В основном они состояли из смеси алюминиевого и магниевого порошков, отличались составом наполнителя и технологией прессования. В двигатель заряжались две кольцеобразные шашки одинакового внешнего, но различного внутреннего диаметров, благодаря чему обеспечивался требуемый профиль канала, по которому поступал из диффузора необходимый для их горения воздух [1.4].

Воспламенение горючего ПВРД производилось огнепроводящим шнуром, загоравшимся в момент окончания работы порохового ускорителя, который отделялся от ракеты набегающим воздушным потоком с помощью «аэродинамического тормоза». Технические данные ракеты Р-3 приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1.

Параметр	1 ступень, РДТТ	2 ступень, ПВРД
Стартовая масса, кг	8,3	4,5
Масса полезного груза, кг	4,5	0
Масса топлива, кг	1,4	2,1
Тяга двигателя, Н	1160	235
Удельный импульс, с	185	90
Время работы двигателя, с	2,24	9
Полная длина, мм	888	700
Диаметр миделя, мм	82	121
Размах стабилизатора, мм	200	240
Максимальная скорость, м/с	300	1200
Расчетная высота полета, м	30	9000

Всего было изготовлено 16 ракет Р–3. Их летные испытания, начавшиеся в феврале 1939 г. на станции «Планерная» под Москвой, проводились по вертикальной траектории. Испытания прошли успешно, доказав перспективность применения ПВРД в авиации и ракетной технике. Работы по ПВРД для ракетной техники были прерваны войной [1.4].

В 50-х-60-х годах в МКБ «Факел» были проведены работы по созданию РПДТ применительно к зенитным-управляемым ракетам (ЗУР). Так, в рамках работ по модернизации зенитно-ракетного комплекса (ЗРК) С-75 в 1960–1962 гг. было проведено около 40 пусков опытных ЗУР 17Д (рис. 1.6), бросковые, автономные и пуски в замкнутом контуре управления [1.5]. Во время испытаний были достигнуты: максимальная скорость полета  $\mathbf{M} = 3,7$ , средняя скорость 820–860 м/с при дальности активного участка полета 40 км, максимальная высота полета 23 км.

Опытная ЗУР 22Д с автономными сбрасываемыми РПДТ (рис. 1.7) была трехступенчатой: первая ступень — разгонный сбрасываемый РДТТ, вторая ступень — автономные сбрасываемые РПДТ, третья ступень — РДТТ с полезной нагрузкой. При полете к цели, находящейся на максимальной дальности



Рис. 1.6. Внешний вид опытных ЗУР 17Д и 19Д

активного полета ракеты и на высотах менее 20 км, металлизированное (алюминиево-магниевое) топливо РПДТ должно было сгорать полностью, после чего РПДТ сбрасывались с помощью пироцилиндров и начинала работать третья ступень. При полете к цели, находящейся на высоте более 20 км, маршевые РПДТ могли сбрасываться в любой момент их работы непосредственно перед запуском РДТТ третьей ступени. Испытания опытных ЗУР 22Д проходили в 1963–1966 гг.



Рис. 1.7. Внешний вид опытной ЗУР 22Д

Для ЗРК «Круг» в МКБ «Факел» была разработана и испытана в полете в 1961–1962 гг. опытная ракета 19Д, оснащенная РПДТ. Несмотря на то, что данные работы оказали значительное влияние на поиск новых конструктивных решений для достижения максимальной эффективности РПДТ в составе ЗУР, созданный научно-технический задел так и не был использован в серийных изделиях.

Вместе с тем, в 60-е годы в ГосМКБ «Вымпел» был создан серийный интегральный РПДТ для ЗУР 3М9 комплекса «Куб» (рис. 1.8). Данная разработка известна всему миру [1.6]. До сих пор ЗУР 3М9 стоят на вооружении армий в 22 странах. Схема ИРПДТ ЗУР 3М9 приведена на рис. 1.9. Длина ракеты составляла около 5,8 м при диаметре 330 мм. Регулирование расхода продуктов газогенерации в соответствии с фактическими условиями полета не



Рис. 1.8. ЗРК «Куб» с ракетами ЗМ9



Рис. 1.9. Внешний вид (а) и схема (б) ракеты ЗМ9 с ИРПДТ: 1 — блок управления, 2 — радиовзрыватель, 3 — боевая часть, 4 — автопилот, 5 — воздухозаборник, 6 — газогенератор с маршевым зарядом, 7 — заглушка; 8 — ТРТ разгонного РДТТ, размещаемый в камере сгорания; 9 — сбрасываемое сопло стартового режима, 10 — стабилизатор, 11 — крыло

проводилось, так что выбор формы заряда и скорости горения его отдельных частей осуществлялся исходя из условной типовой траектории, которую в те годы разработчики считали наиболее вероятной при боевом применении ракеты. Номинальная продолжительность работы незначительно превышала 20 секунд, масса топливного заряда (длиной 760 мм) составляла около 67 кг. Состав разработанного топлива ЛК-6TM характеризовался большим избытком горючего по отношению к окислителю. Продукты сгорания заряда газогенератора поступали в камеру сгорания, где дожигались в потоке воздуха, входящего через четыре осесимметричных воздухозаборника. Входные устройства

19

воздухозаборников, рассчитанных на сверхзвуковые условия работы, оснащались коническими центральными телами.

На стартовом участке, до включения маршевого двигателя, выходы каналов ВЗУ в камеру сгорания были закрыты стеклопластиковыми заглушками. В камере сгорания размещался твердотопливный заряд стартовой ступени — обычная шашка с бронированными торцами (длиной 1,7 м и диаметром 290 мм, с цилиндрическим каналом диаметром 54 мм) из баллиститного топлива ВИК-2 массой 172 кг. Так как газодинамические условия работы РДТТ на стартовом участке и РПДТ на маршевом участке требовали различной геометрии сопла камеры сгорания, по завершении работы стартовой ступени (длительностью 3–6 секунд) предусматривался отстрел внутренней части соплового аппарата со стеклопластиковой решеткой, удерживающей стартовый заряд.

Применение РПДТ позволило поддерживать большую скорость ЗУР 3М9 на всей траектории, что способствовало реализации высокой маневренности. Ракета обеспечивала поражение целей, маневрирующих с перегрузкой до 8 ед. При этом вероятность поражения таких целей составляла 0,2–0,55 в зависимости от различных условий, тогда как вероятность поражения неманеврирующих целей составляла 0,4–0,75.

Отметим, что именно в ракете ЗМ9 конструкция РПДТ впервые в мире была доведена до стадии серийного производства и принятия на вооружение. В дальнейшем, после войны 1973 г. на Ближнем Востоке, ЗУР ЗМ9 послужила прототипом при создании ряда зарубежных зенитных и противокорабельных ракет [1.7]. До стадии летных испытаний были доведены пять проектов ракет со сверхзвуковыми ИРПДТ: ракеты «воздух-поверхность» ASALM (США), ASMP (Франция), ASSM (Германия), «поверхность-корабль» С-301 (Китай), «корабль-корабль» С-302 (Китай), но ни одна из ракет не была реализована в серийном производстве. Главная причина — отсутствие требуемой глубины регулирования расхода твердого топлива из-за неумения управлять скоростью его горения.

Следует отметить, что создание ракет с РПДТ на данном этапе развития происходило путем простой замены двигательной установки (РДТТ или ЖРД) с сохранением неизменными принципов управления (в декартовой системе координат) и наведения ракеты на цель. В связи с этим, в основном использовалась традиционная осесимметричная схема ракеты с лобовым кольцевым или четырехпатрубковым осесимметричным ВЗУ. Такая схема ограничивает углы атаки и маневренность ракеты с РПДТ, что, несомненно, относится к ее недостаткам.

В действительности, для нормальной работы РПДТ, как и любого ПВРД, требуются ограниченные углы атаки и скольжения. При разгоне и для поддержания высокой маршевой скорости и дальности полета ракеты с РПДТ большие углы атаки и скольжения не нужны. При подлете ракеты к цели требуется маневр, но к этому моменту запас кинетической энергии у ракеты значительный и его можно реализовать с помощью аэродинамических рулей или двигателей поперечного управления, не принимая во внимание эффективность работы двигательной установки. Отметим, что многие зенитные ракеты с РДТТ атакуют цель (особенно в дальних зонах перехвата), когда двигатель уже выключен. Завышенные требования к углам атаки и скольжения, зачастую ранее выдвигавшиеся многими конструкторами, служили основанием для отказа от разработки ПВРД, который является более сложным и наукоемким двигателем по сравнению с РДТТ.

Опережающее развитие РДТТ и применение их в составе зенитных, авиационных и баллистических ракет, отсутствие опыта в создании и доводке различных ракет с РПДТ, отсутствие методологии интегрального проектирования и экспериментальной базы, высокоэнергетических твердых топлив и конструкционных материалов послужили в 60-е годы причиной снижения интереса к РПДТ в целом, как к двигателю для ракет различного назначения. Ракета 3М9 с ИРПДТ до сих пор остается единственным серийным изделием. Впоследствии на основе ракеты ЗМ9 была создана воздушная мишень ЗМ20М3 с ИРПДТ (рис. 1.10).



Рис. 1.10. Сверхзвуковая мишень ЗМ20М3 с ИРПДТ

В настоящее время проходит летные испытания ЗУР АКАЅН с ИРПДТ (Индия) [1.8], по конструкции являющаяся модернизированной ЗУР 3М9. Внешний вид ЗУР АКАЅН представлен на рис. 1.11. Двигатель оснащен четырехпатрубковым ВЗУ с боковым расположением патрубков за носовой частью ракеты. Входной участок каждого патрубка находится на клине для слива пограничного слоя и представляет собой входную зону лобового осесимметричного ВЗУ с коническим центральным телом. В условиях маневрирования характеристики ВЗУ и двигателя ухудшаются, но устойчивость рабочего процесса обеспечивается газогенератором РПДТ, который, по существу, является автономным ракетным двигателем. ИРПДТ ЗУР АКАЅН программно-регулируемый. Схема двигателя представлена на рис. 1.12. Стартово-разгонная ступень, представляющая собой бронированный по торцевым поверхностям вкладной заряд твердого топлива и сбрасываемое стартовое



Рис. 1.11. Внешний вид ЗУР AKASH на пусковой установке

сопло (диаметр критического сечения 110 мм), интегрирована с прямоточным контуром двигателя.

Для выравнивания давления по объему и надежного воспламенения всех горящих поверхностей заряд стартового топлива перфорирован системой радиальных отверстий.

Среднее давление в камере сгорания на стартовом режиме составляет 7,6 МПа, удельный импульс твердого топлива 233 с. Стартовое сопло сбрасывается после завершения режима разгона при помощи пироболтов.

Стенки камеры сгорания защищены слоем толщиной 10 мм из полимерного композиционного материала со связующем на основе фенолформальдегидной смолы. Между теплозащитным материалом и металлической стенкой имеется слой эластичного материала толщиной 2 мм.

Заряд маршевого TT, размещенный в газогенераторе, изготавливается с использованием прессовой технологии и состоит из нескольких участков. Участки вблизи переднего днища имеют пониженную, а около распределительной головки (с двенадцатью сопловыми распределительными отверстиями) — повышенную скорости горения. Изменение скорости горения достигается технологическими, а не рецептурными мероприятиями.

С целью дополнительного увеличения газоприхода в начальный период работы исходный торец поверхности горения имеет специальные углубления, а для лучшего воспламенения эта поверхность покрыта термочувствительным воспламеняющимся составом, закрытым защитной алюминиевой пленкой. Остальные поверхности заряда маршевого TT защищены от воздействия влаги и забронированы. В качестве окислителя маршевого TT используется





азотнокислый натрий, а в качестве энергетических добавок — магний, нафталин и небольшое количество углерода.

В настоящее время основные работы по созданию РПДТ для ЗУР проводятся путем модернизации существующих систем с целью повышения дальности и скорости полета, увеличения зоны перехвата воздушных целей. Применительно к ЗУР модернизация ИРПДТ заключается в создании высокоэнергетических маршевых топлив, узлов регулирования расхода продуктов сгорания газогенератора, позволяющих за счет экономичных режимов работы двигателя значительно увеличить дальность полета ракеты.

## 1.2. Ракетно-прямоточные двигатели для ракет класса «воздух-воздух» и «воздух-поверхность»

Основными двигательными установками для ракет «воздух-воздух» и «воздух-поверхность» остаются по-прежнему РДТТ. Но в последнее время в нашей стране и за рубежом активизировались работы по созданию ИРПДТ применительно к ракетам такого назначения.

При создании современных двигательных установок для ракет средней дальности класса «воздух-воздух» наибольшие усилия направлены на разработку ИРПДТ калибром ≈ 200 мм с подфюзеляжным или подлокаторным (одно- и двухканальным) ВЗУ, с регулируемым расходом продуктов сгорания первичной газогенерации и отсутствием сбрасываемых элементов. Последнее требование предполагает применение интегрированных с конструкцией камеры сгорания разгонных бессопловых РДТТ (БСРДТТ) в качестве разгонных ступеней.

Несимметричное ВЗУ создает подъемную силу и может эффективно работать при увеличенных углах атаки, что особенно важно для обеспечения высокой устойчивости рабочего процесса РПД. Это позволяет реализовать в ЛА преимущество РПД в экономичности по сравнению с РДТТ.

Так, в США, в рамках работ по созданию ИРПДТ с регулируемым расходом твердого топлива, проводятся исследования по замене РДТТ для ракеты класса «воздух-воздух» средней дальности на интегральный ракетно-прямоточный двигатель твердого топлива с бессопловым РДТТ в качестве стартово-разгонной ступени, размещаемым в камере сгорания (ракеты семейства AMRAAM AIM-120C5, C7, D) [1.8, 1.9] с диаметром изделия 178 мм (рис. 1.2).

Европейские фирмы также разрабатывают регулируемый ИРПДТ для тех же целей. Схема ракеты «Метеор», ее габариты и система подвески аналогичны американской (рис. 1.13, 1.14) [1.8, 1.10, 1.11]. Ракета «Метеор» относится к ракетам класса «воздух-воздух» средней дальности и имеет аэродинамическую схему с несимметричным подфюзеляжным двухпатрубковым ВЗУ. Коробчатые каналы ВЗУ расположены один относительно другого под углом 90°. К достоинствам данной схемы следует отнести хорошую



Рис. 1.13. Схема ракеты «Метеор» с ИРПДТ: 1 — крышки входных отверстий ВЗУ, 2 — вход ВЗУ, 3 — переходный канал ВЗУ, 4 — газогенератор, 5 — маршевое топливо, 6 — секция управления; 7 — воспламенитель, 8 — заглушка выходного отверстия ВЗУ, 9 — камера сгорания, 10 — заряд твердого топлива стартовой ступени, 11 — маршевое сопло

преемственность по отношению к предыдущим модификациям с РДТТ, т.к. замена двигательной установки не вызывает необходимости перекомпоновки остальных систем, а такое расположение ВЗУ позволяет увеличивать подъемную силу. ВЗУ имеет хорошие характеристики и может достаточно эффективно работать при увеличенных углах атаки. К недостаткам следует отнести требование наличия полярной (самолетной) системы управления. Ряд опубликованных характеристик ракеты «Метеор» приведен в табл. 1.2.

На большей части траектории ракета летит как самолет в режиме разворота с креном, обеспечивая работу ВЗУ при положительных углах атаки. Критичными являются отрицательные углы атаки и значительные боковые



Рис. 1.14. Внешний вид ракеты «Метеор»

Таблица	1.2.

№	Параметр	Величина
1.	Стартовая масса, кг	165-185
2.	Масса полезной нагрузки, кг	25
3.	Скорость, число М:	
	— максимальная	4,5
	— необходимая для запуска РПД	1,8
4.	Допустимый диапазон перегрузки цели, ед.	11
5.	Максимальная дальность пуска, км	150
6.	Высота полета, км	0-20
7.	Геометрические размеры, м:	
	— общая длина,	3,65
	— длина ДУ,	2,23
	— диаметр корпуса,	0,18
	— размах крыла,	0,4
	— размах оперения.	0,63

скольжения, несмотря на высокую устойчивость рабочего процесса в РПДТ. Такие режимы вполне допустимы при резких маневрах на конечном участке полета.

При пуске ракеты с самолета вначале запускается стартовая ступень, разгоняющая ракету до скорости, обеспечивающей запуск РПД (М ≈ 1,8). Воспламенение заряда газогенератора осуществляется газами стартовой ступени через специальную соединительную трубку. В начале работы прямоточного контура двигателя после вскрытия заглушек воздуховодов осуществляется управление расходом продуктов газогенерации, обеспечивающим устойчивый характер начального периода работы ВЗУ и камеры сгорания. После этого управление двигателем переключается на алгоритм крейсерского управления, задаваемого входными данными. Логика системы управления ракетой адаптирует тягу двигателя в соответствии с условиями полета, включая учет поведения цели. Для управления расходом продуктов газогенерации твердого топлива используется принцип дросселирования двух сопловых отверстий газогенератора, каждое из которых расположено вблизи отверстия для входа воздуха на вертикальной оси переходного канала соответствующего патрубка коробчатого двухпатрубкового ВЗУ.

В настоящее время ракета проходит стадию летных испытаний.

Возможности использования ИРПДТ для ракет класса «воздух-воздух» рассматриваются также в России, Китае, Корее, Индии [1.12, 1.13, 1.14]. На рис. 1.15 приведена одна из возможных схем такой двигательной установки [1.12].



Рис. 1.15. Комбинированный ракетно-прямоточный двигатель для ракет класса «воздухвоздух»: 1 — стартовый двигатель; 2 — маршевый газогенератор, 3 — переходный отсек; 4 — воздухозаборное устройство. Внешний вид — а, сечение двигателя — б

Другим важным направлением разработок являются противорадиолокационные ракеты (ПРР) класса «воздух-поверхность» с двигательными установками на базе регулируемых ИРПДТ.

Так, в рамках совместных работ фирмы США, Германии и Италии работают над созданием новой ПРР взамен известной ракеты НАRM. На первом этапе модернизации совершенствуются системы наведения и управления. На втором этапе создается новая ПРР AARGM с ИРПДТ со следующими характеристиками: общая масса  $\sim 350$  кг, калибр  $\sim 300$  мм, дальность полета 185 км при M = 4 [1.15]. В начальном варианте использовалась бескрылая аэродинамическая схема со складывающимися рулями в хвостовой части, однако в дальнейшем ракета приняла внешний вид, аналогичный ракете «Метеор».

Во Франции взамен ПРР ARMAT проводится разработка новой ракеты ARF общей массой  $\sim 200$  кг, дальностью полета 100–150 км при M = 2,5 с ИРПДТ в качестве двигательной установки [1.16].

В Германии создается новая ПРР ARMIGER [1.3] общей массой ~ 220 кг и максимальной дальностью ~ 200 км при  $M = 2 \div 3$ . Большая дальность, при сравнительно небольшой массе, обеспечивается высокоточной системой наведения (попадание в цель с точностью до 1 м). Это позволяет уменьшить массу боевой части до 20 кг. Как и у ARF, на ракете ARMIGER предполагается установка четырехпатрубкового симметричного коробчатого B3У.

Имеются сведения о разработке в Китае сверхзвуковой ракеты класса «воздух-земля», снабженной ИРПД на твердом топливе [1.17], о работах по авиационным ракетам с ИРПДТ [1.16]: MPSR2 (противокорабельная) во

Франции, [1.8, 1.10]: S-DARTER в ЮАР и сверхзвуковой мишени GQM-163A «Койот» в США (рис. 1.16).



Рис. 1.16. Внешний вид ракеты GQM-163А «Койот» с ИРПДТ

Комплекс ключевых проблем при создании интегральных РПДТ наиболее существенно проявляется для ракет класса «воздух-воздух». Подробно это будет рассмотрено в п. 1.4.

# 1.3. Ракетно-прямоточные двигатели для артиллерийских снарядов и ракет класса «поверхность-поверхность»

Начальный этап практических разработок ПВРД применительно к ракетно-артиллерийскому вооружению относится к 30-м годам XX века. В СССР работы в области ПВРД применительно к активно-реактивным снарядам (АРС) проводились в эти годы в ГИРДе.

Впервые в нашей стране идею ПВРД на твердом топливе (белый фосфор) использовали Ю.А. Победоносцев и М.С. Кисенко [1.18], взяв в качестве объекта снаряд калибра 76 мм (рис. 1.17). В 1933–1935 гг. сначала в ГИРДе,



Рис. 1.17. Снаряд с ПВРД: *а* – схема; *б* – конструкция, *в* – задняя часть снаряда с заглушкой, *1* – оживальная часть, *2* – топливная шашка, *3* – корпус снаряда, *4* – заглушка, *5* – сопло, *6* – полость для размещения полезного груза, *7* – входной канал, *8* – входное отверстие для воздуха

а затем в РНИИ были проведены серии испытаний таких сверхзвуковых снарядов. Скорости их полета  $\mathbf{M} = 2$  к тому времени не достигала ни одна ракета в мире. Несмотря на то, что тяга оказалась меньше лобового сопротивления, была подтверждена работоспособность ПВРД, который компенсировал значительную часть донного сопротивления, способствуя увеличению дальности полета снаряда. Эта работа опередила свое время, а идея применения ПВРД в активно-реактивных снарядах остается востребованной и в настоящее время.

Развитие современных артиллерийских комплексов (AK) идет в направлении реализации новых технических решений, обеспечивающих повышение дальности стрельбы, что вполне закономерно согласуется с требованием повышения степени автоматизации функционирования AK, а главное, с повышающимся качественным уровнем систем разведки и целеуказания. Учитывая перспективы развития данных систем, можно ожидать, что автономные AK станут одной из важнейших составных частей тактических средств поражения, обеспечивая перекрытие диапазона дальностей стрельбы между обычной полевой артиллерией и управляемыми оперативнотактическими ракетами. Основным направлением развития артиллерийских боеприпасов следует считать увеличение максимальной дальности стрельбы с возможностью корректирования и управления полетом снаряда.

В качестве основного перспективного направления развития артиллерийских комплексов, независимо от их калибра, выделяют увеличение траекторной скорости полета управляемого бронебойного подкалиберного снаряда за счет использования активно-реактивного принципа метания с применением высокоэнергетических двигательных установок. Применение управляемых активно-реактивных снарядов позволит существенно повысить TTX артиллерийских комплексов без существенного вмешательства в баллистические характеристики орудий.

Повышение дальности стрельбы штатных артиллерийских систем (без улучшения баллистических свойств орудия, увеличения длины стволов и без применения более мощных боевых пороховых зарядов) может быть достигнуто двумя способами [1.19]:

 установкой на снаряде источника энергии — двигательной установки, обеспечивающей приращение скорости, либо снижающей силу сопротивления воздуха;

 уменьшением силы сопротивления воздуха движению снаряда или снижением поперечной нагрузки (отношение веса снаряда к площади его поперечного сечения).

К снарядам, для которых используется первый способ увеличения дальности стрельбы, относятся следующие:

— активно-реактивные снаряды (APC), имеющие в донной части небольшие пороховые ракетные двигатели. Принятые на вооружение армий США, Франции, Швеции, Италии и Израиля, APC позволили увеличить дальность стрельбы штатных орудий на 25–30 %; — снаряды с медленно горящим пиротехническим составом, снижающим «донный эффект», т.е. разрежение воздуха за дном вследствие срыва воздушного потока с его кромки, который обычно составляет 30–40 % общей силы сопротивления воздуха. Для снижения этого эффекта улучшают форму донной части или устанавливают в ней медленно горящий пиротехнический состав. Как сообщается в зарубежной печати, в последнем случае донное сопротивление уменьшается на 50–80 %, что приводит к увеличению дальности стрельбы на 10–25 %;

— снаряды с ПВРД или РПДТ, которые позволят существенно повысить дальность стрельбы артиллерийских орудий. Основное достоинство таких снарядов заключается в том, что кислород, необходимый для сгорания топлива, берется непосредственно из воздуха. Однако они сложны по конструкции и дорогостоящи.

Разработки управляемых АРС с РПДТ активно ведутся как в нашей стране, так и за рубежом.

Так, в Великобритании фирмой ROYAL ORDNANCE разработан управляемый 155-мм APC POUL-EX, предназначенный для поражения живой силы, бронированной техники и фортификационных сооружений [1.20]. Его особенностью является применение композиционного материала для изготовления несущих элементов корпуса. Снаряд (масса 45 кг, длина 1 620 мм, начальная скорость 945 м/с): обеспечивает поражение целей в любых метеорологических условиях на дальности до 60 км с круговым вероятностным отклонением (КВО) не более 15 м; дает возможность стрельбы из существующих и перспективных орудий полевой и корабельной артиллерии со стволом длиной 52 калибра.

Имеется техническая возможность проведения последующей модернизации для увеличения дальности стрельбы до 150 км. Конструктивно боеприпас, выполненный по аэродинамической схеме «утка», состоит из трех основных частей: блока управления в носовой части, боевой части и реактивного двигателя в сборе с донным газогенератором.

В Швеции фирма «Бофорс» продолжает разработку проекта TCM (Trajectory Correctable Munitions), направленного на создание одноименного радиоуправляемого 155-мм снаряда (рис. 1.18). По соглашению между министерствами обороны Швеции и США к работам подключена американская фирма SAT для совместного исследования концепции ключевых компонентов и проведения испытательных стрельб перспективного боеприпаса.

Снаряд TCM предназначен для поражения незащищенных и бронированных целей на дальности свыше 50 км при стрельбе из самоходных и буксируемых орудий со стволом длиной 52 калибра, при этом КВО, по оценкам разработчиков, составит не более 50 м. Его планируется разработать как модульный боеприпас улучшенной аэродинамической формы с расположенными в хвостовой части донным газогенератором и раскрывающимися после выстрела стабилизаторами.





В открытых источниках не приводится детальных сведений о конструкции двигательных установок, но очевидно, что указанные дальности полета снарядов (50–60 км) могут быть достигнуты только при использовании РПД в качестве двигательной установки.

НИОКР по созданию снарядов данного типа проводятся и в других странах.

Наиболее примечательной является разработка АРС с РПДТ V-LAP (Velocity Enhanced Long Range Artillery Projectile) фирмой DENEL (ЮАР) [1.21]. АРС, разработанные фирмой DENEL, предназначены для стрельбы из орудий калибра 155 мм с длиной ствола 52, 45 и 39 калибров. Технические характеристики снаряда при стрельбе из орудий 155 мм/52 калибра: масса 44,5–46,5 кг; длина (без взрывателя) 773,3 мм; дальность полета максимальная 58–67 км; температурный диапазон от -46 до +63 °C.

В 2006 г. на опытном полигоне в ЮАР были произведены успешные стрельбы активно-реактивными снарядами V-LAP с РПДТ на дальность 56 км из серийной самоходной гаубицы РZH-2000 (Германия) [1.22].

В целом облик РПД для АРС формируется с целью получения тягового усилия и снижения аэродинамического сопротивления снаряда за счет обтекания его внешней поверхности продуктами сгорания газогенераторного состава в воздухе и заполнения ими донной поверхности (повышение донного давления). Различают переднее и заднее расположение РПД в составе АРС. На рис. 1.19 представлена схема АРС с передним расположением РПД.

Отличительной особенностью APC по сравнению, например, с ЗУР или ракетами класса «воздух-воздух», является наличие вращательного движения снаряда в полете вокруг оси с частотой около 10 тысяч оборотов в минуту. Это накладывает дополнительные требования к твердому топливу РПД, которое должно иметь высокие прочностные характеристики, связанные с большими кратковременными продольными перегрузками (выстрел из ствола гаубицы) и центробежными силами при вращении снаряда в полете, а также характеристики по шлакообразованию в условиях вращения, устойчивости процесса горения и т.п.



Рис. 1.19. Схема РПД в составе АРС (переднее расположение): 1 — ВЗУ, 2 — камера сгорания, 3 — сопло, 4 — сопловые отверстия газогенератора РПД, 5 — заряд твердого топлива

РПД для АРС обычно не регулируются, а выгорание торцевой поверхности заряда программируется с учетом известной типовой баллистической траектории полета снаряда. В связи с этим создание маршевого TT с высокими прочностными и энергетическими характеристиками, обеспечивающими устойчивую работу РПД в условиях больших осевых и центробежных перегрузок, является ключевой проблемой разработки РПД АРС. Одним из базовых требований для твердых топлив АРС является минимальное наличие К-фазы в продуктах газогенерации при сгорании топлива в газогенераторе.

Другой важной составляющей систем ракетно-артиллерийского вооружения являются реактивные системы залпового огня. РСЗО по маневренности, производительности и внезапности нанесения огневых ударов продолжают оставаться непревзойденным средством поражения в составе тактического ракетно-артиллерийского вооружения всех армий.

Одно из отличий существующих ракет PC3O от APC заключается в способе запуска. Ракеты PC3O имеют ракетный двигатель на твердом топливе

и запускаются по направляющим из пусковых труб за счет тяги, создаваемой РДТТ.

Основной системой РСЗО стран НА-ТО с середины 80-х годов XX века является система MLRS (Multi Launch Rocket System), разработанная фирмой Lockheed Martin Missiles and Fire Control (США) с участием специалистов Германии, Великобритании, Франции и Италии



Рис. 1.20. Внешний вид PC3O MLRS

(рис. 1.20). РСЗО MLRS включает самоходную пусковую установку (ПУ),

неуправляемые ракеты (НУР) M26 в транспортно-пусковых контейнерах (ТПК) и аппаратуру управления огнем.

Неуправляемая ракета M26 включает боевую часть (БЧ), твердотопливный РД и раскрывающийся в полете четырехлопастный стабилизатор. Для НУР созданы и разрабатываются различные кассетные боевые части (кумулятивно-осколочная, противотанковая и др.). Калибр ракеты M26 — 240 мм, длина — 3960 мм [1.23].

На вооружении Российской армии находятся РСЗО, разработанные еще во времена Советского Союза: «Град», «Ураган» и «Смерч» (рис. 1.21) для стрельбы реактивными снарядами калибра 122, 220 и 300 мм на максимальные дальности 20, 35 и 70 км, соответственно [1.24].



Рис. 1.21. Внешний вид РСЗО «Смерч»

К настоящему времени в России проведена модернизация реактивных снарядов калибров 122 мм и 300 мм с целью увеличения дальности стрельбы с 20 до 40 км и с 70 до 90 км, и, соответственно, ведется модернизация реактивных снарядов калибра 220 мм.

Очевидно, что повышение дальности стрельбы остается одним из основных направлений как модернизации существующих, так и развития перспективных РСЗО. С увеличением дальности стрельбы: возрастают номенклатура и количество объектов поражения, обеспечивается широкий маневр огнем, расширяется зона ответственности систем, уменьшается риск собственного ущерба от ответного удара из-за скрытности стартовой позиции.

Увеличение дальности стрельбы РСЗО может обеспечиваться либо за счет снижения массы боевой нагрузки, либо, при ее сохранении, за счет

повышения энергетических возможностей реактивного снаряда, в частности, следующими путями:

 модернизацией конструкции существующих двигательных установок традиционной схемы;

использованием перспективных твердых топлив с высокой удельной энергоемкостью;

- применением нетрадиционных конструктивных схем.

Модернизация РДТТ традиционной схемы реально достижима за счет увеличения массы заряда и корректировки рецептуры твердого топлива в направлении повышения его термодинамического потенциала и удельного импульса. Данное направление реализовано в модернизированных РСЗО «Град» и «Смерч». Другим путем повышения энергетических характеристик реактивных снарядов артиллерийских систем является разработка пастообразных порохов, которые позволяют осуществлять как модернизацию штатного артиллерийского выстрела без изменения конструкции артиллерийских систем, так и разрабатывать новые системы высокоскоростного метания на новых физических принципах — электротермохимического метания (ЭТХМ).

Появление таких эффективных компонентов, как аммониевая соль динитразовой кислоты и гидрид алюминия, обеспечило мощный рывок в создании высокоимпульсных пастообразных ракетных топлив (ПРТ). Были разработаны рецептуры ПРТ, превосходящие по энергетическим характеристикам лучшие смесевые ТРТ, с  $J_{\rm vg}(40/1) \approx 280$  с.

Дальнейший рост удельных энергетических характеристик твердых топлив (повышение удельного импульса тяги и плотности) может быть достигнут за счет применения активных связующих со взрывчатыми веществами. Однако применение высокоэнергетических топлив требует решения проблемы защиты элементов конструкции РДТТ и пакета направляющих боевой машины от действия продуктов сгорания топлива. Кроме того, разработка и применение топлив на новых компонентах, помимо роста относительной рецептурной стоимости, требует затрат на создание производственно-сырьевой базы, составляющих до 70% общих затрат на создание топлива и двигательной установки.

Очевидно, необходим поиск нетрадиционных технических решений, позволяющих повысить удельную энерговооруженность реактивных снарядов.

Одним из перспективных направлений значительного улучшения летнотехнических характеристик снарядов РСЗО в условиях жестких габаритномассовых ограничений является применение ИРПД на твердом или пастообразном топливах.

В отличие от РДТТ, для ИРПД характерна более высокая степень интеграции с реактивным снарядом, поэтому большое значение для их совершенствования имеет обоснованный выбор аэродинамической схемы и ее согласование с элементами двигательной установки. Кроме того, необходима адаптация ИРПД в реактивном снаряде РСЗО исходя из условия использования всей номенклатуры освоенных в серийном производстве боевых частей, а также сохранения габаритно-массовых характеристик реактивного снаряда, позволяющих осуществлять эксплуатацию существующих боевых машин.

Принципиальная схема ИРПДТ для снаряда РСЗО приведена на рис. 1.22. ИРПДТ состоит из стартового РДТТ 1, камера сгорания которого после



Рис. 1.22. Схема ИРПДТ для реактивного снаряда РСЗО: 1 — заряд стартового РДТТ, расположенный в камере сгорания РПДТ; 2 — твердотопливный газогенератор, 3 — ВЗУ, 4 — сопловой блок

выгорания топлива становится камерой сгорания ИРПДТ, газогенератора 2, ВЗУ 3 и соплового блока 4.

Ключевыми проблемами при создании ИРПДТ для снарядов РСЗО являются разработка маршевого топлива с высокой объемной энергоемкостью и узла регулирования расхода продуктов газификации маршевого топлива. Как показано в [1.25], применение ИРПДТ с подфюзеляжным ВЗУ позволяет повысить дальность полета реактивного снаряда (РС) в 1,7 раза по сравнению со штатным вариантом РС с РДТТ, а использование эффектов рикошетирования и кабрирования посредством системы управления позволяет повысить дальность полета в 2,2 раза (рис. 1.23).



Рис. 1.23. Траектория полета РС: *а* – плавный спуск; *б* – с рикошетированием и кабрированием. *1* – штатный РС с РДТТ, *2* – РС с РДТТ и системой управления, *3* – РС с РПДТ

### 1.4. Проблемы и тенденции развития при создании РПД

Двигательная установка, разрабатываемая на основе РПД, должна обеспечивать выполнение: летно-технических требований по высотам, скоростям, дальности полета, углам атаки на траектории движения, газодинамической устойчивости режима работы (отсутствие помпажей, срывных режимов), вибрациям, перегрузкам, кратности включения и т.д. Эти требования должны выполняться в условиях ограничений, к которым, в первую очередь, относятся габаритно-массовые, в т.ч. на массу сбрасываемых в полете элементов, а также на уровень воздействия на окружающую среду.

Существуют также требования по эксплуатационной надежности, безопасности:

- транспортировки, в т.ч. на носителе;

в условиях пожара;

- падения на бетонное основание с определенной высоты;

- прострела пулей или осколком определенного размера;

- отделения от носителя;

 стойкости к факторам окружающей среды (температура, влажность, атмосферное давление, ветер, осадки, в т.ч. песок и пыль);

— электромагнитные, радиационные, химические и биологические воздействия;

 по гарантийным срокам хранения, ремонтопригодности, стандартизации и унификации деталей и комплектующих с целью сохранения максимальной преемственности по отношению к предшествующим отработанным конструкциям, выполнению предписаний технической документации.

Авиационные тактические ракеты при внешней подвеске на носителях испытывают, как правило, многократные воздействия аэродинамического нагрева, скоростного напора, нестационарных скачков давления, перегрузок, повышенных вибраций, акустических нагрузок. В автономном полете проявляется и воздействие высокотемпературного рабочего тела в тракте двигателя, которое может включать в свой состав конденсированные продукты сгорания, обладающие повышенной эрозионной способностью.

В рамках предъявленных требований не все возможные схемы РПД на сегодняшний день нашли свое практическое применение. Наиболее эффективной и реализуемой на практике в настоящее время является схема комбинированного (интегрального) РПДТ (рис. 1.24, 1.33).

Обеспечение разгона ЛА до маршевых параметров является общей проблемой всех ПВРД, решаемой различными способами. Так, можно выделить: двигатели, у которых стартовая ступень либо отсутствует (старт обеспечивает носитель или специальная установка, к примеру, электродинамического разгона); либо представляет собой автономный отделяемый или неотделяемый в полете двигатель (двигатели), располагаемый вне конструкции ПВРД, частично или полностью размещаемый в объеме камеры сгорания. Наконец, стартовая ступень может быть полностью интегрирована с маршевой камерой сгорания, представляя собой вкладной или прочноскрепленный заряд (заряды) стартового твердого топлива. Функцию разгонной ступени, особенно применительно к АРС, может выполнять пушечный выстрел.



Рис. 1.24. Схемы РПД на твердом топливе: *а* — простой РПД; *б* — комбинированный РПД (без узла регулирования); *1* — маршевое топливо, *2* — заряд ТРТ стартовой ступени, *3* — газогенератор, *4* — ВЗУ, *5* — сопло РПД, *6* — сопло РДТТ, *7* — заглушка ВЗУ, *8* — корпус, *9* — заряд ТТ комбинированного РПД

Помимо задачи обеспечения эффективной работы двигателя на увеличенных углах атаки, требуется возможность установки ракеты на внешней подвеске самолета. Последнее означает, что температурный диапазон эксплуатации ракеты расширяется от крайних отрицательных значений (-60°) до наиболее высоких, возникающих в результате аэродинамического нагрева при сверхзвуковом полете на подвеске самолета. На форсажных режимах полета самолета температура корпуса ракеты может достигать 250 °C. Другие проблемы, вызванные в полете вибрацией, ударами при посадке, воздействием всего комплекса факторов внешней среды, жестким требованием по отсутствию сбрасываемых элементов, массогабаритными ограничениями и потребностью регулирования скорости горения топлива в широком диапазоне высот полета, создают основные трудности для разработчиков двигательной установки в составе ракеты.

Схема ракеты класса «воздух-воздух» средней дальности с интегральным РПД на твердом или пастообразном топливе, представленная на рис. 1.25 [1.8], достаточно показательна.

Имеется носовой модуль 1, аналогичный по конструкции ранее отработанным (в схемах РДТТ), и двигательный отсек 2. РПДТ или РПДП оснащен двухпатрубковым подфюзеляжным ВЗУ (патрубки расположены под углом 90° один относительно другого) 3 с короткими искривленными переходными каналами 4 и элементами управления потоком 5 на входе в камеру сгорания. Патрубки находятся над клиньями 6 для слива пограничного слоя. В гаргротах за патрубками размещены агрегаты управления. Газогенератор 7, в котором происходит первичная газификация маршевого (твердого или пастообразного) топлива, имеет узел регулирования расхода продуктов
сгорания ТТ (ПТ) 8. Стартовая ступень в виде прочноскрепленного заряда ТРТ 9 интегрирована с камерой сгорания продуктов газогенерации с воздухом и представляет собой бессопловой РДТТ. На режиме старта каналы воздухозаборника перекрыты заглушками 10. Элементы конструкции, обеспечивающие герметичность тракта двигателя, на рис. 1.25 не приводятся.



Рис. 1.25. Ракета с интегральным РПД на твердом топливе

Перечисленные элементы и узлы имеют различный уровень отработанности технологических стадий разработки.

Ключевыми проблемами в настоящее время являются разработка твердых и пастообразных маршевых топлив с высокой объемной теплотой сгорания, а также узла обратимого регулирования расхода продуктов газификации маршевого топлива.

Данные проблемы в значительной степени взаимосвязаны. Разложение и вынос горючих элементов из газогенератора обеспечивается за счет включения окислителя в состав топлива. Маршевое топливо должно содержать большое количество горючих элементов. Все горючие элементы, за исключением водорода, и подавляющее большинство их соединений с окислительными элементами представляют собой конденсированную фазу (К-фазу). Поэтому ясно, что повышение объемной теплоты сгорания маршевого топлива напрямую связано с увеличением К-фазы в продуктах его разложения в газогенераторе. С другой стороны, обеспечение надежного регулирования и хорошего выноса из полости газогенератора потока с К-фазой требует ограничения по содержанию последней. Процесс регулирования имеет особенность, связанную с тем, что нужно не только обратимо менять расход топлива, но и распределять его оптимальным образом для полного сжигания в камере сгорания, т.е. процесс регулирования связан с организацией рабочего процесса в двигателе.

Регулирование расхода продуктов газогенерации возможно: посредством изменения скорости горения топлива, площади сопловых отверстий (критического сечения), поверхности горения, дополнительного ввода в газогенератор массы некоторого рабочего тела, а также их комбинацией.

На практике наиболее широкое применение получил способ регулирования, связанный с изменением площади сопловых отверстий. Данный способ требует обеспечения повышенной чувствительности скорости горения маршевого топлива к изменению давления. Альтернативными являются варианты однокаскадных и двухкаскадных регуляторов расхода (рис. 1.26). В однокаскадном регуляторе функции дози-



Рис. 1.26. Схемы регуляторов расхода твердого или пастообразного топлива для газогенератора ИРПД. *а* — двухкаскадный регулятор с плавным, обратимым регулированием, *б* — однокаскадный регулятор с плавным или дискретным, обратимым регулированием, *в* — однокаскадный регулятор с плавным или дискретным, обратимым регулированием, *е* — однокаскадный регулятор с плавным или дискретным, обратимым регулированием, *е* — однокаскадный регулятор с плавным обратимым регулированием, *е* — однокаскадный регулятор с плавным или дискретным, обратимым регулированием, *е* — однокаскадный регулятор позиционного (дискретного), регулирования однократной ступенчатой обратимости

рования и распределения продуктов газогенерации частично или полностью совмещены. В случае полного перекрытия регулируемых отверстий снижается полнота сгорания топлива в воздухе, а при частичном — растет опасность зашлаковки зазоров и нарушается рабочий процесс в камере сгорания. В двухкаскадном регуляторе на первом каскаде (обязательно со сверхзвуковым перепадом давления) осуществляется регулирование расхода; второй каскад служит для оптимального распределения продуктов газогенерации на всех режимах работы. Для этого регулятора требуется более широкий диапазон рабочих давлений, а наличие промежуточной полости между каскадами увеличивает зашлаковку конструкции.

При создании РПД возникают и другие достаточно сложные задачи, связанные с повышением эффективности стартовой ступени, выполнением работы ВЗУ на расчетных и нерасчетных режимах с учетом запуска и неустойчивости течения при различных углах атаки, оптимизацией внутренней газодинамики двигателя, обеспечением надежности и т.д.

К камерам сгорания РПД предъявляются требования по обеспечению устойчивости процесса горения, высокой полноты сгорания, термопрочности конструкции и минимального гидравлического сопротивления тракта, надежному запуску.

Наибольшее влияние на эффективность рабочего процесса оказывают: характер распределения и смешения горючих элементов и воздуха по сечениям камеры сгорания, величина коэффициента избытка окислителя и время пребывания продуктов реакции в камере сгорания. С целью оптимизации рабочего процесса выбираются соответствующие размеры камеры сгорания и коэффициенты избытка воздуха, организуются специальные (форкамерные, рециркуляционные, смесительные) зоны, перераспределяется подача воздуха по длине, организуется распределение продуктов газогенерации или обогащенных горючими элементами продуктов первичной реакции.

Обычно ставится цель получения максимальной полноты сгорания топлива при минимальных уровнях гидравлических потерь и использовании дополнительного объема, не превышающего размеры пространства, требуемого для размещения стартового заряда.

В случае прочноскрепленного стартового заряда система его крепления к стенке камеры сгорания обычно имеет вид, представленный на рис. 1.27. Видно, что стенка на маршевом режиме, после выгоранния стартового заряда, защищается при помощи теплозащитного покрытия (ТЗП).



Рис. 1.27. Схема соединения стартового топлива со стенкой камеры сгорания: 1 — топливо, 2 — эластичный слой; 3 — изолирующий (барьерный слой), 4 — клеевой слой; 5 — слой ТЗП, 6 — металл стенки

Особенностью работы ТЗП в РПД, в отличие от РДТТ, является обеспечение термостойкости несущей конструкции при обтекании высокотемпературным многофазным потоком продуктов сгорания с окислительным химическим потенциалом. Возможно также и переменное воздействие: с восстановительной средой продуктов сгорания твердого или пастообразного топлива на стартовом и окислительной средой на маршевом режимах работы.

По мере развития систем теплозащиты камер сгорания и газогенераторов происходит вытеснение жестких теплозащитных материалов эластичными.

В условиях работы камеры сгорания в широком диапазоне давлений (стартовый и маршевый режимы), приводящих к разной деформации стенки, хорошо зарекомендовали себя армированные кремнеземными и углеродными волокнами кремнийорганические эластомеры [1.2, 1.26]. Наполнитель должен иметь пространственные связи по толщине покрытия или армирующую структуру. Отсутствие пространственных связей (при послойном армировании) приводит к меньшей термостойкости покрытий.

Крепление заряда маршевого топлива в газогенераторе может соответствовать схеме, представленной на рис. 1.29, но здесь слой теплозащиты находится в условиях обтекания восстановительной средой с большим количеством К-фазы. При наличии аэродинамического нагрева данный слой выполняет и вторую функцию — защиту заряда от внешнего потока тепла (от стенки камеры газогенератора). На задней крышке газогенератора расположена система сопловых отверстий для организации выхода продуктов первичного разложения маршевого топлива и смешения их с воздухом. Современные требования по организации обратимого регулирования расхода продуктов газогенерации усложняют конструкцию. В этом случае система выходных отверстий располагается либо за узлом регулирования (двухкаскадный регулятор), либо совмещается с системой регулирования (однокаскадный регулятор).

Для создания таких сложных конструкций требуется использование термостойких композиционных или специальных (к примеру, сплав вольфрама, пропитанный медью) материалов, применение топлив с ограниченным содержанием К-фазы в продуктах газогенерации.

Стенки камеры сгорания и газогенератора выполняются, как правило, из высокопрочной стали. Использование полимерных композиционных материалов для стенок сдерживается, в основном, в силу жестких габаритных ограничений. Из-за этого в ряде конструкций оказалось перспективным применение титановых сплавов. Однако по мере роста скоростей полета (при M > 4,5) использование конструкционных термостойких композиционных материалов для изготовления камеры сгорания, по-видимому, неизбежно.

Использование пиротехнических средств, обеспечивающих запуск стартового РДТТ и газогенератора РПДТ (РПДП), практически безальтернативно.

Общие требования к маршевым соплам РПДТ и РПДП заключаются: в обеспечении высокой эффективности процессов разгона и истечения продуктов сгорания с минимальными потерями, в возможности позиционного или плавного регулирования размера критического сечения, осуществления постоянного или изменяемого регулируемого вектора тяги, использования интеграции с конструкцией ракеты, термостойкости в условиях воздействия переменного химического потенциала продуктов сгорания.

Несмотря на то, что могут быть использованы и другие характерные для РДТТ методы управления вектором тяги, изменения степени расширения сопла или размера его критического сечения, такие конструкции маршевых сопел для РПДТ и РПДП пока не разработаны.

В качестве материалов для сопел обычно используют жесткие термои эрозионностойкие композиты.

В состав двигательной установки могут входить вспомогательные агрегаты и элементы, в частности, агрегаты энергообеспечения. Для этого целесообразно использование привода электрогенератора от турбины, приводимой в движение скоростным напором набегающего потока воздуха. Важно обеспечить достаточность характеристик турбины в диапазоне рабочих высот и скоростей полета.

Существенное влияние на облик РПДТ и РПДП оказывает тип ВЗУ. В ЛА с РПДТ и РПДП могут найти применение как лобовые, так и боковые



Рис. 1.28. Типы воздухозаборных устройств для РПДТ и РПДП

(выносные, утопленные) ВЗУ (рис. 1.28). Боковые ВЗУ выполняются с одним (подлокаторным), двумя, тремя и четырьмя патрубками с сечением различной формы (круглой, полукруглой, плоской и др.). В случае применения боковых воздухозаборников предусматриваются мероприятия по управлению пограничным слоем (слив, отсос). ВЗУ могут быть выдвижными и убираться в корпус.

В зависимости от типа воздухозаборника изменяется схема организации рабочего процесса в камере сгорания РПДТ и РПДП. В этом отношении показателен пример отработки на стенде РПДТ для отечественной ракеты ЗМ9, снабженной воздухозаборником с четырьмя симметрично расположенными круглыми входными патрубками [1.27].

На рис. 1.29 показан стендовый РПДТ этой ракеты, испытания которого проводились по схеме с присоединенным воздухопроводом.



A-A



Рис. 1.29. Стендовый РПДТ с четырьмя вариантами газораспределительной сопловой головки (*a*), сечение газогенератора с сопловыми головками (*б*)

Были исследованы различные варианты газораспределительной головки газогенератора с различным числом сопел  $N_{\rm c}$ . Наиболее высокие характеристики по полноте сгорания ( $\eta_{\rm r} = 0.85 \div 0.95$ ) получены с  $N_{\rm c} = 12$  (рис. 1.30).

Поскольку РПД рассматриваются, в основном, в качестве маршевой ДУ для сравнительно небольших тактических ракет калибром D < 400 мм, его газовоздушный контур (ВЗУ, маршевое сопло) обычно выполняется с нерегу-



Рис. 1.30. Зависимость полноты сгорания стендового РПДТ ракеты 3М9 с вариантом газораспределительной головки  $N_{\rm c}=12$  от коэффициента избытка воздуха  $\alpha$ 

лируемыми проходными сечениями. В этих условиях основное воздействие на тягово-экономические характеристики двигателя осуществляется с помощью регулирования расхода маршевого топлива на выходе из газогенератора.

Исходя из сложности решаемых задач, могут применяться различные законы регулирования расхода топлива: а) регулирование с жестко программируемым расходом; б) дискретное необратимое регулирование; в) плавное обратимое регулирование.

Регулирование с жестко программируемым расходом топлива было внедрено на ИРПДТ для зенитной ракеты ЗМ9 комплекса «Куб» [1.28]. Заряд твердого топлива этого РПДТ имел регрессивную зависимость расхода от времени (рис. 1.31, 6), что достигалось набором из  $5 \div 9$  таблеток твердого топлива с различной скоростью горения [1.6]. Такой простейший закон расхода позволил успешно решить задачу получения потребных средней и конечной скоростей полета ракеты на дальность  $20 \div 25$  км.



Рис. 1.31. РПД с жестко программируемым расходом топлива (*a*), программируемый по времени расход топлива (*б*)

Дискретное необратимое регулирование расхода топлива может быть получено с помощью многокамерного (многосекционного) газогенератора (рис. 1.32). Многокамерная конструкция газогенератора позволяет обеспечить



Рис. 1.32. РПД с дискретным необратимым регулированием расхода топлива (*a*), типичные траектории и дискретно-регулируемый расход топлива (*б*)

полет ЛА по различным траекториям, дискретно регулировать в полете расход и химический состав твердого топлива, а также продуктов их сгорания в воздухе (при условии размещения различных топлив в камерах газогенератора) [1.6, 1.29].

Плавное обратимое регулирование расхода топлива обеспечивается регулятором расхода, размещенным на выходе из газогенератора (рис. 1.33).



Рис. 1.33. Схема РПД на твердом топливе с узлом регулирования и распределения продуктов сгорания твердого топлива: 1 — маршевое топливо, 2 — заряд ТРТ стартовой ступени, 3 — газогенератор, 4 — ВЗУ, 5 — сопло РПД, 6 — узел регулирования и распределения, 7 — заглушка ВЗУ, 8 — камера сгорания РПД

Значительный практический интерес представляет двухкаскадный регулятор расхода (рис. 1.34), первый каскад которого (сопловой вкладыш 5, подвижное центральное тело 6) выполняет функцию дозатора расхода, а второй (задняя стенка 9) — смесительного устройства [1.30]. Выбором числа,

схемы размещения сопловых отверстий 11 на задней стенке регулятора и угла наклона их оси можно получить высокую полноту сгорания газогенераторных газов с воздухом в камере сгорания 3. Назначение задней стенки в регуляторе — то же, что и газораспределительной головки в нерегулируемом РПДТ.



Рис. 1.34. Двухкаскадный регулятор расхода маршевого топлива: *1* — регулятор расхода, 2 — газогенератор, *3* — камера сгорания, *4* — ВЗУ, *5* — сопловой вкладыш, *6* — подвижное центральное тело, *7* — управляющая полость, *8* — шток, *9* — задняя стенка, *10* — промежуточная полость, *11* — сопловые отверстия, *12*, *13* — канал и штуцер для подачи рабочего управляющего газа, *14* — уплотнительные кольца

Наконец, на облик РПД влияет тип теплозащитного материала, наносимого на стенки камеры сгорания. Теплозащитный материал стенок камеры сгорания может быть как инертным, характеризуемым незначительной скоростью уноса, так и активным с заметной скоростью газификации. В литературе [1.31] двигатель с активным теплозащитным покрытием часто называется КРПД — комбинированным РПД (рис. 1.24, б). Образующиеся в процессе разложения активного ТЗП газообразные продукты могут внести заметный вклад в увеличение суммарного расхода топлива и, следовательно, в повышение тяговых характеристик двигателя.

На габаритно-массовые характеристики, от которых зависит и облик РПД в целом, существенно влияет тип маршевого топлива.

Таким образом, можно отметить следующее.

РПД является перспективным двигателем для ЛА с внутриатмосферной областью эксплуатации. Однако преимущество РПД по сравнению с другими двигательными установками нужно уметь реализовать. Многие проекты, в ходе которых производилась простая замена РДТТ на РПД, оказались несостоятельны в силу неверного понимания РПД. Теснейшая интеграция двигателя и летательного аппарата, взаимосвязь процессов в РПД с полетными условиями предопределяют оптимальность комплексного подхода к созданию нового изделия. Топливо, двигатель и летательный аппарат необходимо создавать в едином цикле, выбирая и оптимизируя параметры РПД на основе базовых траекторий и параметров движения. Поэтому выбор оптимальной аэродинамической схемы здесь особенно важен.

Создание эффективных РПД для ЛА различных классов нового поколения напрямую связано с успешным решением не только рассмотренных ключевых, но и других проблем.

Одна из актуальных проблем — это организация эффективного рабочего процесса в камере сгорания РПД. Данная проблема имеет недостаточную проработанность, особенно применительно к РПД с несимметричным подводом воздуха из ВЗУ. В большинстве рассмотренных публикаций имеются существенные расхождения между экспериментальными и расчетными данными, вследствие существенных упрощений расчетных моделей, грубых расчетных сеток, принятых допущений. Некоторые методики расчета разрабатывались в то время, когда компьютерное моделирование не было достаточно распространено, да и само использование ЭВМ для расчетов было еще не реализовано.

Однако существующий в настоящее время технологический уровень и сформировавшаяся методология расчетных исследований и экспериментальной отработки РПД позволяют считать, что рассмотренные задачи при целенаправленном подходе разрешимы. Проблема разработки перспективных интегральных РПД с «обратимым» регулированием расхода продуктов сгорания твердого или пастообразного топлива для ракет различного назначения нового поколения может быть успешно решена.

Проектирование интегрального ракетно-прямоточного двигателя на твердом или пастообразном топливах, начинается с формирования Технического задания (T3) на разработку двигателя указанной схемы для конкретного летательного аппарата (ЛА). В T3 указываются предмет разработки, общие исходные данные, технические и эксплуатационные требования, порядок выполнения работ по этапам с указанием содержания и сроков выполнения работ по каждому этапу, а также порядок внесения изменений и дополнений в T3.

Основы теории и расчета интегральных прямоточных воздушнореактивных двигателей на твердых топливах, к которым также относятся РПД, подробно рассмотрены в монографии [1.1, 1.39, 1.40]. В настоящей книге излагаются вопросы, относящиеся как этапу авнпроекта, так и к этапу эскизного проектирования ИРПД.

Эскизное проектирование ИРПД как двигательной установки проводится поэтапно.

На первом этапе эскизного проекта выполняются оптимизационные расчеты стартово-разгонной ступени, в качестве которой используется, как правило, ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ). Целью расчета стартового двигателя для конструкции со сбрасываемым соплом является определение оптимального давления в камере сгорания  $p_{\rm K.CT.}$  и степени расширения продуктов сгорания в стартовом сопле  $\pi_{\rm C}$  для обеспечения минимальной массы снаряженной двигательной установки  $M_{\rm ДB.CT.}$  с заданными параметрами, получение геометрических характеристик стартового двигателя для формирования общего облика ИРПД. Для расчета используются исходные данные, заданные по ЛА, а также баллистические характеристики выбранного для РД твердого топлива. При использовании в конструкции ИРПД бессоплового РДТТ определяются параметры рабочего процесса при заданных геометрических данных и параметрах по составу TT.

На втором этапе эскизного проекта выполняется проектирование регулируемого газогенератора (ГГ) ИРПД и определение характеристик его рабочего процесса. Проблема создания РПД с регулируемым расходом продуктов сгорания твердого или пастообразного маршевого топлива связана, в основном, с разработкой надежного регулятора расхода, оптимизацией его габаритно-массовых характеристик и разработкой системы управления регулятором расхода как исполнительного звена системы автоматического регулирования (САР) РПД. Поскольку регулятор расхода работает в условиях высокоскоростного и высокотемпературного двухфазного потока продуктов сгорания, поступающих из ГГ, то, как показала практика, его надежное функционирование возможно обеспечить при использовании композиционных материалов (КМ). Для расчетов используются данные по маршевому топливу и заданные в ТЗ пределы регулирования расхода продуктов газогенерации и глубина регулирования.

Третьим этапом эскизного проектирования ИРПД является организация оптимального рабочего процесса в камере сгорания на маршевом режиме работы. При этом используются данные, полученные на предыдущих этапах. Анализируются основные факторы, влияющие на эффективность организации рабочего процесса в камере сгорания ИРПД, оценивается распространение газогенераторных струй в сносящем воздушном потоке, оцениваются тягово-экономические характеристики (ТЭХ) двигателя для выбранных режимов полета ЛА.

На четвертом этапе эскизного проектирования ИРПД проводятся расчеты летно-технических характеристик (ЛТХ) спроектированного летательного аппарата с учетом всех данных, полученных на предыдущих этапах и отвечающих требованиям ТЗ, а также оптимизация двигательной установки в составе ЛА.

В ТЗ обычно указывается, при каких условиях проводятся расчетные исследования ИРПД на этапах аванпроекта и эскизного проектирования. На этапе аванпроекта расчетные исследования обычно проводятся на уравненной (низкой) высоте носителя и цели (например, условно 0км) и при стандартной температуре окружающего воздуха (+23 °C). На этапе эскизного проекта требуется проводить расчеты для трех температур: -45 °C, +23 °C и +60 °C — на той же высоте (0км).

При этом на всех перечисленных этапах используется необходимая информация, полученная из проектировочных расчетов выбранного воздухозаборного устройства (ВЗУ), соплового блока стартово-разгонной и маршевой ступеней, систем их воспламенения, тепловых расчетов ТЗП, стенок корпусов газогенератора (ГГ) и камеры сгорания.

Вопросы проектирования систем воспламенения топливных зарядов, сопловых блоков и системы теплозащиты стенок камеры сгорания и ГГ подробно рассмотрены в [1.33–1.36] и т.п. Приведенные в них материалы актуальны как для стартовых РДТТ, так и для газогенераторов и камер сгорания ИРПД.

Вопросы проектирования ВЗУ и расчета дроссельных характеристик выбранной схемы ВЗУ применительно к ИРПД, проектирования сопловых блоков маршевого режима РПД подробно изложены, например, в [1.37–1.40], как основы проектирования ВЗУ и сопел применительно к любому воздушнореактивному двигателю (ВРД). Поэтому вопросы проектирования этих систем и узлов ИРПД в данной книге излагаются кратко.

# Глава 2

# ПРОЕКТИРОВАНИЕ СТАРТОВО-РАЗГОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДЫХ И ПАСТООБРАЗНЫХ ТОПЛИВАХ

# 2.1. Типы стартово-разгонных ступеней

С целью упрощения конструкции и улучшения массогабаритных характеристик в ИРПД используют нерегулируемые воздухозаборные устройства (ВЗУ), рабочий тракт которых выбирается на основе оптимизационных исследований их характеристик в зоне эксплуатации ракет. Для внутриатмосферной зоны применения обычно принимают, что минимальное число Маха полета, при котором ВЗУ РПД начинает устойчиво работать (запускается), составляет  $\mathbf{M}_{\pi} \approx 1.8$ . Для достижения такой начальной скорости полета требуется разгонная ступень, в качестве которой используется, как правило, РДТТ. В условиях жестких ограничений по массогабаритным характеристикам ракет стартово-разгонную ступень целесообразно интегрировать с маршевой. Наиболее приемлемым решением является размещение в камере сгорания прямоточного контура прочноскрепленного с обечайкой через слои ТЗП и защитно-крепящий слой (ЗКС) заряда стартового ТРТ для разгона. Физико-механические и теплофизические свойства ТРТ применительно к РДТТ приведены в [2.3, 2.4, 2.6, 2.8, 2.12, 2.16 и др.]. Физико-механические и теплофизические свойства пастообразных топлив приведены в [2.21] и рассматриваются подробней в гл. 3 (п. 3.1.2). Сопло стартового режима может быть сбрасываемым, а может применяться бессопловой РДТТ. Входные отверстия для воздуха из ВЗУ в любом случае временно закрываются заглушками, препятствующими перетоку продуктов сгорания стартового топлива в патрубки ВЗУ.

Правильный выбор конструкции и параметров стартово-разгонной ступени имеет существенное значение для внешнебаллистических характеристик летательного аппарата с ИРПД. Определяющим параметром в данном случае является число **М**<sub>п</sub> в конце разгонного режима.

Помимо требования к баллистическим характеристикам, существует, как правило, целый ряд требований по условиям отработки и эксплуатации летательного аппарата (таких, например, как отсутствие или ограничение массы сбрасываемых элементов конструкции при переходе с режима разгона на режим работы РПД и др.) [2.1].

В процессе развития концепции интеграции РПД разработаны две основные конструктивные схемы стартово-разгонных ступеней, в которых поразному решается проблема перехода от режима работы РДТТ на режим работы прямоточного двигателя. Проблема заключается в существенной разнице уровней давления на ракетном и прямоточном режимах, отличающихся более чем на порядок.

На рис. 2.1 представлена наиболее распространенная в настоящее время схема с вкладным стартово-разгонным РДТТ.



Рис. 2.1. Схема стартово-разгонной ступени с вкладным РДТТ: 1 — вход воздуха; 2 — маршевый газогенератор, 3 — штифт, 4 — центрирующая рейка, 5 — вкладной РДТТ, 6 — сопло РПД, 7 — корпус камеры РПД с ТЗП.

Ракетный двигатель размещается в камере сгорания РПД, центрируется с помощью деревянных реек и фиксируется штифтами от осевого перемещения. При срабатывании двигателя штифты срезаются усилием тяги, корпус его подается вперед до силового упора и осуществляется разгон летательного аппарата.

После окончания работы ничем не связанный с конструкцией ЛА корпус РДТТ выталкивается через маршевое сопло давлением скоростного напора воздуха. В частности, по такой схеме работают стартово-разгонные ступени ракет «Х-31» и «Москит» с ПВРД на жидком топливе.

В случаях, когда при работе РПД выброс каких-либо элементов конструкции недопустим, стартово-разгонный РДТТ может быть встроен в камеру сгорания РПД, и оставаться в ней до полного окончания работы двигательной установки (рис. 2.2).



Рис. 2.2. Схема стартово-разгонной ступени со встроенным РДТТ в камеру сгорания ПВРД: 1 — вход воздуха, 2 — газогенератор, 3 — пилон с соплами, 4 — встроенный РДТТ с ТЗП, 5 — корпус камеры РПД, 6 — сопло РДТТ, 7 — сопло ПВРД

В вкладной и встроенный РДТТ по вполне понятным причинам не позволяют использовать весь объем камеры сгорания РПД с нерегулируемым критическим сечением в интересах стартово-разгонного режима. Относительная величина незаполненного объема равна:

$$\Delta \overline{V} = \frac{L\left(f_{\kappa} - f_{\kappa p}\right)}{L f_{\kappa}} = 1 - q\left(\lambda\right), \qquad (2.1)$$

где L — длина заряда,  $f_{\rm K}$  — площадь камеры сгорания,  $f_{\rm Kp}$  — площадь критического сечения нерегулируемого сопла,  $q(\lambda)$  — газодинамическая функция. При  $\lambda \sim 0.8$  на входе в сопло потеря объема для вкладного РДТТ составит 4,5 ÷ 5%. Для встроенного РДТТ незаполненный объем будет значительно больше.

Указанный недостаток отсутствует в схеме стартово-разгонной ступени с вкладным (*a*) или скрепленным (*б*) со стенкой камеры сгорания РПД зарядом ТРТ (рис. 2.3). Первый в мире ИРПДТ ЗУР ЗМ9 имел вкладной, бронированный по наружной поверхности заряд ТТ, отстреливаемое стартовое сопло и сбрасываемые заглушки в патрубках ВЗУ.



Рис. 2.3. Варианты стартово-разгонной ступени с вкладным зарядом твердого топлива (*a*) и скрепленным со стенками камеры сгорания ПВРД (*б*): 1 — вход воздуха, 2 — твердотопливный газогенератор, 3 — сбрасываемая заглушка ВЗУ, 4 — воспламенитель, 5(*a*) — вкладной заряд ТРТ, 6(*б*) — скрепленный заряд ТРТ, 7 — корпус РПДТ, 8 — уплотнительное кольцо; 9 — сопло РПДТ, 10 — отстреливаемое сопло РДТТ

В развитие этой схемы был предложен заряд, имеющий внутренний цилиндрический канал с раструбом на выходе, который в процессе горения создает эффект расходно-геометрического сопла (рис. 2.4).

В цилиндрической части канала продукты сгорания твердого топлива ускоряются до скорости звука за счет подвода массы и до сверхзвуковой скорости — в расширяющейся части канала. Такой РДТТ не имеет жесткого сопла (так называемый БСРДТТ — бессопловой РДТТ), в связи с чем его использование в качестве стартово-разгонной ступени в ИРПД считается весьма перспективным.

Как следует из рис. 2.3 и 2.4, в вариантах вкладного и скрепленного зарядов ТРТ камера сгорания РПД должна быть работоспособна не только на

режиме работы прямоточного двигателя, но и на стартово-разгонном режиме работы РДТТ при соответствующих необходимых условиях. Главными из них являются достаточная прочность стенок камеры сгорания РПД и наличие соответствующего теплозащитного покрытия. Общий вид диаграммы давления в единой камере сгорания представлен на рис. 2.5.

Закономерно предположить, что по сравнению с вариантом вкладного стартово-разгонного РДТТ камера сгорания РПД со скрепленным зарядом ТРТ заведомо окажется существенно переразмеренной по массе. Однако, это не всегда так. Имеющийся опыт проектирования и расчетных исследований характеристик летательных аппаратов с РПД и ПВРД показывает, что это зависит как от диаметра камеры сгорания, так и от тех нагрузок, которые она должна выдерживать, являясь несущей частью летательного аппарата. Имеют значение также и технологические требования, связанные с необходимостью крепления на камере сгорания крыльев, бугелей, гаргротов, ВЗУ



Рис. 2.4. Схема стартово-разгонной ступени с бессопловым РДТТ: 1 — вход воздуха; 2 — газогенератор, 3 — сбрасываемая заглушка, 4 — воспламенитель, 5 — заряд твердого топлива, 6 — корпус РПД с ТЗП, 7 — сопло РПД



Рис. 2.5. Диаграмма давления в единой камере сгорания на режимах «старт-разгон-марш»: 1 -стартово-разгонный режим работы РДТТ ( $p_{\kappa} \approx 20 \div 80 \, {\rm krc/cm}^2$ ), 2 -маршевый режим работы ИРПД ( $p_{\kappa} \approx 8 \, {\rm krc/cm}^2$ )

и др., что делается обычно с помощью сварки. В результате реальная толщина стенок камеры сгорания РПД редко бывает менее 2 мм.

Учитывая, что разрушение цилиндрической оболочки внутренним избыточным давлением происходит, как правило, по образующей, имеем (рис. 2.6):

$$p_{\max} = \frac{2\sigma_{\scriptscriptstyle B}\delta}{D\cdot c},\tag{2.2}$$

где  $\sigma_{\rm B}$  — предел прочности материала стенки камеры сгорания; c — коэффициент запаса прочности.



Рис. 2.6. Схема нагружения цилиндрической оболочки внутренним избыточным давлением

Для легированной стали, применяемой для камеры сгорания РПД,  $\sigma \cong 1300 \text{ М}\Pi a$ , коэффициент запаса прочности  $c \cong 1,3$ , и для D = 0,4 м получаем  $p_{\max} = 10 \text{ M}\Pi a$ , что свидетельствует о достаточно высокой собственной прочности камеры сгорания РПД.

Хотя при такой приближенной оценке никакого однозначного вывода сделать нельзя, тенденция выбора — достаточно четкая: при уменьшении диаметра летательного аппарата единая камера сгорания становится более предпочтительной, а при увеличении — наоборот, предпочтение отдается вкладному РДТТ, так как при переходе от стартово-разгонного режима к маршевому отделяется часть конструкции аппарата. Как уже отмечалось, сделать правильный выбор можно только после рассмотрения и анализа всей совокупности требований и параметров. Не последнюю роль при этом играют и энергомассовые характеристики стартово-разгонной ступени.

Независимо от конкретного исполнения стартово-разгонной ступени, по крайней мере в течение времени работы на этом режиме, мы имеем дело с РДТТ, выполненным по классической или бессопловой схеме, и к нему применимы все существующие показатели для сравнительной оценки степени его совершенства.

Для обоснованного выбора показателей технического уровня рассмотрим ряд определяющих параметров (рис. 2.7): P — тяга двигателя, H;  $M_0$  — начальная полная масса, кг;  $t_{\Sigma}$  — время работы, с; L, D — длина и диаметр соответственно, м; X — сила аэродинамического сопротивления, H; g — ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>.



Рис. 2.7. К вопросу выбора показателей технического уровня РДТТ

Перечисленные параметры образуют четыре независимые безразмерные комбинации, являющиеся критериями подобия:

$$\frac{L}{D}, \quad \frac{X}{P}, \quad \frac{M_0 g}{P}, \quad \frac{M_0 L}{R t_{\Sigma}^2}.$$
 (2.3)

За исключением критерия геометрического подобия L/D, три других имеют энергетический смысл. Для малых перемещений по траектории полета в вертикальном  $\partial h$  и горизонтальном  $\partial L$  направлениях получим:

$$\frac{X}{P} = \frac{X\partial L}{P\partial L} = \frac{\text{работа силы аэродинамического сопротивления}}{\text{работа силы тяги}} \\
\frac{M_0g}{P} = \frac{M_0g\partial h}{P\partial h} = \frac{\text{работа в поле силы тяжести}}{\text{работа силы тяги}} \\
\frac{M_0L}{Pt_{\Sigma}^2} = \frac{M_0L\partial L}{Pt_{\Sigma}^2\partial L} = \frac{\text{приращение кинетической энергии}}{\text{работа силы тяги}},$$
(2.4)

т. е. в знаменателе каждого критерия стоит величина, пропорциональная работе силы тяги, а в числителе — та ее часть, которую двигатель, образно говоря, «потребляет» на себя.

Из этого следует, что чем меньше величина данных критериев, тем больше энергии двигатель передает полезной нагрузке и, следовательно, тем более совершенна его конструкция.

После преобразований энергетические критерии могут быть приведены к виду:

$$\frac{X}{P} = \frac{C_X S_M q}{P} \cdot \frac{L t_{\Sigma}}{L t_{\Sigma}} = \frac{1}{J_{\Sigma}/V} \cdot \left(\frac{C_X q t_{\Sigma}}{L}\right), \qquad (2.5)$$

$$\frac{M_0g}{P} = \frac{M_0g}{P} \cdot \frac{t_{\Sigma}}{t_{\Sigma}} = \frac{1}{J_{\Sigma}/M_0} \cdot (gt_{\Sigma}), \qquad (2.6)$$

$$\frac{M_0L}{Pt_{\Sigma}^2} = \frac{M_0L}{Pt_{\Sigma}^2} \cdot \frac{t_{\Sigma}g}{t_{\Sigma}g} = \frac{1}{J_{\Sigma}/M_0} \cdot (ngt_{\Sigma}), \qquad (2.7)$$

где  $C_X$  — коэффициент аэродинамического сопротивления; q — скоростной напор; n — перегрузка в долях g;  $S_M$  — площадь миделя двигателя; V — объем камеры сгорания;  $J_{\Sigma}$  — суммарный импульс тяги;  $J_{\Sigma}/V$ ,  $J_{\Sigma}/M_0$  — объемная и массовая энергоотдача.

Параметры, заключенные в скобки, соответствуют условиям применения двигателя и характеризуют значимость того или иного критерия в этих условиях. В частности, при больших перегрузках n, соответствующих работе ИРПД на стартово-разгонном режиме, решающее значение имеет величина массовой энергоотдачи.

Обобщенные показатели объемной и массовой энергоотдачи могут быть выражены через показатели более низкого уровня, а именно:

$$\frac{J_{\Sigma}}{V} = \frac{J_{\Sigma}\rho_{\mathsf{T}}K_V}{M_{\mathsf{T}}} = J_{\mathsf{y}\mathsf{g}_{\mathsf{T}}\mathsf{T}}\varphi_J\rho_{\mathsf{T}}K_V,$$
(2.8)

$$\frac{J_{\Sigma}}{M_0} = \frac{J_{\Sigma}}{M_{\rm T} + M_{\rm K}} = \frac{J_{\rm yg, \rm T}\varphi_J}{1 + \alpha_{\rm K}}.$$
(2.9)

Здесь  $M_{\rm T}$ ,  $M_{\rm K}$  — масса твердого топлива и конструкции;  $\rho_{\rm T}$  — плотность топлива;  $J_{\rm yg,T}$  — теоретический удельный импульс;  $\alpha_{\rm K} = M_{\rm K}/M_{\rm T}$  — коэффициент массового совершенства конструкции двигателя;  $K_V = M_{\rm T}/(\rho_{\rm T}V)$  — коэффициент объемного заполнения камеры сгорания топливом.

Показатели  $\alpha_{\rm K}$  и  $K_V$  характеризуют совершенство конструкции двигателя,  $\rho_{\rm T}$  и  $J_{\rm yg,T}$  — топливо, а  $\varphi_J$  — качество рабочего процесса. Совокупностью всех этих показателей и параметров можно достаточно полно характеризовать степень энергетического совершенства двигателя. Помимо энергетических показателей, на стадии проектирования определяющую роль при выборе схемы стартово-разгонной ступени играют также показатели стоимости и надежности.

На рис. 2.8 представлена конструктивная схема стартово-разгонного двигателя на пастообразном топливе (ПРТ) со сбрасываемым соплом [2.2].

Двигатель состоит из корпуса (1), в котором размещен заряд ПРТ (2) торцевого горения, маршевого сопла (5), стартового сопла (6), компенсатора температурных усадок, состоящего из поршня (7) и силового элемента — пружины (8), входа ВЗУ (4), воспламенителя (13) и блока регулятора (14). Стартовое сопло размещается в маршевом сопле и крепится к нему срезными или разрывными элементами. После окончания работы стартового двигателя стартовое сопло сбрасывается, освобождая проходное сечение маршевого сопла.

Для обеспечения требуемой скорости сгорания заряда в массе ПРТ размещаются «ускоряющие» элементы, например, в виде теплопроводных цилиндров толщиной 30–100 мкм, а для сокращения времени выхода двигателя на режим — дополнительные короткие «форсажные» цилиндры. Стенка блока регулятора выполняет роль переднего днища корпуса двигателя. Вход ВЗУ (4) закрыт заглушкой, вскрываемой перед запуском маршевой ступени.

Поршень КТУ имеет отверстия, герметизированные со стороны ПРТ медной фольгой. Пружина КТУ опирается на поршень и площадку на стартовом



Рис. 2.8. Стартовый двигатель на ПРТ со сбрасываемым соплом. 1 — корпус стартоворазгонной ступени, 2 — заряд ПРТ, 3 — «ускоряющие» элементы, 4 — вход ВЗУ, 5 — маршевое сопло, 6 — стартовое сопло, 7 — поршень КТУ, 8 — пружина КТУ, 9 — обечайка корпуса, 10 — ТЗП маршевого режима, 11 — ТЗП стартового режима, 12 — «форсажные» цилиндры, 13 — воспламенитель, 14 — блок регулятора

сопле, обеспечивая необходимое усилие компенсации при эксплуатации двигателя, вплоть до его срабатывания.

Применение в качестве стартово-разгонной ступени ракетного двигателя на пастообразном топливе (РДПТ) позволяет уменьшить длину двигателя по сравнению с РДТТ. Величины этого эффекта в зависимости от типа ступени и ее габаритов приведены в табл. 2.1.

Как показали исследования авторов, РДПТ по своей эффективности превосходит традиционный РДТТ. Под эффективностью понимается либо значение

Таблица 2.1.

Стартово- разгонная ступень	Топливо	Длина заряда, мм	Диаметр двигателя, мм	$\Delta \overline{L} = \frac{L_{\text{IIPT}} - L_{\text{CTPT}}}{L_{\text{IIPT}}} \cdot 100, \%$
Со сбрасываемым соплом	ПРТ	$L_{\rm fipt}$	200–220	
	ТРТ безме- талльное	$L_{\text{прт}}$ +415		-3137
	TPT 18% Al	$L_{\text{idpt}}$ +265		-1821,6
БСРД	ПРТ	$L^*_{\scriptscriptstyle \Pi PT}$	200-220	-23
	TPT	$L^*_{\Pi \mathrm{PT}} + 325$	200 220	20
БСРД «Метеор»	TPT 18% Al	1290	180	-19,4
	ПРТ	1080		

суммарного импульса тяги, отнесенного к располагаемому объему двигателя, либо снижение габаритных характеристик при заданном суммарном импульсе.

Так, на рис. 2.9 показано изменение относительного суммарного импульса тяги РДПТ по сравнению с РДТТ в зависимости от массы топлива при различных относительных удлинениях двигателя.

Сравнение проводится при одинаковом располагаемом объеме двигателя:

$$\delta I = \frac{I_{\rm PД\Pi T}}{I_{\rm PДTT}},\tag{2.10}$$

где *І*<sub>РДПТ</sub> — суммарный импульс РДПТ, *І*<sub>РДТТ</sub> — суммарный импульс РДТТ (для двигателей одинакового объема).

Как следует из рис. 2.9, преимущество РДПТ с увеличением массы и диаметра двигателя снижается, но остается не менее 12–15%. Для наиболее типичных масс и габаритов стартово-разгонных ступеней РПД (точка Б) величина  $\delta I$  составляет 25–30%.



Рис. 2.9. Зависимость отношения суммарных импульсов тяги РДПТ к РДТТ от массы топлива при различных относительных удлинениях двигателя L/D: A - L/D = 1,2; B - 4,8; B - 2,9

Расчет стартового РДТТ связан с условиями запуска ракеты (с поверхности или на высоте, скорости носителя). Таким образом, стартовый РДТТ проектируется для заданного стартового режима.

Расчеты БСРДТТ и РДТТ со сбрасываемым соплом имеют определенные различия. Проектирование РД на пастообразном топливе со сбрасываемым соплом проводится аналогично РДТТ со сбрасываемым соплом.

# 2.2. Расчет и проектирование РД со сбрасываемым соплом

## Исходные данные (проектные параметры).

*а) по летательному аппарату (ракете)* необходимы следующие исходные данные:

- диаметр миделя двигателя d<sub>M</sub>, мм;
- минимально допустимое число **M** полета ракеты после окончания стартового режима  $\mathbf{M}_{\Pi}$ , ( $\mathbf{M}_{\Pi} = 1, 8$ );
- высота полета  $H_{\Pi}$ , км;
- максимальная общая длина двигательной установки L<sub>дв</sub>, мм;
- начальная масса ракеты М<sub>ЛА</sub>, кг;
- суммарный импульс тяги за полное время работы (при +23 °С) *I*<sub>*R*</sub>, кгс⋅с;
- максимально допустимая тяга стартового РДТТ  $P_{\max}$ , кгс;
- минимально допустимая тяга стартового РДТТ Pmin, кгс;
- время работы стартового РДТТ т, с;
- скорость полета носителя ракеты V<sub>H</sub>, м/с;
- высота полета носителя ракеты *H*<sub>H</sub>, км.

б) по твердому топливу РДТТ необходимы следующие данные из ТЗ:

- температура продуктов сгорания ТРТ в камере сгорания  $T_{\Pi C}$ , К;
- газовая постоянная R<sub>ПС</sub>, Дж/(кг·К);
- показатель изоэнтропы n;
- закон горения топлива  $U_{\Gamma} = U_0 \cdot p_{\kappa}^{\nu}$  (показатель степени давления  $\nu$ ; коэффициент  $U_0$ );
- плотность топлива  $\rho_{\rm T}$ , кг/м<sup>3</sup>.

Создание двигателя минимальной массы зависит от выбора оптимальных значений давления в камере сгорания и степени расширения продуктов сгорания в сопле. С увеличением давления возрастает удельный импульс и, следовательно, уменьшается масса топлива, но увеличивается толщина стенок корпуса (пассивная масса) двигателя.

Параметрические исследования двигателя, с целью выбора оптимальных значений давления в камере  $p_{\rm K.CT.}$  и степени расширения продуктов сгорания в стартовом сопле  $\pi_{\rm C}$ , включают:

1. определение массы  $M_{\text{ДВ.СТ.}}$  снаряженной двигательной установки при различных значениях давления в камере сгорания, и — при каждом значении давления — при различных значениях степени расширения продуктов сгорания в сопле. Имея зависимость  $M_{\text{ДВ.СТ.}} = f(p_{\text{К.СТ.}}, \pi_{\text{С}})$ , найдем  $p_{\text{К.СТ.}}$  и  $\pi_{\text{С}}$ , при которых масса  $M_{\text{ДВ.СТ.}}$  снаряженного РДТТ будет минимальной;

2. расчет действительных удельных импульсов при различных  $p_{\rm K,CT.}$  и  $\pi_{\rm C}$ ;

3. определение необходимой массы заряда твердого топлива РДТТ;

4. расчет габаритов заряда ТРТ и камеры сгорания, позволяющих определить массовые характеристики двигательной установки в целом.

Для расчета стартового РДТТ задаемся диапазоном значений давления в камере  $p_{\rm K\,CT}$  и диапазоном значений степени расширения продуктов сгора-

ния в сопле  $\pi_{\rm C}$ :

$$p_{\text{к.ст.}}$$
, кгс/см<sup>2</sup> : 40, 60, 80, 100, 120, 140.  
 $\pi_c: 10 \div 200$ , с шагом 10.

При этом каждому значению  $p_{\rm KCT}$  соответствует диапазон значений  $\pi_{\rm C}$ .

Далее приводится алгоритм параметрического расчета для одного из давлений  $p_{\text{к.ст.}}$  и степени понижения давления в сопле  $\pi_{\text{С}}$ . По результатам расчетов строятся графические зависимости потребной массы топлива, диаметра на срезе сопла и массы снаряженного стартового РДТТ от степени понижения давления в стартовом сопле  $M_{\text{T.ст.}} = f(\pi_{\text{C}}), D_{\text{а.ст.}} = f(\pi_{\text{C}}), M_{\text{ДВ.ст.}} = f(\pi_{\text{C}}),$ анализ которых позволяет выбрать оптимальный стартовый РДТТ при заданных исходных данных. Следует отметить, что параметрические расчеты отличаются высокой точностью; округление промежуточных результатов расчетов не допускается.

## Потребная масса заряда твердого топлива и расход продуктов сгорания.

Для расчета потребной массы заряда ТРТ необходимо задать следующие условия:

— условия запуска ракеты с носителя, летящего на высоте  $H_{\rm H}$  со скоростью  $V_{\rm H}$ , т.е. ракета имеет начальную скорость, равную скорости носителя, либо нулевую начальную скорость полета при запуске с поверхности;

— по окончанию работы стартового РДТТ число Маха полета ракеты должно быть не меньше  $\mathbf{M}_{\Pi}$  в точке подхвата.

Зависимость приращения скорости полета ЛА от массы топлива на борту можно получить по формуле Циолковского

$$\Delta V_p = I_{\text{yg.g.}} \cdot \ln \frac{1}{1 - \mu_{\text{T}}}, \qquad (2.11)$$

где  $\Delta V_p$  — приращение скорости ЛА с учетом аэродинамического сопротивления,  $I_{\rm уд.д.}$  — действительный удельный импульс ТРТ,  $\mu_{\rm T}$  — относительная масса ТРТ, которая записывается в виде

$$\mu_{\rm T} = \frac{M_{\rm T.CT.}}{M_{\rm T.A.}}.$$
 (2.12)

Здесь M<sub>T.CT.</sub> — масса заряда ТРТ, M<sub>Л.А.</sub> — заданная начальная масса ЛА.

Приращение скорости ЛА с учетом аэродинамического сопротивления определяется по формуле

$$\Delta V_p = \Delta V \cdot \mathbf{K}_{\text{a.c.}},\tag{2.13}$$

где  $\Delta V = V_{\Pi} - V_{H}$  — приращение скорости ЛА без учета аэродинамического сопротивления,  $\mathbf{K}_{a.c}$  — коэффициент, учитывающий затраты топлива на преодоление аэродинамического сопротивления.

Для условной высоты полета  $H_{\Pi} = 0$  км значение скорости звука составляет a = 340 м/с. Тогда  $V_{\Pi} = \mathbf{M}_{\Pi} \cdot a = 1,8 \cdot 340$  м/с= 612 м/с — скорость полета ЛА по окончании стартового режима для принятой высоты полета на стартовом режиме  $H_{\Pi} = 0$ . Приращение скорости ЛА с учетом аэродинамического сопротивления:

$$\Delta V_p = \Delta V \cdot \mathbf{K}_{\text{a.c.}} = (V_{\Pi} - V_{H}) \cdot \mathbf{K}_{\text{a.c.}} = (\mathbf{M}_{\Pi} \cdot a - V_{H}) \cdot \mathbf{K}_{\text{a.c.}}.$$
 (2.14)

Если  $V_{\rm H}=0$ , т.е. запуск происходит с неподвижной установки, то приращение скорости ЛА с учетом аэродинамического сопротивления запишется в виде:

$$\Delta V_p = \Delta V \cdot \mathbf{K}_{\text{a.c.}} = V_{\Pi} \cdot \mathbf{K}_{\text{a.c.}} = \mathbf{M}_{\Pi} \cdot a \cdot \mathbf{K}_{\text{a.c.}}.$$
 (2.15)

Действительный удельный импульс твердого топлива определяется по формуле

$$I_{\rm yg.g.} = I_{\rm yg.reop.} \cdot \varphi_I, \qquad (2.16)$$

где  $\varphi_I$  — коэффициент удельного импульса ТРТ (учитывающий потери на двухфазность, на рассеивание, на трение и др.);  $I_{\rm yg.\, reop.}$  — теоретический удельный импульс ТРТ, м/с.

 $I_{\rm уд. теор.}$  определяется по характеристикам выбранного TPT с помощью зависимости:

$$I_{\text{yg.reop.}} = \sqrt{R_{\Pi C} \cdot T_{\Pi C}} \times \left[ \sqrt{\frac{2n}{n-1} \cdot \left(1 - \left(\frac{1}{\pi_{C}}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right)} + \frac{f_{a}}{m(n)} \cdot \left(\frac{1}{\pi_{C}} - \frac{p_{\text{H}}}{p_{\text{K.CT.}}}\right) \right], \quad (2.17)$$

где  $T_{\Pi C}$  — температура продуктов сгорания твердого топлива, К;  $R_{\Pi C}$  — газовая постоянная, Дж/(кг·К); n — показатель изоэнтропы;  $\pi_{C}$  — степень расширения продуктов сгорания в сопле;  $p_H$  — атмосферное давление на высоте  $H_{\Pi}$ , Па;  $p_{\text{K.CT.}}$  — давление в камере стартового РДТТ, Па;  $f_a$  — геометрическая степень расширения сопла:

$$f_a = \left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{n-1}} \cdot \frac{\sqrt{(n-1)/2} \cdot (\pi_{\rm C})^{\frac{1}{n}}}{\sqrt{1 - (1/\pi_{\rm C})^{\frac{n+1}{n-1}}}},\tag{2.18}$$

m(n) — коэффициент, зависящий от показателя изоэнтропы,

$$m(n) = \sqrt{n \cdot \left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{n-1}}}.$$
 (2.19)

Из выражения (2.11) определяется относительная масса топлива µ<sub>T</sub>:

$$\mu_{\rm T} = 1 - \frac{1}{\exp(\Delta V_p / I_{\rm yg.g.})}.$$
(2.20)

Тогда, при известной начальной массе ЛА, определяется потребная масса заряда ТРТ:

$$M_{\mathrm{T.CT.}} = \mu_{\mathrm{T}} \cdot M_{\mathrm{JI.A.}}.$$
 (2.21)

При известной массе ТРТ  $M_{\text{T.CT.}}$  и заданному времени работы  $\tau$  стартового РДТТ определяется расход топлива:

$$G_{\mathrm{T.CT.}} = \frac{M_{\mathrm{T.CT.}}}{\tau}.$$
 (2.22)

Таким образом, определены потребная масса топлива  $M_{\rm T.CT.}$  стартового РДТТ и расход продуктов сгорания РДТТ  $G_{\rm T.CT.}$ .

# Диаметр критического сечения и диаметр среза сопла.

Расход продуктов сгорания через сопло запишем в следующем виде

$$G_{\text{T.CT.}} = m\left(n\right) \cdot \frac{p_{\text{K.CT.}} \cdot F_{\text{KP.CT.}} \cdot \mu_{\text{C}}}{\sqrt{R_{\text{IIC}} \cdot T_{\text{IIC}} \cdot \chi \cdot (1-z)}},$$
(2.23)

где  $\mu_{\rm C}$  — коэффициент расхода стартового сопла;  $\chi$  — коэффициент тепловых потерь; z — массовая доля k-фазы; для профилированной горловины стартового сопла при проведении параметрических расчетов принимается  $\mu_{\rm C} \approx 1$ ,  $\chi \approx 1$ ,  $z \approx 0$ .

Из (2.23) найдем площадь критического сечения стартового сопла

$$F_{\text{KP.CT.}} = \frac{G_{\text{T.CT}} \cdot \sqrt{R_{\Pi C} \cdot T_{\Pi C} \cdot \chi \cdot (1-z)}}{m(n) \cdot p_{\text{K.CT.}} \cdot \mu_{\text{C}}}.$$
(2.24)

В то же время площадь критического сечения сопла

$$F_{\text{KP.CT.}} = \frac{\pi \cdot \left(d_{\text{KP.CT.}}\right)^2}{4}.$$
(2.25)

Приравняв выражения (2.24) и (2.25), определим диаметр критического сечения сопла

$$d_{\text{KP.CT.}} = \sqrt{\frac{4 \cdot G_{\text{T.CT.}} \cdot \sqrt{R_{\Pi \text{C}} \cdot T_{\Pi \text{C}} \cdot \chi \cdot (1-z)}}{m(n) \cdot p_{\text{K.CT.}} \cdot \mu_{\text{C}} \cdot \pi}}.$$
(2.26)

Диаметр на срезе сопла определяется через геометрическую степень расширения сопла при известном диаметре критического сечения сопла

$$f_a = \frac{F_{a.CT.}}{F_{KP.CT.}} = \frac{(D_{a.CT.})^2}{(d_{KP.CT.})^2},$$
 (2.27)

$$D_{a,CT.} = d_{KP,CT.} \cdot \sqrt{f_a} \,. \tag{2.28}$$

Таким образом, для заданного давления в камере РДТТ  $p_{\text{к.ст.}}$  и степени расширения продуктов сгорания в сопле  $\pi_{\text{C}}$  определены диаметр критического сечения сопла  $d_{\text{KP.CT.}}$  и диаметр на срезе сопла  $D_{\text{a.CT.}}$ .

#### Толщина стенки обечайки РДТТ.

Цель проектировочного расчета состоит в определении толщины обечайки корпуса стартового РДТТ (которая является одновременно и корпусом камеры сгорания РПДТ), исходя из условия обеспечения прочности стенки при известном давлении в камере.

Исходными данными являются геометрические параметры проточной части камеры и значение давления в камере.

Допущение: расчет на прочность корпуса камеры выполняется без учета краевого эффекта. Это допущение будет учитываться коэффициентом запаса прочности. Принимаем, что камера работает в области упругих деформаций.

В качестве материала для изготовления корпуса двигателя обычно выбирается сталь с известными плотностью  $\rho_{\rm CT.}$ , кг/м<sup>3</sup>, и предельно допустимым напряжением [ $\sigma$ ] (пределом пропорциональности), МПа (о выборе материалов корпусных деталей РДТТ см. 2.4.2). Корпус представляет собой полый цилиндр с толщиной стенки  $\delta_{\rm CT.}$  и внутренним радиусом  $r_{\rm K}$ .

Цилиндрическая часть корпуса камеры под давлением газов имеет двуосное напряженное состояние:

напряжение в окружном направлении

$$\sigma_{\theta} = \frac{r_{\rm \scriptscriptstyle K} \cdot p_{\rm \scriptscriptstyle KCT.}}{\delta_{\rm \scriptscriptstyle CT.}},\tag{2.29}$$

напряжение в осевом направлении

$$\sigma_{\varphi} = \frac{r_{\kappa} \cdot p_{\kappa, \text{CT}}}{2 \cdot \delta_{\text{CT}}}.$$
(2.30)

Из сравнения формул (2.29) и (2.30) следует, что

$$\sigma_{\theta} = 2 \cdot \sigma_{\varphi}.\tag{2.31}$$

При наличии сложного напряженного состояния используется теория эквивалентных напряжений, когда двуосное напряженное состояние приводится к одноосному состоянию. Использование эквивалентных напряжений позволяет уменьшить количество экспериментальных данных и упростить оценку прочности рассчитываемых деталей, работающих при сложном напряженном состоянии.

Для оценки запаса прочности наружной стенки возможно использование энергетической теории прочности, согласно которой

$$\sigma_{\mathfrak{I}} = \sqrt{\sigma_{\theta}^2 + \sigma_{\varphi}^2 - \sigma_{\theta} \cdot \sigma_{\varphi}}, \qquad (2.32)$$

$$\sigma_{9} = \sqrt{\left(\frac{p_{\text{KCT.}} \cdot r_{\text{K}}}{\delta_{\text{CT.}}}\right)^{2} + \left(\frac{p_{\text{K.CT.}} \cdot r_{\text{K}}}{2 \cdot \delta_{\text{CT.}}}\right)^{2} - \frac{p_{\text{K.CT.}} \cdot r_{\text{K}}}{\delta_{\text{CT.}}} \cdot \frac{p_{\text{K.CT.}} \cdot r_{\text{K}}}{2 \cdot \delta_{\text{CT.}}}} = 0,87 \cdot \frac{p_{\text{K.CT.}} \cdot r_{\text{K}}}{\delta_{\text{CT.}}}, \quad (2.33)$$

$$\sigma_{\mathfrak{I}} < \sigma_{\theta}. \tag{2.34}$$

В связи с этим можно оценить толщину наружной стенки только по напряжениям в окружном направлении, т.е. оболочка камеры может рассмат-

риваться с одноосным напряжением. Поэтому толщина стенки определяется по следующей формуле

$$\delta_{\text{CT.}} = \frac{K_{3a\pi} \cdot d_{\text{M}} \cdot p_{\text{K.CT.} \max}}{(2 \cdot [\sigma])}, \qquad (2.35)$$

где  $K_{\text{зап}}$  — запас прочности ( $K_{\text{зап}} = 1,3$ );  $d_{\text{M}}$  — диаметр миделя двигателя;  $p_{\text{K.CT. max}} = 1,5 \cdot p_{\text{K.CT.}}$  — максимальное давление в камере с обеспечением необходимого запаса прочности (например, по забросам давления), [ $\sigma$ ] — предел прочности для выбранного материала обечайки.

Таким образом, может быть определена толщина стенки камеры  $\delta_{\rm CT.}$ исходя из условия обеспечения прочности.

#### Длина заряда твердого ракетного топлива.

Для расчета длины заряда ТРТ необходимо задаться его формой. При выборе формы заряда полагаем, что поверхность горения в процессе работы стартового двигателя должна быть близка к постоянной [2.3]. Такому требованию удовлетворяют несколько форм зарядов. В основном это заряды торцевого горения, заряды звездообразной и другой сложной формы. В зарядах торцевого горения поверхность горения относительно невелика, что при заданном времени работы двигателя требует обеспечения высоких скоростей горения топлива (~ 150 мм/с). В зарядах звездообразной формы поверхность горения значительно больше, поэтому скорость горения меньше (20 ÷ 45 мм/с). Расчет поверхности горения заряда звездообразной формы и его геометрических характеристик приведен далее.

Для расчета длины заряда необходимы следующие исходные данные:

- плотность топлива  $\rho_{\rm T}$ , кг/м<sup>3</sup>;
- толщина теплозащитного покрытия (ТЗП) δ<sub>ТЗП</sub>, мм;
- толщина защитно-крепящего слоя (ЗКС) δ<sub>3.кр.с.</sub>, мм;
- масса твердого топлива М<sub>Т.СТ</sub>, кг;
- наружный диаметр заряда  $D_{3.H.}$ , мм;
- диаметр внутреннего канала заряда  $d_{\mathrm{K},\mathfrak{I}}$ , мм.

При заданных толщинах ТЗП и ЗКС наружный диаметр заряда определяется следующим образом

$$D_{3.H.} = d_{\rm M} - 2 \cdot (\delta_{\rm CT.} + \delta_{\rm T3\Pi} + \delta_{\rm 3. kp. c.}).$$
(2.36)

Ввиду того, что внутренний канал заряда имеет звездообразную форму, для расчета длины заряда в качестве диаметра внутреннего канала принимается эквивалентный диаметр внутреннего цилиндрического канала  $d_{\text{K.Э.}}$ .

Расчет эквивалентного диаметра внутреннего канала заряда звездообразной формы проводится при условии отсутствия эффекта эрозионного горения ТРТ. При эрозионном горении наблюдается эффект увеличения скорости горения топлива при обтекании газовым потоком. В качестве пороговой скорости течения продуктов сгорания в канале, превышение которой приведет к эрозионному горению ТРТ, принимается значение приведенной скорости  $\lambda_{\Pi P}$ , равное 0,25 [2.4]. Тогда абсолютное значение пороговой скорости течения можно определить с помощью зависимости:

$$W_{\Pi P} = \lambda_{\Pi P} \cdot W_{KP}, \qquad (2.37)$$

где W<sub>КР</sub> — критическая скорость, определяемая из выражения

$$W_{\rm KP} = \sqrt{\frac{2n}{n+1} \cdot R_{\rm \Pi C} \cdot T_{\rm \Pi C}^*} \,. \tag{2.38}$$

Площадь проходного сечения эквивалентного внутреннего цилиндрического канала определяется исходя из уравнения неразрывности

$$F_{\mathrm{K},\mathfrak{B}.} = \frac{G_{\mathrm{T},\mathrm{CT}}}{(W_{\mathrm{\Pi P}} \cdot \rho_{\mathrm{\Pi C}})},\tag{2.39}$$

где  $\rho_{\rm \Pi C}$  — плотность продуктов сгорания TPT, определяемая из уравнения состояния газа

$$\rho_{\Pi C} = \frac{p_{\text{K.CT.}}}{R_{\Pi C} \cdot T_{\Pi C}}.$$
(2.40)

Эквивалентный диаметр  $d_{\mathrm{K},\mathfrak{B}}$ :

$$F_{\mathrm{K},\mathfrak{B}_{\cdot}} = \frac{\pi \cdot d_{\mathrm{K},\mathfrak{B}_{\cdot}}^2}{4},\tag{2.41}$$

$$d_{\mathrm{K},\mathfrak{S}_{\cdot}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\mathrm{K},\mathfrak{S}_{\cdot}}}{\pi}} \,. \tag{2.42}$$

Длина заряда L<sub>3</sub> определяется из выражения

$$M_{\rm T.CT} = V_{\rm T} \cdot \rho_{\rm T}, \qquad (2.43)$$

где V<sub>T</sub> — объем заряда ТРТ, для заряда выбранной формы с эквивалентным диаметром внутреннего цилиндрического канала

$$V_{\rm T} = \frac{\pi \cdot \left(D_{3.\rm H.}^2 - d_{\rm K.9.}^2\right)}{4} \cdot L_3, \qquad (2.44)$$

тогда

$$M_{\rm T.CT} = \frac{\pi \cdot \left(D_{3.\rm H.}^2 - d_{\rm K.9.}^2\right)}{4} \cdot L_3 \cdot \rho_{\rm T}, \qquad (2.45)$$

$$L_{3} = \frac{4 \cdot M_{\text{T.CT}}}{\pi \cdot \left(D_{3.\text{H.}}^{2} - d_{\text{K.9.}}^{2}\right) \cdot \rho_{\text{T}}}.$$
(2.46)

При этом коэффициент заполнения камеры топливом составляет

$$K_V = 1 - \left(\frac{d_{\text{K.9.}}}{D_{3.\text{H.}}}\right)^2.$$
 (2.47)

Таким образом определяется длина заряда твердого топлива  $L_3$  стартового РДТТ.

# Массы обечайки, теплозащитного покрытия и защитно-крепящего слоя.

Для оценки массы конструкции двигателя необходимо определить массы обечайки  $M_{\rm of}$ , ТЗП  $M_{\rm TЗ\Pi}$  и ЗКС  $M_{\rm 3. kp. c.}$ . Камера двигателя имеет вид полого

цилиндра с известной толщиной стенки. На внутреннюю поверхность нанесены ТЗП и ЗКС. Для расчета необходимы следующие исходные данные:

*d*<sub>M</sub> — наружный диаметр обечайки;

 $\delta_{\text{CT.}}$  — толщина стенки обечайки;

 $L_{\rm o6} = L_3 + L_{\rm \Pi P.O E.}$  — длина обечайки, принятая равной сумме длин заряда и предсоплового объема. Не учитываются длина передней части и длина по стартовому соплу, но на параметрические расчеты это заметного влияния не оказывает;

 $ho_{\text{CT.}}$  — плотность материала обечайки;

 $D_{\text{H.TЗП}} = d_{\text{M}} - 2 \cdot \delta_{\text{CT.}}$  — наружный диаметр ТЗП;

 $\delta_{\text{ТЗП}}$  — толщина ТЗП;

*L*<sub>ТЗП</sub> — длина ТЗП (принята равной длине обечайки);

 $\rho_{\rm T3\Pi}$  — плотность материала ТЗП;

 $D_{\text{H.3.кр.с.}} = D_{\text{H.T3\Pi}} - 2 \cdot \delta_{\text{T3\Pi}}$  — наружный диаметр ЗКС;

 $\delta_{3. \mathrm{кр. c.}}$  — толщина ЗКС;

*L*<sub>3.кр.с.</sub> — длина ЗКС (принята равной длине обечайки);

*р*<sub>з.кр.с.</sub> — плотность материала ЗКС.

Определяется масса обечайки

$$M_{\rm of} = \frac{\pi \cdot \left( d_M^2 - \left( d_M - 2 \cdot \delta_{\rm CT.} \right)^2 \right)}{4} \cdot L_{\rm of} \cdot \rho_{\rm CT.}.$$
 (2.48)

Определяется масса ТЗП

$$M_{\rm T3\Pi} = \frac{\pi \cdot \left( D_{\rm H.T3\Pi}^2 - \left( D_{\rm H.T3\Pi} - 2 \cdot \delta_{\rm T3\Pi} \right)^2 \right)}{4} \cdot L_{\rm T3\Pi} \cdot \rho_{\rm T3\Pi}.$$
(2.49)

Определяется масса ЗКС

$$M_{3.\text{Kp.c.}} = \frac{\pi \cdot \left(D_{\text{H.3.Kp.c.}}^2 - \left(D_{\text{H.3.Kp.c.}} - 2 \cdot \delta_{3.\text{Kp.c.}}\right)^2\right)}{4} \cdot L_{3.\text{Kp.c.}} \cdot \rho_{3.\text{Kp.c.}}$$
(2.50)

Таким образом, суммарная масса обечайки с ТЗП и ЗКС равна

$$M_{\rm o6.\Sigma} = M_{\rm o6} + M_{\rm T3\Pi} + M_{\rm 3. kp. c.}.$$
 (2.51)

#### Масса сбрасываемого сопла стартового двигателя.

Сопло стартового РДТТ, как правило, закреплено в критическом сечении сопла маршевого двигателя, и по окончании работы РДТТ сбрасывается с ракеты. Сброс производится преимущественно подрывом пироболтов и выпадением стопорных сегментов (см. например, рис. 2.10). Для оценки массы снаряженного стартового РДТТ необходимо учесть массу сбрасываемого сопла. Расчет массы сопла, ввиду сложности его формы и элементов (рис. 2.10), целесообразно проводить упрощенно: масса сопла определяется путем суммирования масс его расчетных элементов, показанных на рис. 2.11.

3 В.А. Сорокин, Л.С. Яновский, В.А. Козлов и др.

Принимается, что расширяющаяся коническая часть целиком выполнена из композиционного материала.

Очевидно, что для различных значений давления в камере  $p_{\text{к.ст.}}$  и степени понижения давления в сопле  $\pi_{\text{С}}$  масса сопла будет различной из-за фиксированного наружного диаметра.

Чем больше давление, тем меньше диаметр критического сечения  $d_{\rm KP.CT.}$ и тем массивнее будет сопло.



Рис. 2.10. Конструктивная схема сбрасываемого сопла стартового РДТТ: 1 — стальная обечайка, 2 — теплозащитное покрытие, 3 — защитно-крепящий слой, 4 — ТЗП передней части сопла, 5 — стальная часть сбрасываемого сопла, 6 — маршевое сопло, 7 — пироболт; 8 — расширяющаяся часть сбрасываемого сопла, 9 — графитовая вставка, 10 — заряд твердого топлива, 11 — уплотнения.

Согласно расчетной схеме (рис. 2.11), сопло делится на 6 элементов. Первый, второй, третий элементы выполнены из стали, причем наружный и внутренний диаметры первого элемента при параметрических расчетах постоянны. Изменяются диаметры второго элемента в зависимости от изменения диаметра критического сечения стартового сопла  $d_{\rm KP.CT.}$ , а также третьего элемента и графитовой вставки (элемент № 4). Следует отметить, что диаметр критического сечения маршевого сопла  $d_{\rm KP.M.}$  постоянен.

#### Определение массы элемента № 1.

Выделенный элемент представляет собой цилиндрический сегмент с толщиной стенки  $\delta_{\text{Ц.1}}$  и длиной  $L_{\text{Ц.1}}$ , выполненный из стали. Наружный и внутренний диаметры известны. Исходные данные, согласно расчетной схеме (рис. 2.11), следующие:

*δ*<sub>Ц.1</sub> — толщина первого цилиндрического элемента;

*L*ц.1 — длина первого элемента;

 $D_{\rm H. II.1} = d_{\rm KP. M.}$  — ориентировочный диаметр критического сечения маршевого сопла, наружный диаметр первого расчетного элемента;

 $d_{\text{B.Ц.1}} = d_{\text{KP.M.}} - 2 \cdot \delta_{\text{Ц.1}}$  — внутренний диаметр первого элемента;

 $ho_{\rm CT. II. 1}$  — плотность материала цилиндрической части сопла. Тогда масса первого элемента записывается в следующем виде:

$$M_{\rm C.1} = \pi \cdot L_{\rm II.1} \cdot \left( \left( \frac{D_{\rm H.II.1}}{2} \right)^2 - \left( \frac{d_{\rm B.II.1}}{2} \right)^2 \right) \cdot \rho_{\rm CT.II.1}.$$
 (2.52)

Аналогично определяются массы остальных элементов по схеме (рис. 2.11).



Рис. 2.11. Расчетная схема сбрасываемого сопла стартового РДТТ

Общая масса сбрасываемого сопла

$$M_{\rm C.C.} = \Sigma M_i. \tag{2.53}$$

В настоящее время, вследствие интенсивного внедрения ИТ-технологий в практику проектирования сложных технических систем, подобные расчеты выполняются автоматизированно в пакетах САПР.

#### Масса, тяга и общая длина снаряженного стартового РДТТ.

Масса снаряженного стартового РДТТ складывается из масс составляющих его элементов:

$$M_{\text{ДB.CT.}} = M_{\text{T.CT}} + M_{\text{ob},\Sigma} + M_{\text{C.C.}} + M_{\Pi P.\Im},$$
 (2.54)

где  $M_{\text{ДВ.СТ.}}$  — масса снаряженного стартового РДТТ,  $M_{\text{Т.СТ.}}$  — масса заряда ТРТ,  $M_{\text{об.}\Sigma}$  — масса обечайки РДТТ,  $M_{\text{С.С.}}$  — масса сбрасываемого сопла,  $M_{\Pi \text{P.}\Theta} = 0,25 \cdot M_{\text{об.}\Sigma}$  — масса прочих элементов.

Номинальная тяга двигателя

$$P_H = G_{\text{T.CT}} \cdot I_{\text{yg.g.}}.$$
 (2.55)

67

Суммарная длина камеры, в которой размещается стартовый РДТТ, -

$$L_{\text{CT},\Sigma} = L_3 + L_{\Pi P.OB.} + L_{\Pi.\Psi.} + L_{\text{C},\text{T}3\Pi} + L_{\text{II},\Psi.} + L_{\text{K},\Psi.}, \qquad (2.56)$$

где  $L_3$  — длина заряда ТРТ,  $L_{\Pi P.O E.}$  — длина предсоплового объема,  $L_{\Pi. Ч.}$  — длина передней части (между зарядом ТРТ и передним днищем с регулятором),  $L_{C.T3\Pi}$  — длина ТЗП сопла,  $L_{II. Ч.}$  — длина центральной части сопла,  $L_{K. Ч.}$  — длина конической части сопла.

#### Поверхность горения заряда твердого топлива.

Целью расчета является получение графических зависимостей изменения поверхности горения заряда ТРТ по времени  $S_{\Gamma} = f(\tau)$ , давления в камере  $p_{\text{K.CT.}} = f(\tau)$  и тяги стартового двигателя  $P = f(\tau)$ .

Заряд ТРТ стартового РДТТ имеет форму, обусловленную требованием к изменению поверхности горения со временем, например звездообразную, со следующими основными геометрическими характеристиками (рис. 2.12):  $L_3$  — длина заряда твердого топлива;  $D_{3.\text{H.}}$  — наружный диаметр заряда твердого топлива;  $D_{3.\text{H.}}$  — наружный диаметр заряда твердого топлива;  $d_{3.\text{B.}}$  — внутренний диаметр заряда;  $R_{\text{Л.}}$  — радиус луча; N — число лучей;  $\varphi/2$  — полуугол раствора луча;  $r_{\text{в.л.}}$  — радиус скругления вершины луча;  $r_{\text{о.л.}}$  — радиус скругления основания луча.



Рис. 2.12. Геометрические характеристики заряда ТРТ звездообразной формы в поперечном сечении (пунктирными линиями по сечению заряда отмечено изменение поперечного сечения заряда ТРТ в процессе горения)

Результаты расчета по программе Compaq Visual Fortran 6.6.0, на основании которых проводится дальнейшая расчетно-графическая работа, сводятся в специальную таблицу, в которой:  $e_i$  — текущий свод горения заряда твердого топлива;  $S_{\Gamma}$  — поверхность горения;  $F_{\rm np.c.}$  — площадь проходного сечения;  $K_V$  — коэффициент заполнения объема камеры.

Текущий свод горения e связан со временем горения  $\tau$  через скорость горения  $U_{\Gamma}$  заряда ТРТ:

$$\frac{de}{d\tau} = U_{\Gamma}.\tag{2.57}$$

При известном общем времени работы РДТТ значения величины текущего свода  $e_i$  однозначно соотносятся с текущим временем горения поверхности заряда  $\tau_i$ . Запишем относительный текущий свод горения в виде

$$\overline{e} = \frac{e_i}{e_{\max}},\tag{2.58}$$

где  $e_{\max}$  — максимальный свод горения, получен при расчете заряда.

Тогда текущее время горения поверхности заряда имеет следующий вид

$$\tau_i = \tau \cdot \overline{e}.\tag{2.59}$$

Таким образом, значения текущего свода горения  $e_i$  заменяются на соответствующие им значения текущего времени  $\tau_i$  работы двигателя, что позволяет построить требуемые зависимости  $S_{\Gamma} = f(\tau)$ ,  $p_{\text{K.CT.}} = f(\tau)$ ,  $P = f(\tau)$ . Расчет основан на допущении, что приход газов с поверхности горения равен расходу газов через сопло:

$$\Pi \mathbf{p} = G_{\mathrm{T.CT}},\tag{2.60}$$

где приход газов с поверхности горения

$$\Pi \mathbf{p}_i = U_{\Gamma,i} \cdot S_{\Gamma,i} \cdot \rho_{\mathrm{T}}.$$
(2.61)

Скорость горения твердого топлива

$$U_{\Gamma,i} = U_0 \cdot p^{\nu}_{\mathrm{K,CT,i}},\tag{2.62}$$

Расход продуктов сгорания через сопло

$$G_{\text{T.CTi}} = m\left(n\right) \cdot \frac{p_{\text{KCTi}} \cdot F_{\text{KP.CT.}} \cdot \mu_{\text{C}}}{\sqrt{\chi \cdot R_{\text{IIC}} \cdot T_{\text{IIC}} \cdot (1-z)}}.$$
(2.63)

Соответственно, приравняв (2.61) и (2.62) и выразив  $p_{\rm KCTI}$ , получим

$$p_{\mathrm{K.CT.i}} = \left(\frac{U_0 \cdot 10^{-1} \cdot S_{\mathrm{T.i}} \cdot \rho_{\mathrm{T}} \cdot 10^{-3} \cdot \sqrt{\chi \cdot R_{\mathrm{\Pi C}} \cdot T_{\mathrm{\Pi C}}^* \cdot (1-z)}}{m(n) \cdot \mu_{\mathrm{C}} \cdot F_{\mathrm{KP.CT}}}\right)^{\frac{1}{1-\nu}}, \ \mathrm{Krc/cm}^2,$$

$$(2.64)$$

где <br/>  $\chi$  — коэффициент тепловых потерь,  $\mu_{\rm C}$  — коэффициент расхода сопла, <br/> z — массовая доля k-фазы.

Тяга двигателя определяется по формуле (2.55)

$$P_i = G_{\text{T.CTi}} \cdot I_{\text{yg.g.i}}, \qquad (2.65)$$

где расход TPT и действительный удельный импульс в каждый момент времени определяются, как указано ранее.

По результатам расчетов строятся зависимости  $S_{\Gamma}=f\left(\tau\right),\ p_{\text{к.ст.}}=f\left(\tau\right),\ P=f\left(\tau\right).$ 

#### Расчет обечайки стартового РДТТ на продольную устойчивость.

Цель расчета заключается в том, чтобы определить коэффициент запаса продольной устойчивости корпуса стартового двигателя  $n_v$  и сравнить его с нормативным коэффициентом запаса  $[n_y]$  для данной конструкции. При известных геометрических параметрах, действующих силах и нагрузках должно обеспечиваться условие  $n_y \ge [n_y]$ .

Тонкостенная оболочка, потерявшая устойчивость от действия продольной сжимающей силы (тяги стартового двигателя), работает на совместное действие изгиба и сжатия. Даже незначительное превышение сжимающей силой критического значения связано с появлением весьма значительных прогибов оболочки, а следовательно, больших изгибающих моментов и напряжений. Практически потеря устойчивости означает выход конструкции из строя.

Изгиб сжатого стержня, происходящий при превышении сжимающей силой критического значения, принято называть продольным изгибом.

Расчет на устойчивость должен обеспечить такие соотношения между величиной сжимающей нагрузки, размерами оболочки и упругими свойствами материала, при которых будет обеспечена работа оболочки на сжатие без опасности продольного изгиба.

В качестве основной действующей силы принимается тяга стартового двигателя. Методика расчета приведена в [2.5].

#### Исходные данные:

- наружный диаметр стальной оболочки d<sub>M</sub>;
- толщина стенки оболочки  $\delta_{\text{CT.}}$ ;
- длина оболочки L;
- тяга двигателя P;
- предел пропорциональности материала обечайки [
   *σ*<sub>пи</sub>];
- модуль упругости E;
- требуемый коэффициент запаса  $[n_v]$  (например,  $[n_v] = 2,0$ ).

На рис. 2.13. приведена схема расчета на устойчивость.



Рис. 2.13. Схема расчета оболочки на устойчивость

Определяется предельная гибкость для материала обечайки:

$$\lambda_{\text{пред}} = \pi \cdot \sqrt{\frac{E}{\sigma_{\Pi \downarrow}}} \,. \tag{2.66}$$

Определяется гибкость цилиндрической оболочки:

$$\lambda = \frac{\mu_l \cdot L}{i_{\min}},\tag{2.67}$$

где  $i_{\min}$  — радиус инерции,  $\mu_l$  — коэффициент приведения длины.

Момент инерции сечения (в данном случае любая центральная ось — главная, и все центральные моменты инерции равны между собой):

$$J_{\min} = J = \frac{\pi d_{\rm M}^4}{64} \cdot \left(1 - \left(\frac{d_{\rm M} - 2 \cdot \delta_{\rm CT.}}{d_{\rm M}}\right)^4\right).$$
(2.68)

Площадь сечения

$$A = \frac{\pi d_{\mathsf{M}}^2}{4} \cdot \left(1 - \left(\frac{d_{\mathsf{M}} - 2 \cdot \delta_{\mathsf{CT.}}}{d_{\mathsf{M}}}\right)^2\right).$$
(2.69)

Радиус инерции

$$i_{\min} = i = \sqrt{\frac{J}{A}} \,. \tag{2.70}$$

Коэффициент приведения длины  $\mu_l = 2,0$  (согласно принятой схеме расчета, рис. 2.13).

Гибкость стойки

$$\lambda = \frac{\mu_l \cdot L}{i_{\min}} = \mu_l \cdot L \cdot \sqrt{\frac{A}{J}} \,. \tag{2.71}$$

Так как  $\lambda < \lambda_{\text{пред}}$ , то в качестве предельного напряжения принимается предел текучести материала  $\sigma_{\text{T}}$ .

Определяется критическая сила:

$$F_{\rm KP} = \sigma_{\rm T} \cdot A. \tag{2.72}$$

Определяем фактический коэффициент запаса устойчивости:

$$n_{\rm y} = \frac{F_{\rm KP}}{F}.$$
(2.73)

Продольная устойчивость обечайки стартового двигателя должна обеспечиваться с гарантированным запасом, т.е. должно выполняться условие  $n_{\rm v} > [n_{\rm v}]$ .

Таким образом, выполняется расчет стартового РДТТ, размещаемого в камере сгорания РПДТ или РПДП, при заданных давлении в камере и степени расширения продуктов сгорания в сопле. При этом находятся геометрические, массовые, тяговые и др. характеристики по двигателю, формирующие облик двигательной установки в целом.

Расчет проводится для всех значений  $\pi_{\rm C}$  при различных значениях давлений  $p_{\rm к\, cr}$  в камере. Результаты расчета по диапазонам давлений и величи-



Рис. 2.14. Зависимости массы топлива стартового РДТТ от степени расширения продуктов сгорания в сопле при различных давлениях в камере двигателя



Рис. 2.15. Зависимости диаметра среза сопла от степени расширения продуктов сгорания в сопле при различных давлениях в камере двигателя.  $d_{\rm M\, ДУ}$  — диаметр миделя двигательной установки.


Рис. 2.16. Зависимости суммарной массы снаряженного стартового РДТТ от степени расширения продуктов сгорания в сопле при различных давлениях в камере двигателя

нам степени понижения давления в сопле сводятся в специальные таблицы. По результатам расчетов для каждого из диапазон заданных давлений в камере  $p_{\rm K.CT}$  строятся графические зависимости  $M_{\rm T.CT} = f(\pi_{\rm C}), D_{\rm a.CT.} = f(\pi_{\rm C}), M_{\rm ДB.CT} = f(\pi_{\rm C})$ . По этим зависимостям выбираются оптимальное давление  $p_{\rm K.CT}$  в камере РДТТ и оптимальная степень расширения продуктов сгорания в сопле  $\pi_{\rm C}$ , соответствующие минимальной массе снаряженного стартового двигателя  $M_{\rm ДB.CT}$ , с учетом ограничения по габаритам диаметра среза сопла  $D_{\rm a.CT.}$ . При этом, выбрав оптимальные параметры, из таблиц берутся все исчерпывающие данные по проектируемому стартовому двигателю. Пример результирующих графиков зависимостей  $M_{\rm T.CT} = f(\pi_{\rm C}), D_{\rm a.CT.} = f(\pi_{\rm C}), M_{\rm ДB.CT} = f(\pi_{\rm C}), S_{\Gamma} = f(\tau), p_{\rm K.CT} = f(\tau), R = f(\tau)$  для зарубежного ТРТ ANB-3066 при заданных исходных данных приведен на рис. 2.14–2.17.

При проектировании стартового РДТТ или РДПТ со сбрасываемым соплом дополнительно выполняются термодинамические расчеты ТРТ или ПРТ (например, с помощью программного комплекса «АСТРА.4/рс») [2.15], расчеты теплового состояния заряда ТРТ или ПРТ при воздействии аэродинамического нагрева, связанные с проектированием теплозащитных покрытий элементов конструкции камеры сгорания РДТТ или РДПТ (одновременно выполняющей роль камеры сгорания РПДТ или РПДП) и соплового блока [2.19], расчеты заряда ТРТ на прочность, а также расчеты воспламенителя РДТТ. Методики этих расчетов приведены в [2.3, 2.6–2.12, 2.15], а также в [2.16–2.19]. Некоторые перечисленные вопросы будут рассмотрены далее в п. 2.4.



Рис. 2.17. Зависимости  $S_{\Gamma}=f\left( au
ight)\left(a
ight),\ p_{\mathrm{KCT}}=f\left( au
ight)\left( heta
ight),\ P=f\left( au
ight)\left( heta
ight).$ 

# 2.3. Расчет и проектирование бессоплового РД

Бессопловые ракетные двигатели на твердом топливе (БСРДТТ) обладают двумя основными преимуществами по сравнению с РДТТ со сбрасываемым соплом, которые в полной мере проявляются в условиях их применения в интегральных ПВРД и РПД в качестве стартового двигателя (рис. 2.18). Во-



Рис. 2.18. Схема стартового бессоплового РДТТ: 1 — твердотопливный заряд, 2 — маршевое сопло, 3 — раскрепляющие манжеты, 4 — теплоизоляция, 5 — обечайка двигателя

первых, это отсутствие сбрасываемых элементов во время полета. В том случае, если стартовый двигатель выполнен с соплом в схеме с единой камерой сгорания, то при переходе на прямоточный режим сопло стартового двигателя должно отстреливаться. При определенных условиях применения ракет сброс каких-либо элементов двигателя является недопустимым, и в этих случаях БСРДТТ является безальтернативным. Во-вторых, БСРДТТ обеспечивает простоту, а следовательно, и дешевизну конструкции. Это преимущество также делает использование бессоплового двигателя более предпочтительным.

К недостаткам БСРДТТ следует отнести, в первую очередь, относительно невысокий среднеинтегральный удельный импульс

$$J_{\rm yg.cp} = \frac{J_{\Sigma}}{M_{\rm T}},\tag{2.74}$$

где  $J_{\Sigma}$  — суммарный импульс тяги двигателя,  $M_{\rm T}$  — масса топлива.

Среднеинтегральный удельный импульс  $J_{\rm yd,cp}$  бессопловых ракетных двигателей ниже удельного импульса РДТТ с соплом примерно на 20%. При использовании современных высокоэнергетических смесевых ТРТ величина  $J_{\rm yd,cp}$  БСРДТТ при стандартных условиях ( $p_H = 0,1013$  МПа) не превышает 210 с (для сравнения, в стартовых РДТТ со сбрасываемым соплом  $J_{\rm yd,cp}$ достигает 240 с).

Вторым недостатком бессопловых двигателей является то, что диаграмма давления в камере БСРДТТ существенно неравномерна по времени работы, в силу чего конструкция двигателя получается перетяжеленной.

При проектировании стартовых БСРДТТ остро встают вопросы, связанные с математическим моделированием рабочего процесса этих двигателей, поскольку применение подходов, используемых при проектировании традиционных РДТТ с соплом, здесь оказывается проблематичным.

Математическая модель рабочего процесса стартового БСРДТТ строится, как правило, в рамках одномерного приближения. Одномерное течение газа в канале с распределенными массоэнергоподводом и подводом импульса описывается системой уравнений:

$$\begin{cases} \frac{\partial (\rho F)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho v F)}{\partial x} = Q_1, \\ \frac{\partial (\rho F v)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho v^2 F)}{\partial x} + F \frac{\partial p}{\partial x} = Q_2, \\ \frac{\partial }{\partial t} \left[ \rho F \left( I^* - \frac{p}{\rho} \right) \right] + \frac{\partial }{\partial x} \left( \rho v F I^* \right) = Q_3. \end{cases}$$
(2.75)

Здесь  $p,\ \rho,\ T,\ v$  — давление, плотность, температура и скорость газа,  $I^*$  — полная энтальпия газа

$$I^* = I + \frac{v^2}{2},\tag{2.76}$$

I — равновесная энтальпия газа

$$I = \frac{k}{(k-1)} \frac{p}{\rho},\tag{2.77}$$

F — площадь сечения канала,  $Q_1$ ,  $Q_2$ ,  $Q_3$  — распределенные по длине канала массоподвод, подвод импульса и энергоподвод соответственно.

Замыкает систему уравнений (2.75) уравнение состояния

$$p = \rho RT. \tag{2.78}$$

Для канала твердотопливного заряда параметры  $Q_1, Q_2, Q_3$  записываются в виде

$$Q_{1} = \Pi \rho_{\mathrm{T}} u_{\mathrm{T}}, \quad Q_{2} = \Pi \left[ \frac{\left(\rho_{\mathrm{T}} u_{\mathrm{T}}\right)^{2}}{\rho} \sin \alpha - \tau_{\mathrm{Tp}} \right], \quad Q_{3} = \Pi \rho_{\mathrm{T}} u_{\mathrm{T}} \frac{\eta k_{\mathrm{T}} R_{\mathrm{T}} T_{\mathrm{T,T}}}{(k_{\mathrm{T}} - 1)}. \quad (2.79)$$

Здесь  $\rho_{\rm T}$ ,  $u_{\rm T}$  — плотность и скорость горения ТРТ,  $T_{\rm T,\Gamma}$  — температура горения ТРТ,  $\eta$  — коэффициент полноты сгорания ТРТ ( $T_{\rm T,\Gamma}$  и  $\eta$  — функции от p),  $\Pi$  — периметр канала,  $\alpha$  — угол наклона между образующей и осью канала,  $\tau_{\rm Tp}$  — удельная сила трения на стенке канала

$$\tau_{\rm Tp} = c_f \frac{\rho v^2}{2}.$$
 (2.80)

Коэффициент трения на стенке со вдувом газа может быть определен согласно [2.13]

$$c_f = c_{f0} \frac{(1 - 0.25b)^2}{(1 + 0.25b)^{0.2}},$$
(2.81)

где  $c_{f0} = 0,0592 \text{Re}^{-0,2}$  — коэффициент трения на гладкой стенке,  $b = \frac{\rho_{\text{T}} u_{\text{T}}}{\rho v} \frac{2}{c_{f0}}$  — параметр вдува. В выражении (2.81) число Рейнольдса определяется как  $\text{Re} = \rho v d / \mu$ , где d — диаметр канала,  $\mu$  — коэффициент динамической вязкости продуктов сгорания.

Коэффициент адиабаты k, газовая постоянная R и динамическая вязкость  $\mu$  продуктов сгорания определяются из равновесного термодинамического расчета и являются функциями текущих значений давления p и температуры T. Коэффициент адиабаты  $k_{\rm T}$  и газовая постоянная  $R_{\rm T}$  — равновесные значения k и R, вычисленные при температуре горения топлива  $T_{\rm T,r}$ , поэтому они зависят только от давления p.

Современные смесевые ТРТ для РДТТ обычно содержат добавки металлов (Al, Mg и др.), поэтому продукты сгорания этих топлив содержат к-фазу в виде окислов металлов. Расчет рабочего процесса БСРДТТ обычно проводится в рамках равновесной модели двухфазной среды, которая рассматривается как псевдогаз с газовой постоянной  $R = (1 - z)R_{\rm r}$ , (z — массовая доля к-фазы,  $R_{\rm r}$  — газовая постоянная газовой фазы).

При горении топлива в каналах твердотопливных зарядов может иметь место эрозионный эффект

$$u_{\rm T} = u_{\rm T0}\varepsilon, \qquad (2.82)$$

где  $u_{\rm t0}$  — скорость горения ТРТ в отсутствие эрозионного эффекта,  $\varepsilon$  — эрозионный коэффициент.

Особенностью рабочего процесса в каналах БСРДТТ является горение ТРТ при транс- и сверхзвуковом обдуве горящей поверхности. Известно, что эрозионный эффект зависит не только от линейной скорости обдува горящей поверхности, но и от массовой скорости продуктов сгорания  $(\rho w)_s$ , вдуваемых в поток с горящей поверхности, или от массовой скорости горения ТРТ  $(\rho_{\rm T} u_{\rm T0} = (\rho w)_s)$ . Эрозионный эффект в наибольшей степени проявляется при горении ТРТ с низкими скоростями горения  $u_{\rm T0}$ , где заградительный эффект от вдуваемых продуктов сгорания невелик. С другой стороны, при горении быстрогорящих ТРТ заградительный эффект в значительной степени ослабляет проявление эрозионного эффекта. Для БСРДТТ пригодны быстрогорящие ТРТ с  $u_{\rm T0} = 40 \div 50$  мм/с при p = 10 МПа.

В работе [2.14] путем обобщения большого объема экспериментальных данных для различных ТРТ была получена зависимость для эрозионного коэффициента скорости горения:

$$\varepsilon = \gamma + \beta \left(\frac{\rho v}{\rho_{\rm T} u_{\rm T0}} c_{f0}\right)^m.$$
(2.83)

Для широкого класса смесевых ТРТ коэффициенты равны:  $\gamma=0,843;\,\beta=1,58;\,m=1,264.$ 

Систему газодинамических уравнений (2.75) необходимо дополнить уравнением «разгара» канала твердотопливного заряда

$$\frac{dr}{dt} = \frac{u_{\rm T}}{\cos\beta},\tag{2.84}$$

где *r* — текущий радиус канала заряда.

Угол  $\beta$  в первом приближении можно принять равным  $\alpha$  — углу наклона образующей к оси канала. При более строгом подходе угол  $\beta$  определяется в ходе построения огибающей семейства окружностей с радиусами  $u_{\rm T} dt$  и центрами, размещенными на профиле канала.

Скорость изменения проходных сечений канала БСРДТТ, определяемая скоростью горения ТРТ, существенно меньше скорости протекания газодинамических процессов в канале или же скорости звука ( $u_{\rm T}/a \sim 10^{-4}$ ). Поэтому при решении нестационарной системы уравнений (2.75)–(2.84) можно использовать квазистационарный подход, который заключается в последовательном решении стационарной системы газодинамических уравнений (2.75) при фиксированных формах канала, определяемых из уравнения (2.84).

Преобразуем стационарную систему уравнений (2.75)-(2.78) к виду

$$\frac{\frac{v}{p}}{\frac{RT}{p}} - \frac{\frac{v}{T}}{\frac{1}{2}} \begin{vmatrix} \frac{dp}{dx} \\ \frac{dT}{dx} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} A \\ B \\ B \end{vmatrix},$$
(2.85)
$$\frac{kR}{(k-1)}v v^2 \begin{vmatrix} \frac{kR}{2} \\ \frac{dv}{dx} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} C \\ C \end{vmatrix},$$

где

$$A = \frac{RT}{pF}Q_1 - \frac{v}{F}\frac{dF}{dx}, \quad B = \frac{RT}{pF}(Q_2 - vQ_1), \quad C = \frac{RT}{pF}(Q_3 - I^*Q_1), \quad (2.86)$$

В ходе преобразований коэффициент адиабаты k и газовая постоянная R были вынесены за знак производной, что, в общем, некорректно, поскольку они зависят от давления и температуры. Однако, учитывая слабую зависимость k и R от p и T, частными производными от k и R по давлению и температуре в системе уравнений (2.85) можно пренебречь.

Выражая производные из системы уравнений (2.85), получим

$$\frac{dp}{dx} = \frac{kp\left\{-vA + \left[1 + (k-1)\frac{v^2}{a^2}\right]B - (k-1)\frac{v}{a^2}C\right\}}{a^2 - v^2},$$

$$\frac{dT}{dx} = \frac{(k-1)T\left[-vA + k\frac{v^2}{a^2}B - \left(k - \frac{a^2}{v^2}\right)\frac{v}{a^2}C\right]}{a^2 - v^2},$$

$$\frac{dv}{dx} = \frac{a^2A - kvB + (k-1)C}{a^2 - v^2},$$
(2.87)

где

 $a = \sqrt{kRT}$  — скорость звука. (2.88)

Для замыкания задачи необходимы четыре граничных условия (три — для параметров *p*, *T*, *v*, и одно — для определения местоположения критического сечения). Два граничных условия задаются в начальном сечении канала

в зависимости от конструктивного оформления входа в канал двигателя. Здесь целесообразно выделить два основных варианта: 1) начальное сечение канала совпадает с жесткой теплоизолированной стенкой, 2) на входе имеется присоединенный объем.

В первом варианте граничные условия при x = 0 записываются в виде

$$v = 0, \quad T = \eta T_{\text{T.F.}}.$$
 (2.89)

Рассмотрим второй вариант. Пусть  $p_0$ ,  $T_0$ ,  $\rho_0$ ,  $v_0$  — параметры газа в присоединенном объеме  $V_0$ . Скорость газа  $v_0$  в объеме полагаем равной нулю. Остальные параметры удовлетворяют уравнению состояния (2.78).

Запишем уравнения баланса массы и энергии для присоединенного объема

$$\frac{d\left(\rho_{0}V_{0}\right)}{dt} = \rho_{\mathrm{T}}u_{\mathrm{T}}(p_{0})S_{\mathrm{T}} - \rho vF,$$

$$\frac{d\left(p_{0}V_{0}\right)}{dt} = k_{\mathrm{T}}R_{\mathrm{T}}\left[\rho_{\mathrm{T}}u_{\mathrm{T}}\left(p_{0}\right)S_{\mathrm{T}}\eta T_{\mathrm{T,\Gamma}} - \rho vFT_{0}\right],$$
(2.90)

где S<sub>т</sub> — поверхность горения в присоединенном объеме.

При решении задачи в квазистационарной постановке производные в выражениях (2.90) полагаются равными нулю. Кроме того, принимаем допущение

$$p = p_0; \quad T = T_0,$$
 (2.91)

тогда скорость продуктов сгорания во входном сечении канала определится из выражения

$$v = \frac{\rho_{\mathrm{T}} S_{\mathrm{T}} u_{\mathrm{T}} R_{\mathrm{T}} \eta T_{\mathrm{T,\Gamma}}}{pF}.$$
(2.92)

В критическом сечении (v = a) из условия существования производных в (2.87) должны выполняться два граничных условия:

$$\mathbf{M} = \frac{v}{a} = 1 \tag{2.93}$$

И

$$a^{2}A - kvB + (k-1)C = 0.$$
 (2.94)

Выражение (2.94) можно преобразовать к виду

$$\frac{(k+1)}{2}v^2Q_1 - kv\left(Q_2 + p\frac{dF}{dx}\right) + (k-1)Q_3 = 0.$$
(2.95)

В каналах с плавным профилем выражение (2.95) при переходе через критическое сечение меняет знак, оставаясь непрерывной функцией. Если же критическое сечение устанавливается в сечении с угловой точкой (со скачкообразным возрастанием производной площади проходного сечения), выражение (2.95) меняет здесь знак скачкообразно. Решение задачи о стационарном течении газа в канале БСРДТТ (в рамках квазистационарного подхода) осуществляется методом конечных объемов. Алгоритм этого метода строится в ходе интегрирования стационарной системы уравнений (2.75). Переход от параметров в *i*-м сечении к параметрам в (i + 1)-м сечении осуществляется по формулам:

$$v_{i+1} = \frac{k}{k+1} \frac{B_{i+1}}{A_{i+1}} \left( 1 \pm \sqrt{1 - 2\frac{(k^2 - 1)}{k^2} \frac{C_{i+1}A_{i+1}}{B_{i+1}^2}} \right),$$

$$p_{i+1} = B_{i+1} - A_{i+1}v_{i+1}, \quad \rho_{i+1} = \frac{A_{i+1}}{v_{i+1}}, \quad T_{i+1} = \frac{p_{i+1}}{R\rho_{i+1}}.$$
(2.96)

Здесь

$$A_{i+1} = \frac{1}{F_{i+1}} \left[ (Q_1)_{\rm cp} (x_{i+1} - x_i) + \rho_i v_i F_i \right],$$
  

$$B_{i+1} = \frac{1}{F_{i+1}} \left[ \left( Q_2 + p \frac{dF}{dx} \right)_{\rm cp} (x_{i+1} - x_i) + \left( \rho_i v_i^2 + p_i \right) F_i \right],$$
  

$$C_{i+1} = \frac{1}{F_{i+1}} \left[ (Q_3)_{\rm cp} (x_{i+1} - x_i) + \rho_i v_i F_i \left( \frac{k}{k-1} \frac{p_i}{\rho_i} + \frac{v_i^2}{2} \right) \right].$$
(2.97)

Приведенный алгоритм позволяет проводить расчет как в дозвуковой, так и в сверхзвуковой областях течения и обеспечивает переход через скорость звука без сбоев. В выражении для скорости (2.96) знак минус перед корнем берется в дозвуковой области течения, а знак плюс — в сверхзвуковой. В выражениях (2.97) параметры, обозначенные индексом «ср», вычисляются при значениях p,  $\rho$ , T, v, F, осредненных между *i*-м и (i + 1)-м сечениями, т. е. расчет проводится в два приближения. Это обеспечивает второй порядок точности метода расчета.

При расчете стационарного течения в канале с массо- и энергоподводом местоположение критического сечения, как правило, заранее неизвестно. Решение задачи осуществляется методом последовательных приближений. Сначала задаем предполагаемое местоположение критического сечения и проводим расчет течения. В ходе расчета решается нелинейное уравнение (2.92), где неизвестным является давление  $p_1$  в начальном сечении канала. Затем из условия (2.95) определяем второе местоположение критического сечения. Для второй итерации новое местоположение критического сечения. Для второй итерации новое местоположение критического сечения вычисляется как среднее арифметическое двух предыдущих местоположений. Итерационный процесс длится до тех пор, пока номера сечений, соответствующих местоположению критического сечения, вычисленные из условий (2.93) и (2.95), не совпадут между собой или не сблизятся на заданную величину.

После этого задается приращение по времени, и осуществляется переход к новой геометрии канала в соответствии с дифференциальным уравнением (2.84). Решение уравнения «разгара» канала (2.84) по времени также проводится со вторым порядком точности, т. е. скорость горения твердого топлива

на каждом временном интервале вычисляется как среднее арифметическое ее значений в начале и в конце интервала.

Косинус угла  $\beta$  в уравнении (2.84) определяется в ходе построения огибающей семейства окружностей с радиусами  $u_{\rm T}\Delta t$  и центрами, размещенными в узловых точках профиля канала y = y(x). Введем обозначение в *i*-ой точке с координатой  $x_i$ :  $z_i = y_i + u_{\rm T}\Delta t$ , где  $\Delta t$  — шаг по времени.

Получим:

— при  $z_i > z_{i-1}$ ,  $z_{i+1}$ 

$$\cos \beta_i = 1$$
,

— при  $z_i < z_{i-1}, z_{i+1}$ 

$$\sin \beta_i = \frac{du}{dx} \Delta t \cos^2 \alpha + \sin \alpha \sqrt{1 - \left(\frac{du}{dx}\right)^2 (\Delta t)^2 \cos^2 \alpha}, \qquad (2.98)$$

a)  $z_{i+1} > z_{i-1}$ 

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i}, \quad \frac{du}{dx} = \frac{u_{\operatorname{T}(i+1)} - u_{\operatorname{T}(i)}}{x_{i+1} - x_i}$$

б)  $z_{i+1} < z_{i-1}$ 

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{y_i - y_{i-1}}{x_i - x_{i-1}}, \quad \frac{du}{dx} = \frac{u_{\operatorname{T}(i)} - u_{\operatorname{T}(i-1)}}{x_i - x_{i-1}}.$$

Необходимые исходные данные для расчетов:

- длина заряда твердого топлива *L*;
- внутренний и наружный диаметры заряда d, D;
- диаметр критического сечения маршевого сопла  $D_{\text{кр.M.}}$ ;
- диаметр выходного сечения маршевого сопла  $D_{a.M.}$ ;
- закон горения твердого топлива  $u_{r} = u_{0} \cdot p^{v}$ ;
- плотность топлива  $\rho$ .

По результатам расчетов получают профиль изменения поверхности горения по времени, импульс, расход и другие параметры рабочего процесса БСРДТТ (рис. 2.19–2.21).

Следует отметить, что при расчете характеристик рабочего процесса в камере сгорания БСРДТТ необходимо учитывать деформации заряда твердого топлива во время его горения, возникающие из-за значительного перепада давления продуктов сгорания по длине канала горения. Влияние деформации заряда на характеристики БСРДТТ и другие вопросы расчета и проектирования БСРДТТ подробно рассмотрены в [2.1].

При проектировании стартового БСРДТТ так же, как и при проектировании РДТТ со сбрасываемым соплом, выполняются расчеты теплового состояния заряда ТРТ при воздействии аэродинамического нагрева, расчеты заряда ТРТ на прочность, расчеты воспламенителя и теплозащитных покрытий по



Рис. 2.19. Изменения по длине канала в начальный момент работы БСРДТТ: давления (1), температуры (2) и скорости продуктов сгорания (3)



Рис. 2.20. Изменение давления в начальном сечении канала (1) и тяги (2) по времени работы двигателя



Рис. 2.21. Изменение удельного импульса (1) и расхода (2) по времени работы БСРДТТ

тем же методикам, что и для РДТТ со сбрасываемым соплом. Некоторые из этих вопросов рассмотрены далее.

# 2.4. Расчет и проектирование воспламенительных устройств, теплозащиты и других систем РД

При проектировании стартового РДТТ со сбрасываемым соплом или бессоплового РДТТ дополнительно выполняются термодинамические расчеты ТРТ, расчеты теплового состояния заряда ТРТ при воздействии аэродинамического нагрева, связанные с проектированием ТЗП элементов конструкции камеры сгорания РДТТ (одновременно выполняющей роль камеры сгорания РПД) и соплового блока, расчеты заряда ТРТ на прочность, а также расчеты воспламенителя РДТТ. Общие методики этих расчетов приведены в [2.3, 2.6–2.12, 2.15], а также в [2.16–2.19]. Для РД и РПД на пастообразных топливах, помимо этого, проводятся дополнительные расчеты специальных конструктивных элементов (компенсаторов температурных усадок пастообразного топлива и др.). Некоторые перечисленные вопросы рассмотрены ниже.

**2.4.1.** Расчет и проектирование воспламенительных устройств. Основным способом воспламенения топливных зарядов РДТТ и РДПТ является воспламенение высокотемпературными продуктами сгорания порохов или пиротехнических составов.

Основными задачами при проектировании системы воспламенения РД являются [2.12, 2.17]:

 выбор конструктивной схемы системы воспламенения и ее пространственного размещения в камере двигателя;

— выбор марки воспламенительного состава и материалов корпусных деталей;

— определение массовых, геометрических и других конструктивных параметров системы воспламенения.

Система воспламенения топливного заряда РДТТ [2.3] включает в себя (рис. 2.22):

— первичный источник тепловой энергии;

устройство, формирующее и направляющее горячий поток;

- воспламенительное устройство (ВУ), обеспечивающее воспламенение заряда твердого топлива.

В качестве первичных источников тепловой энергии в системах воспламенения наиболее широкое применение получили электрозапалы или пиротехнические патроны. Они имеют мостик накаливания, находящийся внутри



Рис. 2.22. Воспламенительное устройство РДТТ: 1 — первичный источник горячих газов, 2 — направляющее устройство, 3 — заряд пиротехнического топлива (в таблетках); 4 — герметизирующая оболочка ВУ, 5 - корпус ВУ, 6 — промежуточный заряд

инициирующего заряда. Инициирующий заряд представляет собой навеску дымного пороха или специального пиротехнического состава. В процессе сгорания инициирующего заряда давление в пиропатроне достигает 5-15 МПа, а общее время работы от момента подачи тока на мостик накаливания —  $10^{-2}$ -1,5 ·  $10^{-2}$  с.

Горячий газ, возникающий при вспышке инициирующего заряда, по направляющему устройству поступает к ВУ. Направляющие устройства в основном представляют собой полые трубки различных конструкций диаметром 5-10 мм и длиной 50-200 мм.

ВУ состоит: из корпуса, первичного воспламенительного состава, основного воспламенительного состава, элементов крепления.

Конструкция корпуса ВУ должна удовлетворять следующим основным требованиям:

— корпус должен быть достаточно прочным, чтобы не разрушиться со взрывом от внутреннего давления, сохранить свою конструкцию до конца работы ВУ и сгореть во время горения топливного заряда;

 корпус должен герметизировать расположенный в нем пиротехнический состав во время хранения, транспортировки и эксплуатации воспламенителя;

- корпус должен обеспечивать амортизацию ударных нагрузок, действующих на воспламенительный состав при эксплуатации ВУ.

При сгорании пиротехнического состава в ВУ развивается давление до 1-3,0 МПа. Через многочисленные отверстия в корпусе после разрушения обтюрирующей оболочки происходит истечение газов в свободный объем камеры сгорания РДТТ.

Суммарная площадь отверстий для истечения газов (при  $\lambda = 1$ ) определяется исходя из максимального давления, допускаемого прочностью корпуса.

В малогабаритных РДТТ применяются ВУ замкнутого объема (коробчатые воспламенители). Коробчатый воспламенитель состоит из небольшого металлического или пластмассового корпуса, в котором находятся электрозапал и воспламенительный состав. В качестве воспламенительного состава используется гранулированный дымный порох, пиротехнические смеси.

Для определения массы навески воспламенительного состава существует ряд [2.12] эмпирических зависимостей, связывающих массу с такими параметрами двигателя, как объем свободного пространства камеры, масса и рецептура топлива, форма топливного заряда, пространственное размещение системы воспламенения и т.п. Вместе с тем, не существуют обобщенные эмпирические соотношения, описывающие все или хотя бы несколько конструктивных схем РДТТ.

Оценка массы навески воспламенительного состава для РДТТ проводится со следующими допущениями: ВУ размещено у переднего днища двигателя, разрушение заглушки происходит при давлении, незначительно превышающем первоначальное давление в камере, обогреваемую поверхность топливного заряда полагают цилиндрической с неизменной площадью проходного сечения, расход продуктов сгорания из ВУ постоянен, тепловые потоки от продуктов сгорания к топливному заряду определяются по известным критериальным соотношениям, условием зажигания является достижение поверхностным слоем топлива температуры, равной температуре вспышки.

Зависимость массы воспламенительного состава от параметров РДТТ, с учетом принятых допущений, имеет следующий вид:

$$m_{\rm B} = \frac{F_{\rm B} \cdot \lambda_{\rm B} \cdot \tau_{\rm B}}{d \cdot C_{p\rm B}} \cdot \left(\frac{d}{\lambda_{\rm B}}\right)^{1.59} \cdot \left(\frac{C_{\rm T} \cdot \rho_{\rm T} \cdot \lambda_{\rm T}}{k \cdot \tau_{\rm B}}\right)^{0.79} \cdot \left[\Phi \cdot (T_w)\right]^{0.79},\tag{2.99}$$

где  $m_{\rm B}$  — масса навески воспламенительного состава;  $\tau_{\rm B}$  — время работы воспламенителя;  $\rho_{\rm B}$  — плотность продуктов сгорания в корпусе воспламенителя;  $F_{\rm B}$  — площадь отверстий, через которые поступают продукты сгорания навески в камеру двигателя;  $\lambda_{\rm B}$  — коэффициент теплопроводности продуктов сгорания навески; d — диаметр канала заряда ТРТ;  $\rho_{\rm T}$ ,  $\lambda_{\rm T}$ ,  $C_{\rm T}$  — плотность, коэффициенты теплопроводности и теплоемкости ТРТ в твердой фазе; k — коэффициент, для малых РДТТ  $k = 1,0-1,5; \Phi(T_w)$  — уравнение для температуры на поверхности топлива:  $\Phi(T_w) = [(T_w - T_0)/(T_{\rm B} - T_w)] + \ln[(T_{\rm B} - T_w)/(T_{\rm B} - T_0)]; T_{\rm B}$  — температура продуктов сгорания воспламенителя;  $T_0$  — начальная температура поверхности топлива;  $T_w$  — конечная температура поверхности топлива.

Вместо  $\tau_{\rm B}$  можно использовать заданное в Техническом задании время выхода двигателя на режим:  $\tau_{\rm B} = \varphi \cdot \tau_{\rm BMX}$ . Для малых РДТТ  $\varphi = 0.8-1.0$ .

Соотношение (2.99) позволяет установить приближенное значение массы навески, которое в дальнейшем должно быть уточнено экспериментально. Применение зарядов других форм, отличных от цилиндрической, не изменит совокупности принятых для вывода уравнения (2.99) допущений. При расположении воспламенителя у соплового днища РДТТ и РДПТ или при высоких уровнях давления разрушения сопловой мембраны зависимость (2.99) должна быть применена с поправочным коэффициентом: масса навески должна быть увеличена в 1,3–2,0 раза.

В дальнейшем истинное значение массы навески должно быть уточнено в результате экспериментальной отработки на огневом стенде.

Решение других задач, сформулированных при проектировании ВУ РДТТ, более подробно рассмотрено в [2.12].

Для стартово-разгонной ступени на пастообразном топливе размещение ВУ возможно только в хвостовой части камеры в сопловом блоке, поскольку заряд ПРТ может иметь только торцевую форму поверхности горения. На рис. 2.23 приведена конструктивная схема хвостовой части РДПТ с ВУ.



Рис. 2.23. Воспламенительное устройство РДПТ: 1 — поршень КТУ, 2 — пружина КТУ, 3 — маршевое сопло, 4 — сопло стартово-разгонной ступени, 5 — ВУ, 6 — «форсажные» цилиндры.

Воспламенение РДПТ осуществляется от пиротехнического воспламенителя (5). Продукты сгорания воспламенителя прогревают (прожигают) изолирующие мембраны в отверстиях поршня (7) до температуры вспышки. ПРТ, воспламеняясь, вскрывает мембраны, обеспечивая отток газов от поверхности горения ПРТ. Расчет навески ВУ для РДПТ аналогичен расчету ВУ для РДТТ. Механизм разгара поверхности заряда ПРТ более подробно описан в гл. 3 (п. 3.2.4).

**2.4.2.** Выбор материалов корпусных узлов и деталей. Материалы, применяемые в конструкциях РДТТ и РДПТ, можно условно разделить на три группы [2.3, 2.12]:

- высокопрочные и жаропрочные металлы;

- керамические материалы и графиты;

- высокопрочные композиционные материалы.

Первая группа материалов наиболее представительна, а опыт применения их в практике конструирования РДТТ — наиболее богатый. Область применения большинства высокопрочных металлов — это узлы РДТТ или РДПТ, работающие в условиях нагрева конструкции до температур 300-400 °C. Большую группу металлов составляют стали, из которых наиболее часто применяют стали 45, 25ХГСА, 30ХГСА и др.

Титановые сплавы, как конструкционные материалы, превосходят стали в интервале температур от 400 до 500 °С. Кроме того, титановые сплавы превосходят стали по усталостной прочности и сопротивлению ползучести под нагрузкой. По коррозионной стойкости титан превосходит аустенитные нержавеющие стали. Благоприятное сочетание физико-механических и физико-химических свойств титана и его сплавов обусловило их широкое распространение в ракетной технике.

В РДТТ используются тонколистовые эрозионностойкие обшивки из молибдена (Мо) и ванадия (W) для изготовления деталей соплового блока. В последнее время для создания эрозионностойких покрытий широко используются керамические материалы, представляющие собой соединения тугоплавких металлов (окислы, бориды, карбиды и др.). Недостатком керамических покрытий является их высокая хрупкость. Этот и другие недостатки, присущие напыленным металлическим и керамическим материалам, могут быть устранены при использовании технологических процессов порошковой металлургии.

В [2.20] систематизированы данные о современном методе поверхностной обработки и упрочнения металлов, позволяющем получать многофункциональные защитные покрытия — микродуговое оксидирование (МДО). Это — новый вид электрохимической обработки поверхности преимущественно металлических материалов, берущий начало от традиционного анодирования. Микродуговым оксидированием получают многофункциональные керамикоподобные модифицированные слои (покрытия) с широким комплексом свойств, такими как износостойкость, коррозионностойкость, теплостойкость, электроизоляционность и декоративность. Результатом МДО является формирование поверхностных слоев, обладающих высоким уровнем физико-химических, эксплуатационных и других характеристик. МДО-модифицирование деталей ракетных двигателей и сопловых блоков позволяет защитить их от высокотемпературной газовой эрозии и снизить температуру металла основы ~ в 1,5 раза. Технология МДО сравнительно хорошо отработана для группы так называемых вентильных металлов и их сплавов — титана, магния, тантала, ниобия, циркония, бериллия, но прежде всего алюминия, и внедрена в МКБ «Искра» при изготовлении ряда узлов и деталей РД.

Порошковые композиции из W и Mo с добавками Ni, Cr и других металлов, спрессованные и пропитанные после спекания медью, применяются при изготовлении сопловых вкладышей. Эти металлические композиционные материалы (керметы) имеют высокую теплопроводность, большие значения коэффициента термического расширения, большие удельные плотности, малую теплоемкость и высокую стоимость. Последние три фактора снижают достоинства керметов.

Для эрозионной защиты конструкций РДТТ применяются и графиты. Наиболее известны применения силицированного графита, графитопластика, пирографита, ситалла. Графиты в настоящее время применяются не только для изготовления вкладышей, но и для изготовления сверхзвуковых раструбов.

Особое место в ракетном двигателестроении занимают волокнистые композиционные материалы. Широкое внедрение этих материалов в практику конструирования обусловлено их высокой удельной прочностью, возможностью регулирования физико-механических свойств. В целом изготовление корпусных деталей РДТТ и РДПТ из композиционных материалов обеспечивает меньшие значения относительной массы конструкции [2.12]. По структуре волокнистые композиционные материалы состоят из тонкого волокна, пропитанного связующим. Прочность конструкции обеспечивается волокном, а регулирование прочности конструкции в разных направлениях обеспечивается изменением угла наклона волокна к продольной образующей корпуса при намотке волокна. Используются волокна следующих типов [2.12]: стекловолокно, углеволокно, борволокно, органические волокна.

Основными факторами, оказывающими влияние на выбор материала корпусных деталей, являются следующие: механические свойства, плотность, технологичность, теплостойкость, стоимость. Из механических свойств наиболее значимыми являются удельная прочность и удельная жесткость.

Для РПДТ и РПДП выбор материалов корпусных деталей и узлов обусловлен аналогичными факторами.

**2.4.3.** Проектирование теплозащитных покрытий элементов конструкции. В процессе работы РДТТ и РДПТ основные узлы и элементы конструкции испытывают значительные тепловые нагрузки [2.12, 2.16] и отсутствие тепловой защиты элементов конструкции может привести к ее разрушению. Однако, несмотря на то, что теплонапряженность рабочих процессов в камерах РДТТ и РДПТ высока, для двигателей с малым временем работы прогрев элементов конструкции не является катастрофичным, что допускает в ряде случаев отсутствие ТЗП в РДТТ и РДПТ. Из-за изменения уровня тепловых потоков по длине камеры РДТТ или РДПТ наличие ТЗП может оказаться необходимым лишь на отдельных участках. Так, для большинства РДТТ и РДПТ внутрикамерное пространство и сопловой блок по уровням тепловых потоков могут быть разделены на следующие основные области:

— застойные зоны — скорости продуктов сгорания 25-50 м/с, низкие уровни тепловых потоков;

- переднее днище - скорость продуктов сгорания 25-70 м/с;

— цилиндрические участки камеры РДТТ — скорость продуктов сгорания соответствует 50-200 м/с;

 вход в дозвуковую часть сопла — скорость продуктов сгорания 100-350 м/с, средние уровни тепловых потоков;

— критическое сечение сопла — скорости потока 1000-2500 м/с, высокие уровни тепловых потоков.

В областях с застойными зонами допускается применение эластичных теплозащитных материалов, а по мере увеличения скоростей продуктов сгорания — полуэластичных и жестких материалов (область критического сечения соплового блока при его наличии).

Кроме того, необходимо учитывать влияние аэродинамического нагрева конструкции РД на заряд твердого или пастообразного топлива. В этом случае в определенных зонах конструкции РД необходимо ТЗП для защиты заряда твердого или пастообразного топлива от внешних тепловых потоков.

При проектировании ТЗП решаются следующие задачи:

— определяются тепловые потоки и время их воздействия на элементы конструкции РД;

- устанавливается необходимость применения теплозащитных покрытий;

 выбираются материалы для тепловой защиты элементов конструкций, если имеется необходимость в их использовании;

- определяются толщины ТЗП на элементах конструкций.

Рассмотрим решение перечисленных задач.

#### Определение тепловых потоков в элементы конструкции РД.

Тепловое воздействие продуктов сгорания твердых или пастообразных топлив на конструкцию РД осуществляется тремя основными механизмами: конвективным, радиационным и кондуктивным. Величина конвективного теплового потока существенно зависит от скоростей течения продуктов сгорания и может быть определена, например, следующими соотношениями:

$$q_{\rm K} = \alpha \cdot (T_{\rm \Gamma} - T_w) \,, \tag{2.100}$$

где

$$\alpha = \mathrm{Nu}_d \cdot \lambda/d,\tag{2.101}$$

$$\operatorname{Nu}_d = 0,332 \cdot \operatorname{Re}_d^{0,5} \cdot \left(\frac{x}{d}\right)^{0,5}$$
 (ламинарный режим), (2.102)

$$Nu_d = 0,023 \cdot Re_d^{0,8} \cdot Pr^{0,4} \cdot \left(\frac{x}{d}\right)^{0,8}$$
 (турбулентный режим). (2.103)

Здесь Nu<sub>d</sub>, Re<sub>d</sub>, Pr — критерии Нуссельта, Рейнольдса и Прандтля:

$$\operatorname{Nu}_d = \frac{\alpha \cdot d}{\lambda}, \quad \operatorname{Re}_d = \frac{\rho \cdot v \cdot d}{\mu}, \quad \operatorname{Pr} = \frac{C_p \cdot \mu}{\lambda}.$$
 (2.104)

Радиационный тепловой поток существенно зависит от уровня температуры продуктов сгорания. В частности, если температура продуктов сгорания не превосходит 3500 К, то величина радиационного теплового потока не превосходит 10–25% от общего теплового потока. Радиационный тепловой поток может быть найден из соотношения

$$q_{\pi} = \frac{\varepsilon_w \cdot \varepsilon_{\Gamma}}{\varepsilon_{\Gamma} + \varepsilon_w - \varepsilon_{\Gamma} \cdot \varepsilon_w} \cdot \sigma_0 \cdot \left( T_{\Gamma}^4 - \frac{a_w}{\varepsilon_{\Gamma}} \cdot T_w^4 \right), \qquad (2.105)$$

где  $\varepsilon_{\Gamma}$ ,  $\varepsilon_w$  — эффективная степень черноты газа и материала стенки;  $a_w$  — коэффициент поглощения;  $\sigma_0$  — постоянная Стефана-Больцмана ( $\sigma_0 = 5,67 \cdot 10^{-8} \, \mathrm{Br/(m^2 \cdot K^4)}$ );  $T_{\Gamma}$  — температура продуктов сгорания, K;  $T_w$  — температура поверхности, K.

Для внутрикамерных условий значения коэффициентов  $\varepsilon_{r}$ ,  $\varepsilon_{w}$ ,  $a_{w}$  могут быть приняты следующими:

$$\varepsilon_w \approx 0.8, \quad a_w \approx 0.95 - 1.0, \quad \varepsilon_{\Gamma} \approx 0.5 - 0.75.$$

При наличии в продуктах сгорания больших количеств конденсированных частиц возрастает роль кондуктивной составляющей теплового потока. Так, в сверхзвуковой части сопла из-за выпадения на стенки сопла частиц к-фазы возможно его механическое разрушение. Конкретные значения тепловых кондуктивных потоков, воздействующих на элементы конструкции РДТТ и РДПТ, могут быть найдены при численном анализе, в котором выполняется расчет пространственного течения двухфазной смеси продуктов сгорания и анализ его взаимодействия с рассматриваемыми элементами конструкции двигателя. Общая зависимость кондуктивного теплового потока от внутрибаллистических характеристик РДТТ и РДПТ представляется в виде

$$q_{\text{K,g}} = q(\rho(m), N, \Delta T(m), S(m), a_w, a(m)).$$
(2.106)

Здесь  $\rho(m)$  — плотность распределения массы частиц по поверхности; N — число частиц, оседающих на поверхности;  $\Delta T(m)$  — перепад температур между частицами массой m и поверхностью материала; S(m) — площадь контакта частиц с поверхностью;  $a_w$  — температуропроводность поверхности; a(m) — температуропроводность частиц. На практике могут применяться при расчете тепловых потоков экспериментальные зависимости, справедливые в узких диапазонах изменения основных определяющих факторов. В частности, формула Дюнзе–Жимолохина

$$Nu_d = 0.485 \cdot (Re_d \cdot Pr)^{0.63} \cdot (1 + x/d)^{-0.59}$$
(2.107)

позволяет установить суммарный тепловой поток, поступающий от продуктов горения ряда воспламенительных составов и ракетных топлив в стенки камеры РДТТ и в топливный заряд.

# Определение температурного состояния конструкций без теплозащитных покрытий.

Несущие конструкции элементов РД выполняются в большинстве случаев из металлических материалов, которые обладают высокими теплопроводностью и аккумулирующей способностью.

При решении уравнения теплопроводности для оценки температурного состояния стенки принимаются следующие допущения:

— теплофизические характеристики материала ( $\lambda$ , C, a) не зависят от уровня температуры материала;

 на внутреннюю поверхность стенки воздействует тепловой поток, поступающий от продуктов сгорания, на внешней — величина теплового потока равна нулю;

 величина коэффициента теплоотдачи на внутренней поверхности стенки не изменяется за весь период нагрева.

При проектировании средняя температура материала по толщине стенки несущей конструкции определяется по соотношению [2.12]:

$$\overline{T} = T_{\Gamma} - (T_{\Gamma} - T_0) \exp\left(-\frac{\alpha}{C \cdot \rho \cdot \Delta} \cdot t\right), \qquad (2.108)$$

где  $\overline{T}$  — средняя по толщине температура стенки;  $T_{\rm r}$  — температура продуктов сгорания;  $T_0$  — начальная температура стенки;  $\alpha$  — коэффициент теплоотдачи; C — удельная теплоемкость стенки;  $\rho$  — плотность материала;  $\Delta$  — толщина стенки; t — время.

Соотношение (2.108) соответствует физическим представлениям о прогреве материалов: при t = 0 среднее значение температуры материала  $\overline{T}$  совпадает с начальной температурой  $T_0$ , при  $t \to \infty$  среднее значение температуры  $\overline{T}$  приближается к температуре продуктов сгорания  $T_{\Gamma}$ , увеличение толщины стенки при одинаковых значениях  $\alpha$  приводит к прогреву на меньшие уровни температуры  $\overline{T}$ .

Задача по определению средней по толщине температуры стенки актуальна при оценке температурного состояния материалов, унос части которых допустим при работе РДТТ и РДПТ.

В случае, если унос поверхностного слоя недопустим (например, поверхности узлов РДТТ, размещенных в сопловом блоке), при проектировании

необходимо знать температуру на внутренней поверхности прогреваемого материала.

Для решения этой задачи принимается допущение о том, что профиль температур по толщине стенки может быть описан экспоненциальной зависимостью:

$$T = a + b \cdot \exp(-\varphi x). \tag{2.109}$$

Для практических случаев целесообразно использование соотношений для температуры внутренней поверхности нагреваемой стенки [2.12]

$$\theta_w = \frac{2\sin\Phi_1}{\Phi_1 + \sin\Phi_1 \cdot \cos\Phi_1} \cdot \cos\Phi_1 \cdot \exp(\Phi_1^2 \cdot F_0)$$
(2.110)

и для средней температуры по толщине стенки

$$\overline{\theta} = \frac{2\sin\Phi_1}{\Phi_1 + \sin\Phi_1 \cdot \cos\Phi_1} \cdot \frac{\sin\Phi_1}{\Phi_1} \cdot \exp(\Phi_1^2 \cdot F_{\rm O}) = M \cdot \exp(\Phi_1^2 \cdot F_{\rm O}).$$
(2.111)

Здесь  $\Phi_1$  — находится из решения уравнения  $\Phi_i \operatorname{tg} \Phi_i = Bi$ , где индекс i = 1 соответствует решению  $\Phi_1$  в интервале  $0 < \Phi_1 < \pi$ ;  $\operatorname{Bi} = \frac{\alpha \Delta}{\lambda}$  — критерий Био, устанавливающий отношение внутреннего и внешнего тепловых сопротивлений;  $\operatorname{F}_{\mathrm{O}} = \frac{at}{\Lambda^2}$  — критерий Фурье (безразмерное время процесса).

Можно использовать приближенные соотношения для температур  $\theta_w$  и  $\overline{\theta}$ . Так, при изменении критерия Ві в интервале 0,4–4,0 известны следующие аппроксимационные соотношения:

$$\Phi_1^2 = 0,7 \cdot \mathrm{Bi}^{\,0,7};$$

 $M = M_{cp}$  (*M* находится в интервале 1–0,81);

$$\ln\left(\frac{2\sin\Phi_1\cdot\cos\Phi_1}{\Phi_1+\sin\Phi_1\cdot\cos\Phi_1}\right) = 0.3\cdot\text{Bi}.$$
(2.112)

Тогда уравнения для  $\theta_w$  и  $\overline{\theta}$  примут вид

$$\theta_w = \exp\left(-0.3\mathrm{Bi} - \Phi_1^2 \mathrm{F}_{\mathrm{O}}\right); \qquad (2.113)$$

$$\overline{\theta} = M_{\rm cp} \exp\left(-0.7 {\rm Bi}^{0.7} {\rm F}_{\rm O}\right). \qquad (2.114)$$

Из уравнений (2.113) и (2.114) получены соотношения, устанавливающие максимально допустимое время работы материалов при использовании в качестве критерия работоспособности достижение заданного уровня средней по толщине стенки температуры, либо температуры на ее поверхности. Эти соотношения имеют вид

$$t_{\theta_w} = -\frac{1,43}{a} \left(\frac{\lambda}{\alpha}\right)^{0,7} \cdot \Delta^{1,3} \cdot \left[\ln \theta_w + 0,3 \left(\frac{\alpha}{\lambda}\right)^{1,4} \cdot \Delta\right]; \qquad (2.115)$$

$$t_{\overline{\theta}} = \frac{1,43}{a} \cdot \left(\frac{\lambda}{\alpha}\right)^{0,7} \cdot \Delta^{1,3} \cdot \left[\ln M_{\rm cp} - \ln \overline{\theta}\right].$$
(2.116)

Отметим следующее: если по соотношению (2.116) максимально допустимое время работы материала возрастает с ростом толщины стенки, то по соотношению (2.115) имеется предел  $\Delta_{\max}$ , такой, что дальнейшее увеличение  $\Delta$ уже не приводит к снижению уровня  $\theta_w(t)$ . Конкретные значения времени t, устанавливающие предел  $\Delta_{\max}$ , могут быть определены аналитически из условия  $dt/d\Delta = 0$ . Эти предельные соотношения имеют вид

$$\Delta_{\max} = 1,88 \frac{\lambda}{\alpha} (-\ln \theta_w), \qquad (2.117)$$

$$t_{\max} = 1.42 \frac{\lambda C\rho}{\alpha^2} \left(-\ln \theta_w\right). \tag{2.118}$$

При расчете температурного состояния материалов в условиях аэродинамического нагрева следует учитывать, что на внешней поверхности стенки величина теплового потока не равна нулю.

Для расчета и проектирования ТЗП, а также материалов обечайки камеры стартового РД, являющейся камерой сгорания РПД на маршевом режиме, возможно использование специальных программ, с помощью которых проводится тепловое проектирование двигательной установки. Одной из таких программ является программа HEAT-PC [2.19], которая позволяет выполнить численное решение задачи одномерной нестационарной теплопроводности в плоских, цилиндрических и сферических многослойных областях с воздушными зазорами в условиях сложного теплообмена с учетом зависимостей теплофизических свойств материалов от температуры, уноса наружного и внутреннего ТЗП, наличия распределенных источников тепла, теплоаккумулирующих прослоек и т. п. НЕАТ-РС позволяет получать решения сопряженных задач теплообмена и теплопроводности при движении ЛА в атмосфере по заданным параметрам траектории (переменные по времени скорость, высота, угол атаки).

Параметры атмосферы при этом могут задаваться таблично, либо вычисляться с использованием модуля расчета параметров стандартной атмосферы. Помимо этого, в программе возможно определение по заданной допустимой температуре силовой конструкции оптимальной толщины наружного ТЗП, а также построение номограмм «температура-время-толщина силового элемента» для выбора оптимальных параметров конструкции, работающей в условиях нагрева.

Как показывает опыт, одним из основных инструментов в тепловых расчетах (на этапах предварительного, эскизного проектирования и др.) является именно одномерная модель теплопроводности. Поэтому при разработке программы HEAT-PC уделялось внимание следующим направлениям:

— созданию эффективного математического аппарата для решения задачи,

— универсализации комплекса (охват возможно более широкого класса задач),

— созданию благоприятствующей пользователю среды (оконный режим задания данных с анализом на корректность и полноту,

— комментированию при сохранении введенных величин в раздел базы данных, выдача справочной информации (типа «Help»),

 наличию банков теплофизических свойств, атмосферных условий и банка режимов нагрева,

- автоматическому построение ряда параметров задачи,

- наличию графической и цифровой форм выдачи результата и др..

#### Выбор теплозащитных материалов.

Как показывают оценки тепловых напряжений, возникающих в элементах конструкций РДТТ и РДПТ, в большинстве реальных вариантов двигательных установок возникает необходимость в использовании теплозащитных материалов (ТЗМ). Учитывая необходимость в обеспечении высоких показателей качества РДТТ и РДПТ в целом (например, по коэффициентам массового совершенства), к материалам, использование которых допускается в качестве теплозащитных, предъявляются следующие требования:

- малая плотность;

 высокая теплоемкость (материалы с высокой теплоемкостью обладают хорошей аккумулирующей способностью, что приводит при больших уровнях поступающих в стенку тепловых потоков к относительно небольшому нагреву самого материала);

низкая тепло- и температуропроводность (наличие этого свойства позволяет защитить в течение длительного времени элементы конструкции РДТТ и РДПТ от воздействия теплового потока);

— характеристики T3M по прочности и жесткости должны быть близки к характеристикам сопряженных деталей. Наличие этого требования позволяет снизить в элементах конструкции внутренние напряжения, обусловленные деформациями сопряженных деталей от воздействия сил давления, изменения температуры, от воздействия эксплуатационных факторов и т.п.;

— химическая стойкость T3M. Это требование предполагает отсутствие разрушения материала за счет химического взаимодействия его с продуктами сгорания топлива или воспламенительного состава;

— стойкость к термической и термоокислительной деструкции. Это свойство увеличивает время работы ТЗМ до его оплавления или уноса набегающим потоком продуктов сгорания;

— высокие технологические свойства. Эта группа требований означает возможность получения и нанесения ТЗМ на элементы конструкции с минимальными затратами времени и ресурсов, а также обеспечения высоких показателей адгезии ТЗМ с защищаемым материалом, что приводит к повышению надежности функционирования элемента конструкции РД;

- низкая стоимость T3M и технологии работы с ним.

Все применяемые ТЗМ можно разделить на две группы: пассивные и активные. К пассивным ТЗМ относят материалы, которые весь рабочий период

сохраняют неизменной свою первоначальную геометрическую форму. Эти материалы сочетают высокую теплоемкость, большую температуру разрушения (плавления, сублимации или начала интенсивного химического разрушения с уносом) и относительно низкую температуро- и теплопроводность. Эти ТЗМ применяют в элементах конструкций, размещенных в сопловом блоке, особенно в окрестности критического сечения, разгар которого не допускается.

Теплозащитный эффект от применения этой группы T3M состоит лишь в реализации аккумулирующего эффекта и высоких значений температур, при которых начинается их разрушение. К этой группе относят тугоплавкие материалы, графиты, оксиды металлов, бориды, нитриды, карбиды и цирконаты ряда металлов.

К активным ТЗМ относят материалы, работа которых сопровождается их разрушением. Различают три вида активных ТЗМ:

с внутренним уносом массы разрушающего компонента;

- с внешним уносом массы;

— с комбинированным уносом (композиционные ТЗП, в которых в отдельные периоды их работы может наблюдаться и тот и другой механизм разрушения).

Активные T3M с внутренним уносом массы представляют собой тугоплавкий пористый материал, пропитанный (заполненный) хладагентом: металлами, минералами или органическими соединениями с низкой температурой плавления и испарения. В качестве пористой основы в T3M могут использоваться W, Mo и т. п. Теплозащитный эффект активных T3M с внутренним уносом массы состоит в следующем: на разложение наполнителя, размещенного в порах тугоплавкого каркаса, затрачивается значительная часть поступающего в конструкцию тепла; за счет вдува в пограничный слой продуктов разложения наполнителя снижается величина теплового потока, поступающего от продуктов сгорания топлива или навески воспламенителя в конструкцию узла.

Снижение теплового потока может быть определено по зависимости

$$q_{\rm BA} = q \left( 1 - \frac{\rho_{\rm B} u_{\rm B}}{\rho_{\rm r} u_{\rm r}} \frac{1}{2 \cdot C_{f_0}} \right)^2.$$
(2.119)

Здесь  $q_{\rm Bd}$ , q — значения теплового потока при вдуве в пограничный слой продуктов разложения и при отсутствии вдува,  $\rho_{\rm B}$ ,  $\rho_{\Gamma}$  — плотности разлагающегося наполнителя и продуктов сгорания топлива,  $u_{\rm B}$ ,  $u_{\Gamma}$  — соответственно скорость вдува продуктов разложения и скорость потока продуктов сгорания топлива над элементом конструкции,  $C_{f_0}$  — коэффициент трения при отсутствии вдува.

Применение активных T3M с внутренним уносом массы целесообразно в окрестности критических сечений сопловых блоков.

Активные T3M с внешним уносом массы представляют собой сублимируемые материалы, состоящие из минерального наполнителя (соли Mg<sub>3</sub>N<sub>2</sub>, Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>, AlM, NH<sub>4</sub>F, NH<sub>4</sub>Cl, AlF<sub>3</sub>, ZnO, CdO и т.д.) и органической связки (фенольные, эпоксидные, кремнийорганические смолы). Теплозащитный эффект этих T3M включает рассмотренные выше эффекты для материалов с внутренним уносом массы. Однако присутствует и дополнительный эффект. При уносе разогретого до температуры разрушения T3M обеспечивается удаление с его поверхности дополнительного источника тепла

Активные T3M с комбинированным уносом массы представляют собой композиционные материалы, содержащие наполнитель, заполняющий пространство внутри каркаса, образованного связующим материалом. Унос такого T3M происходит по двухступенчатой периодической схеме: вначале разрушение T3M происходит с внутренним уносом массы — разлагается поверхностно расположенный наполнитель; по мере разрушения наполнителя все большая часть каркаса из связующего компонента обнажается, что при дальнейшем воздействии теплового потока приводит к разрушению обнаженного (без наполнителя) слоя каркаса; поведение материала в данном случае можно сравнить с уносом аблирующего материала.

Большая часть T3M, используемых в двигателях, — активные T3M. Среди них более всего материалов с комбинированным уносом поверхностного слоя.

Отметим некоторые типовые свойства ТЗМ: плотность  $\rho = 650 \div 2700 \,\mathrm{kr/m^3}$ ; коэффициент теплопроводности  $\lambda = 0,15 \div 0,85 \,\mathrm{Br/(M\cdot K)}$ ; коэффициент температуропроводности  $a = 0,10 \cdot 10^{-6} \div 0,40 \cdot 10^{-6} \,\mathrm{m^2/c}$ ;

При проектировании РД информация о свойствах ТЗМ берется из отраслевых руководящих технических материалов и стандартов.

# Определение толщины теплозащитных покрытий.

Для определения толщины T3M любого типа следует решать тепловую задачу о прогреве двух- или многослойной стенки заданным тепловым потоком переменным или постоянным во времени, в течение заданного периода времени. Для определения минимально допустимой толщины T3П эта задача относится к классу обратных задач.

При решении этих задач задаются предварительные приближенные значения толщин ТЗМ, которые в дальнейшем уточняются с использованием более точных тепловых расчетов. В [2.3, 2.12, 2.16] и др. рассмотрены методы определения толщины ТЗП различного типа.

Следует отметить, что при проектировании ТЗП камеры РДТТ или РДПТ необходимо учитывать, что выбранное ТЗП будет работать на маршевом режиме работы РПДТ или РПДП в течение длительного времени.

Более полно решение вышеперечисленных задач изложено в [2.3, 2.12, 2.16] и др.

# 2.4.4. Проектирование топливных зарядов.

**Требования, предъявляемые** к топливным зарядам РДТТ и РДПТ. Организация массоприхода от поверхности заряда непосредственно влияет на основные характеристики РДТТ и РДПТ. При этом в процессе горения заряда детерминированное отклонение массоприхода с течением времени от заранее запланированного закона возможно лишь для узкого класса регулируемых по уровню тяги двигательных установок. К конструкции топливного заряда предъявляются следующие требования [2.12]:

 форма топливного заряда должна обеспечивать заданный закон массоприхода продуктов сгорания топлива (или заданный закон изменения тяги);

 форма топливного заряда должна обеспечивать максимальное значение удельного импульса ДУ;

- форма заряда должна обеспечивать заданное время работы ДУ;

 конструкция заряда должна полностью или частично исключать непосредственное соприкосновение продуктов сгорания со стенками камеры;

 форма топливного заряда должна способствовать увеличению коэффициента заполнения камеры топливом, не создавая при этом явлений неустойчивого горения, обеспечивая прочность заряда и минимум регрессивно горящих остатков;

 конструкция топливного заряда должна обеспечивать минимальное смещение центра масс двигателя по мере выгорания топлива;

конструкция заряда должна быть технологична.

В конструкциях РДТТ широко используются как прочноскрепленные, так и вкладные топливные заряды ТРТ. Прочноскрепленные с корпусом РДТТ заряды применяются в основном для смесевых топлив. Форма заряда организуется в процессе заливки жидкой неполимеризованной смеси компонентов топлива во внутрикамерный объем. В связи с тем, что при таком способе изготовления заряда отсутствует зазор между внутренней стенкой корпуса двигателя и наружной поверхностью топливного заряда, удается для подобных конструкций обеспечить высокие коэффициенты заполнения внутрикамерного объема. Такая конструкция заряда не требует применения узлов крепления, а в случаях, когда до конца работы двигателя фронт пламени не достигнет наружной поверхности топливного заряда — и ТЗП. Отсутствие этих узлов приводит к величинам коэффициента массового совершенства вплоть до 0,05 для лучших современных крупных РДТТ. Однако в случае отличия теплофизических свойств корпусных деталей от свойств топлива, в частности, коэффициента температурного расширения, появляется необходимость в использовании промежуточных эластичных прослоек. Кроме того, прочноскрепленные заряды выгорают по внутренней поверхности, что создает трудности при определении начальной формы заряда, обеспечивающей требуемый закон изменения поверхности горения как функции сгоревшего свода, в том числе и когда S(e) = const. Прочноскрепленные заряды, полученные заливкой топливной массы в камеру РДТТ, обычно более трудоемки в изготовлении, чем вкладные заряды.

Топливные заряды РДПТ отличаются от зарядов РДТТ, т.к. пастообразное топливо не является твердым телом и обладает определенной текучестью, что приводит под действием гравитационных и других сил к изменению формы заряда и его растеканию. В связи с этим требуется капсуляция заряда ПРТ в замкнутом, изолированном от окружающей среды, объеме, до начала горения.

Поэтому заряды ПТ являются преимущественно зарядами торцевого горения и могут иметь любую форму и размеры, потребные для оптимального заполнения доступного объема камеры РД.

Для РДТТ наиболее эффективными являются заряды, обеспечивающие нейтральный закон горения. Это обусловлено тем, что при таких законах S(e) обеспечиваются наилучшие массовые характеристики ДУ.

При использовании прочноскрепленных топливных зарядов наличие участков с регрессивным или прогрессивным изменением поверхности горения — это «расплата» за высокие показатели коэффициентов внутрикамерного заполнения и относительной массы конструкции двигателя. Отметим, что наилучшие характеристики по заполнению внутрикамерного объема обеспечивают заряды торцевого горения.

Важным этапом перед проектированием топливного заряда является формулировка Технического задания, позволяющая организовать решение задачи о выборе размеров заряда как геометрической задачи. Для этого необходимо от требований, предъявляемых к РДТТ или РДПТ, перейти к таким параметрам, как объем топливного заряда, зависимость площади горения как функции величины сгоревшего свода, установить ограничения на продольные и поперечные размеры заряда и т.п. [2.12].

#### Выбор формы заряда.

Первым этапом при выборе формы заряда является установление тенденции в изменении поверхности горения по мере выгорания свода заряда. Ранее отмечалось, что имеются формы зарядов, обеспечивающие нейтральный, а также прогрессивный и регрессивный законы изменения S(e). Имеется ряд форм, которые могут обеспечить получение всех трех законов S(e). В дальнейшем будем полагать, что в Техническом задании зависимость S(e)близка к S = const. В этом случае форма топливного заряда может быть ориентировочно определена на основании следующих двух систем неравенств. Первая система позволяет осуществить первоначальный отбор допустимых для применения форм по параметру  $P/t_{\rm K}$ . Величину  $P/t_{\rm K}$  можно связать с тяговооруженностью ракеты и секундным массовым расходом:

$$\frac{P}{t_{\rm \kappa}} = \eta g G_{\rm c}. \tag{2.120}$$

Первая система имеет вид

	(3,0)		7,00	— многошашечный	
	2,0	Л	6,00	— «звезда»	
ł	2,0	$\langle \leq \lg \frac{P}{t} \leq \langle$	6,00	— всестороннего горения	(2.121)
	2,0	$\iota_{\mathrm{K}}$	6,00	— канально-щелевой	
	0,5		3,0	— торцевого горения.	

Вторая система позволяет окончательно определить форму заряда по параметру  $e_{\max}/D$ , который связан со скоростью горения равенством  $e_{\max} \approx \sum_{t_{\rm K}}^{t_{\rm K}} u_{\rm T} {\rm dt}$ .

Вторая система имеет вид

$$\begin{cases} 0,00\\ 0,07\\ 0,14\\ 0,20\\ 0,40 \end{cases} \leqslant \frac{e_{\max}}{D} \leqslant \begin{cases} 0,14 & -\text{ многошашечный} \\ 0,30 & - \text{ «звезда»} \\ 0,25 & -\text{ всестороннего горения} \\ 0,45 & -\text{ канально-щелевой} \\ \infty & -\text{ торцевого горения.} \end{cases}$$
(2.122)

Отметим, что системы (2.121) и (2.122) не претендуют на полноту и однозначность выбора формы топливного заряда.

После того, как ориентировочно установлена форма топливного заряда, или, иначе, установлены наименование, число и пространственное расположение конструктивных элементов, формирующих поверхность горения, можно приступить к определению геометрических размеров всех конструктивных элементов. При определении основных размеров заряда могут быть использованы следующие подходы [2.12]:

применение методов оптимизации;

- применение метода табличных конструктивных элементов;

 применение малоитерационных последовательно обусловленных процедур.

После определения геометрических размеров заряда выбранной формы проводится оценка его прочности [2.12].

**2.4.5.** Проектирование сопловых блоков. Сопловой блок позволяет увеличить уровень тяги РДТТ и РДПТ в 1,5–2,4 раза, поэтому наличие его обязательно в проектируемых РД. При проектировании сопловых блоков необходимо решить следующие основные задачи [2.12]:

- выбор типа сопла;

— построение геометрического контура до-, около- и сверхзвукового участков соплового тракта;

 оценка тяговых характеристик РДТТ и РДПТ при спроектированном контуре соплового тракта (вычисление потерь удельного импульса);  конструктивная проработка соплового блока и оценка влияния на тяговые характеристики особенностей конструкции (например, наличие рулевых органов и др.);

 оптимизация параметров соплового блока с учетом его взаимосвязи с другими узлами РДТТ или РДПТ и с узлами ракеты.

#### Выбор типа сопла.

В [2.12] приведена упрощенная классификация основных схем сопловых блоков, применяемых в РД.

Наиболее технологичными и приемлемыми являются односопловые схемы РДТТ и РДПТ. Такие схемы обеспечивают минимальные уровни коэффициентов потерь удельного импульса тяги, а также, по сравнению с многосопловыми схемами, обладают меньшими поперечными габаритными размерами. При использовании односопловых схем возможно газодинамическое управление вектором тяги лишь по углам рысканья и тангажа (для эллиптических сопел имеется возможность регулирования по крену). Достоинством многосопловых схем следует считать возможность снижения продольных габаритных размеров РДТТ и ракеты в целом.

Односопловые конструкции могут отличаться по ряду геометрических признаков. Так, в поперечном сечении сопла могут быть круглые, кольцевые и эллиптические. Наиболее приемлемы для РД круглые сопла как более технологичные и обеспечивающие наименьшие потери тяги РДТТ и РДПТ (рис. 2.24). Однако на практике находят применение и кольцевые сопла



Рис. 2.24. Круглые сопла: а) коническое сопло; б) профилированное сопло. Участки: 1 — дозвуковой, 2 — околозвуковой, 3 — сверхзвуковой



Рис. 2.25. Сопла внутреннего и внешнего расширения. Центральное тело: *а, б, г* — грушевидной формы, *в* — цилиндрической формы, *д* — тарельчатой формы, *е, ж, з* — с коническим сужением

внутреннего и внешнего расширения (рис. 2.25), что может быть обусловлено конструктивными соображениями или требованиями по обеспечению регулирования внутрибаллистических параметров РДТТ и РДПТ и их разбросов в рабочий период. Регулирование характеристик обеспечивается перемещением центрального тела в направлении, параллельном оси двигателя (рис. 2.26). Важной характеристикой сопловых блоков является геометрическая степень расширения  $f_{\rm C} = F_a/F_{\rm kp}$ , где  $F_a$  и  $F_{\rm kp}$  — площади выходного и критического сечений в сопловом тракте. Следует отметить, что на практике удается обеспечить следующие значения геометрической степени расширения:  $f_{\rm C} = 8-50$  — для круглых сопел;  $f_{\rm C} = 8-20$  — для сопел внешнего расширения.

Эллиптические сопла менее распространены. Их достоинством является возможность реализации односопловой схемы регулирования ЛА по крену.

По виду профиля сверхзвуковой части выделяют сопла конические и профилированные. Единственным достоинством конического сопла является его



Рис. 2.26. Сопла с регулируемым центральным телом: *a* — с предстартовым регулированием; *б* — авторегулируемое; *1* — направляющая ось, *2*, *4* — центральное тело, *3* — ось с резьбой; *5* — пружинный механизм

технологичность. Однако линейная образующая, ограничивающая течение расширяющегося потока, приводит к возникновению внутри сопла скачков уплотнения и, в итоге, к увеличению потерь удельного импульса. Кроме того, вектор скорости газодинамического потока в выходном сечении сопла направлен под углом к оси сопла, что приводит к возникновению потерь тяги на рассеивание. Профилированные сопла находят применение для большинства двигательных установок, особенно при ощущающемся дефиците энергетических ресурсов РДТТ. Профилирование соплового тракта выполняется с учетом двухфазности потока продуктов сгорания, наличия узлов регулирования тяги и других факторов.

Большинство ранее применявшихся и применяющихся в настоящее время сопловых блоков характеризуется неизменностью своей формы. Однако в последние годы находят применение сопла с изменяемой геометрией.

При выборе типа сопла немаловажную роль играют традиции конструирования, реализованные в предыдущих поколениях РДТТ. Для стартовых РДТТ со сбрасываемым соплом в составе РПДТ, в основном выбирается односопловая конструкция с круглым профилированным или коническим соплом.

Вопросы построения геометрического контура сопла (профилирование дозвуковой части, околокритического сечения и сверхзвуковой части), а также вопросы определения газодинамических и тепловых параметров по контуру сопла и оценки потерь удельного импульса тяги подробно рассмотрены в [2.12].

Таким образом, представлена общая методология проектирования интегрированного в камеру сгорания РПД стартово-разгонного ракетного двигателя на твердом или пастообразном топливе, формирующего облик двигательной установки в целом. Методология позволяет определить:

- необходимые геометрические характеристики;

- параметры рабочего процесса стартово-разгонного РД;

 параметры теплового состояния заряда ТРТ при воздействии аэродинамического нагрева, а также другие параметры.

# Глава З

# ПРОЕКТИРОВАНИЕ МАРШЕВЫХ РПД НА ТВЕРДОМ И ПАСТООБРАЗНОМ ТОПЛИВАХ

#### 3.1. Твердые и пастообразные топлива РПД

К числу основных элементов РПД относятся газогенератор и камера сгорания. В газогенераторе сгорает твердое (TT) или пастообразное (ПT) топливо, скорость горения которого подчиняется степенному закону  $U_{\Gamma} = U_0 \cdot p_{\Gamma\Gamma}^{\nu}$ . Однако, в отличие от твердых ракетных топлив, газогенераторное TT или ПT включает максимальное количество горючих компонентов, а содержание окислительных компонентов сведено до минимума, необходимого для поддержания самостоятельного горения. В связи с этим в газогенераторе образуются продукты первичного сгорания со значительным количеством К-фазы, а его рабочий процесс тесно связан с выносом К-фазы и шлакообразованием по тракту двигателя.

РПДТ и РПДП имеют камеру сгорания, в которой поступающие из газогенератора высокоскоростные струи продуктов первичного сгорания должны дожигаться в воздушном потоке с высокой полнотой, создавая при этом определенный эжекционный эффект.

Разработка энергоемких ТТ или ПТ для РПД относится к прорывным технологиям создания авиационного и ракетно-артиллерийского вооружения (РАВ). Высокая эффективность таких топлив объясняется тем, что в смеси с воздухом их удельный импульс в 2–5 раз превышает значения удельного импульса смесевых ТРТ, достигая величин 1000–1500 с для ПВРД безгазогенераторной схемы и 500–800 с для РПД. Поэтому применение РПДТ и РПДП для модернизации существующих и создания новых видов авиационного и ракетно-артиллерийского вооружения является важнейшим фактором значительного увеличения их боевой эффективности без существенного изменения массогабаритных характеристик летательных аппаратов.

Эффективность РПД в значительной степени зависит как от конструктивных особенностей и условий работы системы «двигатель–летательный аппарат», так и от энергомассовых и эксплуатационных характеристик ТТ и ПТ.

**3.1.1. Твердые топлива.** Требования к характеристикам ТТ для РПД различных типов ракет охватывают широкий диапазон значений, при этом общим является достижение максимально высоких величин теплоты сгорания.

Твердые топлива РПД состоят, как правило, из трех основных компонентов: окислителя, горючего-связующего и металлического горючего. В качестве

окислителей широко используются нитрат натрия NaNO<sub>3</sub>, нитрат калия KNO<sub>3</sub>, перхлорат аммония NH<sub>4</sub>ClO<sub>4</sub>, характеризующиеся относительно высоким содержанием свободного кислорода (34%), и др. Для перспективных борсодержащих топлив рассматриваются окислители на основе фтора (фторкаучуки, фторпластики). Содержание и свойства окислителей должны обеспечивать требуемые закономерности процесса горения TT в камере газогенератора. Учитывая пониженную теплотворную способность, количество окислителя в составе топлива должно быть минимальным.

Горючие-связующие представляют собой твердые высокомолекулярные органические соединения, которые повышают теплотворную способность TT (нафталин  $C_{10}H_8$ , парафин  $C_{16}H_{34}$ , каучуки и др.). Твердые соединения типа карборана (B–C–H) относятся к перспективным горючим-связующим [3.1]. Тип горючего-связующего определяет реологические и физико-механические характеристики, скорость и полноту энерговыделения. В ряде случаев термолабильные активные связующие, несмотря на меньшую теплоту сгорания, более предпочтительны, чем углеводородные, например, для интенсификации процесса горения. Однако для достижения приемлемого уровня технологических и физико-механических свойств их содержание в топливах должно быть выше по сравнению с неактивным связующим примерно на 8-10%.

Металлические горючие и их производные, являющиеся, как правило, энергетической основой топлив, в значительной степени определяют полноту и скорость горения, содержание К-фазы в продуктах сгорания, чувствительность к механическим воздействиям, физико-механическую стабильность топлив. Энергоемкие компоненты горючих и их свойства приведены в Приложении.

Исследования по созданию топлив для РПДТ, проводившиеся в нашей стране в 60–70-х годах XX века, завершились разработкой и внедрением отечественных TT первого поколения типа CH, представляющих собой пиротехнические составы, содержащие до 65–70% Mg или его сплава с Al, теплота сгорания которых не превышала 20000–23860 кДж/кг при плотности  $\rho_{\rm T} = 1.75 - 1.92$  г/см<sup>3</sup>. Расчетный удельный импульс топливовоздушной смеси ( $J_{\rm TB}$ ) составлял 450–560 с при  $p_k/p_a = 3/1$  и  $\alpha = 1.0$ .

Рис. 3.1 в координатах  $H_V - H_u$  иллюстрирует тенденцию развития горючих РПДТ.

Все горючие можно разбить на несколько групп (рис. 3.1), которые отличаются энергетическими характеристиками ( $H_u$ ,  $H_V$ ,  $H_{\tau}$ ,  $L_0$ ,  $\rho_{\tau}$  и др.) [3.1]:

a) «магниевые» горючие, содержащие до 60% магния (обозначены символом «Mg»);

б) «алюминиевые» горючие, содержащие до 60% алюминия (обозначены символом «Al»);

в) «углеводородные» горючие, содержащие до 60% углеводородных горючих (обозначены символом «C–H»);

г) «карборановые» горючие, содержащие до 60% карборана (обозначены символом «В-С-Н»);



Рис. 3.1. Тенденции развития горючих РПДТ

д) «борсодержащие» горючие, содержащие до 55% бора (обозначены символом «В»).

Такие металлические горючие, как бор и его соединения, представляют интерес из-за высокой теплоты сгорания, а такие, как магний и алюминий, — из-за высокой теплопроизводительности. В перспективе представляют, безусловно, интерес горючие на основе лития Li, бериллия Be, циркония Zr и гафния Hf.

В настоящее время не существует единственного критерия, с помощью которого может быть выбрано топливо РПДТ.

Выбор топлива зависит от условий применения и массогабаритных ограничений, что в значительной мере предопределяет решающую роль тактикотехнических характеристик ЛА при выборе топлива [3.1, 3.2, 3.3].

Энергетический потенциал ТТ РПД характеризуется следующими основными показателями: удельная массовая теплота сгорания (низшая)  $H_u$ ; удельная объемная теплота сгорания  $H_v$ ; плотность топлива  $\rho_{\rm T}$ ; стехиометрический коэффициент  $L_0$ ; теплопроизводительность  $H_{\rm T} = H_u/(1 + L_0)$ ; удельный импульс  $J_{\rm \Gamma\Gamma}$  первичных продуктов сгорания, вытекающих из газогенератора. Эти показатели в той или иной мере оказывают влияние на два основных параметра РПДТ — коэффициент тяги  $C_R$  и массовый (объемный) удельный импульс  $J_{\rm VII}(J_{\rm VIIV})$ .

В зависимости от назначения ракеты предпочтение отдается либо высокой тяге (большие  $C_R$ ), либо высокой экономичности (высокие значения  $J_{y_A}$ ) [3.4]. Для РПДТ разгонного типа, где требуются большие  $C_R$ , предпочтение следует отдать топливам с высокой теплопроизводительностью  $H_{T}$ . При этом

степень сжатия, получаемая в результате смешения продуктов сгорания с воздушным потоком, увеличивается с ростом скорости истечения газов из газогенератора и, следовательно, удельного импульса  $J_{\Gamma\Gamma}$ . Поэтому одним из основных условий достижения больших  $C_R$  является высокое значение  $J_{\Gamma\Gamma}$ . Для обеспечения наибольшей дальности полета аппарата РПДТ должен работать в режиме максимальной экономичности. Высокие значения  $J_{ya}$  реализуются при использовании топлив с наибольшими величинами  $H_u$  [3.1, 3.3].

При разработке и создании РПДТ для ракет различных классов, как правило, рассматриваются стандартные TT с различным содержанием углеводородной связки, магния, алюминиево-магниевого сплава и др. Основные энергетические характеристики некоторых компонентов, входящих в состав TT РПД, представлены в таблице 3.1.

Компонент	Химическая формула	Теплота образования, ккал/кг	Плотность, кг/м <sup>3</sup>	Теплота сгорания низшая	
				$H_u,$ ккал/кг	$H_V,$ ккал/дм $^3$
ПХА	$N_1H_4Cl_1O_4$	-601,5	1950	336	655
Октоген	$C_4H_8N_8O_8\\$	70,2	1900	2270	4313
Ортокарборан Д-9	$B_{10}H_{12}C_2$	-294, 0	960	14415	13838
Al	Al	0,0	2700	7412	20012
Гидрид Аl	$Al_1H_3$	-90,8	1480	10207	15106
Бор (ам.)	B <sub>1</sub>	97,3	2200	14070	30954
Полиборид Mg	$Mg_1B_{12}$	-220,6	2200	12563	27639
ПАМ-4	$Al_{18,531188}Mg_{20,571899}$	80,0	2150	6341	13633
СКИ-НЛ	$C_{73,4018}H_{117,4429}$	-88,1	903	10205	9215
ЛК-70	$\begin{array}{c} C_{28,5536} \\ H_{50,3874} O_{29,731} N_{9,322} \end{array}$	-450,0	1300	3690	4797
Магний Mg1		0,0	1739	6011	10453

Таблица 3.1.

Состав и основные энергетические характеристики некоторых топлив приведены в таблице 3.2.

На рис. 3.2–3.11 показана массовая  $H_u$  и объемная  $H_V$  теплоты сгорания топлив, удельный импульс топливно-воздушной смеси в пересчете на 1 кг топлива  $J_{\rm уд.т.}$  при  $p_k/p_a = 3/1$  и коэффициентах избытка окислителя (в камере сгорания)  $\alpha = 1$ ,  $\alpha = 2$  и  $\alpha = 3$ , а также плотность, стехиометрический коэффициент  $L_0$ , содержание К-фазы и температура в камере сгорания,

Таблица 3.2.

Топливо	Топливо ТТ-1		TT-3	Л-24	ЛК-6Т				
Состав,%									
Mg	37,5	65	19,6	15,25	17,25				
Al	—		_	15,25	17,25				
С	17,41	9,38	33,2	30,6	32				
Н	2,08	0,62	5	4,5	4,8				
О	31,62	14,45	25,9	20,8	17,8				
Cl	—		11	9	7,4				
Ν	11,28	3,63	5,3	4	3,5				
Na	—	6,92	_	—	—				
Zn	0,11		_	_	_				
Энергетические характеристики									
$H_u,$ кДж/кг (ккал/кг)	16325 (3900)	18690 (4465)	19507 (4660)	22144 (5290)	24697 (5900)				
$\overline{Q_{{\scriptscriptstyle \Gamma}{\scriptscriptstyle \Gamma}}},\ \kappa$ Дж/кг (ккал/кг)	6488 (1550)	4081 (975)	3893 (930)	5525 (1320)	4111 (982)				
$L_0$	2,32	2,8	4,87	5,14	5,87				
<i>J</i> <sub>гг</sub> , м/с	1226	981	1226	1275	1275				

определенные по результатам термодинамических расчетов для топлив на базе наиболее энергоемких горючих с использованием как неактивного углеводородного связующего (20% масс. СКИ–НЛ), так и активного нитроэфирсодержащего (30% масс. ЛК-70), а также перхлората аммония (ПХА) — в качестве окислителя. Изменение содержания ПХА в составе проводилось за счет соответствующего количества горючего. Построенные номограммы позволяют определить состав TT, исходя из предъявляемых требований.

Выбор твердого топлива для РПДТ, назначение и облик которого определены, проводится в процессе расчетных исследований ЛТХ системы «двигатель–аппарат» с оптимизацией критерия баллистической эффективности при учете различных ограничений [3.5]. Взависимости от области применения ракеты критерием баллистической эффективности могут быть дальность пуска, дальность отлета, средняя скорость полета  $V_{\rm cp}$  при заданной горизонтальной дальности и др.

В таблице 3.3 приведены данные по сравнительной эффективности топлив для РПДТ на базе как неактивного, так и активного горючего-связующего, с применением ПХА.


Рис. 3.2. Зависимость массовой (*a*) и объемной (*б*) низшей теплоты сгорания топлива от содержания ПХА:



Рис. 3.3. Зависимость теоретического удельного импульса топливно-воздушной смеси в пересчете на 1 кг топлива от содержания ПХА  $p_k/p_a = 3/1$ . a)  $\alpha = 1,0$ ; b)  $\alpha = 2,0$ ; e)  $\alpha = 3,0$ 



Рис. 3.4. Зависимость плотности топлива от содержания ПХА



Рис. 3.5. Зависимость теоретического удельного импульса топливно-воздушной смеси в пересчете на 1 кг топлива от низшей массовой теплоты сгорания:  $p_k/p_a = 3/1$ ;  $\alpha = 1,0$ 



Рис. 3.6. Зависимость коэффициента избытка окислителя от содержания ПХА



Рис. 3.7. Зависимость стехиометрического коэффициента от содержания ПХА в топливе



Рис. 3.8. Зависимость содержания К-фазы в продуктах сгорания топлива от содержания ПХА:  $p_k = 40$  атм. Горючее-связующее — ЛК-70



Рис. 3.9. Зависимость температуры продуктов сгорания топлива от содержания ПХА:  $p_k = 40$  атм. Горючее–связующее — ЛК-70



Рис. 3.10. Зависимость содержания К-фазы в продуктах сгорания топлив от содержания ПХА:  $p_k = 40$  атм. Горючее–связующее — СКИ-НЛ



Рис. 3.11. Зависимость температуры продуктов сгорания в газогенераторе от содержания ПХА:  $p_k = 40$  атм. Горючее–связующее — СКИ-НЛ

a 3.3.		$R^v_{\mathrm{y} \mathrm{A}}, \ \mathrm{c}$	184	242	243	282	234	269	261	172	195	288	293	392	278	374	363	299
аблиц		$J^v_{{ m y}{ m A}}, { m c}$	1039	1199	1127	915	970	831	768	1087	794	968	890	643	71	561	491	473
Т		$R_{\mathrm{y}\mathrm{A}},\mathrm{c}$	146	149	150	166	159	167	170	140	156	163	166	208	183	214	224	208
	0,2	$J_{\mathrm{y}\mathrm{A}},\mathrm{c}$	825	740	696	538	660	516	499	885	635	547	503	342	468	321	301	329
	$\alpha_{\mathrm{T}} = 0$	$H_ u/L_0+1,$ ккал/дм $^3$	1236	1751	1721	1777	1504	1618	1568	884	1372	2217	2195	2467	1838	2200	2112	1310
		$H_u/L_0+1,$ ккал/кг	981	1081	1062	1045	1023	1005	1018	719	1098	1253	1240	1312	1209	1258	1278	910
		$L_0$	5,66	4,95	4,63	3,24	4,15	3,09	2,94	6,33	4,07	3,36	3,04	1,64	2,56	1,50	1,35	1,58
	$H_V,$ KK8 $\pi/\pi m^3$	MA TUDAN	8233	10417	9688	7536	7748	6619	6178	6483	6957	9668	8868	6514	6542	5502	4963	3381
	$\mathbf{H}_{u},$ KKB $\pi/\kappa\Gamma$	NNAUL NI	6534	6430	5980	4433	5271	4111	4012	5271	5566	5462	5010	3465	4304	3144	3045	2348
	o r/cm <sup>3</sup>	p, 1/ JM	1,26	1,62	1,62	1,70	1,47	1,61	1,54	1,23	1,25	1,77	1,77	1,88	1,52	1,75	1,63	1,44
	Горючее		6-Д	Bop (am.)	ΠБМ	Al	$A1H_3$	АМД-50	Mg	СКИ-НЛ	Д-9	Bop (am.)	ПБМ	Al	$A1H_3$	АМД-50	Mg	СКИ-НЛ
	Cocraв, % масс.				СКИ-НЛ / ПХ / /	горючее 20/50/30							/ V X Ц / UZ / И	горючее 30/30/40				

115

Аналогичные номограммы построены авторами и для других типов окислителей.

Шлакообразование оказывает негативное влияние на рабочий процесс в РПДТ, вызывая снижение экономических характеристик, работоспособности элементов конструкции и ресурса в целом, при этом энергетические возможности ТТ реализуются не полностью [3.6]. Эффективность рабочего процесса в РПДТ в значительной степени зависит от состава и фазового состояния конденсированных продуктов и шлаков [3.7–3.11]. Для понимания процессов горения экспериментально определяется химический состав конденсированных продуктов сгорания и шлаков на основных стадиях превращения топлива по тракту двигателя. Это позволило создать физические модели процесса и использовать их при проектировании ДУ.

Изучению состава конденсированных продуктов сгорания и шлаков посвящено достаточно большое количество публикаций. Наряду с расчетными исследованиями проведены экспериментальные работы. В таблице 3.4 представлен перечень компонентов, содержащихся в конденсированных продуктах сгорания и шлаках, образующихся на стенках двигателей [3.6].

Таблица 3.4.

Nº	Компонент конденсированного продукта, шлака
1	Общие металлы (Al <sub>0</sub> , Mg <sub>0</sub> )
2	Активные металлы (Ala, Mga)
3	Борсодержащие соединения (В, В <sub>2</sub> О <sub>3</sub> , В <sub>4</sub> С <sub>4</sub> и др.)
4	Оксиды
5	Карбиды
6	Нитриды
7	Фториды
8	Хлориды
9	Нитраты
10	Перхлораты
11	Сажа
12	Вода
13	Углеводороды (нафталин, антрацен и др.)

Анализ состава конденсированных продуктов и шлаков представляет сложную задачу и имеет свои особенности. Сложность анализа обусловлена рядом факторов: многокомпонентностью исследуемого объекта, разнообразием элементного и фазового состава, широким диапазоном концентраций определяемых компонентов, присутствием химически стойких и тугоплавких соединений. Кроме того, в процессе шлакообразования при высоких температурах (~ 2000 °C) возможно спекание частиц и обволакивание одних компонентов другими, что дополнительно затрудняет (в процессе анализа) доступ растворителя к определенному компоненту. Указанные факторы выдвигают определенные требования к методам разложения и определения: селективность, избирательность, чувствительность. Задача определения состава конденсированных продуктов и шлаков может быть успешно решена путем использования комплексного подхода, т. е. сочетанием различных методов.

Большое значение при анализе конденсированных продуктов имеет представительный отбор проб. В настоящее время разработано большое количество пробоотборных устройств в условиях опытных и модельных двигателей на срезе сопла, в выхлопном факеле и др. На стендах и лабораторных установках ЦИАМ используется переносная система отбора и замораживания проб продуктов сгорания (рис. 3.12), позволяющая проводить отбор в одной или нескольких точках на срезе сопла двигателя [3.4].



Рис. 3.12. Система отбора проб продуктов сгорания

Общие требования к методам отбора включают, во-первых, быстрое захолаживание (закалку) продуктов для предотвращения химических реакций в системе отбора. При недостаточном захолаживании вторичные реакции могут привести к существенному отклонению состава в пробоотборнике от состава в камере сгорания. Во-вторых, необходимо обеспечить совпадение направлений движения газового потока в камере сгорания и в пробоотборной системе. Разработана эффективная система охлаждения (рис. 3.13), обеспечивающая уровень температуры в камере смешения значительно ниже, чем температура в камере двигателя. Для отбора высокодисперсных шлаков дополнительно устанавливают фильтры.



Рис. 3.13. Схема камеры смешения пробоотборной системы: 1 — камера сгорания модельного двигателя, 2 — сопловой блок, 3 — коллектор, 4 — термопары, 5 — камера смешения, 6 — циклон

Последующий анализ отобранных конденсированных продуктов и шлаков проводят различными методами. В работах [3.7–3.11] предложен комплекс методов для химического анализа шлаков, образующихся при горении металлизированных топлив, который включает определение общего содержания Al, Mg, B и C, свободных металлов, оксида и свободного бора, фторидов, нитридов, карбида алюминия, нитратов, перхлоратов и антрацена.

Важной стадией анализа шлаков является и пробоподготовка. Оптимизация методов сводится к выбору селективных реагентов и условий, обеспечивающих количественное определение извлекаемого компонента при минимальном извлечении сопутствующих компонентов. Кроме того, для определения общего содержания элементов (Al, Mg, B) подбирается универсальный реагент, позволяющий перевести в раствор все соединения определяемого элемента.

Для анализа конденсированных продуктов и шлаков используются следующие методы: атомно-абсорбционный (общее содержание  $Al_0$ ,  $Mg_0$ ,  $B_0$ ), газометрический (свободные металлы  $Al_{cB}$ ,  $Mg_{cB}$ ), кулонометрический (нитриды), реакционной газовой хроматографии ( $Al_4C_3$ ,  $Al_{cB}$ ), ионометрический (фториды, нитраты, перхлораты), УФ-спектроскопии (антрацен), элементного микроанализа (С, Н). В [3.10, 3.11] изучено влияние сопутствующих компонентов, выбраны оптимальные условия анализа, установлена правильность

Компонент	Метод	Диапазон концентраций, %	Относительное стандартное отклонение, Sr
$Al_0$	Атомно-абсорбционный	6-40	0,04
$Mg_0$	Атомно-абсорбционный	1-40	0,04
B <sub>0</sub>	Атомно-абсорбционный	5-40	0,06
Вок	Атомно-абсорбционный	0,5-5	0,06
Всв	Атомно-абсорбционный	5-26	0,06
$Al_{cb}$	Газометрический	0,4-22	0,13
$Mg_{cb}$	Газометрический	0,2-14	0,13
$Al_4C_3$	Реакционная хроматография	0,5-15	0,20
$Al_{cb}$	Реакционная хроматография	0,6-7	0,17
Фториды	Ионометрический	1-30	0,06
Нитраты	Ионометрический	0,08-6	0,10
Перхлораты	Ионометрический	0,05-8	0,13
AlN	Кулонометрический	0,2-7,2	0,09
Антрацен	УФ-спектроскопия	0,003-6	0,11
С	Элементный микроанализ	1-30	0,15

определения методом стандартных добавок, проведена метрологическая аттестация методик. Основные характеристики методов приведены в табл. 3.5.

Г	а	б	л	и	П	а	35
r	а	U	JI	rı	ц	а	0.0.

Более подробная характеристика методов приведена в [3.7].

Шлакообразование в РПДТ во многом определяется рецептурой топлива и дисперсностью его компонентов. Исследование проблемы повышения энергетических характеристик TT показало, что введение в состав топлива большого количества высококалорийных компонентов ( $40 \div 50\%$ ) приводит к снижению температуры в зоне реакции, резкому снижению скорости горения и образованию большого количества шлака. Так, полупластичные топлива, содержащие  $\approx 45\%$  органических компонентов, имели скорость горения в газогенераторе  $U_{\rm T} \approx 1 \div 3$  мм/с, а продукты их сгорания содержали до 50% конденсированной фазы [3.3]. Процесс первичного горения таких топлив отличался от равновесного. В продуктах, отобранных из сопловой головки газогенератора, обнаружены разложившаяся органича в виде сажи, неразложившиеся органические компоненты, смолистые вещества. Поэтому были исследованы TT с органическими компонентами в гранулированном виде, например, топливо Л-2УТ, в состав которого вводилось до 30% гранулированного полиэтилена. Испытания зарядов

из топлива Л-2УТ показали, что их горение при низких давлениях протекает устойчиво без пульсаций. Увеличение давления в газогенераторе в 1,7 раза (с 0,7 до 1,2 МПа) привело к появлению пульсационного горения, скорость горения топлива при этом увеличилась в 1,4 раза, а количество шлака, осевшего в газогенераторе, возросло в 3,5 раза. Шлаки и конденсированные продукты отбирались как из газогенератора после окончания работы, так и в выходном сечении сопла двигателя с помощью специального пробоотборника (табл. 3.6).

Таблица 3.6.

Режим работы	Р <sub>гг</sub> , МПа	Место отбора	Co	Остаток в ГГ, %			
			СН	$Al_4C_3$	AlN	ПАМ	
Газогенераторный	0,4	Выходное сечение сопла	48,1	0,6	1,8	0,3	3,0
Газогенераторный	0,4	Газогенератор	26,5	3,2	1,8	7,0	8,1
С дожиганием	1,2	Выходное сечение сопла	29,9	Нет	0,5	0,2	8,1
С дожиганием	1,2	Газогенератор	30,5	8,2	3,9	3,6	
С дожиганием	0,7	Газогенератор	33,7	8,0	2,9	1,9	2,3

\* Остальное — окислы и хлориды магния и алюминия

Установлено, что увеличение давления в газогенераторе с 0,7 до 1,2 МПа привело к увеличению шлаковых остатков в нем с 2,3 до 8,1%. В пробах, отобранных в выходном сечении сопла модельного РПДТ, содержалось значительное количество полиэтилена (~ 30% в газогенераторном режиме).

В работе [3.6] приведен состав конденсированных продуктов сгорания, образовавшихся при горении топлив на основе В, Al и Mg. Отбор проводился с помощью циклонных сепараторов, размещенных за соплом двигателя, с предварительным «замораживанием» продуктов сгорания жидким азотом. В пробах определялось содержание суммарного бора (в составе всех соединений), бора окисленного (в составе окиси бора и борных кислот), а также свободных Mg и Al.

Количество свободных металлов в пробах для всех TT было практически одинаковым и не превышало 1 ÷ 2%. Содержание окисленного бора в пробах изменялось в зависимости от состава топлива и прямо связано с содержанием Mg в нем (рис. 3.14). Введение магния затрудняет окисление бора, особенно в присутствии фтора.

С уменьшением количества Mg в топливе отмечено увеличение содержания B, окисленного в пробе. В продуктах, образовавшихся при сгорании TT на основе Al и B, содержание окисленного B — наибольшее.

Одной из возможных причин этого является присутствие в продуктах сгорания больших количеств фтористого магния в жидкой фазе. Осаждение

этого компонента на поверхности частиц В приводит к замедлению диффузии кислорода и препятствует окислению. В отличие от фтористого магния фтористый алюминий более летуч, температура его кипения на ~ 1000 К ниже, и подобный эффект при введении Al в топливо невозможен.

Другой причиной может быть растворение оксида магния в оксиде бора

на поверхности частиц В. При этом возрастают масса и толщина пленки, что приводит к увеличению диффузионного сопротивления. При этом температурный диапазон существования пленки в жидкофазном состоянии расширяется в сторону высоких температур. Аналогичный эффект для TT с Al маловероятен, т.к. растворимость оксида алюминия в оксиде бора на порядок ниже.

Установлена также сильная зависимость содержания окисленного В в пробах от коэффициента избытка воздуха (рис. 3.14). Отмечено, что максимумы экспериментальных зависимостей локализованы в диапазоне  $\alpha = 1,2 \div 1,3.$ 

В решении проблемы подавления шлакоотложений большая роль отво-



Рис. 3.14. Зависимость глубины окисления бора от коэффициента избытка воздуха: □ — топливо без магния; ○, △ — топлива с магнием

дится созданию топливных композиций, обладающих хорошим «выносом» конденсированных продуктов сгорания из газогенератора. Были испытаны заряды из нескольких десятков опытных рецептур, отличавшихся окислителем (перхлораты калия, натрия, аммония, нитрат натрия, фторопласты), дисперсностью частиц металлов, металлическими компонентами (Mg, Al, их сплавы). Полный вынос конденсированных продуктов сгорания достигнут для композиций на основе фторированного окислителя и сплава Al-Mg при умеренном содержании бора.

В работе [3.6] рассмотрены вопросы шлакования основных элементов конструкции регулятора расхода топлива (соплового вкладыша и центрального тела), изготовленных из различных композиционных материалов (асбопластик, углепластик, углерод-керамика, углерод-углерод и др.), при работе модельного регулируемого РПДТ. Исследования проводились на экспериментальном TT, включающим металлические добавки.

Шлакование горловины соплового вкладыша было незначительным, а шлакование поверхности за горловиной не влияло на нормальную работу регулятора расхода. Иная картина наблюдалась на центральном теле. При испытании центрального тела из углепластика на поверхности за критическим сечением образовался кольцевой валик из шлака. Поверхность центрального тела, изготовленного из углерод-углеродного материала, после испытания была чистой, за исключением носовой части, на которой образовался слой шлака. За время стабильной работы регулируемого газогенератора не отмечено провалов и пульсаций давления на индикаторной диаграмме.

Изучен химический состав шлаков, отложившихся на поверхностях центрального тела и соплового вкладыша регулятора. Определялись следующие компоненты: общие Al и Mg, металлические Al и Mg, нитрид и карбид алюминия. Как показали результаты анализа, шлак более чем на  $30 \div 40\%$  состоял из соединений Al. Составы шлаков на центральном теле, изготовленном из углепластика и углерод-углеродного материала, оказались близкими: содержание общего Al составило 30%, карбида алюминия  $9 \div 14\%$ , нитрида алюминия — не более 0,6%. Относительно высокое содержание общего и металлического Al найдено в шлаках на поверхности соплового вкладыша —  $40 \div 48\%$  и  $16 \div 25\%$  соответственно.

Для парирования влияния шлакования характеристики на регулируемого РПДТ необходимо иметь дополнительный ход центральнок ухудшению го тела, ЧТО, В конечном счете, приводит габаритномассовых характеристик регулятора На рис. 3.15 приведены расхода.



Рис. 3.15. Зависимость относительной площади проходного сечения регулятора расхода от относительного хода центрального тела: без учета шлакования; – с учетом шлакования

результаты расчета влияния шлакования на величину хода центрального тела одного из вариантов двухкаскадного регулятора расхода, изображенного на рис. 3.16. Было принято, ЧТО максимальная толщина шлака на поверхности горловины соплового вкладыша составляла 1,5 мм (шлакообразование на поверхности центрального тела отсутствовало) и процесс шлакообразования происходил с постоянной скоростью при открытии проходного сечения регулятора. В рассмотренном случае для исключения влияния шлакообразования на величину площади проходного сечения peгулятора требуется увеличить ход

центрального тела на 20%.

При исследовании процесса шлакования сопловых отверстий распределительной головки газогенератора установлено уменьшение их проходных сечений в течение всего времени горения зарядов ТТ с большим содержанием органических компонентов, Mg и Al [3.3]. При работе на топливах Л-24 и ЛК-6Т (содержание органики до 40%) проходные сечения сопел распределительной головки газогенератора имели на 10% шлака больше, чем на топливе CH-1, содержащим 65% магния и небольшое количество органики (рис. 3.16).



Рис. 3.16. Влияние шлакообразования на уменьшение площади сопловых отверстий газораспределительной головки газогенератора

Таким образом, исследование шлакообразования в РПДТ показало бесперспективность увеличения теплотворной способности топлив за счет большого (свыше 50%) увеличения содержания органических компонентов.

**3.1.2.** Пастообразные топлива. В нашей стране термин «пастообразные ракетные топлива» впервые был предложен ГИПХ в 60-х годах, когда были получены пастообразные быстрогорящие составы с линейной скоростью горения от 30 и 50 мм/с (при давлении 4 МПа).

Эти топлива представляли собой высоконаполненные (до 80%) пастообразные суспензии на основе активного самогорящего жидкого связующего — раствора перхлората полиэтиленполиамина в этиленгликоле, наполненного перхлоратом аммония и алюминием. Они способны сохранять вязкотекучее состояние при температурах от +50 до -50 °C.

Это были первые нетвердые и нежидкие отечественные топлива. Пастообразные топлива предназначались для зарядов торцевого горения либо для вытеснения в камеру сгорания через фильеры. Обеспечение седиментационной стабильности осуществлялось за счет высокой (не менее 200 Па·с) вязкости состава.

В общем виде к определению «пастообразные» относят высоковязкие, гетерогенные, наполненные системы, сохраняющие физико-химическую стабильность и вязкотекучее состояние в заданном температурном диапазоне эксплуатации и хранения.

Номенклатура компонентов, используемых при создании рецептур ПТ, не отличается существенно от компонентной базы смесевых ТРТ (СТРТ), за исключением связующего — так называемого жидко-вязкого связующего (ЖВС). Аналогом паст можно считать неотвержденные массы СТРТ. Но наличие на границе раздела фаз инертного связующего затрудняет надежное воспламенение таких топлив, что существенно ограничивает области их применения. Выбор ЖВС и соответствующей системы загущения является определяющим фактором при компоновке рецептур. В нашей стране создан особый класс жидко-вязких основ — «активных» солевых систем. Большинство разработок базируется на использовании растворов перхлоратов или нитратов полиэтиленполиаминов в этиленгликоле (ХПЭПА) и эвтектических смесей динитроазотатов алкиламинов. Разработанные жидко-вязкие основы позволяют получить пастообразные топлива с более высоким коэффициентом избытка окислителя, вплоть до составов с «кислыми» продуктами сгорания.

Некоторые характеристики ХПЭПА приведены в таблице 3.7.

таолица ол	Т	а	б	Л	И	Ц	а	3.7
------------	---	---	---	---	---	---	---	-----

N⁰	Состав	Раствор хлорнокислых солей ПЭПА в ЭГ		
1	Энтальпия, кДж/кг		-3458	
2	Коэффициент избытка окислительны	0,36		
3	Плотность, г/см <sup>3</sup>		1,38	
4	Температура стеклования, °С		-72	
5	Температура начала разложения (по	222		
6	Температура вспышки (5 с), °С	262		
7	Чувствительность к механическим	к удару, 10 кг / 25 см	Не обнаружена	
,	воздействиям	к трению	Не обнаружена	
8	Температура горения, К	1170		
9	Загуститель		ОЭЦ	

Высокая собственная скорость горения связующего дала огромные возможности по дальнейшему повышению скоростей горения ПТ. Так, были получены составы со скоростью горения до 120 мм/с при p = 0,1 МПа при отсутствии ее зависимости от давления. При этом за счет жидкотекучего состояния составов чувствительность к механическим воздействиям сохранялась на приемлемом уровне.

Базовыми ПТ являются композиции, включающие загущенные органические горючие, порошкообразный окислитель и высокоэнергетические добавки. Характерные зарубежные составы ПТ содержат 65–70% NH<sub>4</sub>C1O<sub>4</sub>, 5–10% A1 и 20–30% углеводородного геля [3.12]. В качестве загустителей используются октоат- и нафтенат алюминия, смеси высоко- и низкомолекулярных полиизобутиленов, полимерные соединения и др. Другие ПТ включают 50–75% окислителя (перхлорат аммония, нитрат аммония и нитрат гидразина), до 15% высокоэнергетического горючего (Al, Mg, Be, B, Li и их смеси), около 15% органической жидкости, до 5% загустителя (щелочноземельное мыло или SiO<sub>2</sub>), присадки ПАВ и до 5% катализаторов горения, например, хромата меди или  $(NH_4)_2Cr_2O_7$ . Изменение компонентов и их концентрации позволяет регулировать свойства ПТ в широком интервале. ПТ, включающее 60%  $NH_4C1O_4$ , 12% A1 и 28% связующего, имеет пластическую вязкость 16,6 Па·с при 25 °C, теплоту взрыва 5000 Дж/г и скорость горения 25 мм/с при 7 МПа. Для ПТ, содержащего 56%  $NH_4NO_3$ , 14% Mg и 30% связующего, эти параметры, соответственно, равны 62,5 Па·с, 5050 Дж/г и 9,9 мм/с.

В публикациях имеются сведения о составе унитарного ПТ, содержащего 77–95% окислителя, 5–23% твердого и жидкого горючего и менее 1% гелеобразователя и ПАВ. В качестве окислителей используются перхлораты аммония или гидразина, диперхлорат гидразина, гидразиннитроформ и их смеси; в качестве твердого горючего — Al, Be, B, их гидриды и смеси. Дисперсионной средой являются углеводородные горючие: насыщенные соединения  $C_8-C_{10}$ , нонан или (предпочтительнее) 2,2,5-триметилгексан (ТМГ), загуститель — три(моно-бутил-2-тиадодецин)фосфат алюминия; ПАВ — производные сорбиновой и олеиновой кислот. Характеристики данного типа топлива приведены в таблице 3.8.

Степень расширения в сопле	Отношение NH4ClO4/ Al / ТМГ						
Grenend paemipennin b conine	75/10/15	70/15/15	66/22/12				
10 : 1	277	280	288				
20 : 1	283	296	304				
40 : 1	298 (212,5)	307 (218,9)	318 (226,7)				
60 : 1	304	312	324				
80 : 1	306	316	329				

Таблица 3.8. Удельный импульс в пустоте пастообразного топлива на основе NH<sub>4</sub>ClO<sub>4</sub>, Al и триметилгексана (давление в камере сгорания 7 · 10<sup>6</sup> Па)

К числу преимуществ ПТ для однокомпонентных ракетных двигателей, к которым относятся РДТТ и газогенераторы РПД, являются:

 пастообразное топливо позволяет широко варьировать физико-химический состав, составляя рецептуры, наилучшим образом отвечающие требованиям ТЗ. В составе ПТ отсутствуют компоненты, вызывающие полимеризацию или отверждение топливной массы;

— высокая скорость горения (в 2–10 раз превышающая скорость горения TPT) и отсутствие требований по прочности заряда позволяют реализовать конструкцию двигателя с зарядом торцевого горения и получить коэффициент объемного заполнения камеры, близкий к единице;

повышенная плотность ПТ;

- создание зарядов ПТ любых форм и размеров;

- высокая безопасность ПТ при падении и простреле;

 сокращенный по времени цикл изготовления заряда ПТ и отсутствие формообразующей оснастки;

 простая и безопасная утилизация двигателя после окончания срока эксплуатации.

Вместе с тем, в силу определенных свойств ПТ, двигатель на пастообразном топливе имеет и ряд особенностей, которые необходимо учитывать при проектировании РДПТ:

1. ПТ обладает определенной текучестью, и заряд склонен к изменению формы и растеканию под действием гравитационных и др. сил. Необходимо обеспечить капсуляцию заряда ПТ до начала горения.

2. Пастообразное топливо имеет коэффициент объемного расширения, в 5–10 раз превышающий его значения для смесевых ТТ. Учитывая то, что ПТ должно находиться в герметизированном объеме, необходимо обеспечить возможность как расширения массы ПТ при нагревании, так и безотрывную усадку ПТ при охлаждении. В последнем случае необходимо создать в массе ПТ постоянные внутренние напряжения, обеспечивающие неразрываемость среды. Для отслеживания «зеркала» массы ПТ необходимо иметь «подвижную» стенку в оболочке заряда. Для создания сжимающих усилий в ПТ используется компенсатор температурных усадок ПТ (КТУ), совмещающий «подвижную» стенку и силовой элемент.

Отметим, что КТУ в том или ином виде присутствует в зарядах, изготовленных и из других видов топлив, причем наличие его обязательно. Так, для баллиститных топлив — это зазоры между шашками ТТ и опорными решетками или стенками камеры, а в некоторых случаях — и упругие амортизаторы. Для смесевых ТТ — это компенсирующие или разгружающие манжеты из эластичной резины. Для ПТ отличие состоит в больших потребных объемах компенсации.

Пастообразные составы на основе неотвержденных каучуков (полидибутилизопреновых каучуков, фторкаучуков с полимерными жидкостями и т.п.) были разработаны различными организациями: НИИПМ ФЦДТ «Союз», ФНПЦ «Алтай», ЦНИИХМ и др. Однако эти составы имели характеристики, ненамного превосходившие аналогичные СТРТ. Скорость горения их оставалась на уровне СТРТ и не превосходила 40–50 мм/с.

Прорыв в области ПТ нового поколения произошел после того, как в ГИПХ (РНЦ «Прикладная химия») были синтезированы жидко-вязкие связующие на основе растворов перхлоратов или нитратов полиэтиленполиаминов в этиленгликоле [3.18]. Высокая собственная скорость горения связующего дала большие возможности по дальнейшему повышению скоростей горения ПТ. Так, были созданы быстрогорящие ПТ со скоростью горения до 500 мм/с. К настоящему времени отработаны физические методы повышения скорости горения топлив. Использование теплопроводных элементов из алюминиевой фольги обеспечивало повышение скорости горения — до двух раз, из медной фольги — до четырех раз и из серебряной — до семи раз.

Комплекс свойств ПТ, таких как высокая скорость горения, высокая плотность (1750–1930 кг/м<sup>3</sup>), с коэффициентом заполнения камеры сгорания, близким к единице, удельным импульсом на уровне лучших СТРТ, позволил создать ряд двигателей для ракет различного класса, а также аэрозольных пожаротушащих и низкотемпературных газогенераторов.

При проектировании ИРПД представляют интерес ПТ для:

стартово-разгонных двигателей со сбрасываемым соплом, характеризующихся высокой тяговооруженностью, коротким временем работы (2,5–4,0 с).
 Для таких двигателей требуются ПТ с максимально возможными удельным импульсом и плотностью, имеющими скорость горения 200–300 мм/с;

2) бессопловых стартово-разгонных двигателей с аналогичными как у СРД со сбрасываемым соплом характеристиками, но со скоростью горения около 500 мм/с (при  $p = 10 \text{ M}\Pi a$  и t = 20 °C). Эти ПТ должны устойчиво гореть при низких давлениях (1–4 МПа);

3) газогенераторов маршевого режима, характеризующихся высокими энергетическими характеристиками, большим временем работы, глубоким регулированием расхода, относительно низкими температурами горения, интенсивным аэродинамическим нагревом. Для маршевых газогенераторов требуются ПТ с максимальными значениями массовой и объемной теплоты сгорания, высокой чувствительностью скорости горения к давлению ( $\nu = 0,55-0,65$ ), минимальной склонностью продуктов газификации к шлакообразованию, высокой полнотой дожигания в камере сгорания маршевой ступени, высокими температурами вспышки и начала термического разложения;

4) низкотемпературных газогенераторов системы регулирования и управления ИРПД, с температурой газов в камере не более 1000–1150К.

Наиболее перспективными для газогенераторов маршевого режима РПД на пастообразном топливе являются борсодержащие двойные и тройные составы ПТ, включающие «связующее-бор» или «связующее-окислитель-бор» в соотношении 40%-65% масс. связующего, 0-15% масс. окислителя и 15-35%масс. бора, с характеристиками:  $\rho_{\rm T} = 1,61$  г/см<sup>3</sup>,  $H_u = 25530$  кДж/кг (~ 6100 ккал/кг),  $H_{\nu} = 47600$  кДж/кг (~ 11350 ккал/кг). В качестве связующего рассматривается система «продукт конденсации перхлората полиамида-растворитель-загуститель».

Отметим, что методология выбора пастообразных топлив для РПД аналогична таковой для твердых топлив РПД.

Экспериментальная отработка составов ПТ на модельных двигателях подтвердила минимальную степень зашлакованности камеры и соплового блока — не более 1,5% от массы топлива.

В целом же необходимо отметить, что проблема физического и математического моделирования процессов шлакообразования в РПДТ и РПДП пока не решена. Поэтому важная роль принадлежит экспериментальным исследованиям и натурной отработке ГГ РПД на огневых стендах.

## 3.2. Расчет и проектирование газогенераторов РПДТ и РПДП

Расчет и проектирование газогенераторов РПДТ и РПДП имеют незначительные отличия, обусловленные тем, что газогенераторы на пастообразных топливах имеют характерные конструктивные элементы типа КТУ, которые требуется учитывать, например, при расчете поверхности горения топлива, проектировании ВУ заряда газогенератора и т.п.

**3.2.1.** Расчет поверхности горения заряда твердого топлива. Для газогенераторов РПДТ обычно выбираются заряды торцевой формы. Помимо простой формы, при которой поверхность горения теоретически постоянна по времени и представляет собой площадь круга, заряды для газогенераторов (ГГ) могут иметь различные усложненные формы, обусловленные различными конструктивными и технологическими факторами их формирования.

Рассмотрим две характерные конфигурации заряда газогенератора. В первой боковая поверхность заряда является цилиндрической (рис. 3.17), во второй на боковой поверхности имеется конический скос (рис. 3.18).



Рис. 3.17. Схема выгорания заряда ГГ с цилиндрической боковой поверхностью

Начальная поверхность горения заряда первой конфигурации (рис. 3.17) включает в себя круг 0C и коническую поверхность CD. Боковая цилиндрическая поверхность DG забронирована.

Определим зависимость поверхности горения заряда  $S_3$  от выгоревшего свода заряда e. Величина e равна

$$e = \int_{0}^{t} u_{\mathrm{T}}(\tau) d\tau, \qquad (3.1)$$

где  $u_{\rm T}$  — скорость горения топлива ГГ.



Рис. 3.18. Схема выгорания заряда ГГ со скосом на боковой поверхности

Размеры заряда задаются координатами точек G, D, C:  $x_G$ ,  $x_D$ ,  $r_D$ ,  $r_C$ . Схема выгорания заряда ГГ приведена на рис. 3.17. Разобьем сечение заряда на области, в каждой из которых поверхность горения в зависимости от свода меняется по своему закону. Точка R получается в результате пересечения двух прямых линий: отрезок прямой RD перпендикулярен отрезку CD, а отрезок RC делит угол 0CD пополам. Линия VZ перпендикулярна отрезку 0D и делит его пополам.

Считаем соотношение размеров заряда таким, что оно обеспечивает выполнение условий

$$e_V < x_G - x_D, \tag{3.2}$$

где

$$e_V = x_D^2 + \frac{r_D^2}{2x_D},\tag{3.3}$$

где

$$e_R = \frac{(r_D - r_C) \left(1 + \sin\varphi\right)}{\cos\varphi \cdot \sin\varphi},\tag{3.5}$$

 $\varphi$  — полуугол конуса CD

$$\varphi = \operatorname{arctg}\left[\frac{(r_D - r_c)}{x_D}\right].$$
(3.6)

Своды  $e_V$  и  $e_R$  фактически равны отрезкам DV и DR. На рис. 3.17 приведены границы первой (1), второй (2), третьей (3) и четвертой (4) зон заряда. В пределах каждой из зон поверхность горения  $S_3$  вычисляется по своему закону. Границе каждой из зон соответствует свое значение выгоревшего свода ( $e_1$ ,  $e_2$ ,  $e_3$ ,  $e_{max}$ ).

Участок «0–1» (0  $\leq e \leq e_1$ ). Здесь поверхность горения заряда включает в себя следующие виды поверхностей: круг, усеченный конус и тор

$$e_1 = e_R, \tag{3.7}$$

5 В.А. Сорокин, Л.С. Яновский, В.А. Козлов и др.

$$S_{3} = \pi \left[ r_{\rm BH}^{2} + \frac{r_{\rm H}^{2} - r_{\rm BH}^{2}}{\sin \varphi} + 2r_{D}e\psi - 2e^{2}\left(1 - \cos\psi\right) \right], \qquad (3.8)$$

где

$$\begin{split} r_{\rm H} &= r_D - e \cdot \cos \varphi, \\ r_{\rm BH} &= r_{\rm H} - \frac{(r_D - r_c)(e_R - e)}{e_R}, \\ \psi &= \frac{\pi}{2} - \varphi. \end{split}$$

Участок «1–2» ( $e_1 < e \leqslant e_2$ ). Здесь поверхность горения заряда состоит из круга и тора,

$$e_2 = e_{\rm V},\tag{3.9}$$

$$S_{3} = \pi \left[ r_{\rm H}^{2} + 2r_{D}e\psi - 2e^{2} \left( 1 - \cos \psi \right) \right], \qquad (3.10)$$

где  $r_{\rm H} = r_D - \sqrt{2e \cdot x_D - x_D^2}$ ,  $\psi = \arccos[(e - x_D)/e]$ . Участок «2–3» ( $e_2 < e \leqslant e_3$ ). Поверхность горения заряда — тор

$$e_3 = x_G - x_D, (3.11)$$

$$S_{3} = 2\pi \left[ r_{D} e \psi - e^{2} \left( 1 - \cos \psi \right) \right], \qquad (3.12)$$

где  $\psi = \arcsin(r_D/e).$ 

Участок «3–4» ( $e_3 < e \leqslant e_4$ ). Поверхность горения заряда — тор

$$e_{\max} = \sqrt{(x_G - x_D)^2 + r_D^2},$$
 (3.13)

$$S_{3} = 2\pi \left[ r_{D}e \left( \psi_{1} - \psi_{2} \right) - e^{2} \left( \cos \psi_{2} - \cos \psi_{1} \right) \right], \qquad (3.14)$$

где  $\psi_1 = \arcsin(r_D/e), \ \psi_2 = \arccos[(x_G - x_D)/e].$ 

Рассмотрим теперь случай  $r_R < 0$ . Здесь линии CR и DR пересекают ось заряда. Точка 1 соответствует точке пересечения оси линией CR, а точка 2 — линией DR. Своды, соответствующие этим точкам, будут равны

$$e_1 = \frac{r_C e_R}{e_R \cos \varphi - (r_D - r_C)},$$
 (3.15)

$$e_2 = \frac{r_D}{\cos\varphi},\tag{3.16}$$

где  $e_R$  определяется выражением (3.3).

На участке «0-1» выражение для поверхности горения заряда (3.8) сохраняет свой вид.

На участке «1-2» поверхность горения будет состоять из конуса и тора:

$$S_{3} = \pi \left[ \frac{r_{\rm H}^2}{\sin \varphi} + 2r_D e\psi - 2e^2 \left(1 - \cos \psi\right) \right], \qquad (3.17)$$

где  $r_{\rm H} = r_D - e \cdot \cos \varphi, \ \psi = \pi/2 - \varphi.$ 

На участках «2–3» и «3-тах» выражения (3.11), (3.12) и (3.13), (3.14) остаются в силе.



Рис. 3.19. Зависимость поверхности горения заряда ГГ от выгоревшего свода

На рис. 3.19, в качестве примера, приведена зависимость поверхности горения заряда ГГ от выгоревшего свода для следующих исходных данных:  $x_G = 0,1$  м;  $x_D = 0,02$  м;  $r_D = 0,042$  м;  $r_C = 0,021$  м; (полуугол конуса CD  $\varphi = 46,4^\circ$ ). Размеры этого заряда удовлетворяют условию (3.2), а также условию  $R_R < 0$ . Расчеты проводились с участием кандидата технических наук В. Я. Хилькевича.

Объем выгоревшего заряда в зависимости от свода вычисляется как интеграл

$$V_{3} = \int_{0}^{e} S_{3}(e) \, de. \tag{3.18}$$

На рис. 3.20 приведена зависимость объема выгоревшего заряда ГГ от свода заряда.

Начальные поверхность горения и объем заряда, вычисленные на основании исходных размеров заряда, составляют:  $S_{30} = 71,25 \text{ см}^2, V_{30} = 508 \text{ см}^3$ . Видно, что они хорошо согласуется с данными рис. 3.19 и 3.20.

На рис. 3.18 приведена схема выгорания заряда второй конфигурации (с коническим скосом на боковой поверхности). Размеры заряда задаются координатами точек  $G, D, C, Q: x_G, x_D, r_D, r_C, x_Q$ . Полагаем соотношение размеров таким, что выполняются условия

$$e_V > x_G; \tag{3.19}$$

$$e_R < x_Q - x_D, \tag{3.20}$$

где  $e_V$  вычисляется по формуле (3.3), а  $e_R$  — по формуле (3.5). Кроме того, должно выполняться условие (3.4).



Рис. 3.20. Зависимость выгоревшего объема заряда ГГ от свода заряда

Своды е1, е2, е3, етах в данном случае определяются из выражений:

$$e_1 = e_R;$$
  
 $e_2 = x_Q - x_D;$   
 $e_3 = \sqrt{(x_G - x_D)^2 + (r_D - r_G)^2};$  (3.21)  
 $e_{\max} = x_G.$ 

На участках «0-1» и «1-2» выражения для поверхности горения заряда (3.8) и (3.10) сохраняет свой вид.

На участке «2-3» поверхность горения вычисляется по формуле

$$S_{3} = \pi \left[ r_{\rm H}^{2} + 2r_{D}e \left( \psi_{1} - \psi_{2} \right) - 2e^{2} \left( \cos \psi_{2} - \cos \psi_{1} \right) \right], \qquad (3.22)$$

где

$$\psi_1 = \arccos\left(\frac{e - x_D}{e}\right),$$
(3.23)

$$\psi_2 = \beta - \arcsin\left(\sin\beta \frac{x_Q - x_D}{e}\right),\tag{3.24}$$

$$\beta = \operatorname{arctg} \frac{(r_D - r_G)}{(x_G - x_Q)}.$$
(3.25)

На участке «3-max» поверхность горения вычисляется по формулам (3.22), (3.23), угол  $\psi_2$  определяется из выражения

$$\psi_2 = \arccos\left(\frac{x_G - x_D}{e}\right). \tag{3.26}$$

Начальные поверхность горения и объем заряда, вычисленные на основании исходных размеров заряда, составляют:  $S_{30} = 64,36 \text{ см}^2$ ,  $V_{30} = 518,6 \text{ см}^3$ . Видно, что они также хорошо согласуются с данными рис. 3.21 и 3.22.



Рис. 3.21. Зависимость поверхности горения заряда ГГ от выгоревшего свода



Рис. 3.22. Зависимость выгоревшего объема заряда ГГ от свода заряда

На рис. 3.21, 3.22 приведены зависимости поверхности горения и объема выгоревшего заряда ГГ от свода заряда.

**3.2.2.** Расчет поверхности горения заряда пастообразного топлива. Для газогенераторов РПДП, как и для большинства ракетных двигателей на пастообразном топливе (РДПТ), основным типом заряда является заряд торцевого горения. Обладая простой формой, заряд торцевого горения обеспечивает большее время работы при относительно низких расходах топлива. Механизм горения ПТ во многом аналогичен горению ТТ и для ПТ также может быть применен принцип эквидистантного выгорания поверхности. Расчет горения торцевой поверхности цилиндра, представляющей собой круг, не представлял бы особой сложности, если бы не одно обстоятельство. Как уже отмечалось, для заряда ПТ требуется наличие такого конструктивного элемента, как капсулятор, т.е. стенка, герметизирующая его в процессе хранения и транспортирования. В связи с этим непосредственное воспламенение всей торцевой поверхности возможно только в случае, когда герметизирующая стенка выполнена из мгновенно сгорающего материала, обладающего, к тому же, достаточной прочностью. Принципиально создание такого элемента возможно, однако в настоящее время герметизирующая стенка заряда ПТ выполняется, как правило, в виде перфорированной диафрагмы, отверстия перфорации которой закрыты теплопроводной фольгой. При срабатывании воспламенителя фольга прожигается или прогревается до температуры вспышки и на поверхности заряда в районе отверстий возникают очаги горения.

На рис. 3.23 приведена конструктивная схема газогенератора на пастообразном топливе с пружинно-поршневым компенсатором.



Рис. 3.23. ГГ на ПТ с пружинно-поршневым компенсатором: 1 — корпус ГГ, 2 — заряд ПТ, 3 — переходный отсек, 4 — поршень КТУ, 5 — пружина КТУ, 6 — отверстия перфорации, 7 — теплопроводная фольга

Газогенератор (рис. 3.23) состоит из корпуса (1) с передним днищем, заряда ПТ (2), переходного отсека (3), поршня КТУ (4), пружины (5). На поршне выполнены отверстия перфорации (6), закрытые теплопроводной фольгой (7). На переднем днище имеется заправочная горловина, закрытая заглушкой. В переходном отсеке размещается регулятор расхода маршевого топлива. На корпусе регулятора, со стороны ГГ, устанавливается пиротехнический воспламенитель (на рисунке не показан), загорающийся от пиропатрона по команде системы управления ракеты.

Преимуществом данной схемы является то, что ПТ заполняется непосредственно в камеру сгорания, что повышает заполнение объема камеры. Однако при этом часть длины камеры используется для размещения пружины, что снижает коэффициент заполнения. Частично это компенсируется профилированием поршня. В данной схеме ПТ непосредственно контактирует с корпусом (его ТЗП), что при интенсивном аэродинамическом нагреве может привести к недопустимому повышению температуры наружной поверхности заряда. Та же проблема существует и для ТТ, но в случае ПТ отсутствуют вопросы сохранения прочности системы «заряд–ЗКС (ТЗП)». Для ПТ понятия «прочности заряда» в обычном его понимании не существует.

На рис. 3.24 приведена схема газогенератора РПДП с радиальной компенсацией. Газогенератор состоит из обечайки корпуса (1), переднего днища (2) с ТЗП, капсулы радиальной компенсации с зарядом ПТ (4), переходного отсека (5) с регулятором расхода маршевого топлива (7), системой воспламенения (6). На внутренней поверхности переходного отсека со стороны ГГ образован плоский уступ для опоры капсулы (4) и ее фиксации. На внутреннюю



Рис. 3.24. Газогенератор РПДП с радиальной компенсацией ПТ

поверхность корпуса нанесено ТЗП (3). Между корпусом и капсулой с зарядом ПТ организован воздушный зазор (9). Капсула радиальной компенсации представляет собой тонкостенную стеклопластиковую оболочку с днищами (10), (11). На внутренней поверхности капсулы нанесено герметизирующее покрытие, например, слой резины (12), а снаружи капсула покрыта резинокордовым покрытием (13), которое создает обжимающие напряжения в материале капсулы. Кроме того, резино-кордовое покрытие служит в качестве ТЗП для капсулы. Для заполнения капсулы топливом на переднем днище капсулы имеется горловина с обратным клапаном (14).

При хранении заряда и циклических изменениях температуры в замкнутом объеме тонкая оболочка капсулы имеет возможность деформироваться, и при расширении ПТ она принимает бочкообразную форму, а при охлаждении, из-за собственной жесткости и под действием обжимающих усилий резино-корда, стремится в пределе принять форму, близкую к форме двуполостного гиперболоида.

Наличие воздушного зазора (шириной 1,0–1,2 мм) дает возможность деформироваться капсуле при расширении ПТ и, кроме того, существенно (эффективнее любого ТЗП) снижает тепловые потоки от корпуса ГГ к заряду.

Можно принять, что начальная форма очага горения после срабатывания ВУ представляет собой сферу с радиусом, равным радиусу отверстия перфорации. В дальнейшем сферы разгораются, пересекаются с соседними, и поверхность горения приобретает достаточно сложную форму из сопрягаемых сферических поясов и других тел. Схема разгара заряда ПТ представлена на рис. 3.25.



Рис. 3.25. Схема разгара заряда ПТ торцевого горения при воспламенении через отверстия капсулятора: 1 — заряд ПТ, 2 — стенка капсулятора ПТ, 3 — перфорированный поршень, 4 — мембрана



Рис. 3.26. Изображения поверхностей разгара торцевого заряда ПТ:  $a - e_{\text{отн}} = 0,02,$   $\delta - e_{\text{отн}} = 0,05, \ s - e_{\text{отн}} = 0,09$ 

На рис. 3.26 представлены графические изображения образующихся при горении поверхностей.

По мере выгорания заряда ПТ выступающие участки сгорают более интенсивно, и поверхность горения превращается практически в идеальный круг. Аналитический расчет подобных поверхностей достаточно трудоемок, в виду неоднозначности образования сложных поверхностей горения. Быстрее и проще можно провести расчет в среде 3D-моделей с использованием функций программирования с непосредственным получением значений текущей площади поверхности горения.

На рис. 3.27 показана типовая зависимость относительной поверхности горения от относительного свода горения  $e_{\text{отн}} = S_i/S_{\text{торц}}$ ;  $S_{\text{торц}} = \pi \cdot D_3^2/4$ ;  $e_{\text{отн}} = e_i/e_0$ ).

Еще более сложная картина разгара поверхностей ПТ происходит при наличии элементов, ускоряющих выгорание заряда, например, теплопроводных цилиндров. На рис. 3.28 приведена схема выгорания торцевого заряда с перфорированной капсулирующей диафрагмой и тремя ускоряющими цилиндрами. В капсулирующей диафрагме выполнены четыре отверстия в первом ряду  $(d_1 = 2r_1 = 0,167 \cdot D_{\rm 3ap})$ , 9 отверстий во втором ряду  $(d_2 = 2r_2 = 0,5 \cdot D_{\rm 3ap})$ , 14 отверстий в третьем ряду  $(d_3 = 2r_3 = 0,83 \cdot D_{\rm 3ap})$ . Диаметр каждого отверстия составляет  $0,167 \cdot D_{\rm 3ap}$ . Коэффициент ускорения принят равным  $K_y = 5$ . Коэффициент ускорения определяется из выражения

$$K_{\rm y} = \frac{U}{U_c} = \frac{1}{\sin \alpha_{\rm crau}},\tag{3.27}$$

где U — скорость горения без ускоряющих цилиндров,  $U_c$  — скорость горения с ускоряющими цилиндрами,  $\alpha_{\rm стац}$  — угол между фронтом горения и осью ускоряющего цилиндра на стационарном участке горения.

На рис. 3.29 видно, как формируется поверхность горения от начальных



Рис. 3.27. Зависимость относительной поверхности горения  $S_{\text{отн}}$  от относительного свода горения  $e_{\text{отн}}$  торцевого заряда:  $S_{\text{отн}} = S_i/S_{\text{торц}}$ ,  $S_{\text{торц}} = \pi \cdot D_3^2/4$ ,  $e_{\text{отн}} = e_i/e_0$ 



Рис. 3.28. Схема выгорания торцевого заряда с ускоряющими цилиндрами

сфер на отверстиях капсулятора ПТ до конусных поверхностей вдоль ускоряющих цилиндров с постоянным уменьшением угла. На стационарном участке работы полуугол при вершине конусов остается постоянным до конца работы.

Аналогичная картина, но в обратном порядке, складывается при окончании работы двигателя. Поверхность горения со стационарного (максимального) значения переходит на дегрессивно догорающие остатки, что иногда нежелательно. В этих случаях необходимо применять некоторые конструктивные мероприятия, которые будут рассмотрены ниже (п. 3.2.5).



Рис. 3.29. Зависимость относительной поверхности горения от относительного свода горения торцевого заряда с ускоряющими цилиндрами

Для зарядов ПТ газогенераторов РПДП, как правило, нет необходимости применять ускоряющие элементы, т.к. потребные скорости их горения невысоки (20–30 мм/с) и легко могут быть обеспечены рецептурными методами.

**3.2.3.** Расчет характеристик рабочего процесса в газогенераторе. Расчет рабочего процесса в камере ГГ можно проводить как в нестационарной, так и в квазистационарной постановках. В тех случаях, когда процесс спада давления в камере ГГ на участке догорания остатков топлива (участки резкого уменьшения поверхности горения на рис. 3.19 и 3.21) не представляет особого интереса, можно обойтись квазистационарным подходом.

Запишем нестационарные уравнения баланса массы и энергии для камеры ГГ:

$$\frac{dM}{dt} = G_{\rm np} - G_{\rm p},$$

$$\frac{d(ME)}{dt} = G_{\rm np}\eta_{\rm rr}I_{\rm T} - G_{\rm p}I.$$
(3.28)

Здесь М — масса продуктов сгорания в камере газогенератора

$$M = \frac{p_{\kappa}}{RT_{\kappa}} V_{\kappa}, \qquad (3.29)$$

G<sub>пр</sub> — приход продуктов сгорания маршевого топлива

$$G_{\rm np} = \rho_{\rm T} u_{\rm T} S_3, \tag{3.30}$$

*G*<sub>р</sub> — расход продуктов сгорания через сопло

$$G_{\rm p} = \frac{\varphi_{\rm rr} m p_{\rm \kappa} F_{\rm \kappa p}}{\sqrt{RT_{\rm \kappa}}},\tag{3.31}$$

## *Е*, *I* — внутренняя энергия и энтальпия продуктов сгорания

$$E = \frac{RT_{\kappa}}{k-1}; \quad I = \frac{kRT_{\kappa}}{k-1}, \tag{3.32}$$

*I*<sub>т</sub> — энтальпия маршевого топлива

$$I_{\mathrm{T}} = \frac{kRT_{\mathrm{T,\Gamma}}}{k-1}.\tag{3.33}$$

В выражениях (3.28)–(3.33) величины  $p_{\rm K}$ ,  $T_{\rm K}$  — давление и температура в камере ГГ,  $V_{\rm K}$  — текущий свободный объем камеры;  $\rho_{\rm T}$ ,  $U_{\rm T}$  — плотность и скорость горения маршевого топлива,  $S_3$  — поверхность горения заряда,  $F_{\rm Kp}$  — площадь критического сечения сопловых отверстий ГГ; k, R — коэффициент адиабаты и газовая постоянная продуктов сгорания,  $T_{\rm Tr}$  — температура горения маршевого топлива,  $\varphi_{\rm rr}$  — коэффициент расхода сопловых отверстий ГГ,  $\eta_{\rm rr}$  — коэффициент тепловых потерь, который учитывает как неполноту сгорания маршевого топлива, так и потери тепла в стенки газогенератора;  $(n_{\rm err}+1)$ 

$$m = \sqrt{n_{\rm Kp}} \left[ \frac{2}{(n_{\rm Kp} + 1)} \right]^{\frac{(n_{\rm Kp} + 1)}{2(n_{\rm Kp} - 1)}}.$$
(3.34)

 $n_{\rm kp}$  — коэффициент изоэнтропы при расширении газов до критического сечения.

Двухфазные продукты сгорания ГГ будем рассматривать как псевдогаз, полагая, что газовая фаза и К-фаза находятся в динамическом и термическом равновесии:

$$R = (1 - Z)R_{\rm r},\tag{3.35}$$

*Z* — массовая доля К-фазы.

Влияние неравнове<br/>сности К-фазы будем учитывать с помощью коэффициента расход<br/>а $\varphi_{\rm rr}.$ 

Параметры двухфазной смеси  $T_{\rm TF}$ , R, k и  $n_{\rm KP}$  определяются из равновесного расчета продуктов сгорания в зависимости от давления в камере  $p_{\rm K}$ .

Преобразуем систему уравнений (3.28), выразив производные от давления  $p_{\kappa}$  и температуры  $T_{\kappa}$  по времени:

$$\frac{dp_{\kappa}}{dt} = \frac{S_{3}}{V_{\kappa}} u_{T} \left( k\eta_{\Gamma\Gamma} \rho_{T} R T_{T,\Gamma} - p_{\kappa} \right) - k\varphi_{\Gamma\Gamma} m \frac{F_{\kappa p}}{V_{\kappa}} p_{\kappa} \sqrt{RT_{\kappa}} ,$$

$$\frac{dT_{\kappa}}{dt} = \frac{S_{3}}{V_{\kappa}} \rho_{T} \left( k\eta_{\Gamma\Gamma} T_{T,\Gamma} - T_{\kappa} \right) \frac{u_{T} R T_{\kappa}}{p_{\kappa}} - (k-1) \varphi_{\Gamma\Gamma} m \frac{F_{\kappa p}}{V_{\kappa}} T_{\kappa} \sqrt{RT_{\kappa}} .$$
(3.36)

Параметры R и k слабо зависят от давления  $p_{\kappa}$ , поэтому в ходе преобразований пренебрегаем их производными по давлению.

Система уравнений (3.36) дополняется дифференциальными уравнениями, определяющими изменения объема камеры V<sub>к</sub> и выгоревшего свода *e*:

$$\frac{dV_{\kappa}}{dt} = S_3 u_{\rm T},\tag{3.37}$$

$$\frac{de}{dt} = u_{\rm T}.\tag{3.38}$$

Замыкают систему дифференциальных уравнений (3.36)-(3.38) два алгебраических соотношения:

закон выгорания заряда

$$S_{3} = S_{3}(e), (3.39)$$

закон стационарного горения маршевого топлива

$$u_{\rm T} = U_0 p_{\rm K}^{\nu} \exp\left[\alpha_{\rm t} \left(T_0 - 293\right)\right],\tag{3.40}$$

где  $T_0$  — температура маршевого топлива.

Начальные условия для системы уравнений (3.36)–(3.40) запишутся в виде: при t = 0

$$e = 0; \quad V_{\kappa} = V_{\kappa 0},$$
 (3.41)

$$p_{\rm K} = \left[ \frac{\rho_{\rm T} U_0 \sqrt{\eta_{\rm \Gamma\Gamma} R T_{\rm T\Gamma}} S_{30} \exp\left(\alpha_{\rm t} \left[T_0 - 293\right]\right)}{\varphi_{\rm \Gamma\Gamma} m F_{\rm Kp}} \right]^{\frac{1}{1-\nu}}, \qquad (3.42)$$

$$T_{\rm K} = \eta_{\rm \Gamma\Gamma} T_{\rm T\Gamma}. \tag{3.43}$$

Условия (3.42), (3.43) можно получить, решая стационарную систему уравнений (3.36).

Необходимо отметить, что условие (3.42) по сути является нелинейным уравнением относительно  $p_{\rm k}$ , поскольку величины  $T_{\rm Tr}$  и  $n_{\rm kp}$  зависят от давления.

Коэффициент расхода сопловых отверстий ГГ  $\varphi_{\rm rr}$  включает в себя две составляющие

$$\varphi_{\Gamma\Gamma} = \varphi_{\Gamma\Gamma1} \cdot \varphi_{\Gamma\Gamma2}, \tag{3.44}$$

где  $\varphi_{rr1}$  — коэффициент расхода, связанный с газовой динамикой продуктов сгорания ( $\varphi_{rr1} < 1$ ),

 $\varphi_{rr2}$  — коэффициент расхода, связанный с неравнове<br/>сностью К-фазы ( $\varphi_{rr2} > 1$ ).

Коэффициент расхода  $\varphi_{rr1}$  определяется в ходе численных расчетов или на основании экспериментальных данных рис. 3.30 [3.13], где  $\varphi_c = \varphi_{rr1}$ .

Коэффициент расхода  $\varphi_{rr2}$  определяется при расчете течения в сопловом отверстии неравновесной двухфазной смеси продуктов сгорания [3.14].

Система уравнений (3.36)-(3.38) совместно с граничными условиями (3.41)-(3.43) решается методом Эйлера.

При квазистационарном подходе зависимости  $p_{\kappa}$  и  $T_{\kappa}$  по времени определяются из выражений (3.42), (3.43) при подстановке вместо  $S_{30}$  функции (3.39). Текущий свод заряда вычисляется при интегрировании выражения (3.38).

Для примера рассмотрим следующие исходные данные для газогенератора РПДТ АРС:

закон горения топлива  $U_{\rm T}-$  [м/с], p- [Па]; коэффициент  $U_0=3,534\cdot10^{-3};$  показатель степени  $\nu=0,05;$ температура топлива  $T_0=293$  K;



Рис. 3.30. Коэффициенты расхода конических звуковых сопел



Рис. 3.31. Диаграмма давления в газогенераторе

 $ρ_{\rm t} = 1398,5 \, {\rm kg}/{\rm m}^3; \ F_{\rm kp} = 0,1522 \cdot 10^{-4} {\rm m}^2; \ V_{\rm k0} = 30 \cdot 10^{-6} {\rm m}^3; \ \varphi_{\rm tr} = 0,84; \ \eta_{\rm tr} = 0,98.$ 

На рис. 3.31 приведена диаграмма давления ГГ для схемы заряда, приведенной на рис. 3.17. Расчет проводится до тех пор, пока в ГГ имеет место сверхкритический перепад. Атмосферное давление принято равным  $p_H = 101325 \, \Pi a$ .

Необходимо учесть, что если в ГГ имеются нетеплоизолированные стенки, поверхность которых соизмерима с поверхностью горения, то коэффициент тепловых потерь  $\eta_{rr}$  может быть существенно меньше единицы, особенно в первые секунды работы ГГ, когда отток тепла в стенки максимален.

**3.2.4.** Расчет горения заряда и характеристик рабочего процесса в газогенераторе с учетом аэронагрева и аэроохлаждения. В зарядах торцевого горения маршевого топлива не всегда удается обеспечить сохранение горящей поверхности в виде плоского круга. Миграция пластификатора в защитно-крепящий слой, бронировку либо обратно приводит к увеличению или уменьшению скорости горения в наружных слоях заряда. Следствием чего является искажение поверхности горения и превращение ее из плоской круговой в конусную [3.15]. Угол конусности определяется из выражения

$$\theta = \arcsin \frac{U_{\rm H}}{U_{\rm q}},\tag{3.45}$$

где  $U_{\rm H}$  — скорость горения топлива в центральных областях заряда;  $U_{\rm n}$  — скорость горения топлива в наружных областях заряда.

В случае  $U_{\rm H} < U_{\rm T}$  имеет место изменение поверхности горения, представленное на рис. 3.32.



Рис. 3.32. Схема выгорания поверхности торцевого заряда при  $U_{\rm H} < U_{\rm II}$ 

Площадь поверхности горения сначала растет, а затем, после вырождения, при своде горения  $e = e_{\rm n}$ , становится постоянной и равной:

$$S = \frac{S_{\rm T}}{\sin\theta},\tag{3.46}$$

где  $S_{\rm T}$  — площадь плоского торца,  $\theta$  — угол между поверхностью горения и стенкой камеры.

Свод горения, на котором происходит полное вырождение плоского торца в конус, можно определить из выражения:

$$e_{\pi} = \frac{d}{2} \sqrt{\frac{K_k + 1}{K_k - 1}}, \qquad (3.47)$$

где  $K_k = U_{\Pi}/U_{H}$ , d — наружный диаметр заряда. Для смесевых топлив величина  $K_k = 1, 1-1, 3$  [3.15].

Аналогичный эффект имеет место при аэронагреве заряда газогенератора РПД во время полета ракеты с носителем или автономного полета со скоростью 3–3,5 М в течение достаточно продолжительного времени (100–150 с). Корпус и элементы РПД в этих условиях интенсивно разогреваются. Проведенные расчеты показывают, что температура наружных слоев заряда может достигать значений 100–140 °С. Такие температуры соответствуют границе начала термического разложения топлива. Нахождение заряда при этих температурах может быть кратковременным при работе двигателя.

Изменение температуры по сечению заряда в условиях аэродинамического нагрева показано на рис. 3.33.



Рис. 3.33. Изменение температуры по сечению заряда при аэродинамическом нагреве

Изменение температуры для наружной поверхности топливного заряда при различных начальных температурах в зависимости от времени работы
двигателя приведено на рис. 3.34. Изменение температуры по радиусу заряда *R* в зависимости от времени работы двигателя приведено на рис. 3.35.



Рис. 3.34. Изменение температуры на наружной поверхности заряда от времени работы двигателя для различных начальных температур



Рис. 3.35. Изменение температуры по радиусу заряда от времени работы двигателя.  $R_n$  — радиус наружной поверхности заряда

Скорость горения в наружных слоях заряда  $U_{\rm n}$  при аэродинамическом нагреве будет значительно выше, чем во внутренних. Зависимость для определения скорости  $U_{\rm n}$  имеет вид:

$$U_{\Pi} = U_{\rm H} \cdot (1 + \alpha_t \cdot (t_{\rm H} - 20)), \tag{3.48}$$

где  $U_{\rm H}$  — скорость горения топлива в центральных областях заряда;  $t_{\rm H}$  — температура заряда;  $\alpha_t$  — температурный коэффициент,  $\frac{\%}{\circ C}$ .

Без регулирования газогенератор в условиях аэронагрева не может обеспечить потребный диапазон расхода продуктов сгорания. Для регулируемого РПД, учитывая высокие значения  $\nu = 0,5-0,6$ , на исполнительный механизм регулятора ложится дополнительная нагрузка, а диапазон работы должен быть расширен. Максимальная площадь выходных сечений регулятора должна быть увеличена с учетом повышенного расхода при аэронагреве.

При проведении расчетов характеристик газогенератора с учетом аэродинамического нагрева необходимо учитывать реальную форму поверхности горения. Для этого рассчитывается поле температур заряда по его сечениям в зависимости от времени работы двигателя.

В инженерных расчетах температуры заряда в различных сечениях и при разных временных интервалов могут быть рассчитаны по аппроксимационным формулам:

$$t_i = (\tau = 0) = a_0 + a_1 \cdot R_i + a_2 \cdot R_i^2 + a_3 \cdot R_i^3 + a_4 \cdot R_i^4, \qquad (3.49)$$

$$t_i (\tau = \tau_i) = b_0 + b_1 \cdot R_i + b_2 \cdot R_i^2 + b_3 \cdot R_i^3 + b_4 \cdot R_i^4.$$
(3.50)

При проведении расчетов сечение заряда разбивается на n слоев, что соответствует n-1 расчетным участкам (рис. 3.36).



Рис. 3.36. Схема формирования конической поверхности горения при аэронагреве

Для каждого слоя  $R_i$  и моменту времени определяются значения температуры, которая может быть аппроксимирована зависимостью:

$$t_j = C_0 + C_1 \cdot \tau_j + C_2 \cdot \tau_j^2 + C_3 \cdot \tau_j^3.$$
(3.51)

Значения температуры заряда от его радиуса определяются по формулам (3.49), (3.50). Значения температуры заряда в зависимости от момента времени для расчетного радиуса определяются по формуле (3.51). Значения температуры, полученные по аппроксимационным формулам (3.49), (3.50), могут быть определены для нескольких значений времени  $\tau_i$ , а промежуточные значения интерполированы.

На первом шаге при заданных значениях площади критического сечения и характеристик топлива определяются давление  $P_0$  и расход продуктов G сгорания:

$$P_0 = \left[\frac{U_0 \cdot (1 + \alpha_t \left(t_3 - 20\right)) \cdot K_u \cdot S_0 \cdot \rho_\tau}{A_T \cdot F_{\text{kp}\Sigma}}\right]^{\frac{1}{1-\nu}},\qquad(3.52)$$

 $G_j = A_T \cdot P_j \cdot F_{\text{kp}\Sigma},\tag{3.53}$ 

где  $U_0$  — коэффициент в законе скорости горения;  $S_0$  — начальная поверхность горения;  $K_u$  — коэффициент изменения скорости горения для конкретной партии;  $\rho_{\tau}$  — плотность топлива;  $F_{\text{кр}\Sigma}$  — суммарная площадь критического сечения;  $A_{\tau}$  — коэффициент истечения.

Задаваясь шагом по времени  $\Delta \tau$ , определяют скорость горения в каждом слое  $U_{i,j}$  и сгоревший свод  $\Delta e_{i,j}$ :

$$U_{i,j} = U_0 \cdot (1 + \alpha_t \cdot (t_{i,j} - 20)) \cdot K_u \cdot P_{j-1}^{\nu}, \qquad (3.54)$$

$$\Delta e_{i,j} = U_{i,j} \Delta \tau_j. \tag{3.55}$$

С учетом выгорания конусных участков поверхности горения определяют текущие радиусы слоев  $R_i^*$  и поверхности:

$$\Delta S_i = \pi \left( R_i^* + R_{i-1}^* \right) \cdot l_i, \tag{3.56}$$

где  $l_i$  — длина образующей конуса *i*-го участка.

Средняя скорость горения на *i*-ом участке

$$U_{i,jcp} = \frac{U_{i,j} + U_{i+1,j}}{2}.$$
(3.57)

Давление в камере:

$$P_{j} = \left[\frac{\sum_{i=0}^{n-1} \left(U_{i,jcp} \cdot \Delta S_{i}\right) \cdot K_{u} \cdot \rho_{T}}{A_{T} \cdot F_{\kappa p \Sigma}}\right]^{\frac{1}{1-\nu}},$$
(3.58)

где  $\Delta S_i$  — площадь *i*-го участка поверхности горения.

Время работы на стационарном режиме, который определяется до момента достижения основанием конуса (точки на радиусе  $R = R_n$ ) значения  $\Delta e_{n,j} = e_0 - L_{c\phi}$  (рис. 3.32), записывается в виде

$$\tau_{\rm cr} = \sum_{j=1}^{j} \Delta \tau_j. \tag{3.59}$$

Время спада:

$$\Delta \tau_{\rm c\Pi} = \sum_{e_{\rm K}=0}^{e_{\rm K}=e_{\rm KOH}} \frac{\Delta e_j}{U_{j\rm cp}},\tag{3.60}$$

где

$$e_{\text{KOH}} = (R_n \cdot \operatorname{ctg} \theta + L_{c\phi}) \sin \theta.$$
(3.61)

Полное время работы

$$\tau_{\Pi} = \tau_{\rm cT} + \Delta \tau_{\rm c\Pi}.\tag{3.62}$$

На рис. 3.37 приведен пример изменения площади поверхности горения заряда газогенератора РПД по времени работы ГГ с учетом и без учета аэронагрева.



Рис. 3.37. Изменение поверхности горения заряда ГГ со временем: 1- без учета аэронагрева, 2- с учетом аэронагрева

В ряде случаев возможна ситуация аэроохлаждения заряда топлива. В ТЗ обычно указывается минимальная скорость полета носителя в момент запуска, например  $M_{\rm H} \approx 0.4$ . Это существенно дозвуковая скорость, на которой может происходит охлаждение конструкции ракеты и топливного заряда. Также процесс аэроохлаждения возможен во время взлета и выхода ЛА на крейсерский режим или при сбросе скорости (торможении) со сверхзвуковых

скоростей на дозвуковые. Все это приводит к необходимости учета аэроохлаждения при расчете горения заряда топлива [3.16].

Для простоты выкладок примем, что на наружной поверхности заряда достигнута температура  $T_N$ , на оси заряда сохраняется температура  $T_1$ . Анализ температурных полей на основании [3.16] показывает, что в большинстве случаев, соответствующих максимальному перепаду температур по радиусу заряда, температурный профиль близок к параболическому, т.е. можно принять:

$$\Delta T(r) = T - T_N = (T_1 - T_N) \left( 1 - \frac{r^2}{R_{\rm H}^2} \right), \qquad (3.63)$$

где r — радиус произвольной точки; T — температура в этой точке.

Распределение скоростей горения топлива по радиусу описывается зависимостью

$$u = u_{1N} e^{M(1-\bar{r}^2)} p^{\nu}, \qquad (3.64)$$

где  $M=D\left(T_{1}-T_{N}
ight);\,\overline{r}=r/R_{ extsf{h}}.$ 

Более высокая скорость горения на оси заряда приведет со временем к деформации, поначалу плоского, фронта горения в воронку (рис. 3.38).



Рис. 3.38. Стабильные профили поверхности торцевого заряда с неравномерным полем температур

При наличии воронки локальная осевая скорость горения в точке профиля, отстоящей от оси заряда на расстоянии *r*, выразится с учетом зависимости осевой скорости перемещения элемента поверхности фронта горения

$$u_x = \frac{dx}{dt} = u \cdot \frac{\sqrt{1 + (dy/dx)^2}}{dy/dx},$$
 (3.65)

как

$$u_x = u_{1N} e^{M\left(1 - \bar{r}^2\right)} p^{\nu} \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{dr}{dx}\right)^2} \frac{1}{dr/dx}.$$
 (3.66)

Газоприход с горящей поверхности в единицу времени запишем как

$$\dot{m}_T = \int_0^{F} \rho_T u_x dF, \qquad (3.67)$$

где  $dF = 2\pi r dr$  — проекция элемента поверхности горения на плоскость, перпендикулярную к оси заряда.

Текущее значение давления в двигателе:

$$p_k = \left[\frac{2\pi R_{\rm H}^2 \rho_T \sqrt{\chi R T_{\rm K}} u_{1N}}{\varphi_c \cdot A \cdot F_{\rm Kp}} \int_0^1 e^{M(1-\overline{r}^2)} \overline{r} \sqrt{1 + \left(\frac{dx}{dr}\right)^2} d\overline{r}\right]^{1/(1-\nu)}, \qquad (3.68)$$

где  $A = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1}}$ ;  $R_{\rm H}$  — радиус заряда;  $\rho_T$  — плотность топлива;  $\chi$  — коэффициент тепловых потерь; R — газовая постоянная;  $T_{\rm K}$  — температура горения;  $u_{1N}$  — скорость горения;  $\varphi_c$  — коэффициент расхода сопла;  $F_{\rm Kp}$  — площадь критического сечения сопла.

При значительной длине заряда в процессе горения происходит стабилизация профиля воронки. Условие стабильности профиля воронки выражается постоянством осевой составляющей скорости горения по радиусу заряда  $u_x(r) = \text{const}$ :

$$e^{-M\overline{r}^2} = \frac{d\overline{r}/d\overline{x}}{\sqrt{1 + (d\overline{r}/d\overline{x})^2}},$$
(3.69)

где  $\overline{x} = x/R_{\text{H}}$ .

Решая уравнение (3.69), получим зависимость, определяющую профиль горения

$$\overline{x} = -\int_{1}^{r} \left( e^{2M\overline{r}^2} - 1 \right)^{1/2} dr.$$
(3.70)

Поскольку для стабилизированного профиля горения  $u_x = \text{const}$  по всей поверхности, получим

$$\dot{m}_T = \rho_T \cdot u_{T_1} S_T, \tag{3.71}$$

где  $u_{T_1}$  — скорость горения на оси заряда,  $S_T$  — площадь поверхности горения заряда.

# **3.2.5.** Расчет и проектирование воспламенителя заряда, выбор материалов стенок и теплозащиты газогенератора.

#### Воспламенитель газогенератора РПД.

Запуск газогенератора РПД и выход на режим включают три явно выраженных процесса:

- автономное горение воспламенителя;
- совместное горение воспламенителя и топлива;
- стабилизация давления в камере газогенератора.

Продолжительность первого процесса — автономного горения воспламенителя — определяется моментом вспышки топлива. Для вспышки топлива и последующего устойчивого его горения воспламенитель должен не только нагреть поверхность заряда до температуры вспышки, но и обеспечить интенсивность теплоподвода, достаточную для возбуждения устойчивого горения заряда.

Основным способом воспламенения топливных зарядов газогенераторов РПД, как и стартовых РД, является воспламенение высокотемпературными продуктами сгорания порохов или пиротехнических составов. При выборе в качестве воспламенителя автономного воспламенительного устройства для газогенератора РПД с пиропатроном и пороховой навеской расчет и проектирование воспламенительного устройства проводятся аналогично расчету и проектированию воспламенителя РДТТ (см. п. 2.4.1).

Перспективным является способ воспламенения заряда газогенератора РПД газами стартовой ступени через специальную соединительную трубку, которая открывается в конце работы стартовой ступени, перед открытием заглушек в каналах ВЗУ. Такой способ реализован в ракете «Метеор» [3.14, 3.17]. Высокотемпературные продукты сгорания стартового РДТТ под высоким давлением подаются в камеру газогенератора, обеспечивая гарантированный прогрев поверхности маршевого заряда до температуры вспышки и запуск газогенератора.

Воспламенение заряда газогенератора РПДП имеет свои особенности, связанные с указанными выше (п. 3.2.2) особенностями разгара начальной поверхности горения ПТ. Если в заряде как смесевого, так и баллиститного твердого топлива продукты сгорания воспламенителя омывают всю поверхность горения, которая бывает достаточно большой и соизмеримой со среднеинтегральной поверхностью стационарного процесса работы, то в случае ПТ она составляет лишь 10–20% от среднеинтегральной. Время разгара поверхности, а значит, и время выхода на режим, может стать недопустимо большим. Данное обстоятельство является особенностью газогенератора на ПТ, как, впрочем, и РДПТ. Оно особенно актуально при проектировании зарядов, армированных ускоряющими скорость горения элементами.

Для сокращения времени выхода на режим необходимо применять те или иные конструктивные мероприятия.

На рис. 3.39 и 3.40 показаны конструкции, позволяющие определенным образом сформировать начальную поверхность горения. В конструкции «профильная полость» (рис. 3.39, *a*) с помощью фольги выполнен конус с углом при вершине, соответствующим углу конуса горения на стационарном режиме. Недостатками данной конструкции являются снижение коэффициента заполнения камеры сгорания топливом, низкие коэффициенты ускорения ( $K_y < 2,5$ ) и невысокая надежность при использовании в широком температурном диапазоне ( $\pm 50$  °C). Так, при испытаниях имели место случаи образования складок и деформация формообразующего конуса. Увеличение



Рис. 3.39. Конструктивные способы сокращения времени выхода ГГ на режим: a — «профильная полость»,  $\delta$  — «кольцевая щель»

толщины фольги с целью повышения прочности конуса негативно сказывалось на ее прогреве и воспламенении заряда ПТ.

В конструкции «кольцевая щель» (рис. 3.39, б) развитая начальная поверхность создается посредством кольцевой щели с жесткими стенками вдоль продольной оси заряда. Роль жестких стенок играет теплопроводная герметизирующая фольга. Недостатки — низкая надежность и ограничения по длине щели: при больших длинах не удается обеспечить стабильное горение ПТ.

В конструкции «форсажные укороченные цилиндры» (рис. 3.40, *a*), кроме одного или двух основных ускоряющих цилиндров, на капсулирующей диафрагме устанавливаются несколько дополнительных коротких теплопро-



Рис. 3.40. Конструктивные способы сокращения времени выхода ГГ на режим: *а* — «форсажные укороченные цилиндры», *б* — профильные элементы из ВПЯМ

водных цилиндров. Малая их длина позволяет избежать увеличения усилий компенсации. В конструкции «форсажные укороченные цилиндры» использован принцип сокращения расстояния между ускоряющими цилиндрами за счет увеличения их количества. При этом смыкание поверхностей нескольких близкорасположенных конусов, а следовательно, и набор рабочей поверхности горения происходит значительно быстрее, чем на одном цилиндре. В дальнейшем образовавшиеся конусы горения «переходят» на основные цилиндры. Недостатком является неизбежный спад давления и тяги в момент перехода, а также некоторые сложности в технологии заполнения газогенератора или двигателя пастообразным топливом.

Аналогичным образом работают ускоряющие элементы конструкции — профильные элементы из ВПЯМ (высокопористых теплопроводных ячеистых материалов) (рис. 3.40, б). За счет близкорасположенных перемычек в ячейках пространственной (трехмерной) сетки достигается увеличение скорости горения заряда, причем не только в осевом направлении, но и в радиальном. Выполнение ВПЯМ в виде конуса с углом при вершине, близким к углу стационарного конуса горения, обеспечивает быстрый и плавный переход на стационарный режим работы. Проблема — в правильном подборе параметров ВПЯМ: диаметра ячейки, материала и толщины перемычек, обеспечивающих наиболее эффективный выход на режим.

Экспериментальная проверка показала эффективность приведенных выше способов сокращения времени выхода газогенератора на ПТ на режим.

На рис. 3.41 представлены диаграммы работы ГГ ПТ: с одним основным ускоряющим цилиндром  $(p_1, P_1)$ , одним основным ускоряющим цилиндром и тремя короткими «форсажными»  $(P_2)$ , одним основным ускоряющим цилиндром и пятью короткими «форсажными»  $(P_3)$ .



Рис. 3.41. Диаграммы работы ГГ ПТ с одним основным ускоряющим цилиндром  $(p_1, P_1)$  и с короткими «форсажными» цилиндрами  $(P_2 - три «форсажных» цилиндра, P_3 - пять «форсажных» цилиндров)$ 

#### Материал стенок и теплозащитные покрытия газогенератора

Выбор материала стенок газогенератора осуществляется исходя из тех же соображений, которые приведены в п. 2.4 для материала стенок камеры сгорания стартового РД: должны обеспечиваться прочностные характеристики материала, обусловленные воздействием на стенки высокого давления в газогенераторе, а также продольной устойчивостью его обечайки (см. п. 2.2).

Теплозащитное покрытие (ТЗП) стенок газогенератора должно предохранять как стенки газогенератора от воздействия высокотемпературных продуктов сгорания во время его работы, так и заряд топлива от аэродинамического нагрева при полете ракеты с носителем до ее запуска или при автономном полете ракеты. Выбор материалов ТЗП и расчет их потребных геометрических параметров (толщины материала) проводится так же, как и при проектировании стартового РД (п. 2.4, Глава 2). Расчет теплового состояния материала, проектировочные расчеты для определения тепловых потоков в стенки газогенератора и материалы ТЗП, а также потребной толщины выбранного типа ТЗП, выполняются, например, с использованием программы тепловых расчетов HEAT-PC [3.18].

**3.2.6.** Проектирование компенсаторов температурных усадок пастообразного топлива. Как уже отмечалось, наиболее важным преимуществом пастообразного топлива является возможность создания конструкций стартового РДПТ и газогенератора маршевого РПДП с коэффициентом объемного заполнения камеры двигателя, близким к единице. При этом предполагается, что топливо сохраняет определенную текучесть во всем температурном диапазоне хранения и эксплуатации двигателя. Однако вязкость топлива на нижней границе температурного диапазона использования ПТ (-50 °С и ниже) может достигать настолько больших значений, что сохранение сплошности заряда при усадке, без применения специальных устройств температурной компенсации, становится невозможным.

Создание системы компенсации температурных усадок является одним из основных вопросов при проектировании РДПТ и РПДП. Отметим, что в литературе этот вопрос либо не рассматривается, либо только упоминается без рассмотрения путей его решения и оценки влияния на конструктивные и энергомассовые характеристики двигателя.

### Принцип компенсации температурных усадок ПТ

Принцип температурной компенсации заряда ПТ — это создание в нем напряженно-деформированного состояния, при котором исключается когезионное или адгезионное (отслоение от корпуса) разрушение, нарушение сплошности массы ПТ. Так, в процессе хранения, транспортирования, при подготовке к применению не исключена возможность появления расслоения по массе заряда пастообразного топлива, образование в нем каверн под действием линейных перегрузок и перепада температур. Это требует создания в заряде при его изготовлении и поддержания на всех этапах эксплуатации, вплоть до применения по назначению, некоторого избыточного давления. При этом имеют большое значение как скорость изменения температуры (плавное суточное изменение или тепловой «удар» при резком нагреве или охлаждении), так и скорость деформации массы ПТ, которая, в свою очередь, также зависит от температуры.

Отметим, что компенсатор температурных усадок (КТУ) содержит, как правило, два основных элемента: подвижную стенку и силовой элемент. Рассмотрим классификацию КТУ (рис. 3.42), его основные типы и конструктивные схемы.

КТУ классифицируют по нескольким признакам: по его расположению относительно подвижного элемента, сопла или других элементов РДПТ и двигателя в целом, по принципу компенсации и по типу силового элемента.



Рис. 3.42. Классификация компенсаторов температурных усадок для РД или РПД на пастообразном топливе

По расположению силового элемента относительно двигателя в целом КТУ могут быть разделены на внутренние и внешние.

Силовой элемент внутреннего КТУ располагается непосредственно в корпусе двигателя и является его неотъемлемой частью. Очевидно, что конструктивные особенности такого компенсатора оказывают существенное влияние на габаритные и, особенно, на массовые характеристики двигателя.

У внешних компенсаторов в камере двигателя находится только «подвижный» элемент, отслеживающий изменение объема ПТ, а силовой элемент,

составляющий основную массу КТУ, вынесен за пределы корпуса двигателя. Такой силовой элемент представляет собой отдельный блок, жестко связанный с корпусом двигателя и выполняющий свою функцию в процессе хранения и транспортирования РДПТ, но отделяющийся от него при включении двигателя.

Внутренние компенсаторы наиболее часто применяются в РДПТ в связи с их универсальностью и полной автономностью двигателя с таким КТУ.

Рассматривая в качестве критерия тип силового элемента, можно выделить пять основных типов КТУ:

- пружинно-поршневые;
- упругие;
- эластичные;
- комбинированные;
- пневматические.

Отметим, что названия типов КТУ носят достаточно условный характер, так как вопрос классификации КТУ в литературе не рассматривается и установившейся терминологии в данной области пока не существует. Рассмотрим эти типы КТУ.

#### Пружинные КТУ

К настоящему времени наиболее изученными и применяемыми являются пружинные компенсаторы. По месту расположения силового элемента пружинные КТУ можно разделить на головные, сопловые и радиальные.

Схема КТУ с головным расположением силового элемента приведена на рис. 3.43. Для организации рабочего процесса в камере сгорания такая схема является наиболее приемлемой, т.к. в предсопловом объеме отсутствуют элементы конструкции КТУ, влияющие на характер истечения продуктов сгорания и увеличивающие газодинамические потери. При этом отсутствует возможность перекрытия критического сечения сопла разрушившимися в процессе горения топлива элементами КТУ.



Рис. 3.43. Схема камеры с зарядом ПТ и пружинным КТУ головного расположения

Однако рассматриваемая схема имеет серьезные недостатки. Так, при запуске двигателя данная схема позволяет свободно перемещаться заряду ПТ в сторону переднего днища. Поскольку нагрузка на заряд ПТ носит ударный характер, то, как правило, могут появляться разрывы по топливу (в массе заряда), создающие дополнительные нерасчетные поверхности горения у сопловой фильеры и внутренние каверны, «схлопывающиеся» при дальнейшем смещении заряда ПТ. Все это приводит к нерасчетному выходу двигателя на режим, либо, что вероятно, его взрыву при запуске. Смягчить ударные нагрузки силовым элементом КТУ при запуске весьма сложно, т.к. усилия, развиваемые со стороны предсоплового объема, как минимум, на порядок выше усилия силового элемента компенсатора. Решить проблему можно применяя, например, фиксаторы положения поршня на момент запуска двигателя, либо гидравлические амортизаторы, противостоящие ударным нагрузкам, или др. аналогичные системы. Все это усложняет конструкцию КТУ и снижает его надежность.

В основной схеме пружинного компенсатора силовой элемент расположен со стороны сопла.

На рис. 3.44 представлена схема пружинного компенсатора с плоским поршнем, подпружиненным винтовой пружиной, опирающейся одним



Рис. 3.44. Схема камеры с зарядом ПТ и КТУ заднего (соплового) расположения. 1 — обечайка корпуса, 2 — заднее днище, 3 — сопло, 4 — переднее днище, 5 — заряд ПТ, 6 — перфорированный поршень, 7 — пружины КТУ, 8 — герметизирующая заглушка сопла, 9 — герметизирующая мембрана капсулятора; 10 — воспламенитель

концом на поршень, а другим — на заднюю крышку двигателя. В данном случае поршень перфорирован и выполняет одновременно роль стенки, а контактирующие поверхности поршня и корпус имеют узлы герметизации (например, уплотнительные кольца). Такая схема КТУ обеспечивает

минимальный ход поршня, т.к. перемещение зеркала ПТ происходит по максимальному диаметру.

Недостатком такой схемы, как отмечалось, является загромождение проходных сечений предсоплового объема пружиной, особенно во время работы при максимальной температуре эксплуатации, когда пружина максимально сжата, а также конструктивные сложности при проектировании элементов поршневой пары для двигателя диаметром более 300–400 мм. Здесь начинают влиять как допустимая нецилиндричность корпуса, так и увеличение абсолютной величины зазоров в подвижных соединениях. С одной стороны, эти факторы повышают вероятность нарушения герметичности капсулированной полости и протечек ПТ через уплотнение поршня, а с другой, могут привести к заклиниванию поршня при его работе и невозможности дальнейшей компенсации. Заклинивание поршня возможно также и при перекосе поршня большого диаметра в цилиндре с неабсолютной жесткостью. Для двигателей с диаметром корпуса более 300 мм поршень может иметь меньший диаметр, однако при этом требуемый ход поршня будет увеличен пропорционально квадрату отношения диаметров корпуса и поршня.

Снижение влияния загромождения проходных сечений предсоплового объема полностью сжатой пружиной может быть достигнуто переходом от конструкции с одной пружиной к конструкции с несколькими (3–4) пружинами, обеспечивающими требуемое усилие компенсации. Применение многопружинной схемы может снизить суммарную массу элементов системы компенсации.

Принципиально силовой элемент пружинного компенсатора не ограничивается только винтовой пружиной. Могут быть использованы любые виды пружин, обеспечивающие в заданном температурном диапазоне требуемые усилия и ход.

### Упругие КТУ

Особенностью упругого компенсатора является то, что его силовым элементом являются либо стенки корпуса или топливной емкости, либо отдельные элементы этой емкости (рис. 3.45).



Рис. 3.45. Схема КТУ с радиальной компенсацией

Преимущества такого компенсатора, по сравнению с пружинным, очевидны: отпадает необходимость в пружине, не загромождаются проходные сечения предсоплового объема, отсутствуют подвижные элементы (поршень).

Однако для выполнения упругим КТУ возложенных на него функций материал компенсатора должен отвечать определенным, часто противоречивым, требованиям. С одной стороны, он должен обладать достаточной жесткостью, позволяющей развивать требуемое усилие за счет внутренних напряжений в материале, а с другой, быть достаточно эластичным и прочным, обеспечивая требуемое изменение объема емкости, в которой размещается ПТ, и безотказность в работе.

Материалы, которые могут использоваться для такого КТУ (сталь, стеклопластики, полиэтилены и т.п.), имеют ограничения (по сравнению, например, с резинами) по относительному удлинению материала. Поэтому они могут работать только в зоне упругой деформации материала. В связи с этим основной областью применения упругих компенсаторов является так называемая «радиальная» компенсация, т.е. такая, при которой изменение объема происходит не за счет перемещения поршня вдоль продольной оси емкости, а за счет радиального сжатия (растяжения) оболочки этой емкости (по наружному диаметру).

Действительно, для того, чтобы скомпенсировать изменение объема за счет перемещения поршня ( $D_{\text{порш}} \approx D_{\text{кам.}}$ ), необходимо обеспечить ход поршня

$$\Delta L = \beta \cdot L_{\text{sap}} \cdot \Delta T,$$

где  $\beta$  — температурный коэффициент ПТ;  $L_{\rm sap}$  — длина заряда ПТ;  $\Delta T$  — перепад температур при эксплуатации.

В случае же радиальной компенсации, например, для цилиндрической оболочки, перемещение наружной стенки оболочки (при условии неподвижности стенок днищ) составит:

$$\Delta R = 0.5 \cdot D \cdot (1 - \beta \cdot \Delta T),$$

где  $\Delta R$  — изменение радиуса оболочки; D — наружный диаметр оболочки.

Так, для  $\beta = 3 \cdot 10^{-4} 1/\text{K}$ ,  $\Delta T = 100 \text{ K}$ , величины  $\Delta L = 0.03 \cdot L_{\text{зар}} -$ для пружинного КТУ (т.е.  $\approx 3\%$  от  $L_{\text{зар}}$ ) и  $\Delta R = 0.0075 \cdot D$  (т.е. 0.75% от D или 0.15% от  $L_{\text{зар}}$  при относительном удлинении двигателя  $\approx 5$  для радиального КТУ).

Для двигателей малого удлинения, где ход подвижного элемента КТУ достаточно мал, могут использоваться упругие «перекладываемые» металлические или пластиковые мембраны.

Возможно использование металлического сильфона вместо подвижного поршня. Сильфон способен выступать в роли подвижной стенки, т.е. растягиваться при расширении ПТ и сжиматься при его усадке. Одновременно он является и силовым элементом, т.к. обладает определенной жесткостью и для коротких камер сгорания может обеспечить требуемые усилия. Для более длинных двигателей сильфон может быть усилен винтовой пружиной, размещенной в его гофрах.

Еще одним положительным свойством сильфона является полная герметичность полости размещения ПТ, невозможность протечек, например, под уплотнительными элементами поршневой пары. К недостаткам следует отнести неосвоенность технологии заполнения сильфона пастообразным топливом, что может привести к возможности задержки пузырьков воздуха в вершинах гофр. Этот вопрос требует дополнительной проработки.

# Формообразующие КТУ

К формообразующим КТУ пастообразных топлив относят такие компенсаторы, в которых корпус двигателя выполняет одновременно роль как силового элемента, так и оболочки для размещения ПТ.

Принцип работы формообразующего компенсатора имеет определенные отличия от рассмотренных ранее капсульных КТУ. Так, оболочка ПТ капсульных КТУ располагается внутри камеры сгорания, предназначена для хранения и компенсации температурных усадок ПТ только до момента применения, а при горении топлива силовых нагрузок не несет. В качестве же оболочки формообразующего КТУ служит собственно корпус двигателя, который, с одной стороны, компенсирует температурные усадки, т.е. имеет достаточную чувствительность к относительно небольшим перепадам давления (в пределах 0,1-1,0 МПа) и обладает необходимой свободой перемещения стенки для отслеживания изменяющегося объема ПТ, а с другой стороны, выдерживает нагрузки от высоких давлений 5-20 МПа при штатной работе двигателя (оболочка является при этом и камерой сгорания).

Требуемым условиям удовлетворяют оболочки, представляющие, как правило, тела вращения, имеющие определенные особенности формы. Поперечное сечение такого тела представляет собой «нежесткую» фигуру, например эллипс, сферический треугольник и т.п. При внутреннем нагружении подобной оболочки она стремится принять форму окружности (сферы), при этом объем оболочки увеличивается [3.19].

## Пневматические КТУ

Пневматические КТУ являются одними из самых перспективных. Силовое воздействие такого КТУ осуществляется посредством избыточного давления газа в полости между изолирующей перегородкой емкости ПТ и элементами корпуса двигателя, образующими свободный объем, например, в предсопловом объеме. В этом случае отпадает необходимость в установке в камере сгорания или сопловой части двигателя конструктивных элементов силовой части КТУ (пружин), имеющих определенную массу и занимающих часть свободного объема камеры сгорания, снижая коэффициент заполнения двигателя топливом. Схема пневматического КТУ представлена на рис. 3.46. Подвижная изолирующая перегородка емкости размещения ПТ может быть выполнена в виде как подвижного поршня, так и эластичной мембраны (1). На рисунке она показана в виде эластичной раскрепленной оболочки (мешка). Газовая полость образована корпусом двигателя (2), соплом (3), защемленной герметизирующей сопловой заглушкой (4) и мембраной (1).

При наименьшей температуре эксплуатации избыточное давление в газовой полости составляет 0,01–0,1 МПа. При этом задаваемый уровень давления должен быть достаточным для создания усилия со стороны перегородки на массу ПТ, определяемого, в первую очередь, потребными усилиями компенсации при максимальной вязкости ПТ и длиной заряда, а также позволял бы отслеживать усадки ПТ (положение *A* на рис. 3.46).



Рис. 3.46. Схема пневматического КТУ: 1 — мембрана, 2 — корпус двигателя, 3 — сопло, 4 — сопловая заглушка

При возрастании температуры ПТ, расширяясь, само воздействует на перегородку и, преодолевая возрастающее давление со стороны газа в предсопловом объеме, перемещает ее в положение *Б* (рис. 3.46). Положение *Б* соответствует наибольшей температуре эксплуатации. Уровень давления в этот момент определяется величиной объема газовой полости, характеристиками ПТ и некоторыми другими факторами. Так, для двигателя диаметром 0,2 м и длиной 1,5 м на ПТ с вязкостью  $\eta_{\rm max} \approx 4 \cdot 10^8 \, \Pi {\rm a} \cdot {\rm c}$  и температурным диапазоном применения  $\Delta T = 100 \, {\rm K}$  давление в газовой полости составит от 0,2–0,3 МПа (при  $T = -50 \, {\rm °C}$ ) до 0,55–0,9 МПа (при  $T = 50 \, {\rm °C}$ ). В табл. 3.9 приведены расчетные значения потребного давления в газовой полости двигателя с одним, двумя и тремя внутренними цилиндрическими элементами при различных температурах. Для сравнения приведены значения внутреннего давления ПТ при поршневой компенсации.

Из табл. 3.9 видно, что, хотя давление в газовой полости КТУ и увеличивается в 2–3 раза, оно остается значительно ниже рабочего давления в двигателе ( $P_{\text{раб}} = 5-15 \text{ M}\Pi a$ ). Применение пневматического КТУ позволяет максимально повысить коэффициент объемного заполнения двигателя, обеспечив при этом требуемое усилие компенсации при минимальных температурах эксплуатации.

Таблица З	3.9.
-----------	------

Тип КТУ	Избыточное давление в газовой полости (МПа)			
		Кол-во цилиндрических элементов		
	T, K	1	2	3
Пневматический	223	0,19	0,22	0,30
	323	0,55	0,78	0,9
Поршневой	223	0,16	0,22	0,25
	323	0,22	0,31	0,35

Вместе с тем, пневматические КТУ имеют и ряд недостатков, обусловленных, в основном, эксплутационными требованиями, предъявляемыми к двигателям авиационных ракет:

 необходимость установки мощной сопловой заглушки, способной выдерживать повышенное давление и имеющей в связи с этим увеличенную, по сравнению с обыкновенной герметизирующей заглушкой, массу. Кроме того, должно быть обеспечено надежное вскрытие такой заглушки при штатном срабатывании двигателя;

— нахождение двигателя под постоянным избыточным давлением, что создает опасность при хранении и транспортировании и требует дополнительного контроля и усиленных мер безопасности;

— при длительных сроках хранения требуется проведение регламентных проверок уровня давления в газовой полости и восстановление требуемого уровня при необходимости. Для большинства РДТТ, находящихся на вооружении, проверки и регламентные работы в течение всего срока эксплуатации недопустимы. Но, с другой стороны, агрегаты и двигатели ДУ космических аппаратов, как правило, проходят предпусковые проверки, поэтому для подобных ДУ ПТ данный недостаток малосущественен. Кроме того, известны ДУ с капсуляцией жидких и газообразных компонентов, находящихся под избыточным давлением в течение 10 и более лет, без проведения регламентных работ и проверок.

Кроме того, к двигателям авиационных ракет часто предъявляется требование по ограничению максимально допустимой массы вылетающих из сопла при запуске двигателя элементов. В подобных случаях усиленная заглушка пневматического КТУ, по-видимому, не позволит выполнить такие требования, либо создаст дополнительные трудности при проектировании и отработке двигателя. Тем не менее, несмотря на указанные недостатки, пневматические КТУ остаются одними из наиболее перспективных в связи с простотой и надежностью (нет подвижных частей). Для крупногабаритных ДУ ПТ пневматические КТУ способны обеспечить минимальную массу компенсатора.

# Эластичные КТУ

Эластичные, как и упругие КТУ, являются одновременно и герметизирующей подвижной стенкой и силовым элементом. Однако, в отличие от упругих КТУ, эластичные работают не в зоне упругих деформаций, а испытывают значительное растяжение с высоким относительным удлинением и вытяжкой материала.

Для малоразмерных двигателей, а также двигателей, работающих в ограниченном температурном диапазоне (+5 – +35 °C), может использоваться эластичная мембрана, изготовленная из резины. Начальная форма мембраны соответствует минимальному объему заряда. При нагреве ПТ и увеличении его объема она меняет форму под действием возникающих в ПТ напряжений. При остывании заряда мембрана под действием собственной упругости отслеживает изменение объема (поверхности горения) заряда ПТ.

Схема КТУ с эластичной мембраной приведена на рис. 3.47.



Рис. 3.47. КТУ с эластичной мембраной: 1 — корпус, 2 — заряд ПТ, 3 — сопловой блок, 4 — заглушка сопла, 5 — воспламенитель, 6 — эластичная перфорированная мембрана, 7 — герметизация мембраны

Для двигателя с большим удлинением можно применять так называемый «эластичный мешок». Схема такого КТУ приведена на рис. 3.48. Эластичный мешок представляет собой оболочку (5), заполненную ПТ (2), склеенную по



Рис. 3.48. КТУ «эластичный мешок»: 1 — корпус, 2 — заряд ПТ, 3 — сопло, 4 — воспламенитель, 5 — эластичный мешок (в месте раскрепления), 6 — диафрагма мешка (в крайних положениях), 7 — герметизирующая мембрана диафрагмы, 8 — заглушка сопла

большей части поверхности с корпусом двигателя (1). Оболочка также выполняет роль внутреннего ТЗП. Законцовка оболочки раскреплена (имеет зазор) с корпусом. Торец оболочки выполнен в виде перфорированной диафрагмы (6). Отверстия диафрагмы герметизируются теплопроводной фольгой (7). Так же, как и в случае эластичной мембраны, начальная форма раскрепленной части оболочки соответствует минимальному объему заряда. При нагреве ПТ оболочка растягивается, увеличиваясь в объеме. При остывании заряда мешок «натягивает» усаживающуюся массу ПТ, стремясь возвратиться к первоначальному состоянию.

#### Расчет усилий компенсации и потребного хода поршня.

При проектировании КТУ ПТ решают две основные задачи:

определение перемещения подвижной стенки компенсатора;

— определение потребных усилий компенсации, обеспечивающих сплошность массы ПТ в условиях эксплуатации.

При расчетах следует учитывать следующие особенности ПТ:

— высокий коэффициент объемного расширения ПТ:  $\beta$  (например, для стали  $\beta = 1 \cdot 10^{-5} 1/$  °C, для пластиков  $\beta \sim 8 \cdot 10^{-5} 1/$  °C);

— высокую зависимость вязкости ПТ от температуры. Так, для диапазона температур использования  $\Delta T = \pm 50$  °C значения вязкости ПТ изменяются на 5–6 порядков, причем максимальные значения достигаются при минимальных температурах;

— максимальные усилия компенсации требуются при минимальных температурах эксплуатации, причем заряд ПТ занимает в этот момент минимальный объем. Большинство силовых элементов КТУ, таких, как пружины, сильфоны и т.п., создают в этот момент минимальные усилия. Таким образом, минимальное усилие силового элемента должно быть не ниже потребного максимального усилия компенсации ПТ;

 изменение температуры заряда может происходить как квазистационарно (при хранении на складе в условиях естественных изменений температур), так и в виде теплового удара (при вывозе изделия из обогреваемого склада на холодную площадку, при полете самолета на больших высотах с переходом от дозвуковых скоростей к максимальным сверхзвуковым, сверхзвуковой полет в течение десятков минут и т.п.). В этом случае поле температур заряда неоднородно и нестационарно;

— ПТ представляет собой вязкую неньютоновскую жидкость. Процесс усадки ПТ может быть смоделирован как течение вязкой неньютоновской жидкости, вязкость которой зависит от температуры и скорости приложения нагрузки, в кольцевом цилиндрическом канале.

Если принять в качестве условия компенсации неравенство  $p(0,\tau) \ge p_{a_{TM}}(p_{a_{TM}} - давление окружающей среды), то требуемое усилие для компенсатора в виде полузамкнутого объема с одной подвижной стенкой определяется по формуле:$ 

$$p(\tau) = S_{\pi} \cdot \Delta p(L,\tau), \qquad (3.72)$$

где  $S_{\rm n}$  — эквивалентная площадь элемента, воспринимающего нагрузку от внутреннего давления ПТ;  $\Delta p(L, \tau)$  — перепад давлений на разных торцах заряда ПТ.

Перепад давлений на разных торцах заряда ПТ, возникающий в двигателе, с теплопроводным армирующим элементом (ТАЭ), например, цилиндром, или без него, при усадке топлива (рис. 3.49) может быть определен из выражения:

$$\Delta p(x,\tau) = -16 \cdot \beta \cdot \eta(\tau) \cdot \frac{dT}{d\tau} \cdot \Phi\left(\frac{d_1}{d}\right) \cdot \left(\frac{x}{d}\right)^2, \qquad (3.73)$$

где x — продольная координата заряда ПТ; функция  $\Phi(d_1/d)$  выражает зависимость требуемого перепада от соотношения диаметра ТАЭ и внутреннего диаметра двигателя;  $\beta$  — коэффициент объемного расширения ПТ;  $\eta(\tau)$  — эффективная вязкость топлива в момент времени  $\tau$ ;  $d_1$  — диаметр цилиндра ТАЭ; d — наружный диаметр заряда ПТ.

Значение Ф определяется по зависимости, приведенной на рис. 3.50.

В общем случае усилие компенсации можно записать в следующем виде:

$$p = K \cdot M_0 \cdot (T_0 - T_{\text{atm}}) \cdot B_1 \cdot \mu_1^2 \cdot a_c(T) \cdot \exp(-\mu_1^2 F_0), \qquad (3.74)$$

где *К* — конструктивный параметр, определяемый размерами заряда и двигателя,

$$K = 16 \cdot k_1 \cdot \pi \cdot \left(\frac{L}{d_{\text{\tiny AB}}}\right)^2 \cdot \left(\frac{d_{\text{\tiny B}}}{d}\right) \cdot \Phi\left(\frac{d_1}{d}\right), \qquad (3.75)$$

где L — длина заряда;  $k_1 = 1,15-1,22$  — коэффициент, учитывающий изменение профиля скоростей течения ПТ от поршня к сечению x = L;  $d_{\Pi}$  — диаметр поршня.

Мо — параметр, определяемый свойствами топлива и материала корпуса,

$$M_0 = a_c(T) \cdot \beta \cdot \eta_0(T), \qquad (3.76)$$



Рис. 3.49. Расчетная схема компенсатора температурных усадок ПТ



Рис. 3.50. Зависимость функции  $\Phi(d_1/d)$  от отношения диаметров ТАЭ и двигателя где  $a_{
m c}(T)$  — температурная функция смещения спектра времени релаксации

$$a_{\rm c}(T) = \exp\left[\frac{{\rm U}}{R_{\rm r}} \cdot \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_{\rm np}}\right)\right],\tag{3.77}$$

где U — энергия активации вязкого течения ПТ, характеризующая величину потенциального барьера при переходе молекулы из одного состояния в другое. Значения U для различных типов ПТ изменяются

в пределах 65–105 кДж/моль;  $R_{\rm r}$  — универсальная газовая постоянная,  $R_{\rm r} = 8,31$  Дж/(моль·К); в качестве температуры приведения  $T_{\rm np}$  принимают значение температуры ПТ при заполнении двигателя либо максимальную температуру эксплуатации:  $\eta_0(T_{\rm np})$  — наибольшая ньютоновская вязкость при температуре приведения  $T_{\rm np}$ ;  $T_0$  — текущая (начальная) температура заряда ПТ;  $T_{\rm aтм}$  — температура окружающей среды;  $\mu_1$  — корень характеристического уравнения

$$\frac{J_0(\mu_1)}{J_1(\mu_1)} = \frac{\mu_1}{\text{Bi}},\tag{3.78}$$

где  $J_0(\mu_1), J_1(\mu_1) - функции Бесселя.$ 

Используя понятие средней по сечению безразмерной температуры и используя известные решения, получим:

$$\overline{\theta} = \frac{\overline{T}(\tau) - T_0}{T_{a_{\mathsf{TM}}} - T_0} = 1 - \sum_{n=1}^{\infty} B_n \cdot \exp(-\mu_n^2 \cdot \mathbf{F}_0), \qquad (3.79)$$

где  $\overline{T}(\tau)$  — средняя по сечению температура ПТ,

 $B_n$  — корень характеристического уравнения для n = 1

$$B_{1} = \frac{4}{\mu_{1}^{2} \cdot \left[1 + \left(\frac{\mu_{1}}{\text{Bi}}\right)^{2}\right]}.$$
(3.80)

Значения  $\mu_1$ ,  $B_1$  табулированы для широкого диапазона чисел Ві [3.20–3.22].

Коэффициент  $\mu_1$  учитывает условия нагрева (охлаждения),  $\mu_1 = f(Bi)$ . Для Bi = 1-10 можно воспользоваться зависимостью

$$\mu_1 = 1,2627 + 0,422 \cdot \ln(\text{Bi}), \tag{3.81}$$

для Bi = 1-100 достаточно точные результаты дает выражение

$$\mu_1 = 0,9846 + 0,3358 \cdot \text{Bi} - 0,0368 \cdot \text{Bi}^2 + 0,002 \cdot \text{Bi}^3 - 5 \cdot 10^{-5} \cdot \text{Bi}^4 + 5 \cdot 10^{-7} \cdot \text{Bi}^5.$$
(3.82)

 $F_O$  — число Фурье

$$F_{\rm O} = \frac{a \cdot \tau}{R^2},\tag{3.83}$$

где a — коэффициент температуропроводности; au — время; R — радиус.

Число Био определяется по формуле

$$Bi = \frac{\alpha \cdot R}{\lambda}, \qquad (3.84)$$

где  $\alpha$  — коэффициент теплоотдачи;  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности.

Вязкость ПТ  $\eta(\tau)$  зависит от температуры заряда и скорости приложения нагрузки и имеет сложный вид. Для квазистационарного процесса нагрева (охлаждения) ПТ температурная зависимость вязкости  $\eta_0$  описывается уравнением:

$$\eta_0(T) = \eta_0(T_{\rm np}) \cdot a_{\rm c}(T), \tag{3.85}$$

где  $\eta_0(T_{\rm np})$  — наибольшая ньютоновская вязкость при температуре приведения  $T_{\rm np}$ .

Как показали исследования течения ПТ в цилиндрических каналах, максимальное усилие компенсации требуется при температуре T, близкой к минимальной температуре эксплуатации, когда вязкость максимальна.

Тогда выражение (3.74) можно представить в виде:

$$p_{\max} = K \cdot M_0 \cdot \mu_1^2 \cdot a_{\rm c}(\overline{T}) \cdot \left(\overline{T} - T_{\rm atm}\right).$$
(3.86)

Перемещение подвижной стенки КТУ (поршня) выражается следующим уравнением:

$$\Pi\left(\tau\right) = \beta \cdot \left(\frac{d}{d_{\Pi}}\right)^{2} \cdot \left[T\left(0\right) - T\left(\tau\right)\right] \cdot L.$$
(3.87)

При сложной конфигурации заряда в торцевых зонах за расчетную длину заряда следует принимать

$$L = \frac{4 \cdot V}{\pi \cdot d^2},\tag{3.88}$$

где V — объем заряда.

По значениям  $\Pi(\tau)$  и  $p_{\max}$  рассчитываются характеристики пружин КТУ. В качестве  $T_{\max}$  принимают либо верхнюю границу температурного диапазона использования, либо технологическую температуру. Для двигателя с цилиндрическим корпусом усилие компенсации, при прочих равных условиях, зависит от его длины (рис. 3.51).



Рис. 3.51. Типовая зависимость усилия компенсации от длины двигателя

Усилие компенсации зависит не только от конструктивных особенностей двигателя и условий эксплуатации, но, прежде всего, и от свойств самого ПТ. На рис. 3.52 показана зависимость усилий компенсации при изменении энергии активации течения ПТ и температуры заряда.



Рис. 3.52. Зависимость давления компенсации от энергии активации течения ПТ и температуры заряда

Данная методика расчета КТУ позволяет рассчитать величину перемещения поршня и максимальное потребное усилие компенсации, обеспечивающее сплошность заряда ПТ в течение всего времени эксплуатации. Проведенные методом конечных элементов расчеты с принятым параболическим профилем скорости течения ПТ показали хорошую сходимость с аналитическим решением. Результаты были подтверждены экспериментально на штатных изделиях.

В качестве примера приведем расчет пружинно-поршневого КТУ для двигателя на ПТ со следующими исходными данными:

- диаметр двигателя  $d_{\text{дв}} = 170 \text{ мм};$
- длина заряда двигателя L = 1160 мм;
- материал корпуса двигателя стеклопластик;
- характеристики материала корпуса по справочным материалам;
- количество цилиндров ТАЭ один ( $d_1 = 82,5$  мм);
- диаметр заряда d = 165 мм;
- диаметр поршня  $d_{\Pi} = 150$  мм;
- температурный диапазон использования ±50 °С.

1920 кг/м <sup>3</sup> ;
206 K;
$\beta = 3.5 \cdot 10^{-4}   1/\mathrm{K};$
$\lambda = 0,36$ Вт/(м·К);
$C = 1250  \text{Дж}/(\kappa \cdot \text{K});$
$a = 1,63 \cdot 10^{-7} \text{ m}^2/\text{c};$
$U = 78,9 \div 85$ кДж/моль;
Bi $= 100;$
7200 с;
16200 c;
$T_{\rm np} = 50 ^{\circ}{ m C};$
$\eta_0(T_{\rm np}) = 800 \; \Pi a \cdot c;$
$\eta_{\infty}(T_{\Pi p}) = 0.085 \Pi a \cdot c;$
$T_{\rm np} = 323  {\rm K}.$

В результате расчета по формулам (3.72)–(3.86) имеем: при  $k_1 = 1, 2, K = 1, 22 \cdot 10^4$ ;  $M_0 = 5,367 \cdot 10^{-8}$ ;  $a_{\tau} = 1,9 \cdot 10^5$ ;  $\mu_1 = 2,2209$ ;  $p_{\text{max}} = 889,3 \div 1414$  Н. Перемещение поршня, определяемое по формуле (3.87),  $\Pi = 45,96$  мм.

Расчет пружины производится по известным методикам ГОСТ 13769-86 при условии  $p_{\max} = F_{1_{\min \times \pi}}$ .

# 3.3. Расчет и проектирование регулятора расхода маршевого топлива РПД

Связующим элементом между газогенератором и камерой сгорания РПД является узел регулирования расхода топлива с сопловыми отверстиями, обеспечивающими сверхкритический перепад давления между газогенератором и камерой сгорания на любых режимах работы газогенератора. Расчет сопловых отверстий газогенератора проводится при проектировании узла регулирования расхода продуктов сгорания газогенератора.

При отсутствии узла регулирования размеры сопловых отверстий газогенератора рассчитываются для проектируемого давления в газогенераторе с целью обеспечения заданного давления в нем в течение всего времени работы двигательной установки.

Проблема создания РПД с регулируемым расходом продуктов сгорания маршевого топлива связана, в основном, с разработкой надежного регулятора расхода, оптимизацией его массогабаритных характеристик и разработкой системы управления регулятором расхода как исполнительным звеном системы автоматического регулирования (САР) двигателя. Поскольку регулятор расхода работает в условиях высокоскоростного и высокотемпературного двухфазного потока продуктов сгорания, поступающих из газогенератора, то, как показали опыты, его надежное функционирование возможно обеспечить при использовании композиционных материалов (КМ).

Для РПД на пастообразном топливе проблема создания регулятора расхода имеет аналогичный характер, и все указанные далее методы расчета и проектирования регулятора расхода для РПДТ аналогичны и применимы для РПДП.

Известны различные схемы регуляторов расхода [3.14]. Это регуляторы непрерывного (плавного) обратимого регулирования и регуляторы дискретного (позиционного) обратимого и необратимого действия. Рассмотрим методику проектирования двухкаскадного узла обратимого непрерывного регулирования и распределения расхода продуктов сгорания маршевого топлива как наиболее перспективного для регулируемых ГГ РПД. Привод регулятора обеспечивается путем газодинамического управления, регулирование осуществляется при наличии отрицательной обратной связи. На первом каскаде путем воздействия на величину критического проходного сечения осуществляется изменение давления в полости газогенератора. Под воздействием изменения давления происходит соответствующая перестройка скорости горения маршевого топлива для новых условий газогенерации и расход продуктов сгорания изменяется: при увеличении давления растет, а при снижении — падает. Второй критический перепад давления срабатывается на втором каскаде, который служит для оптимального распределения продуктов газогенерации по сечению камеры сгорания. Отверстия для выхода продуктов газогенерации в камеру сгорания здесь могут иметь различные форму и наклон к оси двигателя и требуемую группировку. Этим можно обеспечить высокую полноту процесса сгорания на всех режимах работы, что особенно важно в условиях неравномерного подвода воздуха из каналов ВЗУ.

Важной задачей проектирования регулятора расхода маршевого топлива является минимизация его массы и габаритов, снижение коэффициента усиления  $K_y = p_{y.\Pi.}/p_{\Gamma\Gamma}$  ( $p_{y.\Pi.}$  — давление газа в управляющей полости центрального тела,  $p_{\Gamma\Gamma}$  — давление в газогенераторе), выбор оптимальных размеров.

**3.3.1.** Расчет проходных сечений регулятора расхода и определение закона горения топлива. Размещаемый между газогенератором и камерой сгорания двухкаскадный регулятор расхода, как отмечалось, выполняет функции дозатора расхода маршевого топлива и смесительного устройства. Регулирование расхода маршевого топлива осуществляется путем изменения площади проходного отверстия соплового вкладыша (передней диафрагмы, рис. 3.53) в процессе возвратно-поступательного движения центрального тела вдоль неподвижного штока, результатом чего является соответствующее изменение давления в ГГ, а следовательно, скорости горения и расхода топлива. Перемещение центрального тела из одного положения в другое происходит

с помощью подачи необходимого давления газа в его управляющую полость  $(p_{\rm Y.\Pi.})$  через канал, размещенный в теле сопловой головки и в неподвижном штоке (рис. 3.53).

Задаются следующие исходные данные для расчета (расчеты выполнялись под методическим руководством кандидата технических наук старшего научного сотрудника ЦИАМ В.К. Верхоломова):

- характеристики маршевого топлива;

- состав покомпонентно;

— плотность топлива  $\rho_T$ ;

- показатель степени давления в законе горения ν;

— пределы регулирования расхода продуктов газогенерации  $G_{\mathrm{T\,min}}, G_{\mathrm{T\,max}};$ 

- глубина регулирования.

Расчет проходных сечений регулятора на входе ( $F_{\rm вх.рег.}$ ) и на выходе ( $F_{\rm вых\Sigma}$ ) производится из условия обеспечения сверхзвукового перепада давлений в отверстиях на передней и задней диафрагмах на режимах максимальной ( $H_{\Pi} \approx 0$  км) и минимальной тяги ( $H_{\Pi} \approx 15 \div 20$  км). Соответственно для режима максимальной тяги необходимо обеспечить максимальный расход продуктов сгорания  $G_{\rm T\,max}$  (минимальное проходное сечение на входе в регулятор  $F_{\rm вx\,min}$ ), а для режима минимальной тяги — минимальный расход  $G_{\rm T\,min}$  (максимальное проходное сечение на входе в регулятор  $F_{\rm вx\,max}$ ).

Принимается, что на режиме минимальной тяги давление в камере сгорания соответствует  $p_{\text{K min}}$ , а на режиме максимальной тяги —  $p_{\text{K max}}$ .

Все расчеты производятся в условиях стандартной температуры (t = 20 °C).

На основе пакета прикладных программ «АСТРА.4РС» по составу топлива и при выбранных давлениях в ГГ (0,5, 1, 2, 4, 6, 8, 10 МПа) производится термодинамический расчет равновесного состава и свойств продуктов сгорания топлива в камере ГГ и в критическом сечении. По полученным результатам строят графики зависимостей  $T^*_{\Gamma\Gamma} = f(p_{\Gamma\Gamma}), R_{\Gamma} = f(p_{\Gamma\Gamma}), Z = f(p_{\Gamma\Gamma}),$  $n_{\rm kp} = f(p_{\Gamma\Gamma})$  и получают полиномиальные уравнения, описывающие кривые, что позволяет определять в дальнейшем основные термодинамические параметры продуктов сгорания маршевого топлива при любом выбранном давлении в ГГ или в промежуточной полости.

Геометрические характеристики газогенератора: диаметр миделя двигателя  $d_M$ ; толщина обечайки  $\delta_{\text{СТ.ГГ}}$ ; толщина ТЗП  $\delta_{\text{ТЗП}}$ ; толщина ЗКС  $\delta_{\text{зкс}}$ .

## Расчет площади проходного сечения на выходе из регулятора расхода

Для определения суммарной площади проходных сечений отверстий (сопел) на сопловой головке  $F_{\text{вых}\Sigma}$  необходимо предварительно получить графическую зависимость давления в промежуточной полости  $p_{\Pi\Pi}$  от суммарной площади проходных сечений отверстий задней диафрагмы  $p_{\Pi\Pi} = f(F_{\text{вых}\Sigma})$ на режимах максимальной и минимальной тяги. Расчет точек графической зависимости проводится следующим образом.



Рис. 3.53. Конструктивная схема регулятора расхода продуктов сгорания маршевого топлива: 1 — корпус газогенератора, 2 — заряд маршевого топлива, 3 — передняя диафрагма (сопловой вкладыш), 4 — подвижное центральное тело, 5 — промежуточная полость, 6 — переходный канал ВЗУ, 7 — камера сгорания, 8 — задняя диафрагма (сопловая головка), 9 — шток

Задают некоторый диапазон  $F_{\text{вых}\Sigma}$ . Расчет проводится с определенным шагом по методу последовательных приближений — сначала на режиме максимальной тяги.

Для каждой точки со значением  $F_{\text{вых}\Sigma i}$  выбирается в произвольном порядке давление в промежуточной полости  $p_{\Pi\Pi i}$ . По полиномиальным зависимостям  $T^*_{\Gamma\Gamma} = f(p_{\Gamma\Gamma}), R_{\Gamma} = f(p_{\Gamma\Gamma}), Z = f(p_{\Gamma\Gamma}), n_{\kappa p} = f(p_{\Gamma\Gamma})$  определяются соответствующие выбранному давлению термодинамические параметры продуктов сгорания:  $T^*_{\Gamma\Gamma i}, R_{\Gamma i}, Z_i, n_{\kappa pi}$ .

Отсюда

$$R_{\mathrm{CM}i} = R_{\Gamma i} \cdot (1 - Z_i), \qquad (3.89)$$

где  $Z_i$  — содержание К-фазы в продуктах сгорания.

$$m(n_{\text{kp}i}) = \sqrt{n_{\text{kp}i} \cdot \left(\frac{2}{n_{\text{kp}i} + 1}\right)^{\frac{n_{\text{kp}i} + 1}{n_{\text{kp}i} - 1}}}.$$
(3.90)

Коэффициент расхода через сопловые отверстия принимается  $\mu_{\text{BMX}} = \mu_{\text{BX}} = 0.95$  и задается коэффициент тепловых потерь ( $\chi = 0.98$ ).

Расход продуктов сгорания через отверстия максимален ( $G_{T max}$ ), т.к. расчет проводится на режиме максимальной тяги.

Уравнение расхода для сопловой головки

$$G_{\mathrm{T}\max} = m(n_{\mathrm{Kp}i}) \cdot \frac{p_{\Pi\Pi i} \cdot \mu_{\mathrm{BMX}} \cdot F_{\mathrm{BMX}\Sigma i}}{\sqrt{\chi \cdot R_{\mathrm{CM}i} \cdot T_{\Gamma\Gamma i}^{*}}}.$$
(3.91)

Отсюда давление в промежуточной полости

$$p_{\Pi\Pi i} = \frac{G_{\mathrm{T}\,\mathrm{max}} \cdot \sqrt{\chi \cdot R_{\mathrm{CM}i} \cdot T_{\mathrm{\Gamma}i}^*}}{m\left(n_{\mathrm{\kappa p}i}\right) \cdot \mu_{\mathrm{Bblx}} \cdot F_{\mathrm{Bblx}\Sigma i}}.$$
(3.92)

Подставив в это выражение известные данные, получают значение давления в промежуточной полости  $p_{\Pi\Pi i}$ , в первом приближении соответствующее заданному значению  $F_{\text{вых}\Sigma i}$ .

Во втором приближении, для полученного значения  $p_{\Pi\Pi i}$  получают соответствующие термодинамические параметры и подставляют их в выражение (3.92) с тем же значением  $F_{\text{вых}\Sigma i}$ . Тогда получают новое значение  $p_{\Pi\Pi i}$ . Приближения проводятся до совпадения значения давления  $p_{\Pi\Pi i}$  со значением давления, полученным в предыдущем приближении.

Аналогичным образом проводится расчет с последовательными приближениями для других значений  $F_{\text{вых}\Sigma}$ , а затем повторяется все для режима минимальной тяги, т.е. при  $G_{\text{T min}}$ .

Строятся графические зависимости давления в промежуточной полости регулятора расхода  $p_{\Pi\Pi}$  от величины суммарной площади сопловых отверстий задней диафрагмы  $F_{\text{вых}\Sigma}$  для заданного TT на режимах максимальной и минимальной тяг.

При известном давлении в камере сгорания на режиме максимальной тяги  $p_{\rm K\,max}$  и на режиме минимальной тяги  $p_{\rm K\,min}$  получаем, что давление в промежуточной полости регулятора, исходя из условия обеспечения сверхзвукового перепада, определяется как  $p_{\Pi\Pi} \approx 2 \cdot p_{\rm K}$ . Следовательно,  $p_{\Pi\Pi1} = 2 \cdot p_{\rm K\,max}$ ,  $p_{\Pi\Pi2} = 2 \cdot p_{\rm K\,min}$ .

Считаем, что параметры с индексом «1» соответствуют режиму максимальной тяги, а с индексом «2» — режиму минимальной тяги.

Для полученных давлений в промежуточной полости по зависимостям  $T^*_{\Gamma\Gamma} = f(p_{\Gamma\Gamma}), R_{\Gamma} = f(p_{\Gamma\Gamma}), Z = f(p_{\Gamma\Gamma}), n_{\kappa p} = f(p_{\Gamma\Gamma})$  получаем  $T^*_{\Gamma\Gamma1}, T^*_{\Gamma\Gamma2}, R_{\Gamma1}, R_{CM1}, R_{\Gamma2}, R_{CM2}$ .

Для полученных давлений в промежуточной полости с помощью зависимости  $p_{\Pi\Pi} = f(F_{\text{вых}\Sigma})$  определяется величина  $F_{\text{вых}\Sigma}$  для каждого режима. Из двух значений  $F_{\text{вых}\Sigma}$  принимается минимальное, для которого окончательно уточняются значения  $p_{\Pi\Pi1}$  (на режиме максимальной тяги) и  $p_{\Pi\Pi2}$  (на режиме минимальной тяги).

При выбранном значении площади проходного сечения на выходе из регулятора сверхзвуковой перепад обеспечивается на всех режимах работы.

#### Расчет площади проходного сечения на входе в регулятор

Из условия обеспечения сверхзвукового перепада давлений получают величину давления в газогенераторе на минимальном режиме  $p_{\Gamma\Gamma2} \approx 2.5 \cdot p_{\Pi\Pi2}$ .

Давление на максимальном режиме определяется с помощью соотношения:

$$p_{\Gamma\Gamma1} = p_{\Gamma\Gamma2} \cdot \left(\frac{G_{T1}}{G_{T2}}\right)^{\frac{1}{\nu}},\tag{3.93}$$

где  $G_{T1} = G_{T \max}$  — расход маршевого топлива в ГГ на максимальном режиме,  $G_{T2} = G_{T \min}$  — расход маршевого топлива в ГГ на минимальном режиме,  $\nu$  — показатель степени давления в законе горения маршевого топлива.

По полиномиальным зависимостям определяют для полученных давлений соответствующие термодинамические параметры. Для  $p_{\Gamma\Gamma 2}$ :  $T^*_{\Gamma\Gamma 2}$ ,  $R_{CM2}$ ,  $n_{\kappa p2}$ ,  $m(n_{\kappa p2})$ ,  $Z_2$ . Для  $p_{\Gamma\Gamma 1}$ :  $T^*_{\Gamma\Gamma 1}$ ,  $R_{CM1}$ ,  $n_{\kappa p1}$ ,  $m(n_{\kappa p1})$ ,  $Z_1$ .

Из уравнения расхода определяют площадь проходного сечения на входе в регулятор:

— для режима минимальной тяги *р*<sub>ГГ2</sub> (максимальное значение площади)

$$F_{\text{BX}\max} = \frac{G_{T.2} \cdot \sqrt{\chi \cdot R_{\text{CM2}} \cdot T_{\Gamma\Gamma2}^*}}{m \left(n_{\text{KP2}}\right) \cdot p_{\Gamma\Gamma2} \cdot \mu_{\text{BX}}},$$
(3.94)

— для режима максимальной тяги *р*ГГ1 (минимальное значение площади)

$$F_{\text{BX}\min} = \frac{G_{T.1} \cdot \sqrt{\chi \cdot R_{\text{CM1}} \cdot T_{\Gamma\Gamma1}^*}}{m(n_{\text{K}\text{p}1}) \cdot p_{\Gamma\Gamma1} \cdot \mu_{\text{BX}}}.$$
(3.95)

# Определение закона горения маршевого топлива

Согласно исходным данным, заряд TT или ПT имеет форму торцевого горения, и поверхность горения заряда определяется при известных толщинах стенок обечайки, T3П и ЗКС.

Наружный диаметр заряда ТТ (ПТ)

$$D_{3.\mathrm{H.}} = d_{\mathrm{M}} - 2 \cdot (\delta_{\mathrm{CT.\Gamma\Gamma}} + \delta_{\mathrm{T3\Pi}} + \delta_{\mathrm{_{3KC}}}), \qquad (3.96)$$

где  $d_{\rm M}$  — диаметр миделя двигателя,  $\delta_{\rm CT,\Gamma\Gamma}$  — толщина обечайки,  $\delta_{\rm T3\Pi}$  — толщина ТЗП,  $\delta_{\rm 3kc}$  — толщина ЗКС.

Тогда поверхность горения заряда маршевого топлива

$$S_{\Gamma} = \frac{\pi \cdot D_{3.\mathrm{H.}}^2}{4}.$$
 (3.97)

Закон горения маршевого топлива имеет степенной характер

$$U_{\Gamma} = U_0 \cdot p_{\Gamma\Gamma}^{\nu}. \tag{3.98}$$

Из уравнения прихода газов с поверхности горения при  $p_{\Gamma\Gamma1}$  и  $p_{\Gamma\Gamma2}$  определяют  $U_{\Gamma}$ :

$$G_T = S_{\Gamma} \cdot \rho_T \cdot U_{\Gamma}, \qquad (3.99)$$

$$U_{\Gamma} = \frac{G_T}{S_{\Gamma} \cdot \rho_T}.$$
(3.100)

$$U_0 = \frac{U_{\Gamma}}{p_{\Gamma\Gamma}^{\nu}}.$$
(3.101)

Таким образом, в результате расчетов получают:

— на режиме максимальной тяги (максимального расхода  $G_{T \max}$ , минимальной высоты полета) минимальную площадь проходного сечения соплового вкладыша (передней диафрагмы)  $F_{\text{вх min}}$ ;

— на режиме минимальной тяги (минимального расхода G<sub>T min</sub>, максимальной высоты полета) максимальную площадь проходного сечения соплового вкладыша (передней диафрагмы) F<sub>вх max</sub>;

— суммарную площадь проходного сечения отверстий сопловой головки (задней диафрагмы)  $F_{\rm вых\Sigma}$ ;

— закон горения маршевого топлива  $U_{\Gamma} = U_0 \cdot p_{rr}^{\nu}$ .

**3.3.2.** Оптимизация характеристик регулятора расхода топлива. Регулятор расхода состоит из трех основных элементов: соплового вкладыша (передней диафрагмы), сопловой головки (задней диафрагмы) и центрального тела (ЦТ), которое имеет возможность совершать возвратно-поступательное движение вдоль неподвижного штока. Размеры основных элементов влияют не только на массогабаритные, но и на функциональные характеристики регулятора.

3.3.2. Оптимизация характеристик регулятора расхода топлива. Анализ влияния размеров основных элементов на характеристики регулятора показал, что определяющим является диаметр горловины соплового вкладыша d<sub>вкл кр.</sub> Действительно, диаметр сопловой головки (максимальный диаметр промежуточной полости) определяется, в основном, выбранной глубиной регулирования расхода, а также числом и схемой размещения сопловых отверстий. Его можно принять постоянным. В то же время не вызывает сомнений, что размеры ЦТ (максимальный наружный диаметр  $d_{\rm LT}$ , длина  $L_{\rm HT}$ ) зависят, в основном, от диаметра критического сечения горловины соплового вкладыша  $d_{\text{вкл.кр}}$ . При работе регулируемого ГГ центральное тело находится в динамическом равновесии под воздействием двух противонаправленных сил: равнодействующей сил давления продуктов сгорания ГГ на наружную поверхность центрального тела (*R*<sub>ГГ</sub>) и равнодействующей сил давления управляющего газа со стороны управляющей полости (R<sub>пп</sub>). С возрастанием диаметра критического сечения вкладыша  $d_{\text{вкл.кр}}$  и размеров ЦТ увеличивается сила  $R_{\Gamma\Gamma}$ , а следовательно, пропорционально возрастают давление управляющего газа  $p_{y,\Pi}$  и коэффициент усиления  $K_y = p_{y,\Pi} / p_{\Gamma\Gamma}$ (в случае постоянства диаметра  $d_{\rm V,\Pi} = {\rm const}$ ), что в конечном счете приводит к увеличению утечки управляющего газа и массы всей системы питания в целом. При уменьшении диаметра  $d_{\text{вкл.кр}}$  ниже некоторого рационального значения может не хватить хода ЦТ вдоль штока (*h*<sub>UTP</sub>) для обеспечения требуемой глубины регулирования расхода маршевого топлива и парирования «паразитного» воздействия шлакования горловины соплового вкладыша.

 отметить, что в конструкции регулятора используется профилированное ЦТ, а также то, что диаметр штока  $d_{\rm шт}$ , по которому движется ЦТ, постоянен для всех вариантов. Длина управляющей полости  $L_{\rm Y.\Pi.}$  выбирается по результатам расчета рабочего хода ЦТ с учетом шлакования и конструкции штока, а также с учетом требования, что минимальная толщина стенки центрального тела в передней части должна быть не менее 8 мм. При этом длиной хвостовой части центрального тела, которая определяет его общую длину, можно варьировать в некоторых пределах.

# Методика определения площади входного сечения регулятора в зависимости от хода центрального тела.

Для принятой глубины регулирования расхода маршевого топлива в п. 3.3.1 были определены термодинамические характеристики продуктов сгорания топлива, а также значения площади критического сечения на входе в регулятор на режимах максимальной и минимальной тяг  $F_{\rm Bx\,min}$ и  $F_{\rm Bx\,max}$  соответственно. Таким образом, каждый вариант регулятора расхода в процессе перемещения ЦТ на штоке должен обеспечить получение максимальной площади проходного сечения на входе в регулятор  $F_{\rm Bx\,max}$ , соответствующей режиму минимальной тяги. Для выполнения этого основного условия проводятся оптимизационные расчеты.

Согласно методике, разработанной авторами, выбирается диапазон хода центрального тела  $h_{\rm UT}$  и, с шагом по 2 мм, для каждого варианта рассчитывается значение площади критического сечения на входе в регулятор. По результатам расчетов для каждого варианта регулятора строится график зависимости  $F_{\rm Bx.per.} = f(h_{\rm UT})$ . При известной площади критического сечения на входе в регулятор на режиме минимальной тяги  $F_{\rm Bx\,max}$  по графику определяется рабочий ход центрального тела  $h_{\rm U,T.P}$ . Далее производится оценка влияния шлакования поверхности соплового вкладыша регулятора на рабочий ход ЦТ, а также оценивается коэффициент усиления для каждого варианта регулятора. В конечном счете определяется длина конструкции регулятора и массогабаритные характеристики системы автоматического регулирования. По результатам такого оптимизационного расчета выбирается один из вариантов регулятора.

Ниже приведена общая методика расчета.

Для определения площади критического сечения на входе в регулятор при каждой величине значения хода центрального тела рассмотрим расчетную схему (рис. 3.54).

Согласно схеме рис. 3.54 проводятся следующие расчеты:

$$PK = \frac{d_{\rm LT}}{2},\tag{3.102}$$

$$AP = R_{\rm ckp} - PK, \tag{3.103}$$

$$OL = OM + AP = \frac{d_{\text{вкл.кр}}}{2} + R_{\text{скр}} - \frac{d_{\text{ЦT}}}{2},$$
 (3.104)



Рис. 3.54. Расчетная схема регулятора расхода: OM — радиус критического сечения соплового вкладыша  $(d_{\text{вкл.кр}}/2)$ ,  $AA_1$  — перемещение центрального тела из нулевого положения (т. 0) в некоторое новое положение, РК — радиус центрального тела  $(d_{\text{ЦТ}}/2)$ , AO, AK — радиус скругления  $(R_{\text{скр}})$ 

$$OL = R_{\rm ckp} - \left(d_{\rm UT} - \frac{d_{\rm BKJ.Kp}}{2}\right), \qquad (3.105)$$

$$\cos(\langle AOL \rangle) = \frac{OL}{R_{\rm ckp}},\tag{3.106}$$

$$< AOL = \arccos\left(\frac{OL}{R_{ckp}}\right),$$
 (3.107)

$$AL = OL \cdot tg (< AOL), \qquad (3.108)$$

$$A_1 L = A L + h_{\text{UT}}, \qquad (3.109)$$

$$\operatorname{tg}(\langle A_1 OL \rangle = \frac{A_1 L}{OL},\tag{3.110}$$

$$< A_1 OL = \operatorname{arctg}\left(\frac{A_1 L}{OL}\right),$$
 (3.111)

$$A_1 O = \sqrt{(OL)^2 + (A_1 L)^2},$$
 (3.112)

$$ON = h_{\rm III} = A_1 O - R_{\rm cKp}, \tag{3.113}$$

$$OQ = h_{\mathrm{III}} \cdot \cos(\langle A_1 OL \rangle), \tag{3.114}$$

$$QM = r_{\text{II.T.KP.}} = \frac{d_{\text{вкл.кр}}}{2} - OQ.$$
 (3.115)

Тогда площадь критического сечения на входе в регулятор определяется по следующей формуле:

$$F_{\text{BX,PEF}} = \pi \cdot \left(\frac{d_{\text{BKJ,KP}}}{2} + r_{\text{U,T,KP.}}\right) \cdot h_{\text{III}}.$$
(3.116)

Аналогичным образом проводится расчет площади критического сечения для других значений хода центрального тела  $h_{\rm LT}$ , а также для других вариантов регулятора.

Как отмечено выше, по результатам расчета строится график зависимости  $F_{\text{вх.рег.}} = f(h_{\text{ЦT}})$  для каждого варианта регулятора, по которому определяется рабочий ход центрального тела  $h_{\text{ЦТP}}$ , обеспечивающий  $F_{\text{вх max}}$ . Пример такого расчета для различных значений  $d_{\text{вкл.кр}}$  регулятора приведен на рис. 3.55.



Рис. 3.55. Зависимости площади входного сечения от хода центрального тела для различных вариантов регулятора

### Оценка влияния шлакования на рабочий ход центрального тела

В условиях шлакования поверхностей проходного тракта регулятора расхода (в первую очередь, поверхности горловины соплового вкладыша, наружной поверхности ЦТ) требуется дополнительный ход ЦТ ( $\Delta h_{\rm шл}$ ) для «парирования» влияния этого явления на величину проходных сечений.

При проведении расчетов по определению влияния шлакования на величину дополнительного хода центрального тела приняты следующие допущения:

 максимальная толщина шлака на поверхности горловины соплового вкладыша равняется δ<sub>шл</sub> (по эмпирическим данным);

- шлакообразование на поверхности центрального тела отсутствует.

Расчетная схема приведена на рис. 3.56.

Согласно этой схеме, расчет рабочего хода центрального тела с учетом шлакования производится так же, как и при отсутствии шлакования (рис. 3.54). Но при этом критический диаметр соплового вкладыша, например, для варианта № 1, составляет не  $d_{\text{вкл.кр}}$ , а  $d'_{\text{вкл.кр}} = d_{\text{вкл.кр}} - 2\delta_{\text{шл}}$ . Остальные параметры расчета остаются такими же, как и в случае отсутствия



Рис. 3.56. Расчетная схема регулятора с учетом шлакования поверхности соплового вкладыша

шлакования. По результатам расчета строятся зависимости  $F_{\text{вх.рег.}} = f(h'_{\text{ЦT}})$  с учетом шлакования (рис. 3.57), и по ним определяется рабочий ход центрального тела при шлаковании поверхности соплового вкладыша  $h'_{\text{ЦТP}}$ .

На рис. 3.58 приведена зависимость критического диаметра центрального тела от площади входного сечения для разных вариантов регуляторов без и с учетом шлакования.



Рис. 3.57. Зависимости площади проходного сечения от хода ЦТ для различных вариантов регулятора с учетом уменьшения диаметра соплового вкладыша вследствие шлакования


Рис. 3.58. Зависимость критического диаметра центрального тела от площади входного сечения для разных вариантов регулятора

Определяется величина дополнительного хода центрального тела, вызванного шлакованием

$$\Delta h_{\rm III,T} = h'_{\rm ILTP} - h_{\rm IL,T,P}. \tag{3.117}$$

Таким образом, для «парирования» процесса шлакования и сохранения требуемой площади проходного сечения на входе в регулятор, центральное тело должно дополнительно смещаться на величину  $\Delta h_{\rm шл}$ .

### Определение длины управляющей полости центрального тела.

При известном рабочем ходе центрального тела  $h_{\rm ЦТP}$  и дополнительном его ходе  $\Delta h_{\rm шл}$ , вызванном шлакованием, для каждого варианта регулятора возможно определить необходимую длину управляющей полости регулятора  $L_{\rm У.П.}$ , а также длину центрального тела  $L_{\rm ЦТ}$ . При этом следует учесть, что центральное тело, находясь в нулевом положении (регулятор закрыт), должно опираться на составной шток с уплотнительным кольцом, а также минимальная толщина стенки центрального тела в передней части должна быть не менее 8 мм.

На рис. 3.59 приведена схема расчета длины управляющей полости для данного варианта.

Определяется длина управляющей полости центрального тела регулятора

$$L_{\text{Y.}\Pi.} = r_{\text{cKp}} + L_{\text{3an}} + h_{\text{UTP}} + \Delta h_{\text{III}} + L_{\Pi.\Gamma.\text{IIIT.}} + L_{\text{Y}\Pi.\Pi.} + L_{3.\Gamma.\text{IIIT.}}, \quad (3.118)$$

где  $r_{\rm скр}$  — радиус скругления торца с цилиндрической поверхностью управляющей полости;  $L_{\rm зап}$  — расстояние запаса, исключающее при максимально открытом положении центрального тела контакт составного штока регулятора с радиусом скругления торца управляющей полости;  $h_{\rm ЦТP}$  — длина рабочего хода центрального тела;  $\Delta h_{\rm шл}$  — величина дополнительного хода центрального тела;  $L_{\rm П.Г.ШТ.}$  — ширина передней губки штока;



Рис. 3.59. К расчету длины управляющей полости ЦТ регулятора

 $L_{\rm УПЛ.}$  — ширина уплотнительного кольца;  $L_{\rm 3. \Gamma. ШТ.}$  — ширина задней губки штока.

Длина центрального тела определяется по рис. 3.59 при рассчитанной длине управляющей полости. Аналогично рассчитывается длина управляющей полости центрального тела для других вариантов регулятора и определяется длина ЦТ.

Следует отметить, что у некоторых вариантов регуляторов может не выполняться требование по минимальной толщине стенки ЦТ. В таком случае влияние длины ЦТ на толщину стенки не следует учитывать.

Таким образом, определены основные размеры центрального тела регулятора, влияющие на длину узла регулирования.

#### Расчет коэффициента усиления.

Важным показателем при работе регулятора является коэффициент усиления  $K_y$ , т.е. отношение давления газа в управляющей полости к соответствующему давлению в ГГ.

При возрастании коэффициента  $K_y$  увеличивается рабочее давление управляющего газа и, соответственно, возрастают утечки управляющего газа из полости центрального тела.

Расчет коэффициента усиления проводится для режима максимальной тяги, т.е. для режима максимального давления в газогенераторе ( $p_{\Gamma\Gamma} = p_{\Gamma\Gamma \max}$ ).

На рис. 3.60 приведена схема расчета газодинамических сил, действующих на центральное тело.



Рис. 3.60. Схема расчета сил, действующих на поверхность центрального тела со стороны газогенератора и промежуточной полости

На схеме (рис. 3.60) видно, что давление в ГГ  $p_{\Gamma\Gamma}$  действует на поверхность ЦТ до некоторого диаметра  $d_{\text{Ц.Т.КР.1}}$ , после чего начинает уменьшаться (в связи с сужением, образуемым поверхностью ЦТ и соплового вкладыша) до некоторого значения  $p_{\text{KP}}$ , соответствующего критическому сечению на входе в регулятор. Принимается, что после скачка уплотнения в критическом сечении происходит срыв потока продуктов газогенерации, и давление равняется давлению в промежуточной полости  $p_{\Pi\Pi}$  (поверхности ЦТ и соплового вкладыша).

Определяется суммарная газодинамическая сила давления на ЦТ со стороны ГГ и промежуточной полости

$$R_{\Gamma\Sigma} = R_{\Gamma1} + R_{\Gamma2} - R_{\Gamma3}, \qquad (3.119)$$

где  $R_{\Gamma 1}$  — результирующая сил давления на носовую часть ЦТ, где действующее давление равняется давлению в ГГ  $p_{\Gamma\Gamma}$ ;  $R_{\Gamma 2}$  — результирующая сил давления на докритическую часть ЦТ (с момента начала падения давления с  $p_{\Gamma\Gamma}$  до  $p_{KP}$ );  $R_{\Gamma 3}$  — результирующая сил давления на хвостовую часть ЦТ.

Для определения  $R_{\Gamma 1}$  требуется определить  $d_{II,T,KP,1}$ , т.е. сечение, до которого действует давление, равное давлению в газогенераторе  $p_{\Gamma\Gamma}$ . На рис. 3.61 приведена расчетная схема графо-аналитической методики расчета. Как следует из схемы, к поверхности ЦТ в критическом сечении проведена касательная, которая является осью x принятой системы координат. Перпендикулярно к ней проведена ось y. Рассматриваются сечения в докритической части ЦТ с шагом 1 мм от нулевого значения по оси x. Нулевое значение по оси x соответствует критическому сечению. Для каждого сечения определяются из

(рис. 3.61) величины  $r_{\rm CP}$  и y, причем  $r_{\rm CP}$  определяется от оси ЦТ до середины текущего сечения в докритической части канала, а  $y_i$  — текущая ширина сечения канала.



Рис. 3.61. Схема графо-аналитического определения параметров потока в докритической области на входе в регулятор

Например, для значения по оси x, равному -6, согласно рис. 3.61, получим  $r_{\text{CP}.-6}$ ,  $y_{-6}$ . Площадь проходного сечения канала:

$$F_{\Pi P.-6} = 2 \cdot \pi \cdot r_{CP.-6} \cdot y_{-6}. \tag{3.120}$$

Для сечения при x = 0

$$F_{\Pi P.0} = F_{\Pi P.KP.} = 2 \cdot \pi \cdot r_{CP.0} \cdot y_0.$$
(3.121)

Определяется значение газодинамической функции  $q(\lambda)$ :

$$q\left(\lambda\right) = \frac{F_{\Pi P.KP.}}{F_{\Pi P.-6}}.$$
(3.122)

По таблицам газодинамических функций определяются значение газодинамической функции  $\pi(\lambda)$  в зависимости от показателя адиабаты k и  $q(\lambda)$ .

Таким образом, для каждого значения по оси x определяются значения функции  $\pi(\lambda)$  и делается вывод об изменении давления в околокритической области. После этого по результатам расчета выбирается сечение, где давление максимально близко к давлению в ГГ, и по чертежу измеряется величина  $d_{\rm ILT,KP,I}$ .

Значение силы R<sub>Г1</sub>:

$$R_{\Gamma 1} = F_{\text{II.T.KP.1}} \cdot p_{\Gamma \Gamma} = \left(\frac{\pi \cdot d_{\text{II.T.KP.1}}^2}{4}\right) \cdot p_{\Gamma \Gamma}.$$
(3.123)

Аналогичным образом проводится расчет для других вариантов регуляторов.

Определяется  $R_{\Gamma 2}$  — результирующая сила давления в докритической части, где давление падает с  $p_{\Gamma\Gamma}$  до  $p_{\rm KP}.$  На рис. 3.62 приведена расчетная схема.



Рис. 3.62. К расчету результирующей силы R<sub>Г2</sub>

Согласно схеме, получаем криволинейный треугольник АОВ. Сила, действующая на поверхность центрального тела, записывается в следующем виде

$$R_{\Gamma 2} = \int_{r_B}^{r_{\rm KP}} 2 \cdot \pi \cdot r \cdot p_{\Gamma\Gamma} \cdot \pi(r) \cdot dr, \qquad (3.124)$$

где  $\pi(r)$  — зависимость газодинамической функции от текущего радиуса, измеряемого от оси центрального тела до поверхности в каждом сечении. Значения функции  $\pi(r)$  известны, и по чертежу определяются соответствующие им радиусы  $r_i$ ;

 $r_{\rm KP} = rac{d_{_{
m ILT,KP}}}{2}$  — радиус центрального тела в критическом сечении;  $r_B = rac{d_{_{
m ILT,KP,I}}}{2}$  — радиус центрального тела в сечении, где давление принято равным давлению в газогенераторе.

Зависимость  $\pi(r)$  записывается в следующем виде:

$$\pi(r) = a_0 + a_1 \cdot r + a_2 \cdot r^2 + a_3 \cdot r^3.$$
(3.125)

Для каждого известного значения  $\pi(r)$  получают по чертежу (в сечениях от 0 до -6) соответствующие радиусы центрального тела  $r_i$ . По этим данным строится зависимость  $\pi(r) = f(r_i)$ , которая позволяет определить коэффициенты  $a_0$ ,  $a_1$ ,  $a_2$ ,  $a_3$  для полиномиальной зависимости третьей степени. Если уравнение третьей степени недостаточно точно описывает построенную зависимость, то возможно использование уравнения чевертой или пятой степени. При этом добавляются соответствующие коэффициенты  $a_4$  и  $a_5$ . Коэффициенты зависимости  $\pi$  (r) = f ( $r_i$ ) возможно определить, записав и решив систему четырех уравнений (для четырех коэффициентов):

$$\begin{cases} \pi (r_1) = a_0 + r_1 \cdot a_1 + r_1^2 \cdot a_2 + r_1^3 \cdot a_3 \\ \pi (r_2) = a_0 + r_2 \cdot a_1 + r_2^2 \cdot a_2 + r_2^3 \cdot a_3 \\ \pi (r_3) = a_0 + r_3 \cdot a_1 + r_3^2 \cdot a_2 + r_3^3 \cdot a_3 \\ \pi (r_4) = a_0 + r_4 \cdot a_1 + r_4^2 \cdot a_2 + r_4^3 \cdot a_3 \end{cases}$$
(3.126)

Получив коэффициенты  $a_0$ ,  $a_1$ ,  $a_2$ ,  $a_3$ , можно определить силу  $R_{\Gamma 2}$ :

$$R_{\Gamma 2} = \int_{r_B}^{r_{\rm KP}} 2 \cdot \pi \cdot r \cdot p_{_{\Gamma\Gamma}} \cdot \pi (r) \cdot dr =$$
  
=  $2 \cdot \pi \cdot p_{\Gamma\Gamma} \cdot \left[ \frac{r^2}{2} \cdot a_0 + \frac{r^3}{3} \cdot a_1 + \frac{r^4}{4} \cdot a_2 + \frac{r^5}{5} \cdot a_3 \right] \Big|_{r_B}^{r_{\rm KP}}.$  (3.127)

Аналогичным образом определяется  $R_{\Gamma 2}$  для других вариантов регуляторов.

Далее определяется  $R_{\Gamma 3}$  — сила давления на хвостовую часть центрального тела. На рис. 3.63 приведена расчетная схема, на которой видно, что часть сил взаимно компенсируется, а оставшаяся некомпенсированная часть рассчитывается по зависимости

$$R_{\Gamma 3} = \frac{\pi \cdot \left(d_{\text{ILT.KP.}}^2 - d_{\text{ILT}}^2\right)}{4} \cdot p_{\Pi \Pi}, \qquad (3.128)$$

где  $p_{\Pi\Pi}$  — давление в промежуточной полости;  $d_{\text{Ц.Т.КР.}}$  — диаметр центрального тела в критическом сечении;  $d_{\text{шт}}$  — диаметр штока.



Рис. 3.63. К расчету результирующей силы  $R_{\rm \Gamma3}$ 

Для каждого варианта регулятора значения силы  $R_{\Gamma 3}$  различаются. Определяется суммарная результирующая сила  $R_{\Gamma \Sigma}$ 

$$R_{\Gamma\Sigma} = R_{\Gamma1} + R_{\Gamma2} - R_{\Gamma3}. \tag{3.129}$$

Из уравнения газодинамического равновесия центрального тела

$$R_{\Gamma\Sigma} = p_{\mathcal{Y}.\Pi.} \cdot F_{\mathcal{Y}.\Pi.}, \qquad (3.130)$$

где  $p_{\text{У.П.}}$  — давление в управляющей полости,  $F_{\text{У.П.}} = (\pi \cdot d_{\text{У.П.}}^2)/4$  — площадь канала управляющей полости, определяется давление в управляющей полости

$$p_{\mathcal{Y}.\Pi.} = \frac{R_{\Gamma\Sigma}}{F_{\mathcal{Y}.\Pi.}}.$$
(3.131)

Определяется коэффициент усиления

$$K_{\rm y} = \frac{p_{\rm y.fl.}}{p_{\rm rr}}.$$
 (3.132)

Аналогичным образом определяются коэффициенты усиления и для других вариантов регуляторов, а также относительный коэффициент усиления, равный

$$\overline{K}_{\mathcal{Y}} = \frac{K_{\mathcal{Y}}}{K_{\mathcal{Y},\text{Bap }N^{\circ}1}}.$$
(3.133)

3.3.3. Определение массогабаритных характеристик регулируемого газогенератора.

Расчет длины регулятора расхода, длины и массы заряда маршевого топлива.

Длина регулятора  $L_{\rm P}$  является важной характеристикой, определяющей, в значительной мере, объем двигательной установки, который уже нельзя использовать, например, для заполнения топливом. Поэтому необходимо искать пути снижения  $L_{\rm P}$ .

Определим длину регулятора расхода с профилированным центральным телом:

$$L_{\rm P} = L_{\rm XB, \Psi, II, T.} + L_{\rm KP-\Pi EP} + h_{\rm IITP} + \Delta h_{\rm IIIJ} + \delta_{\rm C, BKJI.} + \delta_{\rm C, \Gamma OJI} + L_{\rm \Gamma AP} + L_{\rm XBCT}, \quad (3.134)$$

где  $L_{\rm XB. Ч.Ц.Т.}$  — длина хвостовой части центрального тела;  $L_{\rm KP-ПЕР}$  — расстояние между критическим сечением ЦТ (в закрытом положении) и сечением перехода от головной к хвостовой части;  $h_{\rm ЦТP}$  — рабочий ход центрального тела в отсутствии шлакования;  $\Delta h_{\rm шл}$  — дополнительный ход центрального тела, вызванный шлакованием;  $\delta_{\rm C.BKЛ.}$  — толщина входной части соплового вкладыша;  $\delta_{\rm C.ГОЛ}$  — толщина стенки сопловой головки вдоль оси камеры сгорания;  $L_{\rm ГАР}$  — гарантированная длина промежуточной полости, для исключения контакта центрального тела со стойками сопловой головки;  $L_{\rm XBCT}$  — длина

хвостовика регулятора, расположенного за сопловой головкой и предназначенного для крепления воспламенительного устройства стартового РД.

Определим общую действительную длину двигательной установки  $L_{\text{ДУ}\Sigma}$ . Для этого определяем длину заряда ГГ:

$$L_{\Gamma\Gamma} = U_{\Gamma.1} \cdot \tau_{\text{ДB}},\tag{3.135}$$

где  $U_{\Gamma.1}$  — скорость горения заряда маршевого топлива торцевого горения на максимальном режиме (п.3.3.1);  $\tau_{\rm ДB}$  — время работы двигателя на максимальном режиме.

Действительная длина двигательной установки:

$$L_{\mathcal{A}\mathcal{Y}\Sigma} = L_{\Gamma\Gamma} + L_{P} + L_{\Pi PE\mathcal{A}.PE\Gamma} + L_{\kappa am.crop}, \qquad (3.136)$$

где  $L_{\Pi PEД, PE\Gamma}$  — длина «предрегуляторного» объема газогенератора;  $L_{\text{кам.сгор.}}$  — длина камеры сгорания, определяется по результатам оптимизационных расчетов стартовой разгонной ступени (см. главу 2).

Масса маршевого топлива

$$M_{\mathrm{T.M}} = G_{\mathrm{T\,max}} \cdot \tau_{\mathrm{AB}}.\tag{3.137}$$

## Расчет массы регулятора расхода и других элементов системы автоматического регулирования.

На рис. 3.64 приведена одна из возможных конструктивных схем



Рис. 3.64. Конструктивная схема регулятора расхода: 1 — сопловой вкладыш, 2 — сопловая головка, 3 — центральное тело, 4 — шток

регулятора. Ввиду сложности конструктивной формы для расчета массы принимается схема, которая приведена на рис. 3.65. Все геометрические размеры и характеристики применяемых материалов известны. Расчетная

схема, приведенная на рис. 3.65, позволяет приближенно определить массу регулятора.

Как уже упоминалось ранее (гл. 2), подобные расчеты могут выполняться автоматизированно в пакетах САПР.

Рассмотрим следующий пример. В качестве материала, из которого изготовлена сопловая головка регулятора, принимается композиционный материал — стеклопластик П-5-2, прессованный на основе кремнеземных тканей со связующим на основе эпоксидной смолы, с плотностью  $\rho_{\Pi-5-2} = 1800 \,\mathrm{kr/m^3}$ . Металлические элементы выполнены из стали KBK-32 с плотностью  $\rho_{\rm CT} = 7800 \,\mathrm{kr/m^3}$ . Центральное тело выполнено из графита марки «Арголон» с плотностью  $\rho_{\rm APF} = 2000 \,\mathrm{kr/m^3}$ . Сопловой вкладыш выполнен из композиционного материала типа «углерод–углерод» с плотностью  $\rho_{\rm KM} = 1800 \,\mathrm{kr/m^3}$ .

Согласно рис. 3.65, выделяются 12 (двенадцать) расчетных элементов. Элементы 6 и 9 выполнены из стали. Остальные элементы выполнены из композиционного материала. Размеры расчетных элементов берутся с чертежа узла регулирования.



Рис. 3.65. Расчетная схема регулятора расхода для оценки массы

#### Определение массы элемента № 1.

Элемент представляет собой усеченный конус с цилиндрической полостью внутри. Исходные данные принимаются согласно расчетной схеме (рис. 3.65).

Определяется объем усеченного конуса

$$V_{1,1} = \frac{\pi}{3} \cdot L_{1,1} \cdot \left( R_{1,1}^2 + r_{1,1}^2 + R_{1,1} \cdot r_{1,1} \right), \qquad (3.138)$$

где  $L_{1,1}$  — длина (высота) усеченного конуса;  $R_{1,1}$  — радиус большего основания усеченного конуса;  $r_{1,1}$  — радиус меньшего основания усеченного конуса.

Определяется объем цилиндрической полости

$$V_{1,2} = \pi \cdot R_{1,2}^2 \cdot L_{1,2}, \tag{3.139}$$

где  $L_{1,2}$  — длина (высота) цилиндра;  $R_{1,2}$  — радиус основания цилиндра.

Искомый объем определяется как разница объемов усеченного конуса и цилиндра:

$$V_1 = V_{1,1} - V_{1,2}. ag{3.140}$$

Определяется масса элемента № 1:

$$M_1 = V_1 \cdot \rho_{\rm APF}, \tag{3.141}$$

где  $\rho_{\rm APF}$  — плотность материала выделенного расчетного элемента.

#### Определение массы элемента №2.

Элемент представляет собой усеченный конус с цилиндрическим отверстием в нем. Для определения объема элемента из объема усеченного конуса вычитается объем прямого цилиндра. Определяется объем усеченного конуса

$$V_{2,1} = \frac{\pi}{3} \cdot L_{2,1} \cdot \left( R_{2,1}^2 + r_{2,1}^2 + R_{2,1} \cdot r_{2,1} \right), \qquad (3.142)$$

где  $L_{2,1}$  — длина (высота) усеченного конуса;  $R_{2,1}$  — радиус большего основания усеченного конуса;  $r_{2,1}$  — радиус меньшего основания усеченного конуса.

Определяется объем цилиндра:

$$V_{2,2} = \pi \cdot R_{2,2}^2 \cdot L_{2,2}, \tag{3.143}$$

где  $L_{2,2}$  — длина (высота) цилиндра;  $R_{2,2}$  — радиус основания цилиндра.

Искомый объем определяется как разница объемов усеченного конуса и цилиндра:

$$V_2 = V_{2,1} - V_{2,2}. (3.144)$$

Определяется масса элемента № 2:

$$M_2 = V_2 \cdot \rho_{\rm AP\Gamma},\tag{3.145}$$

где  $\rho_{\rm APF}$  — плотность материала выделенного расчетного элемента.

Таким образом, масса центрального тела, согласно рис. 3.65,

$$M_{\rm LLT} = M_1 + M_2. \tag{3.146}$$

Масса остальных расчетных элементов определяется аналогичным образом.

При этом ориентировочная масса соплового вкладыша, согласно рис. 3.65 (№ 3+№ 4+№ 5),

$$M_{\rm C.B.} = M_3 + M_4 + M_5. \tag{3.147}$$

Масса сопловой головки, согласно рис. 3.65 (№ 7+№ 8+№ 10+№ 11+№ 12),

$$M_{\rm C.\Gamma} = M_7 + M_8 + M_{10} + M_{11} + M_{12}.$$
(3.148)

Таким образом, общая масса регулятора

$$M_{\text{per}\Sigma} = M_{\text{LLT}} + M_{\text{C.B.}} + M_6 + M_9 + M_{\text{C.\Gamma}} = M_1 + M_2 + M_3 + \dots + M_{12}.$$
 (3.149)

Аналогичным образом проводится оценка массы регуляторов других вариантов.

Помимо оценки массы регулятора, проводится оценка потребной массы азота в качестве управляющего газа, массы шар-баллонов, в которых должен размещаться необходимый запас азота и т.п.

Суммарная масса системы автоматического регулирования (САР) рассчитывается как сумма масс азота, баллонов, массы регулятора, массы импульсных линий и массы запорно-регулирующей арматуры, т.е.

$$M_{\rm CAP} = M_{\rm PE\Gamma\Sigma} + M_{\rm BAJ} + M_{\rm CW,A3.} + M_{\rm H.J.} + M_{\rm APM}, \qquad (3.150)$$

где  $M_{\rm PE\Gamma\Sigma}$  — суммарная масса регулятора;  $M_{\rm БАЛ}$  — масса пустого баллона или баллонов;  $M_{\rm CЖ.A3.}$  — масса сжатого азота;  $M_{\rm H.Л.}$  — масса импульсных линий, т.е. трубок с азотом, связывающих регулятор с баллонами (с увеличением протяженности линий масса их растет);  $M_{\rm APM}$  — суммарная масса редуктора (струйное пневмореле), датчиков-преобразователей давления и прочих регулирующих элементов системы (может иметь различные значения в зависимости от типов применяемых датчиков, редукторов и т.п.).

По результатам расчетов всех вариантов регулятора строятся график зависимости массы регулятора  $M_{\rm per}$  и суммарной массы САР  $M_{\rm cap}$  от критического диаметра соплового вкладыша d<sub>кр.вкл</sub> (рис. 3.66), а также график зависимости



Рис. 3.66. Зависимости массы регулятора (1) и суммарной массы САР (2) от критического диаметра соплового вкладыша

коэффициента усиления Ку и длины узла регулирования  $L_{per}$  от диаметра критического сечения соплового вкладыша  $d_{\kappa p. B \kappa n.}$  (рис. 3.67).

На основании проведенных оптимизационных расчетов и рис. 3.66 и 3.67 выбирается оптимальный вариант регулятора, в котором реализуется



Рис. 3.67. Зависимости коэффициента усиления (1) и длины узла регулирования (2) от диаметра критического сечения соплового вкладыша

компромиссное решение по требованию снижения массы САР и снижения коэффициента усиления  $K_{\rm v}.$ 

Вопросы расчета динамических характеристик газогенератора РПД и системы регулирования с центральным телом подробно рассмотрены в [3.14]. Вопросы работы газогенераторов РПД на переходных режимах и их динамические характеристики могут быть рассмотрены по аналогии с работой РДТТ на переходных режимах [3.23].

## 3.4. Расчет и проектирование камер сгорания РПД

Для регулируемых РПД на твердом или пастообразном топливах с интегрированной стартовой ступенью (объединенной с камерой сгорания, в которой дожигаются продукты газогенерации на маршевом режиме полета) геометрические характеристики камеры сгорания маршевой ступени (внутренний диаметр и длина камеры, толщины ТЗП и обечайки) определяются на этапе проектирования стартовой ступени (стартового РД, гл. 2) и имеют ограничения по максимальным размерам, указанным в Техническом задании. Таким образом, полученные по расчетам в главе 2 геометрические характеристики камеры стартового РД являются исходными данными при проектировании камеры сгорания РПД. Длина камеры сгорания РПД также не может быть изменена в большую или меньшую сторону. Отсюда возникает необходимость в организации эффективного рабочего процесса дожигания продуктов газогенерации при имеющихся геометрических исходных данных, полученных по результатам расчета стартового РД (гл. 2). Стенки камеры сгорания РПД должны иметь ТЗП, способное, после выгорания заряда топлива стартового РД, выдержать поток дожигаемых продуктов сгорания из газогенератора в течение заданного времени. Это необходимо учитывать при выборе материала ТЗП. Общая методика расчета потребной толщины ТЗП и принцип выбора материала ТЗП приведены в главе 2 (п. 2.4) и в п. 3.2.5 настоящей главы. Данный аспект должен учитываться уже на этапе проектирования камеры сгорания интегрированной стартовой ступени.

Тепловой расчет, по результатам которого определяются толщины ТЗП и другие геометрические характеристики камеры сгорания РПД (при расчете стартовой ступени), проводится в предположении о том, что рабочий процесс дожигания продуктов газогенерации в камере РПД является эффективно организованным (например, с равномерным распределением продуктов газогенерации по сечению камеры РПД при симметричной подаче воздуха из ВЗУ). Это означает, что при проектировании камеры сгорания РПД необходимо гарантировать эффективный рабочий процесс дожигания, что обеспечит правильную работу ранее спроектированных ТЗП и других элементов двигателя. При несимметричной подаче воздуха в камеру сгорания РПД вопрос организации эффективного смесеобразования и дожигания в камере наиболее актуален.

Таким образом, расчет и проектирование камеры сгорания РПД сводятся к рассмотрению следующих вопросов:

 анализ факторов, влияющих на эффективность рабочего процесса в камере сгорания;

 оценка распространения газогенераторных струй в камере сгорания, в результате которой определяется оптимальный угол вдува газогенераторной струи в воздушный поток, поступающий в камеру сгорания;

- определение эффективности смешения и горения в камере сгорания;

— расчет и проектирование сопловых блоков маршевого режима работы РПД;

- расчет тягово-экономических характеристик двигателя.

Вопросы проектирования сопловых блоков маршевого режима РПД, согласования расходов с ВЗУ, расчет гидравлических потерь и т.п. подробно рассматриваются в [3.24, 3.25] и здесь не приводятся.

Для РПД на пастообразных топливах расчет и проектирование камеры сгорания аналогичны таковым для РПД на твердых топливах.

**3.4.1.** Факторы, влияющие на эффективность рабочего процесса. От эффективной организации рабочего процесса в РПД зависит, в первую очередь, полнота сгорания вытекающих из ГГ газообразных и конденсированных продуктов, которая, в конечном счете, определяет тягово-экономические характеристики ракетно-прямоточного двигателя.

В работе [3.1] приведены основные результаты исследований процесса горения газогенераторных продуктов в камере сгорания. Показано, что в условиях высокотемпературной рабочей зоны (коэффициент избытка воздуха в РПДТ и РПДП обычно не превышает значений  $\alpha = 2 \div 3$ ) и относительно больших размеров модельных и натурных двигателей химическая кинетика на рабочий процесс практически не влияет, т.е. процесс вторичного горения в камере сгорания определяется диффузионным смешением высокоскоростных газогенераторных струй с воздухом.

Длина камеры, необходимая для полного сгорания газогенераторных продуктов, зависит от ряда определяющих параметров: режима работы двигателя ( $\alpha$ ), температуры воздуха на входе ( $T_B^*$ ), характеристик маршевого топлива ( $L_0$ ,  $I_{\rm yd, \kappa p}$ ), относительных значений площади критического сечения маршевого сопла и сопел газораспределительной головки газогенератора ( $\overline{F}_{\rm KP} = F_{\rm KP}/F_{\rm K.C.}$ ,  $\overline{F}_{\Gamma\Gamma} = F_{\Gamma\Gamma}/F_{\rm K.C.}$ ) и др.

При этом вся длина камеры условно делится на два участка — участок смешения и участок горения.

На участке смешения осуществляется организация раздачи топлива и воздуха по поперечному сечению камеры, а эффективность рабочего процесса, в первую очередь, определяется равномерностью распределения первичных продуктов сгорания, вытекающих из газогенератора, в поперечном сечении камеры. От равномерности распределения первичных продуктов сгорания зависит длина участка горения и полнота сгорания топлива в РПД.

При переходе от односоплового к многосопловому газогенератору снижается длина факела одиночного сопла газогенераторной головки (рис. 3.68), т. е. выбирая соответствующее число сопел, можно добиться, чтобы длина факела пламени одиночного сопла не превосходила длину камеры сгорания:  $L'_{\Phi} \leq L_{\rm KC}$  [3.1]. При этом с увеличением числа сопел уменьшаются эквивалентная площадь  $F_{\rm ЭKB}$ , т.е. площадь камеры, приходящаяся на одно сопло, и соответствующий эквивалентный диаметр. В случае одинаковых размеров сопловых отверстий и при наличии в камере центрального тела (рис. 3.68) эквивалентный диаметр вычисляется по формуле

$$D_{\Im KB} = \frac{D_{KC}}{\sqrt{N_C/(1 - \overline{d}_{_{\rm LT}}^2)}},$$
 (3.151)

где  $N_C$  — число сопел газораспределительной головки;  $\overline{d}_{\rm LT} = d_{\rm LT}/D_{\rm KC}$  — относительный диаметр центрального тела.

В случае, когда  $\overline{d}_{\rm цт} = 0$  и сопловые отверстия различаются размерами диаметра, диаметр эквивалентной окружности, соответствующей одному сопловому отверстию головки газогенератора, равен

$$D_{\Im KB} = d_{\Gamma\Gamma} \cdot \sqrt{\frac{F_{KC}}{F_{\Gamma\Gamma\Sigma}}}, \qquad (3.152)$$

где  $d_{\Gamma\Gamma}$  — диаметр отдельного соплового отверстия распределительной головки;  $F_{\Gamma\Gamma\Sigma}$  — суммарная площадь всех сопел головки регулятора.



Рис. 3.68. Многосопловой РПДТ и эквивалентный односопловой РПДТ, имеющие одинаковую полноту сгорания топлива

Выражение для относительной эквивалентной длины камеры сгорания имеет вид [3.1]

$$\overline{L}_{\Im KB} = \frac{L_{KC}}{D_{\Im KB}} = \frac{L_{KC}}{D_{KC}} \cdot \sqrt{\frac{N_C}{\left(1 - \overline{d}_{\mu\tau}^2\right)}}.$$
(3.153)

Из (3.153) следует, что с увеличением числа сопел газогенератора увеличивается относительная эквивалентная длина камеры сгорания и, как показала практика, значительно возрастает полнота сгорания.

Если  $Q_{\Gamma\Gamma}$  — теплота сгорания топлива в газогенераторе, то полнота вторичного сгорания в прямоточной камере  $\eta_{\rm сгор}$  определяется по следующей зависимости  $n - \overline{O}$ 

$$\eta_{\rm crop} = \frac{\eta - Q_{\Gamma\Gamma}}{1 - \overline{Q}_{\Gamma\Gamma}},\tag{3.154}$$

где  $\overline{Q}_{\Gamma\Gamma} = Q_{\Gamma\Gamma}/H_u$  — относительная теплота первичного сгорания в газогенераторе;  $\eta$  — суммарная теплота сгорания топлива в РПДТ или РПДП;  $H_u$  — теплотворная способность топлива.

На основе анализа обширных экспериментальных данных при работе модельных и натурных РПДТ, где в качестве горючих компонентов использованы Mg, Al, CH, получена обобщенная зависимость полноты вторичного

сгорания от приведенной длины камеры

$$\eta_{\rm crop} = f\left(x_{\rm \Pi P}\right). \tag{3.155}$$

В приведенной длине  $x_{\rm пр}$  учитываются относительная эквивалентная длина камеры, вид топлива  $(L_0, I_{\rm yd. \kappa p})$ , режим работы двигателя  $(\alpha)$ , параметры полета  $(T_B^*)$  и др.:

$$x_{\Pi P} = f\left(\overline{L}_{\Im KB}, \alpha, L_0, I_{y_{\mathcal{A}.KP}}, f_{\kappa p}, T_B^*\right).$$
(3.156)

Зависимость (3.155) предназначена для симметричных спутных схем подачи воздуха и продуктов газогенерации в камеру сгорания, когда заведомо реализуется оптимальный процесс смесеобразования в камере. Для несимметричных схем в настоящее время полнота сгорания определяется по экспериментальным данным. Как показали эксперименты, зависимость (3.155) при несимметричной схеме подачи воздуха и несимметричном расположении сопловых отверстий относительно оси двигателя дает завышенные результаты.

При известных геометрических размерах узла регулирования продуктов первичного сгорания (полученных в п. 3.3), а также при известном внутреннем диаметре камеры сгорания (по результатам расчета стартового РД, глава 2), с учетом принятой конструкции узла регулирования, необходимо разместить заданное число сопловых отверстий на сопловой головке с целью наилучшего смешения с воздухом, поступающим из ВЗУ.

ВЗУ, как отмечалось, могут быть лобовыми или подфюзеляжными, однои многопатрубковыми, симметричными или несимметричными, регулируемыми и нерегулируемыми. Размещение сопловых отверстий может различаться в зависимости от аэродинамической схемы ракеты и схемы ВЗУ. Они могут быть различного диаметра, оси сопловых отверстий могут иметь различный наклон к оси двигателя. Для каждого конкретного типа двигателя схема размещения сопловых отверстий на крышке газогенератора принимается исходя из полученных экспериментальных данных по отработке процесса смесеобразования в двигателе. При отсутствии таковых требуется отработка процесса смесеобразования на модельных установках для определения оптимального расположения сопловых отверстий относительно ВЗУ.

В случае четырехпатрубкового осесимметричного ВЗУ на основании экспериментальных данных принимается число сопловых отверстий  $N_{\rm C} = 8$ . При этом принимается, что через четыре отверстия большего диаметра проходит 60% расхода из газогенератора, а через другие четыре отверстия меньшего диаметра проходит 40% расхода. Ранее (раздел 3.3) была определена суммарная площадь выходных отверстий  $F_{\rm BMX\Sigma}$  (на максимальном режиме) из условия обеспечения сверхзвукового перепада на всех режимах работы двигателя. При известном расходе топлива на максимальном режиме  $G_{\rm T, max}$ определяются расход топлива через отверстия с большим диаметром  $G_{\rm T.6\Sigma}$ , суммарная площадь больших отверстий  $F_{\rm BMX,6\Sigma}$ , а также площадь и диаметр одного отверстия  $F_{\text{вых.6}}, d_{\text{вых.6}}$ :

$$G_{\mathrm{T.6\Sigma}} = G_{\mathrm{T\,max}} \cdot 0.6, \qquad (3.157)$$

$$F_{\text{Bbix.}6\Sigma} = F_{\text{Bbix}\Sigma} \cdot 0,6, \qquad (3.158)$$

$$F_{\text{Bbix.6}} = \frac{T_{\text{Bbix.6}\Sigma}}{4},\tag{3.159}$$

$$d_{\text{Bbix},6} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\text{Bbix},6}}{\pi}} \,. \tag{3.160}$$

Аналогично, для сопловых отверстий меньшего диаметра определяются расход топлива  $G_{\text{T.M}\Sigma}$ , суммарная площадь отверстий меньшего диаметра  $F_{\text{вых.м.}\Sigma}$ , площадь и диаметр одного отверстия  $F_{\text{вых.м.}}$ ,  $d_{\text{вых.м.}}$ .

Размещение сопловых отверстий на сопловой головке для принятой схемы ВЗУ и одного из вариантов регулятора расхода приведено на рис. 3.69. При этом учитываются конструктивные особенности принятого регулятора расхода, например, наличие пилонов, по которым подводится управляющий газ. Четыре отверстия большего диаметра размещаются симметрично по окружности на осевых линиях подводящих каналов ВЗУ. Отверстия меньшего диаметра размещаются между отверстиями большего диаметра на окружности меньшего диаметра. Оптимальный геометрический угол входа ВЗУ ( $\beta_{\text{ВД.ВЗУ}}$ ) определяется исходя из отработки процесса смесеобразования в камере на модельных установках. Фактический угол вдува воздушного потока  $\beta_{\text{ВД}}$  определяется в п. 3.4.2. Углы вдува газогенераторных струй из сопловых отверстий большего и меньшего диаметров равны  $\alpha_{\text{ВД.Б}}$  и  $\alpha_{\text{ВД.М}}$  соответственно (определение величин этих углов изложено в п. 3.4.2).

С помощью зависимости (3.152) определяется диаметр эквивалентной окружности для каждого соплового отверстия. Внутренний диаметр камеры сгорания после выгорания стартового топлива составляет  $D_{\rm KC}$ . Тогда площадь камеры сгорания

$$F_{\rm KC} = \frac{\pi \cdot D_{\rm KC}^2}{4}.$$
 (3.161)

Определяется диаметр эквивалентной окружности для отверстий диаметром  $d_{\text{вых.6}}$ :

$$D_{\text{ЭКВ.Б.}} = d_{\text{вых.6}} \cdot \sqrt{\frac{F_{\text{KC}}}{F_{\text{вых}\Sigma}}} \,. \tag{3.162}$$

Для отверстий меньшего диаметра  $d_{\text{вых.м.}}$  диаметр эквивалентной окружности составляет

$$D_{\text{ЭКВ.М}} = d_{\text{вых.м.}} \cdot \sqrt{\frac{F_{\text{KC}}}{F_{\text{вых}\Sigma}}} \,. \tag{3.163}$$

Таким образом, получены диаметры эквивалентных окружностей, характеризующих необходимую эквивалентную площадь камеры сгорания  $F_{3\rm KB}$ для каждого из сопловых отверстий (рис. 3.69). Диаметр эквивалентной



Рис. 3.69. Схема размещения отверстий на сопловой головке регулятора расхода

окружности для каждого отверстия сопловой головки характеризует зону распространения продуктов сгорания, выходящих из данного отверстия, по сечению камеры (в зоне смешения). Размещая полученные эквивалентные окружности по сечению камеры сгорания на диаметрах окружностей соответствующих им отверстий сопловой головки или вблизи них, необходимо получить максимальное заполнение сечения камеры продуктами первичного сгорания из газогенератора для обеспечения наилучшего смешения с воздухом, поступающим из ВЗУ, и для обеспечения наивысшей полноты сгорания. Выбранное размещение эквивалентных окружностей по сечению камеры сгорания обеспечивается углом вдува газогенераторных струй в камеру (п. 3.4.2). На рис. 3.70 приведена схема размещения эквивалентных окружностей в сечении камеры сгорания для одного из вариантов расчета камеры.



Рис. 3.70. Схема размещения эквивалентных окружностей в сечении камеры сгорания: — соответствующие  $d_{\text{вых.6}}$ ; — соответствующие  $d_{\text{вых.м.}}$ 

**3.4.2.** Распространение газогенераторных струй в камере сгорания. Как известно [3.25–3.28], струя газа, попадая в сносящий воздушный поток, искривляется. При этом на передней (выпуклой) стороне струи набегающий на нее поток тормозится, в результате чего создается повышенное давление, а на задней (вогнутой) стороне струи возникает разрежение. Разность давлений создает центростремительную силу, под действием которой и происходит искривление струи. Осесимметричная в начальном сечении струя при удалении от сопла деформируется и приобретает подковообразную форму. Деформация сечения струи объясняется характером ее взаимодействия со сносящим потоком. Сразу же после выхода из соплового отверстия вследствие интенсивного перемешивания сносящего потока с газом, образуется турбулентный слой. Периферийные части струи, имеющие меньшую скорость, сильнее отклоняются сносящим потоком от первоначального направления и движутся по более изогнутой траектории, что и приводит к образованию подковообразной формы сечения струи.

для организации наилучшего смешения потоков в камере РПДТ или РПДП, проводится оценка распространения газогенераторной струи в сносящем потоке с целью определения оптимального угла вдува продуктов первичного сгорания в воздушный поток, поступающий в камеру сгорания.

Для отверстий меньшего диаметра, размещаемых между осями воздухозаборников (см. рис. 3.69), угол вдува в камеру сгорания  $\alpha_{BD,M}$  определяется, исходя из следующих соображений. При известной длине камеры сгорания ось отверстия направляется в точку, где камера переходит в маршевое сопло (пример на рис. 3.71).



Рис. 3.71. Схема определения угла вдува  $\alpha_{\text{BJ.M}}$  для отверстий меньшего диаметра

Определение оптимального угла вдува для отверстий большего диаметра, расположенных на оси входа воздушного потока из ВЗУ, требует рассмотрения методики, приведенной в [3.1]. Согласно этой методике выполняется расчет траектории газогенераторной струи в воздушном потоке и определяется глубина ее проникновения. При достижении расчетной глубины проникновения считается, что газогенераторная струя теряет индивидуальность и движется дальше с потоком воздуха, интенсивно перемешиваясь.

Из п. 3.4.1, согласно рис. 3.69, 3.4.1, известен радиус окружности, на которой размещаются отверстия большего диаметра, т.е.  $d_{\text{вых.6}}$ . Он составляет  $R_{\text{разм.отв.6.}}$ . Также известен радиус окружности, на которой размещаются эквивалентные этим отверстиям окружности диаметром  $D_{\text{ЭКВ.Б.}}$ , который составляет  $R_{\text{разм.ЭКВ.Б.}}$ . Разница между этими радиусами определяет, согласно методике, глубину погружения точки проникновения газогенераторной струи

в камере сгорания  $L_{\Pi}$ . Глубина проникновения равна

$$L_{\Pi} = R_{\text{pasm.otb.6.}} - R_{\text{pasm.}\Im \text{KB.6.}}, \qquad (3.164)$$

где  $R_{\text{разм.отв.6.}}$  — радиус размещения основных отверстий на сопловой головке;  $R_{\text{разм.ЭКВ.Б.}}$  — радиус размещения соответствующих им эквивалентных окружностей.

Таким образом, необходимо определить, при каком угле вдува газогенераторной струи  $\alpha_{\rm B.J.E.}$  будет обеспечиваться заданная глубина проникновения  $L_{\Pi}$ . Схема расчета траектории газогенераторной струи в сносящем воздушном потоке приведена на рис. 3.72.

При расчете приняты следующие допущения:

 не учитывается увеличение поперечного сечения воздушного потока после воздухозаборника;

— взаимодействие вытекающих из ВЗУ воздушных потоков, приводящее к их развороту в направлении оси камеры, учитывается приближенно путем выбора усредненного угла вдува  $\beta_{\rm BJ}$  сносящего воздушного потока относительно оси камеры сгорания;

 на участке от изобарического сечения газогенераторной струи до нижней границы воздушного потока пренебрегаем искривлением ее оси;

 изобарическое сечение струи продуктов первичного сгорания совпадает с выходным сечением соплового отверстия;

— системы координат yMx (в случае  $\alpha_{\text{B}\text{Д.Б.}} = 0^\circ$ ) или y'M'x' (при  $\alpha_{\text{B}\text{Д.Б.}} > > 0^\circ$ ) связаны с направлением воздушного потока.



Рис. 3.72. Схема расчета траектории газогенераторной струи в сносящем воздушном потоке для определения оптимального  $\alpha_{\text{Bd.b.}}$ : 1 — сопловая головка, 2 — сопловое отверстие, 3 — нижняя граница воздушного потока, 4 — B3V

# Определение параметров потоков, поступающих в камеру сгорания из газогенератора и воздухозаборника.

Для расчетов по приведенной в [3.1] методике требуется предварительно определить параметры воздушного и газогенераторного потоков на входе в камеру. Расчет производится на режиме максимальной тяги ( $H_{\rm n} = 0$  км). Схема подачи потоков в РПДТ с четырехпатрубковым осесимметричным ВЗУ с обозначением расчетных сечений по тракту двигателя приведена на рис. 3.73.

Задаем следующие исходные данные:

— число Маха полета M<sub>П</sub>;

— площадь камеры сгорания F<sub>KC</sub>.

Определяем скорость полета ракеты:

$$V_{\Pi} = \mathbf{M}_{\Pi} \cdot a, \tag{3.165}$$

где *а* — скорость звука на высоте полета.

Определяется расход воздуха через двигатель:

$$G_{\rm B\Sigma} = \varphi \cdot F_{\rm BX, \Xi\Sigma} \cdot \rho_H \cdot V_{\Pi}, \qquad (3.166)$$

где  $\varphi$  — коэффициент расхода ВЗУ при числе Маха полета  $M_{\Pi}$ ;

 $F_{\text{BX}, \Pi\Sigma}$  — суммарная площадь входа ВЗУ,

$$F_{\text{BX},\text{Z}\Sigma} = f_{\text{BX}} \cdot F_{\text{KC}},\tag{3.167}$$

где  $f_{\text{вх}}$  — относительная площадь входа ВЗУ.

 $\rho_H$  — плотность воздуха, поступающего в двигатель,

$$\rho_H = \frac{p_H}{R_B T_H},\tag{3.168}$$

где  $p_H$  — атмосферное давление на высоте полета,  $R_B$  — газовая постоянная для воздуха,  $T_H$  — температура воздуха на высоте полета.

Расход воздуха через один воздухозаборник

$$G_B = \frac{G_{B\Sigma}}{N_{\text{B3y}}},\tag{3.169}$$

где N<sub>ВЗУ</sub> — число патрубков ВЗУ.

При известном числе Маха полета определяется приведенная скорость полета

$$\lambda_{\Pi} = \sqrt{\frac{[(k_B + 1)/2] \cdot M_{\Pi}^2}{[1 + (k_B - 1)/2 \cdot M_{\Pi}^2]}},$$
(3.170)

где  $k_B$  — показатель адиабаты для воздуха.

Для приведенной скорости полета вычисляются газодинамические функции  $\pi(\lambda_{\Pi}), \tau(\lambda_{\Pi}).$ 

Определяется температура торможения воздуха в ВЗУ

$$T_H^* = \frac{T_H}{\tau \left(\lambda_\Pi\right)}.\tag{3.171}$$





Определяется полное давление на входе в ВЗУ

$$p_H^* = \frac{p_H}{\pi \left(\lambda_\Pi\right)}.\tag{3.172}$$

Определяется полное давление на входе в камеру сгорания:

$$p_{\Pi}^* = p_H^* \cdot \sigma, \qquad (3.173)$$

где *σ* — коэффициент восстановления полного давления в воздухозаборнике.

Определяется суммарная площадь выхода из воздухозаборника в камеру сгорания:

$$F_{\rm BbIX, \Delta\Sigma} = F_{\rm BX, \Delta\Sigma} \cdot K_{\rm B3Y}, \qquad (3.174)$$

где K<sub>B3У</sub> — относительный коэффициент изменения площади ВЗУ.

Соответственно площадь выхода из одного воздухозаборника

$$F_{\rm BbIX.\mathcal{A}} = \frac{F_{\rm BbIX.\mathcal{A}\Sigma}}{N_{\rm B3Y}}.$$
(3.175)

Определяется газодинамическая функция  $y(\lambda_{\rm BC})$  для воздушной струи, поступающей из одного воздухозаборника в камеру сгорания

$$y\left(\lambda_{\rm BC}\right) = \frac{G_B \cdot \sqrt{R_B T_H^*}}{m(k) \cdot p_{\rm d}^* \cdot F_{\rm BbIX, \rm d}},\tag{3.176}$$

где  $m(k) = \sqrt{k_B \cdot \left(\frac{2}{k_B + 1}\right)^{\frac{k_B + 1}{k_B - 1}}}, \ k_B = 1, 4.$ 

По таблицам газодинамических функций для  $k_B$  определяется приведенная скорость  $\lambda_{BC}$  воздушной струи, поступающей в камеру.

Вычисляются газодинамические функции, соответствующие полученной приведенной скорости:  $\pi(\lambda_{\rm BC}), \tau(\lambda_{\rm BC}).$ 

Определяется скорость воздушной струи, поступающей в камеру из одного воздухозаборника

$$W_{\rm BC} = a_{\rm KP.BC.} \cdot \lambda_{\rm BC}, \qquad (3.177)$$

где *а*<sub>КР.ВС.</sub> — критическая скорость звука

$$a_{\text{KP.BC.}} = \sqrt{\frac{2}{k_B + 1} \cdot R_B \cdot T_H^*} \,.$$
 (3.178)

Определяется плотность воздушной струи, поступающей из воздухозаборника

$$\rho_{\rm BC} = \frac{p_{\rm A}^* \cdot \pi \left(\lambda_{\rm BC}\right)}{R_B \cdot T_H^* \cdot \tau \left(\lambda_{\rm BC}\right)}.$$
(3.179)

Определяется скоростной напор воздушной струи, поступающей из воздухозаборника в камеру сгорания:

$$q_{\rm H.BC} = \frac{\rho_{\rm BC} \cdot W_{\rm BC}^2}{2}.$$
 (3.180)

Для газогенераторной струи, поступающей в камеру из сопловой головки, приведенная скорость потока соответствует критической приведенной скорости  $\lambda_{\Gamma\Gamma.KP.} = 1$  (см. рис. 3.69, 3.72), что обусловливается конфигурацией отверстий сопловой головки.

Определяется скорость газогенераторной струи, поступающей из отверстия сопловой головки:

$$W_{\Gamma\Gamma} = a_{\text{KP},\Gamma\Gamma} \cdot \lambda_{\text{KP},\Gamma\Gamma}, \qquad (3.181)$$

где *а*<sub>КР.ГГ</sub> — критическая скорость звука

$$a_{\mathrm{KP},\Gamma\Gamma} = \sqrt{\frac{2}{n_{\mathrm{KP}} + 1} \cdot R_{\Gamma\Gamma} \cdot T^*_{\Gamma\Gamma}},\qquad(3.182)$$

где  $n_{\rm KP}$  — показатель изоэнтропы в критическом сечении (термодинамические параметры определены по полиномиальным зависимостям, см. п. 3.3);  $R_{\Gamma\Gamma}$  — газовая постоянная для продуктов сгорания газогенератора;  $T_{\Gamma\Gamma}$  — температура продуктов сгорания газогенератора.

Плотность продуктов сгорания, поступающих из отверстий сопловой головки, вычисляется с помощью зависимости

$$\rho_{\Gamma\Gamma} = \frac{p_{\Pi}^* \cdot \pi \left(\lambda_{\rm BC}\right)}{R_{\Gamma\Gamma} \cdot T_{\Gamma\Gamma}^* \cdot \tau \left(\lambda_{\Gamma\Gamma}\right)},\tag{3.183}$$

где  $\tau(\lambda_{\Gamma\Gamma})$  — газодинамическая функция, определена при  $\lambda_{\Gamma\Gamma.KP.} = 1$  и  $n_{KP}$ .

Скоростной напор газогенераторной струи, поступающей из отверстия сопловой головки в камеру сгорания, рассчитывается по формуле

$$q_{\rm H,\Gamma\Gamma} = \frac{\rho_{\Gamma\Gamma} \cdot W_{\Gamma\Gamma}^2}{2}.$$
 (3.184)

Таким образом, определяются динамические параметры потоков, поступающих из воздухозаборников и сопловой головки узла регулирования в камеру сгорания.

# Определение оптимального угла вдува газогенераторной струи в воздушный поток, поступающий в камеру сгорания.

Расчет проводится по методике [3.1]. По результатам расчета строится график зависимости глубины проникновения газогенераторной струи в воздушном потоке  $L_{\Pi}$  от угла вдува  $\alpha_{\text{BД},\text{Б}.}$  в случае закона регулирования  $G_T = \text{const}$  (рис. 3.74). Для этого выбирается ряд значений угла вдува  $\alpha_{\text{BД},\text{Б}.}$ : 0, 15, 25, 35, 45°.

Расчет проводится для каждого значения угла  $\alpha_{\rm BJ. E.}$  следующим образом. Задаются исходные данные:

*AC* — расстояние между центром выходного отверстия и нижней кромкой воздухозаборника. Принимается с чертежа (см. рис. 3.72);

*α*<sub>ВД.Б.</sub> — угол вдува газогенераторной струи относительно оси камеры сгорания;



Рис. 3.74. Зависимость глубины проникновения газогенераторной струи в воздушном потоке от угла вдува (закон регулирования  $G_{\tau} = {\rm const}$ )

 $\beta_{\rm BJ}$  — угол входа воздушного потока из воздухозаборника;

 $d_{\text{вых.6}} = d_a$  — диаметр одиночного соплового отверстия.

Расчетная схема приведена на рис. 3.75.

1. Расстояние по оси движения от центра отверстия до нижней границы сносящей воздушной струи

$$AM = AC \cdot \operatorname{ctg} \beta_{\mathrm{B}\mathrm{I}}.\tag{3.185}$$

2. Угол вдува газогенераторной струи в сносящий воздушный поток

$$\psi = \alpha_{\mathrm{B}\mathrm{Д}.\mathrm{B}.} + \beta_{\mathrm{B}\mathrm{J}}. \tag{3.186}$$

3. Перемещение начала системы координат вдоль сносящего потока

$$MM' = \frac{BM}{\sin\left(\angle MM'B\right)} = \frac{AM \cdot \sin\alpha_{\text{BJ}.\text{B.}}}{\sin\psi}.$$
(3.187)

4. Глубина проникновения газогенераторной струи в сносящий воздушный поток

$$KL = \widetilde{y} = 0.95 \cdot y^*, \tag{3.188}$$



Рис. 3.75. К расчету дальнобойности газогенераторной струи



Рис. 3.76. Графики зависимостей  $b_0 = f(\psi)$  и  $a_0 = f(\psi)$ 

где  $y^*$  — дальнобойность струи, определяемая по следующей зависимости (рис. 3.75)

$$y^* = d_a \cdot b_0 \cdot m'_a, \tag{3.189}$$

где  $b_0$  — коэффициент, берется из графика (рис. 3.76) для угла  $\psi$ ;

 $m'_{a} = \sqrt{\frac{q_{\rm H.\Gamma\Gamma}}{q_{\rm H.BC}}} = \sqrt{\frac{\rho_{\Gamma\Gamma} \cdot W_{\Gamma\Gamma}^{2}}{\rho_{\rm BC} \cdot W_{\rm BC}^{2}}}$  — отношение скоростных напоров струи из ГГ

и сносящего воздушного потока на выходе из диффузора ВЗУ.

5. Траектория турбулентной струи в сносящем потоке определяется с помощью формулы Н. Н. Захарова [3.1]:

$$\frac{\widetilde{x}}{d_a} = a_0 \cdot (m'_a)^{0.88} \cdot \operatorname{arctg}\left(\frac{\widetilde{y}}{y^*}\right) + \frac{\widetilde{y}}{d_a} \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\pi}{2} - \psi\right), \qquad (3.190)$$

где  $a_0$  — коэффициент, определяется по рис. 3.76 для угла  $\psi$ .

6. Абсцисса точки проникновения

$$\widetilde{x} = a_0 \cdot (m'_a)^{0,88} \cdot \operatorname{arctg}\left(\frac{\widetilde{y}}{y^*}\right) + \frac{\widetilde{y}}{d_a} \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\pi}{2} - \psi\right) \cdot d_a.$$
(3.191)

7. Глубина погружения точки проникновения в камере сгорания, согласно рис. 3.72, определяется из выражения

$$L_{\Pi} = QO' = M'N' - L'R' - M'Q, \qquad (3.192)$$

где  $M'N' = \tilde{x} \cdot \sin \beta_{\mathrm{B}\mathrm{I}};$  (3.193)

$$L'R' = \tilde{y} \cdot \cos\beta_{\mathsf{B}}, \qquad (3.194)$$

$$M'Q = MM' \cdot \sin\beta_{B\Pi}.$$
(3.195)

Таким образом, для угла вдува газогенераторной струи  $\alpha_{\text{BД},\text{Б}}$  в сносящий воздушный поток определена глубина погружения  $L_{\Pi} = QO'$ .

Аналогичным образом проводится расчет для других значений величины угла вдува  $\alpha_{\rm BД. B.}$  и по результатам расчетов, сведенных в таблицу, строится график зависимости  $L_{\Pi} = f(\alpha_{\rm BД. B.})$  (рис. 3.74), по которому определяется требуемый угол для полученной ранее величины  $L_{\Pi}$ .

На рис. 3.77 показано влияние угла вдува на траекторию газогенераторной струи в сносящем воздушном потоке.



Рис. 3.77. Влияние угла вдува на траекторию газогенераторной струи в сносящем воздушном потоке ( $G_T = 1.6 \mathrm{kr} \ /\mathrm{c}$ )

**3.4.3.** Эффективность смешения и горения в камере сгорания. Элементом РПД, объединяющим ракетный и прямоточный контуры в единую (интегральную) двигательную установку, является камера сгорания. Время, необходимое для сгорания частиц К-фазы, существенно больше времени, потребного для сгорания газообразного горючего. Поэтому для того, чтобы обеспечить полноту сгорания частиц К-фазы в случае топлива с металлическими горючими, требуется более длинная камера сгорания. В свою очередь, объем последней определяется размером интегрированной в ее тракт стартовой разгонной ступени и практически не подлежит изменению.

Наибольшее влияние на эффективность рабочего процесса в камере сгорания оказывают характер распределения и смешения горючих элементов и воздуха по сечениям камеры, величина коэффициента избытка окислителя и время пребывания продуктов реакции в камере сгорания. Проблема оптимизации рабочего процесса с целью получения максимальной полноты сгорания при минимальных уровнях гидравлических потерь на всех режимах работы ДУ становится наиболее актуальной при несимметричном подводе воздуха в камеру сгорания.

При проектировании и расчете сверхзвуковых ракет с РПДТ или РПДП выбор основных характеристик ДУ (геометрических размеров, параметров рабочего процесса, типа топлива и т.п.) осуществляется из условий обеспечения работоспособности двигательной установки на всех режимах работы с максимально возможной эффективностью и соответствию требованиям Технического задания. Для этого, помимо экспериментальных исследований, проводятся многочисленные расчеты элементов конструкции ДУ и математическое моделирование различных процессов в двигателе.

Проблеме эффективной организации рабочего процесса в РПДТ и РПДП и, в первую очередь, достижению высокой полноты сгорания вытекающих из газогенератора газообразных и конденсированных продуктов посвящено значительное число теоретических и экспериментальных исследований. От эффективности организации рабочего процесса, от полноты сгорания маршевого топлива в РПД, в конечном счете, зависит баллистическая эффективность ракеты.

Основным подходом к исследованию организации рабочего процесса в камере сгорания РПДТ является проведение и обработка большого числа экспериментов на модельных камерах сгорания РПДТ и РПДП.

Большое количество экспериментальных данных по рабочим процессам в камерах сгорания РПДТ было получено в ЦИАМ Ю. М. Аннушкиным и В. А. Сосуновым [3.1]. Установлено, что в условиях высокотемпературной рабочей зоны (коэффициент избытка воздуха в РПДТ обычно не превышает  $\alpha = 2 \div 3$ ) и относительно больших размеров модельных и натурных двигателей химическая кинетика горения на рабочий процесс не влияет, а процесс горения в камере сгорания определяется диффузионным смешением высокоскоростных газогенераторных струй с воздухом. На основании исследований факелов горения высокоскоростных газогенераторных струй была принята модель квазигазового диффузионного факела для определения длины камеры.

На основе анализа обширного экспериментального материала (рис. 3.78) при работе модельных и натурных РПД на твердых топливах, где в качестве горючих компонентов использованы Mg, Al, углеводороды, получена обобщенная зависимость полноты вторичного горения от приведенной длины камеры сгорания [3.1]. Эта зависимость, именуемая формулой Аннушкина-Сосунова, устанавливает связь между полнотой сгорания топлива  $\eta$  и конструктивными параметрами камеры сгорания ( $L_{\rm kc}$ ,  $F_{\rm kc}$ ,  $F_{\rm kprr}$ , n), режимом работы двигателя ( $\alpha$ ,  $T_{\rm B}^*$ ), а также характеристиками топлива ( $L_0$ ,  $Q_{\rm rr}$ ,  $H_u$ ,  $J_{\rm kprr}$ ). В настоящее время — это единственный способ определения полноты сгорания топлива в камере РПДТ, который гарантирует определенную степень достоверности. Применение формулы Аннушкина-Сосунова предполагает использование одномерных моделей при расчете рабочего процесса в РПДТ.



Рис. 3.78. Зависимость полноты горения в РПДТ от приведенной длины камеры сгорания

Одномерный подход к модели двигателя является в настоящее время единственно реальным при расчете летно-технических характеристик, когда в процессе счета требуется многократное обращение к «двигательной» программе. Адекватность одномерной математической модели РПД на ТТ или ПТ обеспечивается введением поправочных коэффициентов, учитывающих газодинамические потери в различных элементах двигателя (в соплах, сопловых отверстиях газогенератора и др.).

В [3.2, 3.24, 3.29] приведены методики расчета рабочего процесса в РПДТ, основанные на одномерном подходе. Недостатком этих методик является то, что течение воздуха в ВЗУ и продуктов сгорания в КС и сопле рассматривается как «замороженное», т.е. с фиксированными термодинамическими характеристиками R и k. Эти методики создавались в период, когда ЭВМ только начинали внедряться в практику инженерных расчетов, да и сами возможности вычислительной техники того времени были несопоставимы с возможностями современных компьютеров.

За рубежом также проведен большой объем работ по экспериментальному исследованию способов подачи горючего в КС комбинированных ВРД [3.30]. Обобщено большое количество экспериментальных данных и, на их основе, установлено, что полнота сгорания топлива обусловлена эффективностью его смешения независимо от способа подачи, что длина КС тем меньше, чем больше число сопловых отверстий. Эти выводы и другие подтверждают результаты работ Аннушкина и Сосунова.

В то же время, в нашей стране и за рубежом был опубликован ряд работ, посвященных математическому моделированию рабочего процесса в камерах сгорания РПДТ. В этих работах предпринимались попытки расчета таких сложных процессов, как турбулентное смешение воздушных потоков и топливных струй, а также горение топливовоздушных смесей в КС. И если в первых работах рассматривались двумерные модели (плоский или осесимметричный случаи), то в последующих решались уже трехмерные (пространственные) задачи, в которых достаточно точно воспроизводилась геометрия реальных КС и систем подачи компонентов.

Двумерная модель для изучения реагирующих потоков в осесимметричных камерах сгорания с кольцевым ВЗУ использовалась в [3.31]. В этой работе установлено качественное влияние некоторых геометрических и аэродинамических параметров на удельный импульс КС. Из-за предположения осесимметричности в результате моделирования не выявилось вихревых структур в потоке, обнаруженных в опытах. Расчеты проводились для несжимаемого потока на расчетной сетке 49х15 при помощи кода ТЕАСН (модель k- $\varepsilon$ ).

Результаты расчетных исследований развития смешения, химических реакций и полей скоростей при трехмерном течении в канале, моделирующем проточную часть РПД, приведены в [3.32]. В данной работе изучалась схема РПД с несимметричным подводом воздуха в камеру сгорания из коробчатых каналов ВЗУ. Основные уравнения в частных производных решены конечноразностным методом с использованием итераций SIMPLE, разработанным Патанкаром и Сполдингом. Рабочий процесс моделировался при помощи k- $\varepsilon$ модели турбулентности и химических реакций первого порядка с конечными скоростями, определяемыми процессом смешения без учета излучения. В деталях представлены структура осредненного течения, распределение топлива и поле температур для базовой конфигурации с углом входа из ВЗУ в камеру 45°, при расстоянии от сопловой головки газогенератора до выхода из воздухозаборника 0,058 м. В качестве топлива рассмотрен газообразный этилен  $(C_{2}H_{2})$  — модель продуктов газогенерации ГГ, вдуваемый через эксцентрически расположенное отверстие в крышке газогенератора. Кроме того, изучено влияние геометрических параметров, таких как угол выхода из ВЗУ в КС, положения сопловой головки и т.д.

Конфигурация канала, моделирующего проточную часть РПД, представлена на рис. 3.79. Газообразное топливо из газогенератора подается через одно отверстие, расположенное на сопловой головке ГГ эксцентрически в биссекторной плоскости между ВЗУ, а воздух — через два ВЗУ, расположенных под углом 90° один относительно другого.

В области отверстия на сопловой головке газогенератора и за ВЗУ реализуются сложные возвратные течения, стабилизирующие процесс горения. В канале РПД образуется множество пространственных областей течения. Боковое расположение ВЗУ приводит к образованию сложного трехмерного потока, включающего парный вихрь в поперечном сечении и возвратное течение около сопловой головки. Области схождения потоков характеризуются очень высокой степенью турбулентности и перемешивания, и, учитывая пространственный характер потока, мало что известно о взаимном влиянии турбулентности и химических реакций.



Рис. 3.79. Схема камеры сгорания РПД: 1 — топливо, 2 — воздух, 3 — головка газогенератора, 4 — вход из воздухозаборника в камеру сгорания, 5 — продукты сгорания, 6 — выхлопное сопло, 7 — сопло газогенератора, 8 — расстояние от головки газогенератора до входа воздуха в камеру сгорания

При расчетах процесс горения моделировался в равновесном приближении в предположении, что скорости химических реакций бесконечно велики. Течение в КС считалось несжимаемым. Решалась полная система эллиптических уравнений Навье–Стокса для установившегося течения в цилиндрических координатах. Решались уравнения неразрывности, импульса в проекциях на оси x, r и  $\theta$ , турбулентного переноса массы (в рамках k- $\varepsilon$  модели) и другие.

При проведении расчетов в качестве базовых были выбраны следующие геометрические характеристики КС: диаметр (0,1524 м), длина (0,8636 м), расстояние от головки газогенератора до выхода из воздухозаборника (0,058 м), угол входа воздуха из воздухозаборника в КС (45°), температура воздуха на входе в камеру сгорания (556 К), расход воздуха (1,814 кг/с), расход топлива (0,1088 кг/с).

Вычисления проводились для сетки  $11 \times 11 \times 24$  узловых точек. Для базового варианта были рассчитаны поля скорости, температуры и концентрации несгоревшего топлива. Показано, что боковое расположение ВЗУ и их наклон к оси КС приводят к образованию сложных вихревых течений. Определено также изменение коэффициента полноты сгорания по длине КС, максимальное значение которого на выходе из камеры составило 0,84. Это значение хорошо согласуется с экспериментальными данными Крейга (0,845) [3.32]; условия проведения эксперимента и исходные данные для расчета полностью соответствовали друг другу.

Также были проведены расчеты для нескольких значений расстояния от головки газогенератора до ВЗУ и угла входа воздуха из последнего в КС. Было исследовано влияние способа подачи топлива в камеру сгорания (эксцентрическое и концентрическое расположение соплового отверстия). Показано, что при концентрическом расположении отверстия (в центре сопловой головки газогенератора) эффективность смешения значительно ниже, чем при эксцентрическом расположении, а коэффициент полноты сгорания составлял 0,7. Недостатком работы является грубая расчетная сетка, которой явно недостаточно, чтобы достоверно заявлять о сходимости результатов расчета пространственного течения с горением и экспериментальными данными.

Математические модели рабочего процесса в РПДТ с учетом конечной скорости химических реакций были разработаны в [3.33, 3.34]. В [3.33] рассмотрена двумерная модель (плоский случай), в [3.34] решалась трехмерная задача для схемы КС, достаточно точно соответствующей реальной конструкции РПДТ. Рассматривалась схема с четырьмя боковыми ВЗУ и четырьмя отверстиями в сопловой головке ГГ (рис. 3.80).



Рис. 3.80. Расчетная схема камеры сгорания РПДТ

В качестве горючего, имитирующего продукты разложения топлива РПДТ, был выбран пропан (C<sub>3</sub>H<sub>8</sub>). При моделировании горения C<sub>3</sub>H<sub>8</sub> в воздухе принята двухстадийная схема химических реакций:

$$C_3H_8 + 3.5(O_2 + nN_2) \rightarrow 3CO + 4H_2O + 3.5nN_2;$$
 (3.196)

$$3CO + 1,5(O_2 + nN_2) \rightarrow 3CO_2 + 1,5nN_2.$$
 (3.197)

В расчетах авторы [3.34] использовали модифицированную k- $\varepsilon$  модель турбулентности, согласно которой процессы турбулентного смешения определяются двумя параметрами: кинетической энергией турбулентности k и скоростью диссипации турбулентной энергии  $\varepsilon$ . Коэффициент турбулентной вязкости определялся по зависимости Прандтля–Колмогорова:

$$\mu_{\rm T} = \rho C_{\mu} (k^2 / \varepsilon), \qquad (3.198)$$

где  $C_{\mu}$  — константа турбулентности.

Изменение параметров k и  $\varepsilon$  по течению описывается двумя дифференциальными уравнениями сохранения. Стандартная k- $\varepsilon$  модель, помимо  $C_{\mu}$ , включает еще четыре константы турбулентности ( $C_1$ ,  $C_2$ ,  $\sigma_k$  и  $\sigma_{\varepsilon}$ ). Однако, при расчете трехмерных течений с сильно выраженными явлениями рециркуляции и закрутки потока (что имеет место в камерах сгорания РПДТ и РПДП) она описывает процессы турбулентного смешения не вполне адекватно. В модифицированной k- $\varepsilon$  модели в константу  $C_2$  вводились поправки на числа Ричардсона  $\operatorname{Ri}_{S}$  и  $\operatorname{Ri}_{C}$ , которые более точно учитывают рециркуляцию и закрутку потока:

$$C_{2M} = C_2 \exp(-\alpha_S \operatorname{Ri}_S - \alpha_C \operatorname{Ri}_C). \tag{3.199}$$

При проведении расчетов были заданы следующие значения констант турбулентности:  $C_{\mu} = 0,09; C_1 = 1,44; C_2 = 1,92; \sigma_k = 1,0; \sigma_{\varepsilon} = 1,3; \alpha_S = \alpha_C = 0,2.$ 

Полная система дифференциальных уравнений, моделирующих процессы в камере сгорания РПДТ, включала 10 уравнений. К трем уравнениям для концентраций и двум — для характеристик турбулентности — добавлялись уравнение неразрывности, три уравнения сохранения компонент импульса и уравнение сохранения энергии.

Численное решение системы нелинейных дифференциальных уравнений осуществлялось с помощью алгоритма SIMPLE, согласно которому конечноразностные аппроксимации дифференциальных уравнений получаются путем интегрирования этих уравнений по контрольному объему в каждой точке расчетной сетки. Методика расчета основывалась на итерационной схеме. В ходе итераций уравнения решались последовательно.

В результате расчетов для схемы на рис. 3.80 были получены детальные трехмерные структуры течения продуктов сгорания как по скорости потока, так и по температуре. В расчетах диаметр форсунки был принят равным 0,0071 м, диаметр ВЗУ — 0,032 м. Соотношение расходов воздуха и горючего равнялось 3,231, что соответствовало коэффициенту избытка воздуха  $\alpha = 0,206$ . При заданных геометрических размерах КС, а также параметров воздуха, выходящего из ВЗУ, и горючего, истекающего из газогенератора, была проведена оптимизация следующих геометрических характеристик: относительное удаление воздухозаборника от форсунок газогенератора  $H_a/H_f$ , угол входа воздуха в камеру сгорания из воздухозаборника  $\theta_a$  и азимутальный угол расположения форсунок  $\varphi_f$ . Результаты расчетов удельного импульса в выходном сечении КС при изменении этих характеристик приведены на рис. 3.81–3.83.

Видно, что оптимальные значения геометрических характеристик составляют:  $H_a/H_f = 2,7; \ \theta_a = 57^\circ; \ \varphi_f = 20^\circ$ . Отметим, что при двумерном анализе [3.33] (плоская задача) оптимальное значение  $\theta_a$  составляло 45°.

Помимо схемы с четырьмя форсунками в головке газогенератора в работе [3.34] была рассмотрена схема с одной концентрической форсункой. Для этой схемы также была исследована трехмерная картина течения и проведена оптимизация по параметрам  $H_a/H_f$  и  $\theta_a$ .

Недостатком исследования [3.34] является отсутствие прямого сравнения численных результатов с экспериментальными данными, что не позволяет оценить точность предложенной модели. Позже авторами [3.34] было проведено экспериментальное исследование структуры течения в модельном



Рис. 3.81. Зависимость удельного импульса камеры сгорания РПДТ  $J_{y_{\rm R}}$  от относительного параметра  $H_a/H_f$ :  $\theta_a = 45^\circ$ ,  $\varphi_f = 0^\circ$ 

Рис. 3.82. Зависимость удельного импульса камеры сгорания РПДТ  $J_{y_{\rm A}}$  от угла  $\theta_a$ :  $H_a/H_f = 2.5, \varphi_f = 0^\circ$ 



Рис. 3.83. Зависимость удельного импульса  $J_{\rm yg}$  камеры сгорания РПДТ от угла  $\varphi_f$ :  $H_a/H_f=2,5,~\theta_a=60^\circ$ 

РПД [3.35]. Для схемы по рис. 3.80 была создана установка, на которой проводились эксперименты с использованием теневого метода, лазерного ножа и методов визуализации пристеночного течения. Для количественного определения распределения скорости и параметров турбулентности потока в КС РПД использовался ЛДИС — лазерный допплеровский измеритель скорости. Для моделирования смешения и горения с максимальной точностью КС изготовили с размерами, составляющими примерно 1/2 размеров натурного РПД. Целью работы было получение экспериментальных данных при режимах течения и физических явлениях, характерных для РПД, чтобы подтвердить (или опровергнуть) допущения, принятые для моделей турбулентности и горения, разработанных при математическом исследовании РПД. Установлено, что поле течения в РПД является следствием сложного взаимодействия струй газогенераторного газа и воздуха. Определенные области и данные, полученные с помощью ЛДИС, помогли понять процессы смешения в КС и подтвердить теоретические модели, использованные в этой и более ранних работах, применительно к рассматриваемой схеме РПД.

Проблемы компьютерного моделирования сложных турбулентных реагирующих течений применительно к камерам сгорания ПВРД рассмотрены в [3.36]. Приведен обзор результатов моделирования, обсуждаются достижения, и показано, что результаты моделирования способствуют проектированию двигателя. Показано, что математический эксперимент может и должен дополнять эксперимент физический, что удешевит проектирование новых двигателей. Численное моделирование течений в КС (которые являются сложными пространственными турбулентными и реагирующими) опирается на два аспекта: математические модели физических процессов (турбулентность, излучение, горение и двухфазные эффекты) и компьютерные программы для решения соответствующего уровня сложности результирующих дифференциальных уравнений (ноль-, одно-, двух- и трехмерный подходы). Каждый из них имеет частное применение и ограничения. Приводится обзор некоторых предшествующих экспериментальных работ по моделированию КС ПВРД и проводится их численное моделирование с использованием различных программных кодов, таких как TEACH (Teaching Elliptic Axisymmetric Characteristics Heuristically), CHAMPION (Concentration, Heat and Momentum Program Instruction Outfit), PHOENICS (Parabolic, Hyperbolic or Elliptic Numerical Integration Code Series) и других, с использованием метода конечных элементов. Сравниваются результаты и даются оценки применимости компьютерных моделей в конкретных случаях. Отмечаются существенные расхождения в некоторых случаях между результатами экспериментов и расчетов на компьютерных моделях.

В [3.37] приведены данные экспериментальных исследований характеристик камеры сгорания ПВРД с четырьмя боковыми ВЗУ, подводящими воздух в КС тангенциально, что сделано специально для получения вихревых течений (рис. 3.84). Установлено, что если вихревые потоки не взаимодействуют соответствующим образом, то характеристики КС могут существенно ухудшиться.

Методы расчета характеристик камер ПВРД и РПД приводятся в [3.38]. Для исследования рабочего процесса в прямоточных двигателях разработаны 1D- и 2D-модели, а также визуальный метод холодных продувок. Были рассчитаны основные характеристики ПВРД и РПД с дозвуковым и сверхзвуковым горением в зависимости от высоты и скорости полета, типа топлива, коэффициента избытка воздуха и т.д. 1D-расчет рекомендован для параметрических исследований на стадии эскизного проектирования двигателя.

Попытка численного моделирования двухфазного течения в камере РПДТ была предпринята в работе [3.39]. Здесь рассматривалось смешение двухфазной высокотемпературной топливной струи в потоке воздуха без горения. Задача решалась в осесимметричной постановке при коаксиальной подаче в КС топливной и воздушной струй. В расчетах использовалась k- $\varepsilon$  модель турбулентности на основе программы TEACH-T (SIMPLE). Были рассчитаны




поля скоростей, концентраций и температур обеих фаз топливовоздушной смеси. Результаты расчетов применительно к конкретной схеме КС показали высокую сходимость с экспериментальными данными.

Численное исследование пространственных вихревых течений в КС РПД с несимметричным подводом воздуха из двухпатрубкового подфюзеляжного ВЗУ выполнено в [3.40]. Схема КС приведена на рис. 3.85. В расчетах применялись k- $\varepsilon$  модель турбулентности и модифицированный метод SIMPLE. Течение рассматривалось как несжимаемое. Было исследовано влияние на движение вихревых структур различных углов подвода воздуха в КС, расстояния от крышки ГГ до окон подвода воздуха и углов между каналами ВЗУ. Результаты расчетов показали хорошее соответствие с ранее проведенными экспериментальными исследованиями.



Рис. 3.85. Схема камеры сгорания с боковым несимметричным подводом воздуха

На схеме КС показаны три важных ее параметра: угол входа воздуха из ВЗУ  $\varphi$ , диаметр камеры 2R, расстояние от крышки ГГ до окон подвода воздуха в КС  $L_{\rm K}$  и угол между каналами двухпатрубкового ВЗУ  $2\alpha$ , которые сильно влияют на структуру течения в камере. Значения этих трех параметров изменялись с целью определения их влияния на вихревые структуры в камере и эффективность процессов смешения потоков и стабилизации пламени. Результаты показали, что взаимодействие и смешение вихрей, а также движение вихревого центра может быть достоверно описано с помощью эмпирической зависимости. Было определено, что угол  $2\alpha$  между каналами ВЗУ играет очень важную роль в формировании вихревых структур. Определено, что оптимальным является угол  $90^{\circ}$  между каналами ВЗУ. В работе отмечено большое различие между результатами трехмерных и двумерных осесимметричных расчетов.

В работе [3.41] также были исследованы поля течений в камере сгорания РПД, но с ВЗУ, расположенными один напротив другого под углом 180°. Расчеты выполнены в трехмерной постановке для разных чисел Рейнольдса, рассчитаны поля скоростей, вихревые структуры, потери полного давления. Сравнение расчетов скоростей с данными экспериментальных визуализаций показало наличие некоторого соответствия. Расчеты проводились для несжимаемого изотермического стационарного потока по схеме конечно-разностных

итераций, основанной на алгоритме SIMPLE (Semi-Implicit Pressure-Linked Equations) Патанкара и Сполдинга для одной четверти КС. Недостатком являлась грубая расчетная сетка и допущение о несжимаемости потока в КС.

Модель горения, основанная на многостадийных химических реакциях с конечной скоростью с использованием модели турбулентного переноса k- $\varepsilon$ -g для описания структуры диффузионного пламени и предварительно перемешанных потоков разработана в [3.42] для расчета течения в гибридном ПВРД. Схема гибридного двигателя, представляющего собой комбинацию ПВРД на жидком топливе и РПДТ, представлена на рис. 3.86.



Рис. 3.86. Схема гибридного ПВРД

Расчетные данные по гибридному ПВРД сравнивались с расчетами по РПДТ (для одинаковых соотношений воздух/горючее). Результаты показали, что полнота сгорания в гибридном ПВРД выше, чем в РПДТ. Расчетные данные не подтверждены экспериментами.

Расчетные исследования характеристик РПДТ в зависимости от состава твердого топлива приведены в [3.43]. Исследовалось влияние геометрических и полетных параметров: угла входа воздуха в камеру, числа **M** полета. Рассчитывались также состав и температура продуктов сгорания в газогенераторе и на выходе из камеры сгорания. Была разработана простая модель РПДТ, основанная на термодинамике химического равновесия путем деления проточной части РПД на семь характерных сечений (рис. 3.87). Задавались такие характеристики для полетных условий, как число **M** и высота полета, атмосферные условия, условия на выходе из ВЗУ, ГГ, в КС и маршевом сопле.

Поскольку цель работы состояла в том, чтобы показать максимально возможные характеристики, то влияние кинетики реакций не учитывалось, а полнота сгорания принималась равной 100%. Для расчетов на основе термодинамики химических равновесий использовался компьютерный код Гордона и МакБриджа (NASA), модифицированный для РПД. Результаты показали,



Рис. 3.87. Схема РПДТ, использованная в компьютерной модели

что в продуктах сгорания ГГ появляется большое количество С (твердого) и  $H_2$  вместе с металлическими окислами и карбидами металла. Характеристики РПДТ в большей степени зависят от типа металла и связующего в топливе, а тип окислителя влияет слабо. Также было определено, что дальность полета на уровне моря на 40% выше для TT, содержащих высоко-энергетические компоненты (бор), по сравнению с неметаллизированным TT.

В настоящее время, благодаря бурному развитию технологии CFDмоделирования, решение 3D-задач с турбулентным смешением и горением стало во многом формальной процедурой, доступной пользователям таких программных комплексов как ANSYS/CFX, FLUENT, STAR-CD и PHOENICS. Так, в программу FLUENT химические реакции, описывающие горение различных углеводородов (CH<sub>4</sub>,  $C_2H_4$ ,  $C_3H_8$  и т.д.) в воздухе, являются уже встроенными. При этом среди реагирующих газообразных компонент допускается присутствие твердых частиц C (сажи), т.е. рассматривается смешение и горение гетерогенных потоков.

Моделирование рабочего процесса со смешением и горением в камере сгорания РПДТ на основе CFD-моделирования представлено в [3.44]. В качестве объекта исследований была выбрана КС с несимметричным подводом воздуха из ВЗУ. Два круглых канала ВЗУ расположены под углом 90° один относительно другого (рис. 3.88).

Расчеты сравнивались с экспериментальными данными, полученными на модельной установке (рис. 3.89). В качестве маршевого топлива использовались смесь полимера глицидилазида (glycidylazide polymer, GAP) и частиц твердого углерода, а в другом варианте использовались двухфазные продукты неполного сгорания  $C_2H_4$  в воздухе.

Следует отметить, что основным допущением при экспериментах, весьма важным для компьютерного моделирования, было то, что смесь, поступающая в КС из ГГ, является близкой к термохимическому равновесию. Другим важным моментом для CFD-моделирования было то, что при экспериментах газогенераторная струя, имитирующая продукты сгорания маршевого топлива,



Рис. 3.88. Расчетная схема камеры сгорания РПДТ

не дросселировалась в сопловых отверстиях. Давление в газогенераторе было немного выше, чем в КС. Этот аспект экспериментального моделирования в дальнейшем позволил предположить при CFD-моделировании, что течение в КС несжимаемое.

CFD-моделирование горения двухфазной смеси с воздухом в КС было выполнено с помощью программного комплекса FLUENT. Для описания уравнений Навье-Стокса в рамках FLUENT используется методика контрольных объемов. При необходимости могут быть решены дополнительные уравнения для турбулентности, компонентов смеси, энергии, излучения и для траектории частицы. Все геометрические параметры были смоделированы настолько точно, насколько возможно со структурными сетками приблизительно 50 000 шестигранных ячеек (рис. 3.90) для половины расчетной области (симметричной относительно диаметральной плоскости). Для высокотурбулентного потока в КС при расчетах использовалась RNG (Renormalized Group Theory) — модель турбулентности, которая лучше описывает рециркуляционные отрывные течения, чем стандартная k- $\varepsilon$  модель, причем возможен учет вихревых течений. Приняв, что течение в КС несжимаемое (в экспериментах число Маха в камере  $\mathbf{M} \leq 0,3$ ), стало возможным применить равновеснохимический подход с моделью горения на основе функции плотности вероятности PDF (Probability Density Function), при которой продукты газогенерации, состоящие из газообразных и твердых частиц, подаются в КС как одна гомогенная струя (или как две раздельные струи — газообразная и из твердых частиц) и реагируют мгновенно с окислителем в камере. Такой



Рис. 3.89. Модельная камера сгорания РПДТ с несимметричным двухпатрубковым ВЗУ: 1 -газогенератор, 2 -вторичный С $_2$ Н $_4$ , 3 -подача топлива, 4 -С $_2$ Н $_4$ , 5 -воздух, 6 -подача воздуха, 7 -топливная форсунка, 8 -воздухозаборник, 9 -камера сгорания, 10 -сопло



Рис. 3.90. Расчетная сетка камеры сгорания РПДТ

подход пригоден при раздельных потоках воздуха и топлива, и когда горение контролируется в большей степени турбулентным смешением, чем кинетикой химических реакций.

На рис. 3.91 приведено распределение объемных долей твердых частиц продуктов сгорания по размерам частиц в рассматриваемых топливных



Рис. 3.91. Дисперсность твердых частиц продуктов сгорания

смесях, имитирующих газогенераторный газ РПДТ. Эти зависимости были получены в экспериментах по измерению дисперсности твердых частиц продуктов сгорания. Видно, что размеры частиц изменяются от долей до нескольких сот микрон, при этом средний диаметр частиц составляет ~ 50 мкм.

На рис. 3.92 показано, как меняются траектории твердых частиц продуктов сгорания в зависимости от размера частиц. На рис. 3.93 показано, как меняется температура продуктов сгорания по оси КС. Здесь приведены две кривые: пунктирная линия соответствует случаю, когда двухфазная реагирующая смесь рассматривалась как равновесный псевдогаз, сплошная линия соответствует двухфазной смеси с неравновесными химическими реакциями. Видно, что учет фазовой и химической неравновесности топливной смеси в КС приводит к заметному снижению температуры к выходу из камеры.

Сопоставление результатов CFD-моделирования рабочего процесса в КС РПДТ с экспериментальными данными показало, что в том случае, когда двухфазная реагирующая смесь рассматривалась как равновесный псевдогаз, расчет завышал значение полноты сгорания на 27%, учет же фазовой и химической неравновесности смеси снижал расхождение расчета и эксперимента до 16%. Очевидно, что причиной такого существенного расхождения расчета и эксперимента является довольно грубая расчетная сетка, при решении пространственной задачи с учетом турбулентного смешения и горения.

Разработанные ранее компьютерные модели на основе CFD-технологии для расчета рабочего процесса в РПДТ проверялись и улучшались путем проведения специальных экспериментов на модельной установке в [3.45]. Благодаря доступности все более мощных компьютеров и новых вычислительных кодов, основанных на CFD-технологии, появилась возможность существенно улучшить понимание структуры турбулентных реагирующих потоков внутри



Рис. 3.92. Траектории твердых частиц продуктов сгорания в камере сгорания

КС. Применение компьютерного моделирования позволяет сократить число огневых испытаний, необходимых при конструировании, оптимизации и отработке КС. Однако, чтобы использовать компьютерное моделирование максимально эффективно, важно экспериментально подтвердить математические модели и коды применительно к РПД. Для этого в работе [3.45] приводятся результаты сравнения экспериментальных данных, полученных на модельных установках, с расчетами.



Рис. 3.93. Изменение температуры по оси камеры сгорания: 1 — двухфазная реагирующая смесь как равновесный псевдогаз, 2 — двухфазная смесь с неравновесными химическими реакциями

Для получения экспериментальных данных были созданы две модельные КС прямоугольного поперечного сечения, приспособленные для визуальных измерений (рис. 3.94 и 3.95). Размеры и отношения площадей в моделях были сравнимы с реальными камерами ПВРД.



Рис. 3.94. Модельная камера сгорания ПВРД: 1 — воспламенитель, 2 — окна, 3 — датчики

Первая модельная КС (рис. 3.94) предназначалась для экспериментов с горячим потоком при условиях, близких к реальным. Конфигурация двигателя состоит из основной КС с двумя боковыми отверстиями для подачи воздуха на противоположных сторонах; выходом является осесимметричное сопло. Чтобы облегчить оптический доступ (КС оборудована специальными

8 В.А. Сорокин, Л.С. Яновский, В.А. Козлов и др.

окнами из кварцевого стекла для оптических измерений), отверстия для входа воздуха и канал имели квадратные сечения.

В случае имитации РПД, в головной секции КС происходит впрыск топлива. Использование газового топлива (C<sub>3</sub>H<sub>8</sub>) планировалось для моделирования газов, истекающих из ГГ. Для имитации ПВРД на жидком топливе система впрыска последнего может быть размещена или в головной секции КС (такое же размещение, как и для ракеты с РПД) или в отверстии для входа воздуха около коленчатого патрубка. В качестве топлива использовался керосин.

Вторая, так называемая «прозрачная» модель (рис. 3.95) предназначена для экспериментов с холодным воздушным потоком и проливок водой. По этой причине здесь нет сопла на выходе. В случае имитации камеры сгорания РПД два топливных отверстия размещены в головной секции КС. Их размеры определялись с целью сохранения постоянным отношения количества движения между воздухом и топливом.



Рис. 3.95. «Прозрачная» модель КС для холодных продувок и гидравлических испытаний

На холодной модели исследовались характеристики смешения топлива с воздухом двумя различными способами: путем проливок водой и применением  $CO_2$  в качестве топлива, концентрации которого измерялись по сечениям камеры. При проливках водой топливо визуализировалось путем подмешивания специального красителя. Картина течения фиксировалась высокоскоростной видеозаписью при сканировании сечений КС «лазерным ножом». При моделировании продуктов газогенерации углекислым газом картина смешения  $CO_2$  с воздухом фиксировалась путем отбора проб смеси газа в различных сечениях камеры и анализом их двумя недисперсионными инфракрасными газовыми анализаторами. Очевидно, что полученные экспериментальные

данные на «прозрачной» модели соответствуют несжимаемому нереагирующему течению в КС.

На модели (рис. 3.94) были проведены эксперименты с применением ЛДИС и метода визуализации потока специальными частицами для условий нереагирующего потока. В случае проведения экспериментов с реагирующим потоком, когда в качестве топлива использовался керосин в головной части КС (при моделировании процессов в РПДТ), результаты не выявили существенных отличий в структуре потока по сравнению со случаем нереагирующего потока.

В результате экспериментальных исследований была составлена база данных, которая в дальнейшем использовалась для верификации и оптимизации существующих программ моделирования процессов в РПДТ на основе CFD-технологии. В работе [3.45] экспериментальные данные сравниваются с двумя программами, основанными на CFD-технологии: MSD и CEDRE. Главное отличие последней — в том, что в CEDRE можно использовать неструктурированные расчетные сетки. Методология расчетов основана на применении уравнений Навье-Стокса, усредненных по Рейнольдсу (RANS — Reynolds Averaged Navier-Stokes) для многокомпонентной смеси, совместно с моделью турбулентного горения.

Моделировалась одна четверть КС с расчетной сеткой от 650 000 элементов в одном случае до 900 000 элементов в другом случае. При этом 2/3 всех элементов располагались в головной части КС (рис. 3.96). Применялась как стандартная k- $\varepsilon$  модель, так и RNG-модель турбулентности.



Рис. 3.96. Неструктурированная расчетная сетка для «прозрачной» модели

При CFD-моделировании подачи CO<sub>2</sub> вместо топлива и процессов смешения в КС. Результаты расчетов существенно отличались от экспериментальных данных, причем в некоторых случаях различие достигало 300%, особенно в зоне подачи CO<sub>2</sub> в камеру. Результаты компьютерного моделирования показали тенденцию более быстрого смешения воздуха с CO<sub>2</sub>, чем в экспериментах, что свидетельствует о неадекватности математической модели.

При CFD-моделировании полетных условий были воспроизведены условия эксперимента. Показано, что измеренные и рассчитанные значения скоростей и параметров турбулентности хорошо согласуются между собой, особенно в головной части КС у выходов из ВЗУ. Сделан вывод о необходимости дальнейшего развития CFD-моделирования для более точного воспроизведения рабочих процессов в КС РПДТ и ПВРДЖ. Лучшим решением является применение метода LES (Large Eddy Simulation — моделирование больших вихрей), который впервые был применен в 70-х годах XX века метеорологами для изучения погоды. LES позволяет непосредственно решать уравнения движения вихрей больших пространственных размеров, которые переносят большую часть энергии, и используется во многих областях техники.

Недостатком LES является высокая стоимость расчетов, особенно для случаев с энергетическими структурами небольших масштабов, таких как пограничные слои и свободные сдвиговые слои.

В настоящее время проводятся исследования, касающиеся альтернативных методов, которые объединяют достоинства RANS и LES и лишены их недостатков. Основная идея состоит в том, чтобы использовать методику LES, в которой поток принят нестационарным, и решать в крупном масштабе турбулентности, а методику RANS использовать во всех остальных областях, главным образом, в зонах ниже по потоку, где эта методика дает относительно хорошие результаты при расчете.

Работа [3.46] является продолжением [3.45]. В ней приведены результаты расчетов с помощью LES для той же экспериментальной модели камеры ПВРД с подачей CO<sub>2</sub> (рис. 3.95). На рис. 3.97 приведена неструктурированная расчетная сетка для LES-расчетов. Итоговая сетка образована из 3,5 млн. ячеек и приблизительно 10 млн граней взаимодействия. Для проведения расчетов использован блок из 4 процессоров NEC SX-8+. Расчеты RANS вначале выполнялись по неявной локальной схеме с интегрированием по времени ( $\Delta t_{\rm max} = 1 \cdot 10^{-3}$  с). Время счета, необходимое для получения решения, составляет ~ 60 часов. Решение RANS использовалось для присвоения начального значения в расчете по модели больших вихрей LES. Затем выполнялись вычисления LES по неявной схеме интегрирования по времени второго порядка с заданным (и сокращенным) временным шагом ( $\Delta t = 2 \cdot 10^{-4}$  с). Время, необходимое для расчета с помощью LES, составляет ~ 960 часов для одного режима.

Сравнение результатов расчетов, проведенных с помощью LES и RANS, с экспериментальными данными по КС приведено на рис. 3.98.

Модель LES (на рисунках — MILES) дает реальное улучшение расчетов не только в зоне свода, но также и в камере сгорания, где увеличение массовой доли CO<sub>2</sub> вследствие завихрений хорошо воспроизводимо. Вероятно, в RANS занижена интенсивность этих завихрений. Вдоль оси модели



Рис. 3.97. Элементы вычислительной координатной сетки

в LES-расчетах занижен уровень CO<sub>2</sub>, но абсолютная разница была меньше по сравнению с расчетами RANS. В RANS-расчетах зоны инжекции CO<sub>2</sub> воспроизводятся неудовлетворительно. Отмечено, что для потоков с внезапным расширением метод RANS не обеспечивает надежных результатов.

Крупномасштабные когерентные движения потока, которые преобладают и управляют первоначальным развитием смешения горючего с воздухом, несут основную ответственность за разницу, наблюдаемую при сравнениях. Для того, чтобы повысить точность, было выполнено LES-моделирование на общих неструктурированных сетках, с использованием схемы точности второго порядка по времени и пространству. Основным недостатком LES является большее время счета (в 16 раз, по сравнению с методом RANS), однако LES-метод до сих пор является лучшим способом получить более высокую точность при моделировании течений в ПВРД [3.46].

Схема экспериментальной модели КС РПД, исследованной в [3.47, 3.48], приведена на рис. 3.99.

Необходимыми и достаточными условиями моделирования камеры сгорания РПД, помимо геометрического подобия модели и натурного объекта, приняты следующие:

что эквивалентно:

$$\lambda_1 = idem \, ; \quad \lambda_2 = idem \, ; \quad \lambda_{\rm BJ} = idem \, ; \quad \frac{{\rm p}_{\rm BJ}^*}{{\rm p}_1^*} = idem \, ; \quad \frac{T_{\rm BJ}^*}{T_1^*} = idem \, .$$

Здесь М — число Маха,  $\lambda$  — коэффициент приведенной скорости, T — температура,  $\rho$ , u, p — плотность, скорость и давление газа; индекс



Рис. 3.98. Продольный (*a*, *б*) и поперечный (*в*) профили массовой доли CO<sub>2</sub>: *a* — вдоль оси симметрии правого инжектора, *б* — вдоль оси симметрии модели, *в* — *X* = 20 мм



Рис. 3.99. Установка для исследования характеристик смешения в модели КС РПД: 1 — модель камеры сгорания, 2 — ВЗУ, 3 — монометры, 4 — сопловая крышка, 5 — точки замеров полного и статического давлений, 6 — баллон с СО<sub>2</sub>, 7 — редуктор с 8 — коллектор, 9 — трубки подачи СО<sub>2</sub> в модель камеры, 10 — сечения модели камеры, в которых измеряются концентрации СО<sub>2</sub>, 11 — ресивер, 12 — кран подачи СО<sub>2</sub> из ресивера в модель, 13 — заглушки, 14 — отверстия сопловой крышки камеры.

«вд» относится к параметрам газа, вдуваемого через сопловые отверстия на переднем торце камеры, индекс «1» — к параметрам потока, вытекающего из подводящего канала ВЗУ, индекс «2» — к параметрам на выходе из КС, верхний индекс «\*» — к параметрам заторможенного потока.

В качестве модельного газа, имитирующего генераторные струи, на первом этапе используется воздух, а на втором этапе —  $CO_2$  с температурами торможения, равными температуре торможения основного потока. Поэтому параметр подобия  $T_{вп}^*/T_1^*$  не рассматривался.

Экспериментальные исследования газодинамических характеристик модели КС РПД проводились с различными углами входа потока в камеру смешения ( $\theta = 30^{\circ}, 45^{\circ}, 60^{\circ}, 90^{\circ}$ ), с изменением относительной площади горла  $\overline{F}_{\Gamma} = F_{\Gamma}/F_0 = 0,20-0,33$ , где  $F_{\Gamma}$  — площадь горла ВЗУ,  $F_0$  — площадь входа в подводящий канал и приведенной скорости в камере  $\lambda_2 = 0,15-0,5$ , в диапазоне изменения приведенной скорости на выходе сопловых отверстий подачи воздуха, имитирующего генераторный газ,  $\lambda_{\rm Bg} = 0-1$ , при соответствующих перепадах давления  $\Delta p_{\rm Bg} = 0-3,0 \cdot 10^5$  Па, для двух вариантов подачи воздуха-имитатора и изменении расстояния от переднего торца камеры до окон подвода воздуха из ВЗУ, с решетками на выходе из каналов ВЗУ и без них.

На рис. 3.100 приведены продольные и поперечные профили статического и полного давлений, соответственно, в переходном канале с углом входа в камеру  $\theta = 45^{\circ}$  и относительной площадью  $F_{r} = 0.27$  при отсутствии подачи

воздуха, имитирующего генераторный газ, для различных значений коэффициента скорости  $\lambda_2$ . Аналогичные распределения получены при  $\theta = 30^\circ$ ,  $60^\circ$  и  $90^\circ$  в тех же диапазонах режимных и геометрических параметров.

Из этих данных следует, что при достижении критического перепада давлений на модели происходит запирание подводящего патрубка. Значение коэффициента скорости  $\lambda_{2\text{кp}}$ , соответствующее режиму запирания, зависит от относительной площади горла  $\overline{F}_{\Gamma}$ . Например, для угла 45° при  $\overline{F}_{\Gamma} = 0,20$  величина коэффициента критической скорости потока  $\lambda_{2\text{кp}} \approx 0,248$ , при  $\overline{F}_{\Gamma} = 0,27$  величина  $\lambda_{2\text{кp}} \approx 0,349$ , а при  $\overline{F}_{\Gamma} = 0,33$  величина  $\lambda_{2\text{кp}} \approx 0,442$ . В то же время, для угла 30° значения коэффициента критической скорости потока существенно ниже: при  $\overline{F}_{\Gamma} = 0,20$  величина  $\lambda_{2\text{кp}} \approx 0,235$ , при  $\overline{F}_{\Gamma} = 0,27$  величина  $\lambda_{2\text{кp}} \approx 0,287$ , а при  $\overline{F}_{\Gamma} = 0,33$  величина  $\lambda_{2\text{кp}} \approx 0,293$ .



Рис. 3.100. Профили статического (*a*) и полного (*б*) давления в патрубке переходного канала ВЗУ без подачи воздуха-имитатора через сопловую крышку камеры. Угол входа в камеру смешения  $\theta = 45^{\circ}$ , относительная площадь горла  $\overline{F}_{\Gamma} = 0,27$ 

Для каждого значения угла  $\theta = 30^{\circ}$ ,  $45^{\circ}$ ,  $60^{\circ}$  и  $90^{\circ}$ , при относительной площади горла ВЗУ  $\overline{F}_{\Gamma}$  в диапазоне 0,20–0,33 и различных перепадах давления  $\Delta p_{\rm Bd}$  воздуха, имитирующего генераторный газ, получены зависимости  $\sigma(\lambda_2)$  и  $\Delta \overline{\sigma}_0(\lambda_2)$ . На рис. 3.101 приведены значения  $\sigma(\lambda_2)$  и  $\Delta \overline{\sigma}_0$  при  $\theta = 30^{\circ}$ ,  $\overline{F}_{\Gamma} = 0,20$ , при минимальном расстоянии между передним торцом камеры с сопловыми отверстиями и окнами подвода воздуха из ВЗУ. Видно, что при наступлении запирания патрубков переходного канала коэффициент  $\sigma$  в камере резко падает (вертикальная ветвь  $\sigma(\lambda_2)$  на рис. 3.101, a), а окружная неравномерность полного давления  $\Delta \overline{\sigma}_0$  резко возрастает (рис. 3.101,  $\delta$ ). Характер изменения коэффициента восстановления полного давления  $\sigma$  в камере зависит от относительной площади горла патрубка  $\overline{F}_{\Gamma}$  и угла входа потока в камеру смешения  $\theta$ . Для всех рассмотренных значений углов  $\theta$  функция  $\sigma(\lambda_2)$  — монотонно падающая (рис. 3.102). Чем больше  $\theta$ , тем больше потери на поворот потока и тем выше дросселирующий эффект. При  $\theta = 30^{\circ}$  дрос-



Рис. 3.101. Коэффициент восстановления полного давления  $\sigma$  (*a*) и параметр окружной неравномерности  $\Delta \overline{\sigma}_0$  (*b*) в камере при различных перепадах давления воздуха, имитирующего генераторный газ.  $\overline{F}_{\Gamma} = 0,2, \ \theta = 30^{\circ}$ 

селирующий эффект минимальный, поэтому при увеличении расхода воздуха через модель сначала происходит запирание горла ВЗУ. Увеличение площади горла сдвигает наступление режима запирания канала в область больших значений  $\lambda_2$ . При этом увеличение площади горла приводит к росту  $\sigma$  во всем диапазоне углов  $\theta$  и к росту параметра  $\Delta \overline{\sigma}_0$  при углах  $\theta = 30^\circ$  и 90°. При постоянном значении  $\overline{F}_r$  увеличение угла  $\theta$  приводит к уменьшению коэффициента  $\sigma$  и к росту неравномерности полного давления  $\Delta \overline{\sigma}_0$  (рис. 3.102). Таким образом, наиболее благоприятный для камеры по характеру изменения коэффициента восстановления полного давления  $\sigma$  угол  $\theta = 30^\circ$  и меет недостаточно широкий диапазон работы ВЗУ по  $\lambda_2$  без запирания подводящих каналов. В связи с этим, предпочтительным по коэффициенту  $\sigma$  и диапазону работы по  $\lambda_2$  для настоящей модели камеры представляется угол подвода воздуха  $\theta = 45^\circ$ .

Во всех случаях, когда расстояние от переднего торца камеры до окон подвода воздуха минимально, подача воздуха-имитатора приводит к незначи-

тельному росту коэффициента  $\sigma$  и уменьшению параметра окружной неравномерности  $\Delta \overline{\sigma}_0$ . При расстоянии 50 мм от переднего торца камеры до окон подвода воздуха из ВЗУ подача воздуха-имитатора в днище камеры, в пределах изменения перепада давления в системе его подачи от  $\Delta p_{\rm Bd} = 0$  до  $\Delta p_{\rm Bd} = 3, 0 \cdot 10^5$  Па ( $\lambda_{\rm Bd} = 1,0$ ), не влияет ни на коэффициент восстановления полного давления  $\sigma$ , ни на окружную неравномерность полного давления  $\Delta \overline{\sigma}_0$  при всех значениях площади горла и вариантах подачи воздуха-имитатора.

Таким образом, расстояние от сопловой крышки камеры до окон подвода воздуха должно быть минимальным. Однако представленный вариант расположения отверстий на сопловой крышке не является оптимальным вследствие незначительного влияния подачи воздуха-имитатора на структуру потока в камере.

При докритических режимах течения в каналах ВЗУ установка решетки на выходе из каналов ВЗУ практически не оказывает влияния на структуру и интегральные характеристики потока  $\sigma$  и  $\Delta \overline{\sigma}_0$  в выходном сечении модели



Рис. 3.102. Влияние угла входа воздуха из ВЗУ на коэффициент восстановления полного давления  $\sigma$  (*a*) и параметр окружной неравномерности  $\Delta \overline{\sigma}_0$  (*b*) в камере.  $\overline{F}_{\Gamma} = 0.33$ ,  $\Delta p_{\text{вд}} = 0$ 

переходного канала при различных перепадах давления и вариантах подачи воздуха-имитатора. Вместе с тем, установка спрямляющей решетки сдвигает наступление режима запирания канала ВЗУ в область больших значений  $\lambda_2$ .

Кроме этого, были проведены исследования процесса смешения струй CO<sub>2</sub> с воздухом. Эксперименты проводились при истечении CO<sub>2</sub> как через одно, так и через три отверстия. В обоих случаях обеспечивалась подача газа с критическими параметрами на выходе из отверстий в камеру ( $\lambda_{\rm Bd} \approx 1,0$ ). Параметры потока воздуха в камере при этом сохранялись существенно дозвуковыми ( $\lambda_2 \approx 0,20-0,25$ ).

Результаты обработки типовых данных представлены на рис. 3.103 и 3.104. Установлено, что при подаче CO<sub>2</sub> через одно отверстие струя под действием основного потока воздуха, входящего в камеру, отклоняется к противоположной стенке. В процессе распространения струи газа по каналу она расширя-



Рис. 3.103. Поля концентраций CO<sub>2</sub> в сечении 1 (*a*) и сечении 2 (*б*) камеры (объемная концентрация в %). Давление  $p_0 = 6 \cdot 10^5 \, \Pi a$ ,  $\theta = 45^\circ$ ,  $\overline{F}_r = 0.33$  при  $\lambda_2 = 0.23$ . Истечение через одно отверстие



Рис. 3.104. Поля концентраций CO<sub>2</sub> в сечении 1 (*a*) и сечении 2 (*б*) камеры (объемная концентрация в %). Давление  $p_0 = 6 \cdot 10^5$  Па,  $\theta = 45^\circ$ ,  $\overline{F}_r = 0.33$  при  $\lambda_2 = 0.23$ . Истечение через три отверстия

ется и в сечении 1, ближнем к ВЗУ, занимает более 1/3 площади сечения (рис. 3.103, a). В сечении 2, на выходе из камеры, струя расширяется еще больше, при этом она растекается по периферии, но все сечение не заполняет (рис. 3.103, 6). Отметим, что поток основного воздуха, втекающего в камеру, препятствует расширению струи CO<sub>2</sub> в центральной части канала.

При подаче  $CO_2$  через три отверстия струи под действием основного потока воздуха, входящего в модель камеры, также отклоняются к стенке напротив места входа воздуха в камеру. Но в этом случае струи в сечении 1 занимают уже 2/3 площади канала (рис. 3.104, *a*). Воздействие входящего воздуха на струи  $CO_2$  проявляется и в этом случае. В сечении 2 струи продолжают расширяться дальше и занимают уже 3/4 площади канала (рис. 3.104, *б*).

Сопоставление профилей концентраций CO<sub>2</sub> по сечениям камеры показывает, какой вариант подачи газа через отверстия (одно или три) обеспечивает более равномерное, и, следовательно, более эффективное смешение.

В работах [3.49, 3.50] приводятся результаты предварительного компьютерного моделирования процесса смешения CO<sub>2</sub> (как имитатора продуктов газогенерации) с воздухом в демонстрационной КС РПД, схема которого приведена на рис. 3.99. Для отработки математического моделирования использовались результаты экспериментальных исследований, приведенные в [3.47]. На рис. 3.105 изображена неструктурированная расчетная сетка ~ 200 тыс. ячеек, выполненная в ICEM CFD.



Рис. 3.105. Неструктурированная расчетная сетка ~200 тыс. ячеек со сгущениями к сопловым отверстиям газогенератора и окнам подвода воздуха из ВЗУ (половина камеры по плоскости симметрии)

Для проведения расчетов использовалась программа FLUENT. Для моделирования турбулентного потока в камере смешения была выбрана модифицированная  $k-\varepsilon$  модель турбулентности RNG, подходящая для сложных вихревых течений с большими ускорениями, обратными токами и местными переходными течениями (смешение дозвукового потока со сверхзвуковым или околокритическим потоком).

Расчет проводился для вязкого, сжимаемого и теплопроводного газа в стационарной постановке с допущением об отсутствии теплообмена со стенкой КС. В качестве граничных условий были приняты режимные параметры проведенных в [3.47] экспериментальных исследований. Основным требованием было соблюдение числа Маха воздушного потока в камере  $\mathbf{M} \sim 0,3$  и подача  $\mathrm{CO}_2$  из сопловых отверстий ГГ с критическими параметрами (сверхзвуковой перепад). Соответственно, как и в экспериментах [3.47], на входе в ВЗУ задавались параметры воздуха с атмосферными условиями (полное и статическое давление, температура), а на выходе из модели давление выдерживалось на уровне 0,7–0,8 от атмосферного, которое задавало расход воздуха через ВЗУ. На входе в сопловые отверстия ГГ задавался критический перепад давления углекислого газа. Значение полного давления перед сопловыми отверстиями определяло при прочих равных условиях требуемый расход  $\mathrm{CO}_2$ .

Анализ расчетных и экспериментальных результатов показал, что, несмотря на удовлетворительную качественную их сходимость по картине течения, расчетные значения концентраций  $CO_2$  существенно выше в определенных областях камеры по сравнению с экспериментальными данными. Расхождение с экспериментом уменьшается при увеличении числа узлов расчетной сетки (при прочих равных условиях), при этом отмечается сильное влияние параметров расчетной сетки на полученные результаты, особенно в области пересечения потоков воздуха со струями  $CO_2$ .

В работе [3.51] с помощью CFD-моделирования на плоских моделях КС РПДТ проведены расчеты смешения центральной газогенераторной струи с воздушными струями, истекающими из ВЗУ. Рассмотрены два типа ВЗУ: симметричный четырехканальный и несимметричный двухканальный. Моделирование смешения газогенераторной и воздушной струй на плоских моделях камер сгорания РПДТ подтвердило гипотезу о равенстве давлений на торце ГГ и на выходе из ВЗУ, которая используется в одномерных моделях рабочего процесса в камере РПДТ для замыкания уравнения сохранения импульса. Эту гипотезу можно считать справедливой как для КС с симметричным четырехканальным ВЗУ, так и для КС с несимметричным двухканальным ВЗУ.

На основании анализа публикаций [3.1–3.51] необходимо отметить, что, несмотря на широкие возможности, которые предоставляют современные технологии CFD-моделирования, в настоящее время существует ряд причин, пре-

пятствующих надежному, с приемлемой точностью, моделированию рабочих процессов в камерах сгорания РПДТ и РПДП.

Во-первых, современные маршевые топлива РПДТ и РПДП имеют, как правило, сложный элементный состав, включающий в себя 6–10 химических элементов. Химические реакции, происходящие при горении таких топлив, слабо изучены; во многих случаях отсутствуют данные по константам скоростей этих реакций.

Во-вторых, в состав топлив РПДТ и РПДП для повышения энергетики обычно вводятся частицы металлов (Al, Mg, B и др.). Массовая доля К-фазы в продуктах сгорания, истекающих из газогенератора, может достигать 70 %, т.е. процессы горения в камерах сгорания РПДТ и РПДП имеют существенно гетерогенный характер.

В-третьих, все известные примеры расчетов турбулентного смешения и горения в КС РПДТ касаются одиночной газогенераторной струи. В то же время газогенераторы РПДТ и РПДП имеют ряд сопловых отверстий, например, в РПДТ ракеты ЗМ9 (с учетом симметрии) на один из четырех патрубков ВЗУ приходится 3 струи. В РПДТ с несимметричным ВЗУ с двумя воздушными каналами имеется всего одна плоскость симметрии, поэтому в этом случае в расчетную область необходимо включать половину сопловых отверстий газогенератора. Проводить CFD-моделирование реальных КС РПДТ и РПДП на достаточно представительной сетке (миллион и более конечных элементов) можно только на достаточно мощном компьютере с большим объемом оперативной памяти.

Современный подход предполагает применение универсальной программы расчета равновесных термодинамических характеристик любых смесей газов (с учетом их возможной двухфазности), которые могут присутствовать в продуктах сгорания маршевых топлив РПДТ и РПДП.

Все это, при моделировании рабочего процесса в РПДТ и РПДП, заставляет идти на компромиссы по точности, времени расчета, принимаемым допущениям, двух- или трехмерным моделям и т.п. Поэтому любые результаты, полученные по расчетной модели, в настоящее время требуют экспериментальной проверки на специальных модельных установках. В настоящее время надежное определение эффективности горения топлив в РПД (коэффициента полноты сгорания в камерах РПД и т.п.) для современных газогенераторных топлив возможно лишь путем экспериментальных исследований камер на огневых стендах.

**3.4.4. Расчет тягово-экономических характеристик двигателя.** Полет на режиме максимальной тяги (высота полета  $H_{\Pi} = 0$ ) является наиболее тяжелым режимом работы двигателя. Оценка тягово-экономических характеристик на таком режиме позволяет сделать общий вывод для остальных режимов работы двигателя.

Выше в п. 3.4.2 был определен расход воздуха через двигатель  $G_{B\Sigma}$ . На режиме максимальной тяги расход топлива составляет  $G_{T\max}$ . Следовательно, расход продуктов сгорания через сопло

$$G_{\Pi C} = G_{B\Sigma} + G_{T \max}.$$
 (3.200)

Коэффициент избытка воздуха

$$\alpha = \frac{G_{B\Sigma}}{G_{T\max} \cdot L_0},\tag{3.201}$$

где L<sub>0</sub> — стехиометрический коэффициент для маршевого топлива.

По методике [3.1], изложенной в п. 3.4.1 (зависимости (3.154), (3.155), (3.156)), определяются приведенная длина камеры сгорания  $x_{\Pi P}$  и коэффициент полноты сгорания продуктов газогенерации в КС  $\eta_{crop}$ . По этим значениям, с учетом теплоты сгорания  $H_u$  и стехиометрического коэффициента  $L_0$ , определяется коэффициент полноты сгорания топлива  $\eta_{\Gamma}$ . Данная методика удовлетворительно описывает рабочий процесс в КС при спутных и осесимметричных потоках воздуха из ВЗУ и продуктов газогенерации из сопловых отверстий (например, для схемы ракеты 3M9 с четырехпатрубковым ВЗУ). При несимметричной схеме ВЗУ в настоящее время расчет полноты сгорания топлива  $\eta_{\Gamma}$  следует проводить по имеющимся экспериментальным данным, отвечающим конкретным схемам несимметричного ВЗУ и размещением сопловых отверстий на крышке газогенератора.

Определяется фиктивная энтальпия воздуха, т.е. энтальпия воздуха, поступающего в камеру сгорания, с учетом тепловых потерь в КС:

$$i_{B.\Phi.}^{*} = i_{B}^{*} - \frac{(1 - \eta_{\Gamma}) \cdot Q_{\max}}{\alpha \cdot L_{0}},$$
 (3.202)

где  $i_{\rm B}^*$  — энтальпия воздуха, поступающего в КС, определяется с помощью следующей зависимости:

$$i_{\rm B}^* = C_{\rm P} \cdot (T_H^* - T_H),$$
 (3.203)

где  $C_P$  — теплоемкость воздуха, кДж/(кг·К);  $T_H$  — температура воздуха на высоте полета, К;  $T_H^*$  — температура торможения воздушного потока в ВЗУ, К (см. п. 3.4.2);

 $Q_{\max}$  — максимальное тепловыделение в камере, при  $\alpha \ge 1$   $Q_{\max} = H_u$ .

По фиктивной энтальпии воздуха и значению коэффициента избытка воздуха  $\alpha$  определяем термодинамические параметры продуктов сгорания:  $R_{\rm CM} = R_{\Gamma} \cdot (1 - Z), T_{\Pi C}^*, n_{\rm KP}$ . Для этого по результатам расчетов термодинамических параметров маршевого топлива строятся графики зависимостей  $R_{\Gamma} = f(\alpha), Z = f(\alpha), T_{\Pi C}^* = f(\alpha), n_{\rm KP} = f(\alpha)$  при различных значениях  $i_{\rm B}^*$ . Затем полученные зависимости перестраиваются в виде  $R_{\Gamma} = f(i_{\rm B}^*), T_{\Pi C} = f(i_{\rm B}^*), n_{\rm KP} = f(i_{\rm B}^*)$  при различных значениях  $\alpha$ .

В п. 3.4.2 было определено полное давление на выходе из ВЗУ  $p_{\Pi}^*$ .

Площадь критического сечения маршевого сопла

$$F_{\rm KP} = \frac{G_{\rm \Pi C} \cdot \sqrt{\chi \cdot R_{\rm CM} \cdot T_{\rm \Pi C}^*}}{m(n_{\rm KP}) \cdot \mu_{\rm C} \cdot p_{\rm KC}^*},\tag{3.204}$$

где  $\chi$  — коэффициент тепловых потерь;  $m(n_{\rm KP})$  — коэффициент, зависящий от показателя изоэнтропы в критическом сечении  $n_{\rm KP}$ , определяется по зависимости:

$$m(n_{\rm KP}) = \sqrt{n_{\rm KP} \cdot \left(\frac{2}{n_{\rm KP}+1}\right)^{\frac{n_{\rm KP}+1}{n_{\rm KP}-1}}}; \qquad (3.205)$$

 $\mu_{\rm C}$  — коэффициент расхода маршевого сопла.

Полное давление в сечении камеры сгорания на входе в сопло

$$p_{\mathrm{KC}}^* = p_{\mathrm{\mathcal{I}}}^* \cdot \sigma_{\mathrm{KC}},\tag{3.206}$$

где  $\sigma_{\rm KC}$  — коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания. Диаметр критического сечения маршевого сопла

$$d_{\text{KP.M}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\text{KP}}}{\pi}} \,. \tag{3.207}$$

Газодинамическая функция в выходном сечении сопла

$$q(\lambda_a) = \frac{F_{\rm KP}}{F_a},\tag{3.208}$$

где  $F_a$  — площадь среза маршевого сопла.

По газодинамической функции  $q(\lambda_a)$  определяются значение приведенной скорости  $\lambda_a$  и газодинамические функции  $f(\lambda_a)$  и  $\pi(\lambda_a)$ .

Определяется полный импульс сопла:

$$I_{\mathsf{C}} = f(\lambda_a) \cdot p_{\mathsf{C}}^* \cdot F_a, \qquad (3.209)$$

где  $p_{\rm C}^*$  — полное давление в выходном сечении сопла,

$$p_{\mathsf{C}}^* = p_{\mathsf{KC}}^* \cdot \sigma_{\mathsf{C}},\tag{3.210}$$

где  $\sigma_{\rm C}$  — коэффициент восстановления давления в маршевом сопле.

Тяга сопла

$$P_{\mathsf{C}} = I_{\mathsf{C}} - F_a \cdot p_H, \tag{3.211}$$

где  $p_H$  — атмосферное давление на высоте полета,

Тяга двигателя

$$P = P_{\mathsf{C}} - G_{B\Sigma} \cdot V_{\mathsf{\Pi}}.\tag{3.212}$$

Скоростной напор

$$q_H = \rho_H \cdot \frac{V_{\Pi}^2}{2}, \tag{3.213}$$

где  $\rho_H$  — плотность атмосферного воздуха на высоте полета (определена в п. 3.4.2),

Коэффициент тяги

$$C_P = \frac{P}{(q_H \cdot F_M)},\tag{3.214}$$

где  $F_{\rm M}$  — площадь миделя двигателя.

Коэффициент аэродинамического сопротивления ракеты  $C_x$  при  $M_{\Pi}$  определяется при экспериментальных продувках ракеты в аэродинамической трубе или при расчетах ЛТХ ракеты. Для полета с положительным ускорением необходимо, чтобы  $C_P > C_x$ .

Удельный импульс двигателя определяется по формуле:

$$I_{\rm VA} = \frac{P}{G_T}.\tag{3.215}$$

Представленная методология проектирования газогенератора РПД позволяет определить геометрические характеристики и характеристики рабочего процесса, спроектировать и оптимизировать узел регулирования и распределения расхода продуктов сгорания твердого или пастообразного топлива газогенератора, выполнить оптимизационные расчеты камеры сгорания РПД. По результатам проектировочных расчетов ДУ на следующем этапе разработки ракеты с РПД выполняются расчеты летно-технических характеристик ракеты для проверки выполнения параметров полета (дальность и скорость полета на различных высотах) в соответствии с заданными в Техническом задании. Методика проведения расчетов летно-технических характеристик приведена в [3.14].

#### Глава 4

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА РПД НА ТВЕРДЫХ И ПАСТООБРАЗНЫХ ТОПЛИВАХ

#### 4.1. Этапы и виды испытаний

Программы отработки РПД на твердом и пастообразном топливах отличаются большим разнообразием. Главными составляющими реализации таких программ следует считать испытания, которые делятся на два основных вида: стендовые и летные.

Стендовая отработка РПД — важный этап создания двигательной установки. На основе многолетнего опыта в ЦИАМ и МКБ «Искра» сформировалась методология стендовой отработки, после которой следуют летные испытания двигателя в составе ракеты. Стендовые испытания РПД и их элементов включают в себя весь круг вопросов, связанных с наземной отработкой и обеспечением надежности изделий.

Летные испытания — это, прежде всего, комплексная проверка работоспособности всех систем ракеты. Соответственно стоимость одного комплексного летного испытания во много раз выше стоимости стендового испытания отдельно взятого двигателя. Поэтому общее количество летных испытаний составляет лишь несколько процентов от общего числа стендовых испытаний.

Началу стендовой отработки предшествует анализ области применения (эксплуатации) ракеты в координатах ( $H_{\rm n}$ ,  $\mathbf{M}_{\rm n}$ ) — «высота-число **M** полета», которая трансформируется в область рабочих режимов по параметрам воздушного потока. Это позволяет выбрать стенд и сформировать Техническое задание на испытания. К началу отработки, как правило, завершаются автономные испытания отдельных узлов РПД: воздухозаборника (ВЗУ), газогенератора и стартовой ступени, в результате чего уже имеются необходимые характеристики ВЗУ  $\sigma(\varphi)$ , расходная характеристика газогенератора  $G_{\rm T}(\tau)$ и тяговая характеристика стартовой ступени  $R_{\rm cT}(\tau)$ .

Стендовые испытания, как правило, подразделяются на предварительные и приемочные (квалификационные). К предварительным стендовым испытаниям относят:

- опытно-конструкторские, оценочные испытания;

— испытания на воздействие окружающей среды с учетом влияния внешних и внутренних факторов.

При опытно-конструкторских, оценочных испытаниях рассматривается работоспособность одного или нескольких проектных вариантов конструкции основных узлов (ГГ, камера сгорания и т.п.) и РПД в целом. Определяются возможности функционирования, динамического взаимодействия, а также ведется предварительная оценка основных характеристик. На самом начальном этапе оценочных испытаний проверяется, насколько данная проектная схема или конструкция реализуема в заданных условиях эксплуатации. В дальнейшем развиваются заложенные в проект РПД возможности: происходит совершенствование в плане эффективности, надежности, стоимости, удобства управления, повышения гарантийных сроков эксплуатации и всех остальных характеристик качества.

На втором этапе предварительных испытаний проверяется конструктивная модификация РПД, близкая к штатной. Целью данных испытаний являются: определение штатной конструкции РПД, его отдельных узлов и агрегатов; подтверждение работоспособности штатной конструкции в соответствии с заданной технической документацией и определение функциональных связей между входными и выходными характеристиками РПД как системы, так и ее элементов; установление рабочих пределов изменения основных параметров всех узлов и агрегатов.

В соответствии с этими целями методика испытаний в каждом конкретном случае определяется Техническим заданием и планом отработки, разрабатывается конструкторской группой и согласовывается с заказчиком. Объем испытаний должен находиться в соответствии с ТЗ на разработку проекта и требованиями программ испытаний на надежность.

При испытаниях на воздействие внешних факторов определяют работоспособность РПД в зависимости от температуры топлива и элементов конструкции, барометрического давления, влажности, температуры окружающей среды, воздействия виброударных нагрузок и т.п.

Квалификационные испытания отличаются от предыдущих этапностью их проведения, а не содержанием программ. Такие испытания характеризуются как зачетные. По сути — это испытания определенной выборки штатных изделий, изготовленных в соответствии с технической документацией и принятых для участия в летных испытаниях.

В целом этапы стендовой отработки РПД и программы стендовых испытаний, как правило, аналогичны таковым при стендовых испытаниях и отработке РДТТ [4.1] и соответствуют принятым отраслевым стандартам в двигателестроении [4.2].

Решение о начале летных испытаний должно приниматься после полного завершения программы квалификационных испытаний.

Летные испытания являются одним из этапов полигонных испытаний, в процессе которых проверяется взаимодействие всех элементов изделия. Как правило, изделия, прошедшие весь комплекс наземных полигонных испытаний, подвергаются летным испытаниям. Получаемая при этом информация используется при проверке соответствия тактико-технических характеристик изделия и его систем требованиям Технического задания. При разработке новых РПД проводят классические виды испытаний, которые включают:

- продувку ВЗУ в аэродинамической трубе;

— определение в аэродинамической трубе характеристик внешнего обтекания ракеты;

 испытание прямоточной КС на присоединенном трубопроводе (оценка характеристик, «структурной живучести» и перехода от ракетного режима работы к прямоточному);

 испытания в свободной струе (оценка характеристик и перехода от работы РД к работе РПД);

- летные испытания.

Отметим, что автономные испытания штатного воспламенительного устройства (ВУ) газогенератора РПД и стартово-разгонного РДТТ проводит, как правило, предприятие-разработчик и изготовитель ВУ.

Для РПД на пастообразных топливах этапы экспериментальной отработки аналогичны РПД на твердых топливах.

Далее рассмотрим виды наземных стендовых испытаний при разработке новых РПД более подробно.

#### Испытания камеры сгорания РПД на присоединенном трубопроводе.

Перед проведением испытаний двигателя обычно проводят испытания камеры сгорания РПД на присоединенном трубопроводе (рис. 4.1, *a*). Горячий дозвуковой поток воздуха направляется прямо в камеру сгорания. Эти испытания используются для оценки следующих параметров: коэффициента полноты сгорания, потерь давления в КС, условий срыва пламени и работоспособности системы тепловой защиты.

При проведении этих экспериментов можно изменять расположение сопловых отверстий на крышке ГГ и стабилизаторов пламени с целью получения заданных характеристик. Теплоизоляцию и другие элементы тепловой защиты можно изменять в соответствии с требованиями работоспособности. Во всех этих испытаниях можно использовать три типа камеры сгорания:

 с массивными стенками, которые поглощают тепло, для определения характеристик КС:

- со стенками, охлаждаемыми водой, для длительной работы;

— натурную КС для оценки характеристик и работоспособности в полете, а также для определения характеристик тепловой защиты.

Исследования перехода от ракетного режима работы к прямоточному также важны при разработке РПД. Эти эксперименты можно проводить на присоединенном трубопроводе или в свободной струе (рис. 4.1, *б*).

Характеристики камер сгорания РПД сильно зависят от профиля потока, входящего в камеру. Эффективность может значительно увеличиться или уменьшиться из-за возмущений или пульсаций. В случае, когда профили не согласованы, наблюдается расхождение данных, полученных при испытаниях на присоединенном трубопроводе и в свободной струе. Согласование профилей в камере сгорания «искусственными» методами (например, применяя экраны) — эффективный, но приводящий к потере времени метод проб и ошибок.

В РПД с короткими воздушными трубопроводами происходит большее искажение профилей, чем в РПД с длинными трубами. Испытания ВЗУ, расположенных в хвостовой части, в квазисвободной струе обычно приводят к большим искажениям, чем аналогичные испытания на присоединенном трубопроводе. Результаты испытания ВЗУ, расположенных в передней части ракеты, в свободной струе в основном согласуются с результатами испытаний на присоединенном трубопроводе при правильном моделировании. При испытаниях на присоединенном трубопроводе можно добиться обоснованного моделирования течения, входящего в камеру сгорания, при сверхкритическом режиме, но не в случае воссоздания докритических характеристик ВЗУ. Эксперименты на присоединенном трубопроводе не позволяют достаточно точно аппроксимировать профили, характерные для ВЗУ, если не моделировать все геометрические параметры выходной части ВЗУ.



Рис. 4.1. Схема стенда для испытаний РПД: *а* — канал с присоединенным трубопроводом, *б* — канал со свободной струей; *1* — азот, *2* — кислород, *3* — гибкое соединение, *4* — тягоизмерительное устройство, *5* — система подачи воздуха, *6* — ресивер, *7* — камера сгорания, *8* — объект испытания, *9* — сопло свободной струи, *10* — успокоительная камера, *11* — линия перепуска, *12* — воздух, *13* — электроподогреватели

Имитация профилей потока воздуха в КС при испытаниях на присоединенном трубопроводе — обязательный элемент моделирования процессов горения в камере.

При испытаниях на присоединенном трубопроводе необходимо выполнять следующие рекомендации:

— геометрические параметры трубопроводов за горлом ВЗУ должны соответствовать геометрическим параметрам ВЗУ, предназначенным для летных испытаний; критическое сечение ВЗУ и контур диффузора необходимо тщательно согласовать;

 для предотвращения искажений потока, вносимых нагнетателем, выше по течению рабочего участка должна использоваться камера с давлением p>0,1 МПа;

 все зоны отбора воздуха в ВЗУ и отверстия для вторичного отбора мощности необходимо воспроизвести при монтаже присоединенного трубопровода;

— при исследовании работы двигателя в докритическом режиме необходимо, в основном, проводить эксперименты в свободной струе, а не на присоединенном трубопроводе.

#### Испытания РПД в свободной струе.

Испытания в свободной струе (рис. 4.1, б) необходимы для интеграции всех систем ракеты. В этом эксперименте РПД работает, когда ВЗУ установлен в сверхзвуковом горячем потоке, свободно истекающем из стендового сопла. На установке со свободной струей можно оценивать тягу двигателя с учетом потерь (располагаемая тяга), характеристики КС и взаимодействия между КС и ВЗУ. Также можно определить характеристики ВЗУ, выполненных в летном варианте.

Известны различные типы испытаний в свободной струе. В основном варианте ракета испытывается как целое. В случае, когда ВЗУ смонтирован впереди, он располагается в рабочем ромбе подводящего воздуха стендового сопла. Моделирование числа Маха на донной части ракеты будет зависеть от относительных размеров ракеты и оборудования. Испытания в квазисвободной струе часто используются для определения характеристик ракет с ВЗУ, размещенными сзади, так как нельзя точно воспроизвести распределение числа Маха на хвостовой части ракеты при испытании в свободной струе. В этом варианте пренебрегают влиянием потока в передней части ракеты, а ВЗУ устанавливают прямо в свободной струе.

При исследовании ВЗУ, расположенных в хвостовой части ракеты, такой тип испытаний наиболее экономичен, так как испытания всей ракеты в свободной струе вызывают необходимость мелкомасштабного моделирования или создания очень громоздкого оборудования с повышенным расходом воздуха. При испытаниях на установке со свободной струей можно оценивать влияние угла атаки и угла рыскания.

#### Испытания на переходных режимах.

Моделирование переходного режима работы (переход от ракетного режима к прямоточному) используется, как правило, для окончательной проверки РПД. Этот тип испытаний важен при завершении оценок функциональных характеристик всей ДУ. Перед летными испытаниями требуется выполнить оценку следующих переходных и динамических эффектов:

 критические (по времени) характеристики, такие, как отстрел сопла, выброс заглушки газогенератора; срабатывание системы зажигания прямоточного контура;

влияние остатков топлива стартового двигателя на характеристики ВЗУ;

 нестационарные изменения температуры воздуха, поступающего в КС, из-за нагрева обечайки ВЗУ;

 попадание материалов стартово-разгонной ступени на поверхности головки ГГ или сопла РПД. Это может привести к увеличению потерь давления в КС.

Наиболее приемлемым методом общей оценки системы является полное испытание двигателя в свободной струе на переходном режиме работы. Этот тип испытаний позволяет полностью оценить все функциональные процессы и характеристики РПД при запуске, влияние остатков топлива стартоворазгонной ступени и любого их взаимодействия с ВЗУ. Этот метод испытания наиболее дорогостоящий.

Испытания на переходном режиме можно также проводить на присоединенном трубопроводе; такой метод приводит к меньшим затратам. При определенных конфигурациях двигателей эти испытания позволяют эффективно имитировать переходные характеристики, характерные для полета. Однако этот метод не всегда применим. Если ВЗУ и прямоточная КС объединены, использование этого метода, очевидно, нецелесообразно. В случае, когда ВЗУ должно работать в докритическом режиме, испытание в свободной струе предпочтительно. В обоих случаях испытания на присоединенном трубопроводе позволяют корректно моделировать взаимодействие ВЗУ и прямоточной КС. При этом типе испытаний возникает необходимость использования больших быстродействующих клапанов, чтобы изолировать экспериментальный участок от стендовых систем до момента начала переходного режима.

Окончательное решение при выборе метода испытаний на переходных режимах в основном зависит от конфигурации двигателя, его назначения и запасов его характеристик.

В качестве рекомендаций обычно используются следующие:

— при испытаниях двигателей с достаточным запасом по приемистости РПД, где время переходного режима не является критическим, выбирается приближенное моделирование переходного процесса;

— при испытаниях ВЗУ с длинным воздуховодом, расположенным в передней части ракеты, выбирается моделирование переходного режима на присоединенном трубопроводе;

— при испытаниях ВЗУ, расположенных в хвостовой части ракеты, ВЗУ, работающих в докритическом режиме, или двигателей любой другой конфигурации с ограниченным взаимодействием ВЗУ и прямоточной камеры сгорания, переходный режим следует изучать на установке со свободной струей.

## Испытания на присоединенном трубопроводе, в свободной струе и летные испытания.

При разработке РПД обычно придерживаются классической последовательности наземных испытаний. Преобладают программы испытаний на присоединенном трубопроводе (рис. 4.2), так как это наиболее дешевый тип испытаний для оценки характеристик камеры сгорания. Затем проводится ограниченное количество испытаний в свободной струе для оценки общих характеристик РПД и проверки взаимного влияния ВЗУ и КС. Программа наземных испытаний завершается после моделирования переходных режимов. Однако возможны любые другие подходы к испытаниям. Выбор необходимо делать в зависимости от конфигурации РПД, который требуется испытать. Часто выбор зависит от субъективной оценки исследователей.

Оптимальная программа испытаний может существенно отличаться для различных типов двигательных установок. Выбор испытания на присоединенном трубопроводе или в свободной струе может зависеть от компоновки ВЗУ. В то же время некоторые параметры можно определить только при летных испытаниях. Отметим, что для окончательной разработки двигательной установки необходимо провести все три типа испытаний.

# Испытания РПД с ВЗУ, расположенных симметрично в передней части ракеты.

При таком типе компоновки ВЗУ предпочтительнее проводить испытания РПД на присоединенном трубопроводе. Если на экспериментальном стенде возможно смоделировать условия полета, то большинство характерных параметров КС определяются при испытаниях на присоединенном трубопроводе. Существенный недостаток — при этом невозможно получить данные по влиянию углов атаки и скольжения на ВЗУ. Следовательно, далее необходимо проводить испытания в свободной струе. При исследованиях РПД такой конфигурации следует придерживаться классической последовательности испытаний.

## Испытания РПД с ВЗУ, расположенных несимметрично в передней части ракеты.

При таком типе компоновки ВЗУ большинство характеристик РПД можно оценить при испытаниях на присоединенном трубопроводе. При одном канале, подходящем от ВЗУ к КС, влияние углов атаки и скольжения можно оценить путем изменения расхода воздуха. Для окончательной проверки системы проводят испытания в свободной струе. Таким образом, и в этом случае приемлема классическая последовательность испытаний.

## Испытания РПД с ВЗУ, расположенных симметрично в хвостовой части ракеты.

При исследованиях ракет такой компоновки результаты летных испытаний являются наиболее информативными. Во-первых, взаимодействие между ВЗУ и КС нельзя адекватно оценить на присоединенном трубопроводе. Во-вторых, влияние углов атаки и скольжения ракеты нельзя правильно оценить ни на



Рис. 4.2. Схема стенда с присоединенным трубопроводом:  $t_{\rm B}$  — температура воздуха;  $P_{\rm BX}$  — давление на входе в ВЗУ;  $P_{\rm r}$  — давление в сечении ВЗУ;  $G_{\rm r}$  — расход топлива;  $t_{\rm r}$  — температура топлива;  $P_{\rm r}$  — давление топлива;  $P_{\rm K}$  — давление в сечениях камеры;  $P_{\rm rr}$  — давление в газогенераторе; R — тяга. 1 — присоединенный трубопровод, 2 — ВЗУ, 3 — газогенератор, 4 — сопловая головка ГГ, 5 — камера сгорания, 6 — сопло, 7 — динамоплатформа, 8 — датчики, 9 — тягоизмерительное устройство

присоединенном трубопроводе, ни в свободной струе. Поэтому летные испытания становятся единственным средством получения общей оценки системы. Эту «склонность» к летным испытаниям можно преодолеть путем создания достаточной базы по характеристикам.

Если количество общих характеристик ракеты доведено до максимальных значений, то, вследствие сведения к минимуму числа характеристик двигателя, в основном необходимо проводить испытания в свободной струе и в полете.

### Испытания РПД с ВЗУ, расположенных несимметрично в хвостовой части ракеты.

Характеристики прямоточной камеры сгорания двигателей при такой компоновке ВЗУ можно эффективно определять при испытаниях на присоединенном трубопроводе. Вследствие сильной взаимосвязи процессов в ВЗУ и КС испытания необходимо проводить в свободной струе для оценки двигателя в целом. Влияние углов атаки и скольжения можно достаточно точно оценить при испытаниях в квазисвободной струе.

При составлении программы испытаний целесообразно учесть следующие рекомендации:

основные характеристики и ресурс прямоточной камеры сгорания можно оценить при испытаниях на присоединенном трубопроводе;

— сначала необходимо выполнить испытания в свободной струе по программе, а результаты этих испытаний следует использовать для оценки характеристик во всем диапазоне режимов полета в следующих случаях:

а) при наличии жесткой связи между ВЗУ и прямоточной КС;

б) при углах атаки и скольжения, существенно влияющих на характеристики потока в зоне входа воздуха в камеру сгорания, например, при использовании нескольких ВЗУ и нескольких каналов подвода воздуха к КС;

в) при работе ВЗУ в докритическом или близком к нему режиме;

г) при существенном влиянии пульсаций давления в КС на характеристики ВЗУ.

В случае, когда конфигурация ВЗУ позволяет проводить испытания только в квазисвободной струе (при этом возможно полностью оценить систему), необходимо использовать модель экспериментального образца, подходящую для испытаний в свободной струе, или более крупное испытательное оборудование.

В случае, когда при наземных испытаниях невозможно правильно оценить полные характеристики системы, следует выполнять дополнительные измерения в летных испытаниях. Например, следует устанавливать датчики давления по тракту ВЗУ в воздушном канале и КС, проводить измерения пульсаций давления в критических сечениях для определения пульсаций параметров в КС и для оценки воздействия ВЗУ.

Далее рассмотрим более подробно методологию наземной стендовой отработки, проведения огневых стендовых испытаний и обработки экспериментальных данных применительно к исследованиям характеристик газогенераторов и камер сгорания РПД.

### 4.2. Наземная стендовая отработка РПД

Методология наземной стендовой отработки РПД включает автономную отработку газогенератора РПД на испытательном стенде, выбор геометрических параметров тракта модельного двигателя и базовых режимов испытаний, газодинамические исследования камеры РПД на модельной установке, выбор стендов для огневых испытаний двигателя, а также методик проведения испытаний и обработки экспериментальных данных.

**4.2.1.** Исследование горения топлив в модельном газогенераторе **РПД.** Газогенератор с системой сопловых отверстий представляет собой автономный модуль, не зависящий от работы прямоточного контура РПД. По этой причине отработка заряда маршевого топлива в составе газогенератора может осуществляться автономно.

На первом этапе изучения характеристик горения маршевого топлива наиболее экономичным способом является исследование его в виде небольших зарядов простой формы в составе модельного газогенератора. В соответствии с этим наиболее целесообразно использовать короткие цилиндрические заряды с забронированными боковой и одной (задней) торцевой поверхностями. Диаметр заряда при этом принимается меньшим, чем диаметр натурного заряда, что, в свою очередь, приводит к снижению расхода продуктов газогенерации с горящего торца, по сравнению с натурным двигателем.

Способность выноса продуктов разложения из полости газогенератора в основном определяется наличием в них К-фазы, а также размерами и расположением отверстий на сопловой крышке газогенератора. Обычно отверстия выбираются в количестве 2–3, т.к. в натурной (базовой) конструкции изделия предполагается наличие 8–12 отверстий.

На первом этапе целесообразно использовать статичную (без возможности вращения для имитации полетных условий, например, активно-реактивных снарядов (АРС)) конструкцию газогенератора для исследования натурных образцов топлив простейшей цилиндрической формы.

Основными задачами первого этапа работы, как правило, являются следующие:

 определение равновесного состава и свойств продуктов сгорания топлив;

 доработка конструкции газогенератора для проведения огневых испытаний;

- отработка воспламенительного устройства (ВУ);

— экспериментальная оценка баллистических и энергетических характеристик твердых и пастообразных топлив;

- анализ шлакования сопловых отверстий и полости газогенератора;

обобщение результатов исследований по выбору базового состава TT или ПТ;

- выработка рекомендаций по проведению дальнейших исследований.

4.2.1.1 Выбор оптимальных геометрических параметров модельных зарядов. Как уже отмечалось, на первом этапе испытаний целесообразно иметь образцы топлива цилиндрической формы с плоской торцевой поверхностью горения.

Второй этап испытаний целесообразно выполнять с образцами, выбранными в ходе селекции перспективных марок топлив, имеющими форму, наиболее близкую к натурной.

Исследования образцов топлив РПД начинают с определения экспериментальной зависимости скорости горения от давления и начальной температуры, а также с оценки равновесных термодинамических свойств и состава продуктов сгорания топлива в условиях горения в ГГ и, затем, в камере сгорания двигателя.

Предварительно, при двух различных значениях давления на специальных небольших образцах в лабораторных условиях на основе стандартной мето-

дики определяют скорости горения топлив в виде

$$U = U_0 \cdot p^{\nu}, \text{ mm/c}, \tag{4.1}$$

где U — скорость горения,  $U_0$  — константа,  $\nu$  — показатель чувствительности скорости горения к изменению давления, p — давление.

Для определения размера сопловых отверстий газогенератора (в соответствии с режимами испытаний) дополнительно к зависимостям для скорости горения образцов топлив используют массивы термодинамических данных о равновесном (или частично равновесном) составе и свойствах продуктов разложения (первичного сгорания) топлива в газогенераторе, на основе использования методики и программы «АСТРА 4.РС», представленной в работе [4.3].

При известном расчетном значении расходного комплекса и предполагаемой, на основе предыдущего опыта, полноты его реализации в газогенераторе легко установить прямую связь между давлением и площадью сопловых отверстий.

4.2.1.2 Методика экспериментального исследования горения топлив. Установка для проведения испытаний различных образцов твердого и пастообразного топлив состоит из следующих основных частей: стендового газогенератора, установленного на неподвижном стапеле, автоматизированной системы измерения (АИС), телекамеры с видеомагнитофоном и системы управления.

На рис. 4.3 приведена типовая конструкция стендового газогенератора, который состоит из корпуса (1), задней крышки (2) и сопловой крышки (3). В полости камеры сгорания размещается натурный образец (4) из исследуемого топлива. Образец забронирован по боковой и задней торцевой поверхностям при помощи специального состава.

Воспламенительное устройство (ВУ) состоит из комбинированной пороховой навески и запального провода (накаливания), концы которого пропускаются через отверстия сменных сопел крышки (3). Для снижения влияния наличия провода на начальный заброс давления в экспериментах число сопел следует увеличить, например, до 3–4.

При проведении испытаний измеряются следующие параметры:

— давление в газогенераторе *p*<sub>гг</sub> (датчики ДДМ-100 и ЛХ-100);

— температура сопловой крышки в двух точках  $T_1$  и  $T_2$  (термопары X–K);

— диаметр горловины сменного сопла до и после испытания  $d_{\text{кр.н.}}, d_{\text{кр.к.}};$ 

 масса заряда с бронировкой (текстолитовой чашкой) до и после испытания;

- суммарная масса шлака после испытания.

Погрешности измерений датчиков: ДДМ-100 — 0,8%, ЛХ-100 — 2,0%, термопары Х-К —  $\pm 2,5^{\circ}$ .

После снаряжения стендовый газогенератор жестко крепится к опоре стапеля. Затем присоединяются датчики давления, температуры и запальный провод к соответствующим разъемам. Для регистрации давления с помощью


Рис. 4.3. Схема стендового газогенератора: 1 — корпус, 2 — задняя крышка, 3 — сопловая крышка, 4 — образец топлива, 5 — бронировка

тензометрического датчика ЛХ-100 и срабатывании ВУ в АИС введена «быстрая»» запись (с частотой опроса  $\nu = 50 \,\Gamma$ ц). Продолжительность «быстрой» записи составляет ~ 2,5 ÷ 3 с. Одновременно с «быстрой» записью осуществляется также «медленная» запись регистрируемых параметров (частота опроса  $\nu = 5 \,\Gamma$ ц). По окончании работы газогенератора производится регистрация («медленная» запись) показаний термопар до момента достижения максимальных значений температур и начала спада в течение ~ 1,5 ÷ 2 мин, а затем регистрирующая аппаратура выключается.

На основе измеренных параметров определяются следующие величины:

1. Время горения топливного заряда  $\tau_{\Gamma}$  определяется от момента  $\tau_{\rm H}$  возникновения пика давления, вследствие срабатывания ВУ, до момента времени  $\tau_{\rm peж}$  на кривой спада давления в конце процесса, когда импульс давления от догорающих остатков топлива равен недостающему относительно среднего давления в газогенераторе импульсу, т. е.

$$\tau_{\Gamma} = \tau_{\text{pew}} - \tau_{\text{H}},\tag{4.2}$$

где  $\tau_{\rm H}$  — начало горения заряда,  $\tau_{\rm pew}$  — завершение «стационарного» режима горения.

2. Среднее давление в камере газогенератора,  $p_{\rm rr.cp}$ . Давление в газогенераторе усредняется на отрезке времени от  $\tau_{\rm H}$  до  $\tau_{\rm pex}$ .

3. Максимальное давление при срабатывании ВУ,  $p_{\text{ву. max}}$ .

4. Скорость горения образца топлива  $U_{r.эксп}$ . Величина  $U_{r.эксп}$  находится как результат деления толщины заряда топлива  $l_3$  на время  $\tau_{\Gamma}$ .

5. Тепловые потери  $\chi$  в стенки камеры:

$$\chi = \frac{Q_{\mathrm{TI}}}{Q_{\mathrm{\Gamma}\Gamma} \cdot M_T} \cdot 100\%,\tag{4.3}$$

где  $Q_{\mathrm{T\Pi}} = \sum_{i=0}^{n} M^{i} \cdot C_{i} \cdot \left(t_{\mathrm{max}}^{i} - t_{\mathrm{H}}^{i}\right)$  — теплота, отведенная в массу конструкции газогенератора,  $M^{i}$  — масса *i*-ой детали газогенератора,  $t_{\mathrm{max}}^{i}$  — температура наружной стенки *i*-ой детали газогенератора максимальная (после испытания),  $t_{\mathrm{H}}^{i}$  — температура наружной стенки *i*-ой детали газогенератора максимальная (после испытания),  $t_{\mathrm{H}}^{i}$  — температура наружной стенки *i*-ой детали газогенератора в газогенератора, где  $H_{U}$  — удельная низшая теплота сгорания топлива,  $L_{0}$  — стехиометрический коэффициент,  $M_{\mathrm{T}}$  — масса топлива.

6. Экспериментальное значение расходного комплекса  $\beta_{\Im}$  при сгорании и истечении продуктов сгорания:

$$\beta_{\mathfrak{Z}} = \frac{p_{\mathrm{rr.cp.}} \cdot F_{\mathrm{rop..cp.}}}{G_T},\tag{4.4}$$

где  $G_{\rm T}$  — расход топлива,  $F_{\rm горл. cp}$  — средняя величина площади горла сменного сопла (в течение испытания с учетом закоксования). Если сопел два и более, то  $F_{\rm горл. cp}$  — сумма средних площадей критических сечений всех сменных сопел.

7. Энергетический коэффициент, или коэффициент удельного импульса  $\varphi_{\beta} = \beta_{\Im}/\beta_{\text{теор}}$ . Определяется путем отнесения величины  $\beta_{\Im}$  к значению  $\beta_{\text{теор}}$ , вычисленному в результате термодинамического расчета равновесного состава и свойств продуктов сгорания рассматриваемых топлив, при помощи программы «АСТРА 4.PC».

Отметим, что выбор  $\tau_{\text{реж}}$  напрямую влияет на определение  $U_{\text{г.эксп}}$  и оказывает опосредованное влияние на  $\beta_{\Im}$  через величину  $G_{\text{T}}$ , которая определяется по зависимости:

$$G_{\mathrm{T}} = \frac{M_T}{\tau_{\Gamma}} \cdot \frac{p_{\mathrm{rr.cp}} \cdot \tau_{\Gamma}}{p_{\mathrm{rr.cp}} \cdot \tau_{\Gamma} + \overline{p}_{\mathrm{rr.cn}} \cdot (\tau_{\mathrm{K}} - \tau_{\mathrm{pew}})},\tag{4.5}$$

где  $\overline{p}_{\rm rr.cn}$  — среднее давление на спаде,  $\tau_{\rm K}$  — время окончания работы газогенератора.

В основе формулы (4.5) лежит предположение об одинаковой величине  $\beta_{\mathfrak{B}}$  на основном участке горения и участке спада, хотя на последнем величина  $\beta_{\mathfrak{B}}$  ниже. В этом смысле делается оценка величины  $\beta_{\mathfrak{B}}$  снизу.

Кроме того, оценивается шлакование внутренних поверхностей газогенератора и сопел, а также определяется суммарная масса шлака в газогенераторе. Для аналогичных исследований характеристик горения твердых топлив с имитацией вращения во время полета может быть использована установка, например, с вращающимся газогенератором (рис. 4.4). Схема установки была предоставлена кафедрой «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Заряд ТТ с бронировкой (6) вкладывается в подвижный корпус газогенератора (3), опирающийся на ролики (2) и приводной вал (4). Подвижный корпус (3) связан с неподвижным (1) через подшипники (5). Корпус воспламенительного устройства (8) и штуцер отбора давления (9) из полости газогенератора жестко связаны с неподвижным корпусом (1). Контакт подвижного (3) и неподвижного (1) корпусов установки в зоне отбора давления из полости газогенератора происходит через специальное уплотнение (11), исключающее протечку продуктов газогенерации в атмосферу.

В исследованиях, на установке с вращающимся газогенератором, целесообразно проводить испытания зарядов маршевого топлива на таких же режимах, что и на неподвижном газогенераторе.



Рис. 4.4. Установка для исследования горения топлив с имитацией вращения газогенератора: 1 — неподвижный корпус, 2 — опорные поддерживающие ролики, 3 — вращающийся составной корпус газогенератора, 4 — приводной вал от редуктора и электромотора, 5 — подшипники, 6 — заряд ТТ, 7 — сопловые отверстия, 8 — воспламенительное устройство, 9 — штуцер отбора давления из полости газогенератора, 10 — предохранитель мембранного типа, 11 — уплотнение

**4.2.2.** Исследование газодинамики и смесеобразования в моделях камер сгорания РПД. В настоящее время за рубежом для ракет с РПД в качестве перспективной рассматривается [4.4] несимметричная схема с двумя коробчатыми каналами ВЗУ, расположенными под фюзеляжем. ВЗУ создает подъемную силу и может эффективно работать при больших углах атаки, что с учетом высокой устойчивости рабочего процесса в двигателе, позволяет реализовать в ракетах преимущество РПД в экономичности по сравнению с РДТТ.

При несимметричном подводе воздуха в камеру сгорания РПД проблема организации эффективного рабочего процесса с максимальными значениями полноты сгорания при минимальных гидравлических потерях на всех режимах работы ДУ является более сложной, по сравнению с симметричным подводом воздуха.

Все виды наземных испытаний являются энергоемкими, поэтому рационально применение альтернативных недорогих методик отработки, в частности, модельных испытаний для сокращения объема экспериментальной отработки ДУ систем и узлов.

Целью экспериментальных исследований газодинамических характеристик моделей камер сгорания РПД является определение:

 структуры потока и гидравлических потерь при различных углах входа воздуха в модель камеры с двухпатрубковым ВЗУ на различных режимах работы камеры;

- оптимального угла подвода воздуха в модель камеры;

— характеристик смешения воздушных потоков со струями газа, имитирующего продукты газогенерации, и поиска оптимального расположения отверстий на сопловой крышке газогенератора РПД.

В качестве имитатора продуктов сгорания в газогенераторе возможно использование углекислого газа (CO<sub>2</sub>) ввиду его дешевизны и доступности в сжатом виде в баллонах, а также наличия аппаратуры и методик измерения концентраций CO<sub>2</sub>. В качестве критерия эффективности процесса смесеобразования по длине камеры, как правило, принимается относительная равномерность профилей концентрации CO<sub>2</sub> по сечениям.

## Экспериментальная установка и методики исследований.

Схема модели камеры сгорания РПД представлена на рис. 4.5. К осесимметричной камере 5 диаметром 100 мм стыкуются два подводящих канала 6 прямоугольного поперечного сечения переменной площади по длине и с коллекторным входом 1. В азимутальном направлении оси каналов располагаются под углом  $\varphi$  между собой ( $\varphi = 90^{\circ}$ ).

Воздух из внешней среды поступает в подводящие каналы ВЗУ за счет отсоса воздуха из камеры. Высота горла подводящих патрубков изменяется посредством сменных вставок 3, что обеспечивает относительную площадь горла в диапазоне  $\overline{F}_{\Gamma} = F_{\Gamma}/F_0 = 0.20$ –0.33, где  $F_{\Gamma}$  — площадь горла ВЗУ,  $F_0$  — площадь входа в подводящий патрубок.



Рис. 4.5. Установка для исследования газодинамики и процессов смешения в модели камеры сгорания РПД 1 — коллектор ВЗУ, 2 — горло ВЗУ, 3 — сменная вставка, 4 — сменная сопловая крышка, 5 — камера, 6 — переходный канал ВЗУ, 7 — приемники статического давления ВЗУ, 8 — гребенка приемников полного давления в переходном канале, 9 — шестилучевая гребенка приемников полного давления в камере, 10 — съемная спрямляющая решетка, 11 — сопловые отверстия, 12 — манометры, 13 — баллон с СО<sub>2</sub>, 14 — редуктор с подогревателем, расходомером и регулятором расхода, 15 — коллектор, 16 — трубки подачи газа в модель, 17 — сечения модели камеры для измерений концентраций и полного давления, 18 — ресивер, 19 — запорный кран, 20 — магистраль подачи воздуха высокого давления из баллонной рампы

Угол входа потока  $\theta$  в модель камеры изменяется с помощью направляющих вставок в переходном канале (6) ВЗУ в широком диапазоне: от 30° до 90°.

В переднем днище камеры имеется возможность установки сменной сопловой крышки 4 с системой отверстий 11 для подачи газа, имитирующего в первом приближении продукты газогенерации РПД. На первом этапе работы в качестве газа-имитатора используется воздух. Подача струй воздуха через отверстия сопловой крышки 4 осуществляется от баллонов с воздухом

9 В.А. Сорокин, Л.С. Яновский, В.А. Козлов и др.

высокого давления по магистрали 20. Расход воздуха через отверстия сопловой крышки регулируется вентилем 19. Отверстия в сопловой крышке 4 могут иметь различные варианты расположения. Например, в варианте I сопловая крышка имеет 15 отверстий Ø4 мм, семь из которых располагается на окружности Ø50 мм, семь отверстий — на окружности Ø75 мм и одно отверстие в центре. В варианте II сопловая крышка имеет восемь отверстий, три из которых Ø4 мм располагаются на окружности Ø47 мм, 5 отверстий Ø6 мм на окружности Ø50 мм.

Расстояние от сопловой крышки 4 до окон подачи воздуха из ВЗУ изменяется от 0 до 50 мм, на выходе из переходного канала 6 ВЗУ в некоторых экспериментах устанавливается спрямляющая решетка 10.

При испытаниях измеряется давление в различных сечениях модели. Расположение датчиков давления в модели и их обозначения представлены на рис. 4.5. Величина давления P1, измеряемого в воздухоотводящем канале установки, показывает рабочее разрежение, создаваемое эксгаустером стенда. Замер статического давления вдоль канала подводящего патрубка производится в пяти сечениях датчиками P2...P6 с шагом 30 мм. Измерения полного давления на выходе из подводящего канала производятся гребенкой трубок Пито в четырех точках (P7...P10).

На расстоянии 250 мм от крышки 4 днища камеры устанавливается гребенка 9 с 20-ю приемниками полного давления (P11...P31). Значения полного давления на стенках канала определяются путем линейной экстраполяции по двум ближайшим точкам измерений гребенкой полного давления. Для измерений давления (полного или статического) используются датчики ИКД, которые подключаются к автоматизированной системе сбора и обработки информации. Погрешность датчиков при записи на ПЭВМ не превышает 0,7%.

В экспериментах определяется коэффициент восстановления полного давления в камере  $\sigma = p_{\rm K}^*/p_{\rm BX}^*$ , где  $p_{\rm K}^*$  — полное давление на выходе из камеры,  $p_{\rm BX}^*$  — полное давление на входе в камеру (на выходе из каналов ВЗУ).

Для каждого углового положения определяется среднее по радиусу значение полного давления в камере:

$$p_r^* = \int_0^1 p^* d\overline{r}^2,$$
 (4.6)

где  $\overline{r} = r_i/r_{\rm K}$ ,  $r_i$  — текущий радиус,  $r_{\rm K}$  — радиус камеры.

Из распределения  $p_r^*$  выделяются зоны пониженного давления, в пределах которых  $p_r^* < p_{cp}^*$ . Величина  $p_{cp}^*$  вычислется по формуле

$$p_{\rm cp}^* = \frac{1}{2\pi} \cdot \int_0^{2\pi} p_r^* d\varphi.$$
 (4.7)

В каждой зоне определяется среднее значение полного давления

$$p_0^* = \frac{1}{\varphi_2 - \varphi_1} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} p_r^* d\varphi, \qquad (4.8)$$

где  $\varphi_1$  и  $\varphi_2$  — значения угла  $\varphi$ , ограничивающие сектор, в котором  $p_r^* < p_{\rm cp}^*$ .

В качестве параметров окружной неравномерности принимаются относительная протяженность зоны пониженного полного давления  $\overline{\varphi} = (\varphi_2 - \varphi_1)/2\pi$  и среднее уменьшение полного давления в этой зоне  $\Delta \overline{\sigma}_0 = (1 - p_0^*/p_{cp}^*) \cdot 100\%$ .

Для исследования процесса смешения газов в модели камеры РПД установка оборудована системой подачи углекислого газа (рис. 4.5). Относительная площадь горла выбрана равной  $\overline{F}_{\Gamma} = 0,33$ . По результатам первого этапа работы с варьированием углов подачи воздуха из ВЗУ в качестве базового угла подачи воздуха выбран угол  $\theta = 45^{\circ}$ , при котором коэффициент восстановления полного давления в камере  $\sigma$  максимален. Расстояние от переднего торца камеры до окон подвода воздуха равно 50 мм. Для подачи СО<sub>2</sub> используется сменная сопловая крышка (вариант II), при этом пять отверстий  $\varnothing 6$  мм были заглушены.

Углекислый газ из баллона 13 через редуктор 14 с нагревателем, расходомером и регулятором расхода подается в ресивер 18 объемом  $V_{\rm p}=31,4\,{
m gm}^3,$ в котором он накапливается после вытеснения воздуха через кран 19. Манометр 12 на крышке ресивера фиксирует давление газа. При достижении требуемого давления газа в ресивере 18 открывается кран 19, и CO<sub>2</sub> подается через коллектор 15 в сопловые отверстия крышки камеры по трубкам 16. При этом кран магистрали 20 закрыт. Подача СО<sub>2</sub> в камеру осуществляется как через одно отверстие Ø4 мм на крышке газогенератора в биссекторной плоскости (остальные два отверстия при этом заглушались), так и через три отверстия Ø4 мм (рис. 4.5, вид А, вариант II). Замеры концентраций CO<sub>2</sub> в камере проводятся при использовании переходного канала без решетки в сечениях 17 с шагом 5 мм в каждом сечении. По длине камеры замеры проводятся в двух сечениях, отстоящих одно от другого на 300 мм. Сечение 1 располагается в 250 мм от переднего торца камеры, сразу после ВЗУ, а сечение 2 — на выходе из камеры. Применение ресивера для накопления СО<sub>2</sub> позволяет получить расход последней через сопловые отверстия на крышке больше, чем позволяет редуктор 14. Особенностью установки с таким способом подачи СО<sub>2</sub>, по сравнению с установками стационарного действия, является наличие плавного уменьшения температуры и давления рабочего газа по времени. Темп этого изменения в основном определяется соотношением между объемом ресивера и диаметром критического сечения сопла, через которое истекает газ. Изменение параметров в экспериментах, как правило, достаточно медленное, что позволяет считать течение квазистационарным.

Определение концентрации CO<sub>2</sub> в воздушном потоке проводится с помощью компьютерного газоанализатора ИМР-3010. В данном газоанализаторе не используется датчик на CO<sub>2</sub>, а концентрация последнего вычисляется на основе измеренного содержания кислорода в анализируемой газовой смеси по формуле:

$$N_{\rm CO_2} = N_{\rm CO_2 \,max} \cdot (20.9 - N_{\rm O_2}) \,\frac{1}{20.9},\tag{4.9}$$

где  $N_{\rm CO_2\,max}$  — максимальная объемная концентрация CO<sub>2</sub>, %,  $N_{\rm O_2}$  — измеренная объемная концентрация кислорода, %.

Массивы полученных экспериментальных точек по значениям концентраций CO<sub>2</sub> выводятся в массив исходных данных для программы построения линий постоянного уровня концентраций.

**4.2.3. Исследования по выбору геометрии тракта модельного двигателя и базовых режимов испытаний РПД.** Для выработки рекомендаций по созданию высокоэнергетических маршевых твердых или пастообразных топлив для регулируемого РПД нового поколения проводятся испытания образцов ТТ и ПТ в составе как газогенератора, так и двигателя в целом. При этом необходимо решить следующие задачи:

- выбор геометрических параметров тракта модельного двигателя и базовых режимов испытаний;
- разработка и согласование программы испытаний;
- разработка схем, обеспечивающих адаптацию модельного двигателя к технологическим системам стенда, а также к системам измерений и управления;
- изготовление стендового узла стыковки к модельному двигателю;
- выполнение технологической продувки с использованием горячего воздуха;
- проведение огневых испытаний модельного двигателя с различными составами ТТ и ПТ на стенде с присоединенным трубопроводом подачи горячего воздуха;
- создание адаптированной к испытаниям методики оценки результатов;
- анализ и обобщение результатов испытаний;
- выработка рекомендаций по продолжению исследований.

4.2.3.1 Выбор геометрических параметров тракта модельного двигателя. Моделирование процесса горения продуктов газогенерации в КС является сложной задачей, и обычно не удается добиться полного подобия модельной и натурной конструкций. Так, например, натурная КС может иметь слабоконическую внутреннюю поверхность, где на определенном расстоянии от торца газогенератора размещаются входные отверстия подводящих патрубков ВЗУ. В модельной же конструкции КС и подводящие патрубки воздуха, как правило, имеют цилиндрическую форму внутренней поверхности, а сама КС выполняется секционной. В первой секции установлены цилиндрические патрубки воздуховодов (рис. 4.6). Углы подвода патрубков и соотношения между площадями входных отверстий, с одной стороны, и проходной площадью КС, с другой, получены расчетным путем на основании аналогичного соотношения, имеющегося в натурной конструкции двигателя.

Вторая секция выполняет роль проставки между первой (с патрубками воздуховодов) и третьей (с соплом очкового типа) секциями, и ее наличие позволяет изучить влияние изменения длины КС на характеристики рабочего процесса.

Третья секция модельной КС оснащается соплом, размер которого выбирается из условия заданного уменьшения площади критического сечения сопла по сравнению с критическим сечением сопла натурного двигателя.

Модельный двигатель с испытуемым топливом после сборки устанавливается и закрепляется на динамоплатформе стенда. Узел стыковки к системе подачи горячего воздуха обеспечивает соединение с гибким участком трубопровода стенда и патрубками входа в двигатель. Для этого от ресивера узла стыковки к патрубкам входа воздуха подводятся трубопроводы с концевыми прямолинейными участками, длина которых обеспечивает гидродинамическую стабилизацию подводимых воздушных потоков.

4.2.3.2 Выбор базовых режимов испытаний РПД. В соответствии с целями испытаний режимы работы модельного РПД должны соответствовать как результатам предварительной экспериментальной отработки зарядов в составе модельного газогенератора, так и характеристикам натурного изделия.

Энергетические характеристики ТТ и ПТ на режимах горения в воздушном потоке связаны с рядом таких параметров двигателя и рабочих тел, как коэффициент избытка воздуха, количество отверстий и их размещение на сопловой крышке газогенератора, расходонапряженность КС, размер критического сечения сопла, длина КС, начальная температура заряда топлива, температура воздуха на входе в двигатель. На первом, селекционном этапе испытаний обычно не рассматривается влияние четырех последних параметров с целью экономии средств. Испытания проводятся при использовании маршевого сопла с одинаковыми геометрическими характеристиками и трехсекционной модельной КС при температуре заряда, соответствующей температуре окружающей среды, и заданной температуре воздуха на входе в модельный двигатель, например ≈ 500 К.

На основании предварительного анализа представленных заказчиком общих характеристик топливных зарядов выбирается наиболее приемлемое для натурного изделия на данный период времени топливо конкретной марки, обеспечивающее потребные расходы и требуемый диапазон регулирования продуктов первичного сгорания при заданном диапазоне изменения давления в ГГ. При оптимизации расходных характеристик натурного изделия определяется рабочий диапазон расходов топлива и, затем, диапазон расходов топлива модельного ГГ.



Исследования энергетических характеристик топлива проводятся на режимах работы газогенератора, близких к режимам автономной отработки, в следующей последовательности:

— испытания с одинаково высоким уровнем давления в ГГ и одинаковым числом отверстий на сопловой крышке ГГ с целью изучения влияния коэффициента избытка воздуха на эффективность рабочего процесса. При этом меняется расход подаваемого через ВЗУ воздуха, что обусловливает изменение коэффициента избытка воздуха при прочих равных условиях;

— испытания с минимальным давлением в ГГ и одинаковым числом отверстий (как и при высоком давлении в ГГ) на сопловой крышке ГГ с целью изучения глубины регулирования продуктов газогенерации и влияния расходонапряженности на энергетические характеристики;

 испытания с минимальным давлением в ГГ и отличным от предыдущих испытаний числом отверстий на сопловой крышке ГГ с целью изучения влияния распределения продуктов газогенерации на эффективность рабочего процесса.

При испытаниях других марок топлива ставится цель — сравнить характеристики топлив при их горении в воздушном потоке с соответствующими характеристиками первого состава. Такое сравнение возможно в условиях, когда обеспечивается соответствие расходов топлива.

Расчет режимов работы модельного РПД базируется на результатах термодинамического расчета равновесного состава и свойств продуктов первичного горения в ГГ и продуктов горения в КС [4.3], а также на опыте, полученном в ходе автономной отработки топлив в составе модельного ГГ.

Исходные данные по топливу для проведения термодинамического расчета задаются в следующем виде:

- условная химическая формула  $C_x H_y N_z O_t CL_d B_e Mg_k Al_f Fe_s S_n$ ;
- энтальпия образования  $\Delta H_{\rm ofp}$  (при температуре 20 °C);
- низшая массовая удельная теплота сгорания  $H_u$ .

Значения  $H_u$  требуются для учета полноты сгорания в КС путем использования фиктивной энтальпии воздуха

$$i_{B\Phi}^{*} = i_{B}^{*} - \frac{H_{u} \cdot (1 - \eta)}{\alpha \cdot L_{0}},$$
(4.10)

где  $i_{\rm B}^*$  — энтальпия воздуха на входе в двигатель,  $\eta$  — коэффициент полноты сгорания,  $\alpha$  — коэффициент избытка воздуха,  $L_0$  — стехиометрический коэффициент.

Значения  $L_0$  получаются в процессе термодинамического расчета. Для продуктов сгорания в КС и сопле проводятся расчеты в заданных диапазонах коэффициента избытка воздуха  $\alpha$  и фиктивной энтальпии воздуха  $i_{B\Phi}^*$  при различных давлениях в КС.

Равновесные параметры и свойства продуктов разложения в  $\Gamma\Gamma$  и в сопловых отверстиях получают в диапазоне давлений от  $p_{\min}$  до  $p_{\max}$  для каждого топлива с некоторым шагом.

При расчете режима работы используется зависимость скорости горения от давления в газогенераторе:

$$U_{\Gamma} = U_0 \cdot p_{\Gamma\Gamma}^{\nu}, \tag{4.11}$$

где U<sub>0</sub> и  $\nu$  — константы, индивидуальные для каждого состава топлива.

Эти константы могут быть различными даже для зарядов одной и той же марки топлива.

Расход продуктов разложения из ГГ определяется по формуле:

$$G_{\mathrm{T}} = U_{\Gamma} \cdot F_{\mathrm{T3}} \cdot \rho_{\mathrm{T}},\tag{4.12}$$

где  $F_{\rm T3} = \pi \cdot D_{\rm 3}^2/4$  — площадь торца заряда,  $\rho_{\rm T}$  — плотность топлива.

Связь между давлением, расходом продуктов разложения и площадью сопловых отверстий находится из выражения:

$$\beta = \frac{p_{\Gamma\Gamma} \cdot F_{\Gamma}}{\varphi_{\beta} \cdot G_{\Gamma} \cdot L_0},\tag{4.13}$$

где  $\beta$  — расходный комплекс (определяется из массива данных термодинамического расчета),  $F_{\Gamma}$  — площадь сопловых отверстий газогенератора,  $\varphi_{\beta}$  — энергетический коэффициент расходного комплекса (коэффициент удельного импульса).

Оценка коэффициента  $\varphi_{\beta}$  выполняется на основе данных автономной отработки ГГ. Обычно оценка дает разные значения  $\varphi_{\beta}$ . Существенная разница между крайними значениями  $\varphi_{\beta}$  свидетельствует о значительном влиянии зависимости полноты завершения процессов разложения в ГГ от давления, что затрудняет расчетную оценку рабочих параметров.

Параметры в камере сгорания характеризуются величиной коэффициента избытка воздуха  $\alpha$ , который определяется по формуле:

$$\alpha = \frac{G_{\rm B}}{G_{\rm T} \cdot L_0},\tag{4.14}$$

где G<sub>B</sub> — расход воздуха.

Алгоритм расчета режима работы двигателя в серии испытаний представляется следующим образом:

- назначается требуемое давление в полости газогенератора;

 по формулам (4.11) и (4.12) определяется расход продуктов разложения в газогенераторе;

— по данным массива результатов термодинамического расчета определяется расходный комплекс  $\beta$ , соответствующий давлению в ГГ;

— путем аппроксимации определяется значение энергетического коэффициента расходного комплекса  $\varphi_{\beta}$  (на основе предварительных результатов испытаний газогенератора);

— по выражению (4.13) определяется суммарная площадь сопловых отверстий, устанавливается их количество *n* и находится диаметр отверстий:

$$d_c = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\Gamma}}{n \cdot \pi}}; \qquad (4.15)$$

 по формуле (4.14) находится расход воздуха, требуемый для обеспечения задаваемого коэффициента избытка воздуха.

Данный алгоритм используется для расчета режимов работы модельного РПД применительно к каждому заряду и испытанию индивидуально.

## 4.3. Огневые стендовые испытания РПД

**4.3.1.** Стенд для наземных огневых испытаний. Схема стенда для проведения наземных огневых испытаний двигателя приведена на рис. 4.7. Данная схема реализована в НИЦ ЦИАМ и предоставлена авторам книги начальником отдела НИЦ Белых С.А.



Рис. 4.7. Схема стенда для огневых испытаний РПД: 1 — смесительное устройство, 2 — устройство безымпульсной подачи воздуха, 3 — модельный РПД, 4 — динамоплатформа, 5 — ленты сжатия, 6 — приемная труба для выхлопных газов, 7 — циклон-сепаратор

Стендовый РПД (3) закрепляется на динамоплатформе (4), установленной на лентах сжатия (5). РПД соединяется с подводящим воздух трубопроводом стенда через боковой гибкий бронированный рукав — устройство безымпульсной подачи воздуха (2). Воздух от баллонной батареи высокого давления подается к электроподогревателю и, далее, по линии горячего контура в смесительное устройство, которое представляет собой цилиндрическую камеру с конфузорным концевым участком для снижения потерь полного давления и выравнивания поля скоростей воздушного потока. Часть воздуха по линии холодного контура непосредственно направляется в смесительное устройство (1). Оба потока воздуха смешиваются в смесительном устройстве, из которого воздух через устройство безымпульсной подачи (2) поступает на вход в РПД.

Стенд оборудован следующими системами:

измерений;

- подачи воздуха, включающей систему «чистого» (омического) нагрева;

 термостатирования двигателя на положительные и отрицательные температуры;

— подачи азота и воды;

- автоматического сбора и обработки экспериментальных данных;

- автоматизированного управления работой двигателя.

При необходимости, в камеру РПД осуществляется подача азота по команде от соответствующего реле времени системы управления непосредственно после отсечки воздуха. Очистка продуктов сгорания производится путем орошения их водой в выхлопной трубе с последующей сепарацией конденсированных веществ в циклоне-сепараторе.

В процессе проведения огневых испытаний двигателя на стенде измеряются параметры, характеризующие работу как стендовых систем подачи горячего воздуха, азота и воды, так и стендового РПД на динамоплатформе. На рис. 4.8 схематично приведен продольный разрез стендового РПД и расположение точек измерения параметров. Измеряемые параметры, датчики и их погрешности приведены в табл. 4.1.

Все измеряемые параметры регистрируются автоматизированной информационной системой (АИС) «Спрут» с частотой опроса 25 Гц.

Кроме перечисленных в табл. 4.1 параметров, измеряются полное давление и температура торможения перед расходомерным устройством (РМУ) на линии подачи азота в камеру сгорания, а также расход на магистрали подачи воды в выхлопную трубу датчиком турбинного типа (ТДР), а также



Рис. 4.8. Схема препарирования стендового двигателя: × — точка замера статического давления; V — термопара

Таблица	4.1
гаолица	1.1

Nº	Параметр	Ин- декс	Датчик	Диапазон измерения	Погреш- ность изме- рения, %
1	Давление воздуха перед РМУ хол. контура	Pv10	ДДМ-100	$50 \div 60$	±0,8
2	Давление воздуха перед РМУ гор. контура	Pv21	ДДМ-100	70÷80	±0,8
3	Давление воздуха за РМУ гор. контура	Pv22	ДДМ-60	30÷40	±0,8
4	Давление воздуха на входе в модель	Pv3	ДДМ-60	20÷30	$\pm 0,8$
5	Давление азота перед РМУ	Pn	ДДМ-100	$30{\div}50$	±0,8
6	Давление воды в системе	Pw	ДДМ-60	$20{\div}25$	$\pm 0,8$
7	Давление в газогенераторе	Pgg1	ДДМ-100	8÷80	$\pm 0,8$
8	Давление в газогенераторе	Pgg2	ДДМ-100	8÷80	$\pm 0,8$
9	Давление стат. на стенке патрубка 1 ВЗУ	Pin1	ДДМ-10	$2\div 6$	$\pm 0,8$
10	Давление стат. на стенке патрубка 2 ВЗУ	Pin2	ДДМ-10	$2\div 6$	$\pm 0,8$
11	Давление стат. на стенке камеры (сеч. А)	Pdoj1	ДДМ-10	$2\div 6$	$\pm 0,8$
12	Давление стат. на стенке камеры (сеч. А)	Pdoj2	ДДМ-10	$2\div 6$	$\pm 0,8$
13	Давление стат. на стенке камеры (сеч. Б)	Pdoj3	ДДМ-10	$1,5{\div}4$	$\pm 0,8$
14	Давление стат. на стенке камеры (сеч. Б)	Pdoj4	ДДМ-10	$1,5{\div}4$	$\pm 0,8$
15	Давление стат. на стенке камеры (сеч. В)	Pc1	ДДМ-10	$2\div 6$	$\pm 0,8$
16	Давление стат. на стенке камеры (сеч. В)	Pc2	ДДМ-10	$2 \div 6$	$\pm 0,8$
17	Давление стат. на стенке камеры (сеч. В)	Pc3	ДДМ-10	$1,5{\div}4$	$\pm 0,8$
18	Давление стат. на стенке камеры (сеч. В)	Pc4	ДДМ-10	1,5÷4	±0,8
19	Давление перед общим мерным соплом	Pnn1	Сапфир-25	5÷20	±0,3
20	Давление перед общим мерным соплом	Pnn2	Сапфир-25	$5{\div}20$	$\pm 0,3$
21	Давление перед общим мерным соплом	Pnn3	Сапфир-25	$5{\div}20$	$\pm 0,3$
22	Температура воздуха перед подогревателями	Tv1	X-K	$\pm 50~^\circ\mathrm{C}$	$\pm 2,5\ ^{\circ}\mathrm{C}$
23	Тем-ра возд. перед РМУ на холодной линии	Tv10	X-K	$\pm 50~^\circ\mathrm{C}$	±2,5 °C
24	Температура воздуха за подогревателем №1	Tv11	X-A	$300 \div 900$ °C	±3,6 °C
25	Температура воздуха за подогревателем №2	Tv12	X-A	$300 \div 900$ °C	±3,6 °C
26	Температура воздуха за подогревателем №3	Tv13	X-A	$300 \div 900$ °C	±3,6 °C
27	Температура воздуха перед клапанами	Tv3	X-A	$300 \div 500~^\circ C$	±3,6 °C
28	Температура воздуха в патрубке 1 ВЗУ	Tinl	X-K	$100 \div 300$ °C	±2,5 °C
29	Температура воздуха в патрубке 2 ВЗУ	Tin2	X-K	100 ÷ 300 °C	±2,5 °C
30	Температура стенки общего мерного сопла	Tkr1	X-K	$100 \div 300$ °C	±2,5 °C
31	Температура стенки общего мерного сопла	Tkr2	X-K	$100 \div 300~^\circ C$	$\pm 2,5\ ^{\circ}\mathrm{C}$
32	Температура на входе в общее мерное сопло	Tnn1	X-K	$100 \div 500$ °C	±2,5 °C
33	Температура на входе в общее мерное сопло	Tnn2	X-K	$100 \div 500 \ ^{\circ}C$	±2,5 °C
34	Температура газов на входе в циклон	Tv4	X-K	$100 \div 1000 ^{\circ}\text{C}$	±2,5 °C
35	Тяга изделия на динамоплатформе	Rdp	Тензодат- чик	100 ÷ 850 кгс	±0,2

осуществляется запись съемки видеокамерой струи продуктов сгорания, вытекающей из сопла.

**4.3.2.** Методика проведения огневых испытаний и обработки экспериментальных данных. Собранный двигатель закрепляется на динамоплатформе и осуществляется установка контрольно-измерительной аппаратуры.

Перед проведением каждого испытания выполняется градуировка силоизмерительной системы стенда, для чего параллельно тензометрическому датчику силы устанавливается устройство, на котором размещаются гидроцилиндр и образцовый динамометр. Во время градуировки датчика тяги показания цифрового канала параллельно фиксируются с помощью АИС «Спрут» и цифрового вольтметра. После обработки результатов градуировки получают два аппроксимационных уравнения тяги для АИС и цифрового вольтметра. Проводят сравнения значений тяги по этим уравнениям при одинаковом напряжении на входе. Градуировка считается удовлетворительной, если различия в значениях тяги не превосходят  $\pm 0,2$ %.

Основные испытания РПД проводятся по следующей циклограмме:

 настройка режима расхода воздуха и включение электроподогревателей с перепуском воздуха через дренажную магистраль при закрытом отсечном клапане на входе в двигатель;

— при достижении заданной температуры воздуха производится включение записи видеоизображения с видеокамеры и ЭВМ системы АИС, после чего нажимается кнопка «Пуск» и автоматически начинается подача воздуха в двигатель путем открытия отсечного клапана на входе и одновременного закрытия дренажного отсечного крана;

 через короткий промежуток времени (например, ~ 2 с) осуществляется подача электрического импульса на электровоспламенитель ВУ и запуск РПД, время работы которого зависит от времени работы газогенератора;

— после окончания работы ГГ открывается дренажный отсечной кран и закрывается основной отсечной кран подачи воздуха в двигатель;

— отключаются электроподогреватели и прекращается подача воздуха.

## Задаваемые параметры стенда при проведении испытаний:

— расход воздуха  $G_v$ , кг/с;

— максимальная температура воздуха  $T_v^*$ , К;

— максимальная тяга двигателя *R*, кгс;

— максимальное полное давление в тракте камеры сгорания  $p^*$ , кгс/см<sup>2</sup>;

— максимальное время работы двигателя  $\tau_{\Gamma}$ , с;

— расход воды на орошение продуктов сгорания  $G_{\rm H_2O}$ , кг/с;

Определяющими параметрами рабочего процесса в РПД, от которых зависят его тягово-экономические характеристики, являются полнота сгорания топлива  $\eta_G$  и коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания  $\sigma_{ks}$ . Необходимо отметить, что величина  $\sigma_{ks}$ , под которой понимается отношение полного давления в «горячем» сечении В-В (на входе в сопло, рис. 4.8) к полному давлению на выходе из ВЗУ, зависит от полноты сгорания топлива, т.к. с повышением  $\eta_G$  (при прочих постоянных параметрах: расхода воздуха  $G_v$ , расхода горючего  $G_g$  и др.) снижается скорость газового потока в КС и снижается ее гидравлическое сопротивление.

Определение полноты сгорания топлива в КС двигателя основано на связи импульсных характеристик сопла и термодинамических параметров. Из результатов расчета термодинамических характеристик для выбранного топлива получается зависимость выходного критического удельного импульса сопла от энтальпии поступающего в двигатель воздуха  $i_{\rm B}^*$ , коэффициента избытка воздуха  $\alpha$  и давления [4.3]. Поскольку в рабочем диапазоне давлений в камере сгорания РПД ( $p = 1 \div 10 \, {\rm kr/cm}^2$ ) влиянием давления на выходной критический удельный импульс сопла  $J_{\rm yd.Bых.kp}^{\rm T}$  можно пренебречь, термодинамические расчеты проводятся при одном среднем значении давления ( $p \sim 7.5 \, {\rm kr/cm}^2$ ). В этом случае имеем зависимость:

$$J_{\rm yg, Bbix, kp}^{\rm T} = f(i_{\rm B}^*, \alpha). \tag{4.16}$$

Эта зависимость представляется либо в виде массива, либо в аналитическом виде.

Огневые испытания модельного РПД проводятся со «звуковым» соплом на стенде с присоединенным воздухопроводом. В ходе испытаний определяется экспериментальное значение выходного критического удельного импульса сопла  $J_{\rm yd. bbix. kp}^{\Im}$ .

Вследствие неполного сгорания топлива и потерь тепла в стенки камеры экспериментальный критический импульс сопла меньше его теоретического значения, соответствующего опытным значениям  $i_{\rm B}^{*}$  и  $\alpha$ , т.е.

$$J_{\rm yd, bbx, kp}^{\Im} < J_{\rm yd, bbx, kp}^{\rm T}.$$
(4.17)

Для определения неполноты сгорания топлива (с учетом потерь тепла в стенках камеры сгорания) ранее было введено понятие фиктивной энтальпии воздуха  $i_{\rm B.\Phi}$ .\*. Расчетная величина фиктивной энтальпии воздуха  $i_{\rm B.\Phi}$ .\* определяется с помощью зависимости (4.16) по значениям  $J_{\rm yd. вых. кр}^{\Im}$  и  $\alpha$ , полученным из эксперимента.

Суммарные потери тепла при сгорании топлива определяются с помощью выражения:

$$Q_{\Pi\Sigma} = \alpha \cdot L_0 \cdot (i_{\rm B}^* - i_{{\rm B}.\Phi}.^*), \qquad (4.18)$$

где  $i_{\rm B}^*$  — физическая энтальпия воздуха, поступающего в двигатель,  $i_{\rm B}^*$  =  $(0,24 \cdot T_{\rm B}^* - 70,2) \cdot 4,1868$ , кДж/кг;  $i_{{\rm B}.\Phi.}^*$  — фиктивная энтальпия воздуха, кДж/кг;  $L_0$  — стехиометрический коэффициент;  $\alpha$  — экспериментальное значение коэффициента избытка воздуха.

Зависимость коэффициента полноты сгорания от фиктивной энтальпии воздуха имеет вид:

$$\eta_{g.f} = \frac{Q_{\max} - \Delta Q_{\Pi\Sigma}}{Q_{\max}} = 1 - \frac{\alpha \cdot L_0 \cdot (i_B^* - i_{B.\Phi}.^*)}{Q_{\max}},$$
(4.19)

где  $\Delta Q_{\Pi\Sigma}$  — суммарные потери тепла в камере сгорания;

*Q*<sub>max</sub> — максимальное тепловыделение в камере сгорания:

 $Q_{\max} = H_u$  при  $\alpha \ge 1$ ;

 $Q_{\max} = Q_{\Gamma\Gamma} + \alpha \cdot (H_u - Q_{\Gamma\Gamma})$  при  $\alpha < 1$ ;

*H<sub>u</sub>* — удельная низшая массовая теплота сгорания топлива;

*Q*<sub>ГГ</sub> — теплота сгорания топлива в газогенераторе.

Параллельно определяется полнота сгорания топлива по теоретическому значению энтальпии продуктов сгорания  $i_{\Pi.C.9}$ . Массив данных, полученный по зависимости (4.16) для конкретного вида топлива с помощью программы термодинамического расчета, пересчитывается в виде:

$$J_{\text{yd.bbix.kp}}^{\text{T}} = f(i_{\Pi.\text{C}}.^*, \alpha), \qquad (4.20)$$

где  $i_{\Pi.C.} = \frac{H_u + \alpha \cdot L_0 \cdot i_B^*}{(1 + \alpha \cdot L_0)}$  — энтальпия продуктов сгорания.

По зависимости (4.20), при известных из эксперимента величинах  $J_{\rm уд. вых. кр}^{\mathfrak{S}}$  и  $\alpha$ , определяется теоретическое значение энтальпии продуктов сгорания  $i_{\Pi.C.\mathfrak{S}}$  при параметрах испытания.

Полнота сгорания определяется по значению энтальпии продуктов сгорания  $i_{\Pi,C,\mathfrak{s}}$ :

$$\eta_{\text{g.ips}} = \left[i_{\Pi.\text{C.}\vartheta}^* \cdot (1 + \alpha \cdot L_0) - \alpha \cdot L_0 \cdot i_{\text{B}}^*\right] \frac{1}{H_u}.$$
(4.21)

Полнота сгорания топлива определяется как среднее арифметическое между значениями, определенными по формулам (4.21) и (4.19):

$$\eta_g = \frac{\eta_{\text{g.f}} + \eta_{\text{g.ips}}}{2},\tag{4.22}$$

При отсутствии данных по статическому давлению в критическом сечении маршевого сопла РПД, коэффициент восстановления полного давления в КС определяется на основании измеренной тяги:

$$\sigma_{ks} = \frac{R - R_{\text{\tiny BX}} + F_{\text{\tiny KP}} \cdot p_h}{f(1) \cdot F_{\text{\tiny KP}} \cdot p_{h0}},\tag{4.23}$$

где R — тяга динамоплатформы с учетом начальных нулей тензометрического датчика;  $R_{\rm BX}$  — входной импульс воздуха;  $F_{\rm Kp}$  — площадь критического сечения маршевого сопла;  $p_h$  — атмосферное давление; f(1) — газодинамическая функция при  $\lambda = 1$ :

$$f(1) = 2 \cdot \left(\frac{2}{n_{\kappa p} + 1}\right)^{1/(n_{\kappa p} - 1)},$$
(4.24)

где  $n_{kr}$  — показатель изоэнтропы расширения в критическом сечении;  $p_{h0}$  — полное давление воздуха на входе в КС. Полное давление воздуха, при отсутствии измерений полного давления на входе в КС, определяется при известном расходе воздуха через патрубки двухпатрубкового ВЗУ и статическом давлении на входе в камеру  $p_{in1}$ ,  $p_{in2}$ , через газодинамическую функцию  $y(\lambda)$ . Сначала определяются газодинамические функции  $y(\lambda_1)$  и  $y(\lambda_2)$  для каждого патрубка ВЗУ:

$$G_{\rm V1} = \frac{\mathsf{m}_{\rm kp} \cdot y\left(\lambda_1\right) \cdot p_{in1} \cdot F_{\rm B3Y1}}{\sqrt{R_{\rm \Gamma} \cdot Tin1}},\tag{4.25}$$

$$G_{V2} = \frac{\mathsf{m}_{\mathsf{KP}} \cdot y\left(\lambda_{2}\right) \cdot p_{in2} \cdot F_{\mathsf{B3Y2}}}{\sqrt{R_{\mathsf{F}} \cdot Tin2}},\tag{4.26}$$

где  $G_{v1} = G_{v2} = G_v/2 - \text{расход воздуха через один патрубок ВЗУ;}$   $m_{\text{кр}} = \sqrt{k \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)}}$ , где k = 1,4;  $p_{in1}, p_{in2} - \text{статическое давление на входе в камеру сгорания (рис. 4.8);}$   $F_{\text{B3У1}}, F_{\text{B3Y2}} - \text{площадь поперечного сечения патрубков ВЗУ;}$   $R_{\Gamma} - \text{газовая постоянная;}$  $Tin1, Tin2 - \text{температура воздуха в каждом патрубке на входе в камеру$ 

сгорания. Из значений функций  $y(\lambda_1)$  и  $y(\lambda_2)$  определяются  $\lambda_1$  и  $\lambda_2$ . Далее находим среднее значение приведенной скорости на входе в камеру сгорания  $\lambda_{\rm CP} = (\lambda_1 + \lambda_2) \lambda_2^2$ 

 $= (\lambda_1 + \lambda_2)/2$  и по значению  $\lambda_{\rm CP}$  определяем газодинамическую функцию  $\pi (\lambda_{\rm CP}).$ Полное давление воздуха на входе в камеру сгорания определяется из

Полное давление воздуха на входе в камеру сгорания определяется из выражения:

$$p_{h0} = \frac{p_{in} CP}{\pi \left(\lambda_{CP}\right)},\tag{4.27}$$

где  $p_{inCP} = (p_{in1} + p_{in2})/2$  — среднее статическое давление на входе в КС.

Таким образом, на основании измеренных параметров, по приведенной выше методике можно определять суммарный расход воздуха через двигатель, массу выгоревшего топлива, расход топлива, выходной импульс сопла, полноту сгорания топлива в КС и коэффициент восстановления полного давления в КС.

1. Суммарный расход воздуха через двигатель определяется с помощью общего мерного сопла по формуле:

$$Gv = A \cdot \mu \cdot \psi_{\Gamma}^* \cdot K_F \cdot \frac{p}{\sqrt{T^*}}, \qquad (4.28)$$

где A — расходный коэффициент:  $\mu$  — коэффициент расхода общего мерного сопла;  $\psi_{\Gamma}^*$  — коэффициент, учитывающий несовершенство газа;  $K_F$  — коэффициент, учитывающий температурные изменения площади критического сечения сопла; p — статическое давление воздуха на входе в общее мерное сопло, МПа;  $T^*$  — температура торможения воздуха на входе в общее мерное сопло.

Для различных стендов коэффициенты могут значительно отличаться.

2. Масса выгоревшего топлива

$$M_{\text{B}\text{B}\text{I}\text{F}} = M_{\text{T},\text{H}} - (M_{\text{T},\text{K}} + M_{\text{III}\text{J},\text{\Gamma}\text{F}}), \qquad (4.29)$$

здесь  $M_{\text{T.H}}$ ,  $M_{\text{T.K}}$  — начальная и конечная массы заряда с бронировкой соответственно;  $M_{\text{ШЛ.ГГ}}$  — суммарная масса шлаков в газогенераторе после испытания.

3. Расход топлива газогенератора

$$G_{\rm T} = M_{\rm BMF} / \tau_{\Gamma}, \tag{4.30}$$

где  $\tau_{\Gamma}$  — время работы газогенератора (рис. 4.9).

4. Коэффициент избытка воздуха

$$\alpha = \frac{G_{\rm V}}{G_{\rm T} \cdot L_{\rm o}}.\tag{4.31}$$

5. Экспериментальный выходной удельный критический импульс сопла

$$J_{\rm yg,Bbix}.^{\Im} = \frac{R - R_{\rm bx} + F_{\rm kp} \cdot p_{\rm h}}{G_{\rm V} + G_{\rm T}},$$
(4.32)

где R — измеренная на динамоплатформе тяга двигателя;  $R_{\rm BX.}$  — входной импульс воздуха;  $p_h$  — атмосферное давление;  $F_{kr}$  — площадь критического сечения сопла.

6. Коэффициент полноты сгорания по фиктивной энтальпии воздуха определяется по формуле (4.19).

7. Коэффициент полноты сгорания по энтальпии продуктов сгорания определяется по формуле (4.21).

8. Коэффициент полноты сгорания определяется как среднее значение по формуле (4.22).

9. Коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания определяется по формуле (4.23).

Помимо характеристик работы КС, определяются характеристики, относящиеся к работе газогенератора:

10. Среднее давление в газогенераторе  $p_{\Gamma\Gamma.cp}$ . Давление в газогенераторе осредняется на стационарном участке работы по времени  $\tau_{\Gamma.cтац}$  (рис. 4.9).

11. Экспериментальное значение скорости горения топливного заряда  $U_{\text{п.эксп}}$ , мм/с:

$$U_{\Gamma. \mathfrak{s} \mathfrak{K} \mathfrak{C} \Pi} = \frac{l_{\mathfrak{s}}}{\tau_{\Gamma}}, \qquad (4.33)$$

где  $l_3$  — длина топливного заряда, по формуляру;  $\tau_{\Gamma}$  — время горения заряда (рис. 4.9).

Экспериментальное значение скорости горения топливного заряда сравнивается со значением, указанным в сопроводительной документации на заряд. 12. Экспериментальное значение расходного комплекса  $\beta_{\Im}$  при сгорании и истечении продуктов сгорания:

$$\beta_{\mathfrak{B}} = \frac{p_{\mathrm{fr.cp}} \cdot F_{\mathrm{c.otb.cp}}}{G_{\mathrm{T}}},\tag{4.34}$$

где  $F_{\rm c.otb.cp}$  — площадь критического сечения сопловых отверстий газогенератора, определяется как среднее арифметическое площади сопловых отверстий до и после испытания;  $p_{\rm rr.cp}$  — среднее давление в газогенераторе за время его работы.

Выбор величин  $\tau_{\Gamma,cтац}$  и  $\tau_{\Gamma}$  влияет на результаты определения  $\beta_{\Im}$ ,  $U_{\Gamma,\Im KC\Pi}$  и  $G_g$ . Время  $\tau_{\Gamma,cтац}$  стационарного участка работы газогенератора (рис. 4.9) определяется как разность между моментами времени t1 и t2, соответствующих значению давления в газогенераторе при выходе на режим и давлению на спаде, равному 0,7  $p_{\Gamma\Gamma,cp}$ . Время работы газогенератора  $\tau_{\Gamma}$  принимается от момента начала роста давления в газогенераторе и до момента времени t3, когда давление на спаде соответствует значению 0,7 ·  $p_{\Gamma\Gamma,cp}$ .

13. Энергетический коэффициент  $\varphi_{\beta} = \beta_{\Im}/\beta_{\text{теор}}$  получается при делении величины  $\beta_{\Im}$  на значение  $\beta_{\text{теор}}$ , вычисленное в результате термодинамического расчета равновесного состава и свойств продуктов сгорания рассматриваемых топлив.

14. Потери тепла в стенку камеры сгорания и газогенератора не определяются. Опыт показал, что при наличии теплозащитных втулок, предохраняющих огневые стенки от термонагружения, данные потери обычно составляют величину  $\approx 1\%$ .

15. Величина, равная отношению максимального давления в газогенераторе  $p_{\Gamma\Gamma.\,\text{max}}$  к минимальному давлению в газогенераторе  $p_{\Gamma\Gamma.\,\text{min}}$  на участке работы, соответствующему  $\tau_{\Gamma.\text{стац}}$ , характеризует равномерность индикаторной диаграммы работы РПД.

16. Определяются величины времени выхода газогенератора на режим  $\tau_{\text{вых}}$  как разность моментов времени t2-t1 (рис. 4.9) и времени спада давления  $\tau_{\text{спад}}$  как разность моментов времени t4-t3. Величина времени спада давления характеризует неравномерность выгорания заряда маршевого топлива.

18. Определяется отношение суммарной массы шлаков в газогенераторе после испытания к массе топлива до испытания (по формуляру):

$$M_{\text{IIIЛ.OCT}} = \frac{M_{\text{IIIЛ.\Gamma\Gamma}}}{M_{\text{T},\Phi}} \cdot 100\%. \tag{4.35}$$

19. Определяется разница между теоретической (по формуляру) и экспериментальной скоростями горения составов:

$$K_{u} = \frac{U_{r. \text{эксп}} - U_{r. \text{теор}}}{U_{r. \text{теор}}} \cdot 100\%.$$
(4.36)



Рис. 4.9. Характерные времена работы газогенератора РПД:  $\tau_{\Gamma} = t3 - t2$  — время работы газогенератора;  $\tau_{\text{г.стац}} = t3 - t2$  — время работы на установившемся режиме;  $\tau_{\text{вых}} = t2 - t1$  — время выхода на режим;  $\tau_{\text{спад}} = t4 - t3$  — время спада. t1 — момент срабатывания ВУ; t2, t3 — момент времени, соответствующий величине давления в газогенераторе 0,7 Ргг.ср; t4 — момент окончания процесса горения топлива в газогенераторе

При положительных результатах стендовых испытаний, подтверждающих правильность заложенных в конструкции решений, выпускается заключение о возможности перехода к следующему этапу создания РПД.

#### Приложение

# Энергоемкие компоненты твердых и пастообразных топлив

#### П.1. Металлы и неметаллы. Общая характеристика

Горючие на основе металлов (Li, Be, Al, Mg, Zr, Hf) и неметаллов (B, C) занимают особое место ввиду их высокой энергоемкости и плотности. В табл. П.1 даны основные свойства горючих [П.1].

Горючее	$ ho$ , кг/м $^3$	$Q_H$ , кДж/кг	$Q_v$ , кДж/дм $^3$	Нтп, кДж/кг	Продукты сгорания
Li	537	43124	23038	7175	Li <sub>2</sub> O
Be	1848	62676	115825	7218	BeO
В	2354	58113	135987	5549	$B_2O_3$
Al	2699	31033	83757	6388	$Al_2O_3$
Mg	1739	33243	57810	6444	MgO
Zr	6490	11848	77130	_	$ZrO_2$
Hf	13150	6364	83305	_	HfO <sub>2</sub>
С	2266	32783	73763	2623	$CO_2$

Таблица П.1. Свойства металлов и неметаллов

Из приведенных данных видно, что высокой теплотой сгорания обладают Ве и В (~ 60000 кДж/кг), средний уровень характерен для Li, Al, Mg и C (30000–40000 кДж/кг). Объемная теплота сгорания высока у Ве, B, Al, Zr, Hf и C (70000–136000 кДж/дм<sup>3</sup>). Большой теплопроизводительностью характеризуются Li, Be, Al, B, Mg (5000–7000 кДж/кг). Следует отметить, что все металлы образуют при сгорании твердые оксиды. За счет присутствия в продуктах сгорания конденсированной фазы определенное тепловыделение будет снижаться, поскольку значительная его часть расходуется на плавление и испарение оксидов, что снижает удельный импульс.

Наиболее огнеопасны литий, цирконий и гафний. Торий, как радиоактивный металл, требует создания биологической защиты. Особые меры необходимо принимать при работе с бериллием вследствие его токсичности.

#### Литий.

Литий (Li) — мягкий пластичный металл серебристо-белого цвета, способен вступать в реакцию с  $O_2$ ,  $N_2$ ,  $H_2$  и другими элементами. С совершенно сухим воздухом Li практически не реагирует при комнатной температуре и окисляется в нем только при нагревании. Во влажном воздухе образует преимущественно LiN, при влажности воздуха более 80% — LiOH и Li<sub>2</sub>CO<sub>3</sub>. С сухим O<sub>2</sub> при комнатной температуре не реагирует, при нагревании горит голубым пламенем с образованием Li<sub>2</sub>O. Li бурно реагирует с H<sub>2</sub>O и кислотами, вытесняя H<sub>2</sub>. При температуре 500–600 °C Li соединяется с H<sub>2</sub>, образуя гидрид лития. При нагревании Li энергично реагирует с углеродом [П.2].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам Li приведены в [П.1, П.2].

Получение, хранение, транспортировка. В промышленности Li получают путем электролиза расплавленного хлорида лития или смеси расплавленных хлоридов лития и калия. Li высокой чистоты (99,95%) получают электролизом насыщенного раствора LiCl в пиридине, разложением NH<sub>3</sub>Li в вакууме при температуре 50–60 °C и восстановлением оксида лития алюминием в вакууме при 950–1000 °C.

Литий выпускают в виде слитков, проволоки, гранул. Для защиты Li от окисления его покрывают пленкой вазелина или слоем масла, керосина. Расфасованный Li хранят в герметически закрытых жестяных емкостях под слоем пастообразной массы из парафина и минерального масла или в тонкостенных алюминиевых или медных оболочках, допускается хранение под слоем газолина или петролейного эфира. Отходы утилизируют обработкой этанолом с последующим разложением образовавшегося этилата водой.

При транспортировке Li тару следует предохранять от механических повреждений и попадания влаги. На складах Li хранят при температуре не выше 240 °C и относительной влажности не более 85%.

Перспективы применения. Li может быть использован как эффективное горючее в твердых ракетных топливах. Топливо Li-H<sub>2</sub>-F в ЖРД с регенеративным охлаждением при  $P_{\rm K} = 7,03$  МПа, F/Li = 2,74, относительном расходе H<sub>2</sub> 25% и степени расширения сопла 100 развивает удельный импульс в пустоте 523 с. Широкое использование Li в ракетной технике сдерживается в основном его высокой токсичностью и стоимостью.

Пожароопасные свойства. Работа с Li на воздухе относится к категории взрыво- и пожароопасных. Чистый металлический Li воспламеняется на воздухе при температуре 640 °C и горит голубым пламенем с образованием оксида лития, температура горения 1300 °C. В сухом воздухе не загорается. Для тушения горящего Li применяют порошкообразный хлористый калий, сухой графитовый порошок, инертный газ (аргон).

Токсические свойства. По воздействию на организм человека Li относится к веществам второго класса опасности; ПДК паров Li в воздухе 0,02 мг/м<sup>3</sup>, в воде водоемов — 0,03 мг/дм<sup>3</sup>. Li поражает желудочно-кишечный тракт, почки и центральную нервную систему. Оказывает влияние на углеводный обмен и тканевое дыхание. Для защиты органов дыхания следует применять распираторы типа «Лепесток», «Астра» и др. Для защиты кожи рук необходимо использовать индифферентные и гидрофобные защитные мази, перчатки биологические, резиновые [П.1].

## Бериллий.

Бериллий (Ве) — серебристо-белый, блестящий, сравнительно мягкий, легкий металл. Имеет две кристаллические модификации:  $\alpha$ -Ве (гексагональная решетка) и  $\beta$ -Ве (кубическая решетка). Температура перехода  $\alpha \leftrightarrow \beta$  1277 °С. Металлический бериллий химически устойчив и слабо реакционноспособен при температурах до 700 °С, так как на воздухе при комнатной температуре на его поверхности образуется тонкая защитная пленка оксида ВеО. При 700 °С начинается окисление, и с 800–1000 °С этот процесс протекает довольно быстро. Выше 650 °С Ве взаимодействует с азотом, образуя нитрид, при 1700–2100 °С — с углеродом с образованием карбида Ве<sub>2</sub>С. С водородом до 1300 °С и водой Ве не реагирует. Взаимодействует с серной и соляной кислотами, а также с разбавленной азотной кислотой. При взаимодействии с растворами щелочей выделяется водород.

Металлический Ве обладает устойчивостью против коррозии как на воздухе, так и в воде. При выдержке бериллия на воздухе при температуре 400 °C в течение 200 ч значительной коррозии металла не наблюдается. При дальнейшем повышении температуры коррозионная стойкость бериллия ухудшается. Так, значительная коррозия наступает через 62, 12 и 1 час, соответственно, при температурах 700, 800 и 900 °C. Ве коррозионно-устойчив в холодной и горячей воде. Опыты проводились при температуре воды до 300 °C [П.1].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам Ве приведены в [П.1, П.3].

Получение. Металлический Ве получают либо восстановлением фторида бериллия магнием, либо электролизом из хлоридного электролита. Для получения Ве более высокой чистоты (99,9%) его подвергают дистилляции в вакууме, зонной плавке и электролитическому рафинированию.

Промышленностью освоен выпуск порошкообразного Ве. Порошок приготавливают, превращая в стружку отлитые в вакууме слитки Ве путем обточки их на токарном станке с последующим истиранием стружки до частиц размером 200 меш. Порошкообразный Ве имеет, как правило, следующий состав, % (мас.):

Порошок / Состав	Be	Fe	Si	Al	Mg	C <sup>1)</sup>	$O_{2}^{1)}$
Стандартный	99,0-99,6	0,15	0,05	0,05	0,05	0,72	0,57
Высокой чистоты	99,4-99,8	0,04	0,03	0,01	0,005	0,044	0,57

 $^{1)}$  С и  $O_2-$  возможно, находятся в виде соединений с Ве; содержание  $O_2$  увеличивается с уменьшением средней величины частиц.

Перспективы применения Ве в качестве горючего. Ве относится к высокоэнергетическим горючим. Замена Al в твердом ракетном топливе на Ве позволяет увеличить удельный импульс на 10–20 с. Предложено твердое топливо для ПВРД, в состав которого входит Ве [П.1]. Однако следует иметь в виду высокую токсичность как Ве, так и продуктов его сгорания. Проведение на открытом воздухе огневых испытаний РДТТ с топливом, содержащим Ве, вызывает сильное загрязнение атмосферы. Применение же устройств, позволяющих очищать продукты сгорания от соединений Ве, крайне усложняет испытательные стенды и удорожает испытания. Кроме того, Ве имеет высокую теплопроводность и, вследствие этого, температуру его поверхности трудно поднять до температуры воспламенения.

Несмотря на высокие энергетические показатели, Ве может использоваться только в двигателях последних ступеней ракет [П.3].

Пожароопасные свойства. Ве безопасен в пожарном отношении. Горит при температуре выше 800 °С, но в порошкообразном виде образует с воздухом воспламеняющиеся и взрывчатые смеси, поэтому его необходимо изолировать от источников искры.

Токсические свойства. Ве относится к веществам первого класса опасности [П.1]. Для Ве и его соединений (в пересчете на Ве) ПДК в воздухе рабочей зоны 0,001 мг/м<sup>3</sup>, среднесуточная ПДК в атмосферном воздухе 0,00001 мг/м<sup>3</sup>, в воде водоемов 0,0002 мг/дм<sup>3</sup>.

Металлический Ве характеризуется высокой биологической активностью. Пыль, содержащая Ве и его соединения, очень токсична, обладает аллергическим, канцерогенным и эмбриотоксическим действием. Раздражает кожу и слизистые оболочки, вызывает дерматозы, конъюнктивиты, назофарингит и другие заболевания кожи и слизистых оболочек. Ве и его соединения вызывают заболевания легких и бронхов — трахеобронхит, пневмонию, бериллиоз, опухоли легких. Заболевания могут возникнуть через 10–15 лет после прекращения контакта с Ве [П.1].

Индивидуальные средства защиты: пылевые респираторы, очки, перчатки, спецодежда.

#### Бор.

Бор (В) — бесцветное, серое или красное кристаллическое либо бурое аморфное вещество. Очень чистый бор бесцветен. Коричневый цвет аморфного бора обусловлен наличием в нем субокислов. Известно несколько аллотропных модификаций бора. При 600–800 °C образуется аморфный бор, до 1000 °C —  $\alpha$ -ромбоэдрическая модификация (красного цвета), до 1200 °C —  $\beta$ -ромбоэдрическая (наиболее устойчивая форма), до 1500 °C — тетрагональная модификация.

Кристаллический бор — полупроводник. В обычных условиях он плохо проводит электрический ток. При нагревании до 1073 К электропроводимость увеличивается.

Кристаллический бор при температуре до 1000 °С инертен к воздуху. Аморфный бор медленно окисляется на воздухе при комнатной температуре с образованием оксида B<sub>2</sub>O<sub>3</sub>. Скорость окисления заметно возрастает с увеличением дисперсности частиц.

При обычных условиях бор активно взаимодействует только с фтором, при этом кристаллический бор менее активен, чем аморфный. С увеличением температуры активность бора возрастает, и он соединяется с O<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>, серой, галогенами.

Кислоты, не являющиеся окислителями, с бором не реагируют, концентрированная азотная кислота окисляет бор до борной кислоты. Бор медленно растворяется в концентрированных растворах щелочей с образованием боратов. Свойства бора в значительной степени зависят от его чистоты [П.1, П.4].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам бора приведены в [П.1, П.4].

Из рассматриваемых твердых компонентов энергоемких горючих и твердых топлив бор обладает наибольшей объемной теплотой сгорания и поэтому предпочтителен для разработчиков РПДТ.

У бора имеется серьезный недостаток, его трудно сжечь с высокой полнотой сгорания. Это обстоятельство требует поиска специальных активаторов горения или особых конструктивных решений.

Как показали исследования [П.1], проведенные при оптимальном составе газовзвесей бора во влажной среде, воспламенение мелкодисперсного бора (≤ 1 мкм) достигается при начальной температуре 230–530 °C. Во влажной среде интенсифицируется и процесс воспламенения укрупненного бора.

Ведущим фактором интенсификации процесса в низкотемпературной области (< 300 °C) является газификация окисной пленки  $B_2O_3$  водяным паром с образованием летучей борной кислоты. При более высокой температуре частиц пары воды повышают скорость окисления за счет утончения слоя пленки  $B_2O_3$ , тем самым улучшаются условия окисления бора кислородом.

Исследования на модельной камере сгорания по горению порошкообразного аморфного и кристаллического бора, отличающегося по удельной поверхности (от 3 до 17,6 м<sup>2</sup>/г) и геометрической форме частиц (сферические и неправильной формы), показали, что дисперсность порошка (удельная поверхность) является определяющей для воспламенения газовзвеси бора.

Были проведены исследования процесса воспламенения бора в парогазе и в сухой кислородсодержащей среде в зависимости от массовой доли бора в газосмеси. Было установлено, что повышение содержания паров воды позволяет существенно снизить температуру воспламенения бора (в данном случае в 2–5 раз). Изменение давления в камере сгорания в два раза (от 0,4 до 0,9 МПа) практически не повлияло на температуру воспламенения.

Были проведены исследования горения порошкообразного бора в воздухе применительно к ПВРД. Изучалось влияние на полноту сгорания бора коэффициента избытка воздуха, давления, времени пребывания и дисперсности порошка. Наиболее высокая полнота сгорания была достигнута при размере частиц бора 0,15 мкм — 0,8 по глубине окисления и 0,9 по коэффициенту полноты удельного импульса давления в камере сгорания. Изучение микрофотографий твердых частиц в продуктах сгорания показало, что все частицы покрыты окисной пленкой толщиной 400–500 Å, независимо от размера частицы. В местах контакта частиц окисная пленка тоньше. Агломерация частиц затрудняет горение бора в режиме медленного окисления.

Таким образом, экспериментально подтверждена принципиальная возможность сжигания субмикронного бора в режиме медленного окисления (с пленкой на поверхности). Сжигание в ПВРД более крупных порошков возможно лишь в высокотемпературном режиме интенсивного горения бора, протекающего на открытой (свободной от окисла) поверхности частиц. Переход к такому процессу потребует предварительного воспламенения бора (для удаления пленки) с помощью дополнительного горючего. Опыты, проведенные на модельном двигателе ракетно-прямоточной схемы (рабочий процесс с предварительно воспламененным бором) показали, что кристаллический бор со среднемассовым размером частиц 12 мкм может быть сожжен с полнотой сгорания 85–90%.

При давлении ниже 0,1 МПа мелкие (~ 3–10 мкм) и крупные (~ 100 мкм) частицы бора горят плохо. Использование ультрадисперсного порошка бора не спасает положения, поскольку имеет место коагуляция частиц. Но элементоорганические соединения бора, такие как изопропилметакарборан, декаборан и другие борсодержащие соединения обеспечивают в этих условиях высокую полноту сгорания бора.

Одним из возможных путей интенсификации процесса воспламенения и горения бора в ПВРД является применение его в композиции с быстрогорящими металлами (механические смеси, сплавы, соединения).

Предварительные исследования на модельном ПВРД показали, что применение композиции бора с алюминием позволяют существенно повысить полноту сгорания бора в широком диапазоне размеров частиц порошков (до 6 мкм). Композиция B+Mg, а также B+Mg+Li занимают по полноте сгорания промежуточное положение между B и композицией B+A1.

В настоящее время отработана технология механического легирования бора металлами и сплавами (Al, Mg, Zn, цирконий-алюминиевый сплав, цирконий-титан-цинковый сплав и др.).

Другим путем повышения интенсификации горения бора является применение его в составе пастообразных топлив на основе активных хлорсодержащих ЖВС, таких как ХПЭПА. Как показали проведенные эксперименты по сжиганию ПТ с аморфным бором, хлор является по отношению к бору мощным катализатором горения. Так как бор «погружен» в хлорсодержащее ЖВС, то уже при горении в газогенераторе окисная пленка на поверхности зерна бора активно разрушается хлором и в камеру дожигания эти частицы поступают полностью готовыми к взаимодействию с воздухом. Проведенные опыты по сжиганию борсодержащих ПТ в микродвигателе показали, что бор интенсивно горит на воздухе уже при атмосферном давлении в непосредственной близости от среза сопла.

Проведены исследования процесса микрогранулирования бора. Показана возможность получения микрогранул размером от 10 до 200 мкм с энергетически выгодными связями и общим содержанием бора 75–80 % (мас.). В состав микрогранул могут быть введены добавки, улучшающие процесс горения.

Использование бора как энергоемкого компонента лимитируется, в основном, отсутствием массового производства и высокой стоимостью. Тем не менее, его следует рассматривать как перспективный компонент твердых и пастообразных топлив РПД и горючих ПВРДТ.

Получение. Один из наиболее распространенных технических способов получения аморфного бора основан на восстановлении B<sub>2</sub>O<sub>3</sub> металлическим Mg с последующим прокаливанием его в вакууме при 1900–2000 °C.

Чистый бор с содержанием 99,5–99,9% основного вещества может быть получен либо методом восстановления галогенидов бора водородом, либо путем термической диссоциации их на раскаленной танталовой проволоке, либо крекингом бороводородов.

Кристаллический бор высокой степени чистоты получают зонной плавкой при температуре 700-1600 °С.

Перспективы применения. Бор отличается высокой теплотой сгорания и энергоемкостью. По этим показателям он уступает только бериллию. Другим положительным качеством является доступность исходного сырья.

Бор широко используется в качестве горючего в твердых топливах [П.1]. Созданы высокоэнергетические карборановые (В–С–Н) составы. В качестве недостатков следует отметить низкую эффективность горения и потери энергии при конденсации продуктов сгорания B<sub>2</sub>O<sub>3</sub>.

Пожароопасные свойства. Аморфный бор воспламеняется при нагревании выше 800 °С, горит ослепительно ярким красноватым пламенем. Пленка B<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, образующаяся при сгорании бора, препятствует полному сгоранию его.

*Токсические свойства*. Бор относится к веществам с политропным действием. Обладает выраженным гепатотоксическим и гонадотропным действием, а также эмбриотоксическим эффектом. ПДК бора в воздухе рабочей зоны — 6 мг/м<sup>3</sup>, в атмосферном воздухе — 0,01 г/м<sup>3</sup>, в воде водоемов — 0,5 мг/л. Класс опасности: для кристаллического бора — 2, для аморфного — 4 [П.1].

В качестве индивидуальных средств защиты рекомендуется использовать респираторы, очки, перчатки, спецодежду.

## Карбид бора.

Заслуживает внимания карбид бора (B<sub>4</sub>C). По объемной теплоте сгорания он близок к бору, уступая ему всего на 3765 кДж/дм<sup>3</sup>, дешевле бора приблизительно на 60%. Кроме того, при его использовании уменьшается расход дефицитного бора; в B<sub>4</sub>C содержится 78,3% (мас.) бора. Карбид бора (черный кристаллический порошок) по токсическим свойствам относится к веществам четвертого класса, т.е. является малотоксичным: ПДК пыли В<sub>4</sub>С в воздухе рабочей зоны — 6 мл/м<sup>3</sup>.

Существенным недостатком карбида бора является высокие абразивные свойства. Однако вряд ли это будет иметь большое значение для короткоресурсных двигателей.

Окончательный выбор между бором и карбидом бора можно будет сделать только на основе экспериментальных исследований.

#### Алюминий.

Алюминий (Al) — серебристо-белый, легкий пластичный металл. На воздухе при комнатной температуре Al стабилен. Он покрывается тонкой прочной беспористой пленкой Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, защищающей металл от дальнейшего окисления и обусловливающей его высокую коррозионную стойкость.

Порошкообразный Al обладает высокой реакционной способностью. Энергично реагирует с галогенами, а при высоких температурах — с серой, азотом и фосфором. Растворяется в щелочах с образованием алюмината. При нагревании Al легко растворяется в разбавленных азотной и серной кислотах [П.5].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам Al приведены в [П.1, П.5, П.6].

Получение. Металлический Al получают электролизом глинозема (Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>), растворенного в криолите (Na<sub>3</sub>AlF<sub>6</sub>). Чистота 99,7–99,5%. Для получения Al высокой чистоты (99,995–99,95%) первичный Al технической чистоты дополнительно электролитически рафинируют. Al особой чистоты (99,999%) получают зонной плавкой или дистилляцией. Порошкообразный Al, получаемый методом распыливания нагретым азотом, представляет собой тонкий порошок серого цвета. Содержание активного металла в нем менее 98,5% (мас.), влаги не более 0,05% (мас.). Промышленный порошок Al состоит из сферических частиц размером 1–30 мкм и имеет удельную поверхность 0,38–0,42 м<sup>2</sup>/г. Основная масса частиц имеет размер не более 10 мкм.

Перспективы применения. Химическая активность, относительная доступность и низкая стоимость Al делает его привлекательным горючим. Высокая теплота образования оксида алюминия при окислении Al приводит к значительному увеличению тепловыделения, вследствие чего летучие компоненты приобретают более высокую температуру, увеличивая удельный импульс топлива. Вследствие этого Al остается наиболее широко используемым горючим компонентом ракетных топлив. На основе Al разработан ряд твердых топлив для ракет и снарядов [П.1]. Перспективен для РПДТ и РПДП.

Пожаро- и взрывоопасные свойства. Порошкообразный Al огнеопасен. Если его нагреть, то он воспламеняется и горит ослепительно белым пламенем, образуя окисел  $Al_2O_3$ . На воздухе Al не самовоспламеняется. В среде чистого  $O_2$  температура воспламенения Al 1600–2000 °C в зависимости от состояния оксидной пленки [П.1]. Симптомы острого отравления мелкодисперсным аэрозолем Al: возбуждение, нарушение дыхания и функций печени, тошнота, расстройство пищеварения. При вдыхании пыли Al может возникать алюминоз легких. Пыль Al раздражает слизистые оболочки глаз и верхних дыхательных путей. При попадании частиц Al в глаза наблюдаются очаговые омертвления роговицы, изменение капсулы хрусталика, помутнение стекловидного тела.

Работающие с порошкообразным Al должны обеспечиваться пылезащитной одеждой, защитными очками, а также средствами защиты кожи и органов дыхания (распираторами).

Мелкие травмы кожи необходимо обрабатывать этанолом [П.1].

Бориды алюминия. В качестве горючих для РПДТ представляют практический интерес бориды алюминия.

К боридам алюминия относятся соединения с общей формулой AlB<sub>x</sub>, где  $2 \leqslant X \leqslant 12$ . В системе B–Al, согласно диаграмме состояния, образуются соединения AlB<sub>2</sub>, AlB<sub>10</sub> и AlB<sub>12</sub>. Диборид AlB<sub>2</sub> стабилен от комнатной температуры до 1240 K, декаборид AlB<sub>10</sub> — в диапазоне 1991–2082 K, додекаборид AlB<sub>12</sub> — от комнатной до 2101 K. Борид AlB<sub>12</sub> существует в трех модификациях:  $\alpha$ -AlB<sub>12</sub>,  $\beta$ -AlB<sub>12</sub> и  $\gamma$ -AlB<sub>12</sub>. В расплаве алюминия при температурах выше 1240 K выделяются кристаллы  $\alpha$ -AlB<sub>12</sub> и  $\gamma$ -AlB<sub>12</sub> с очень близкими структурами. Образование  $\beta$ -AlB<sub>12</sub> и AlB<sub>10</sub> многие исследователи связывают с присутствием углерода и относят их к тройным соединениям C<sub>2</sub>Al<sub>3</sub>B<sub>48</sub> и C<sub>4</sub>AlB<sub>24</sub>, а  $\gamma$ -AlB<sub>12</sub> — с присутствием небольших количеств кремния, редкоземельных и переходных металлов IV и VI групп [П.1]. Имеются также сведения о боридах AlB<sub>18</sub> и AlB<sub>29-31</sub>.

Порошок AlB<sub>2</sub> имеет темно-серую окраску, AlB<sub>10</sub> — серо-зеленоватую,  $\beta$ -AlB<sub>12</sub> — желто-оранжевую,  $\alpha$ -AlB<sub>12</sub> — винно-красную или красно-коричневую в зависимости от температуры синтеза, AlB<sub>18</sub> — коричневую.

Бориды алюминия характеризуются высокими температурами плавления, большой твердостью, малой плотностью, химической стойкостью, полупроводниковыми свойствами. При нагревании на воздухе бориды окисляются с образованием оксидов алюминия и бора. Температура окисления низкобористых соединений ниже, чем высокобористых. Наиболее устойчивым является  $AlB_{10}$ , а наименее устойчивым —  $AlB_2$ . Бориды алюминия термически устойчивы. Разложение  $AlB_2$  начинается в области 1193-1213 К,  $\alpha$ - $AlB_{12}$  разлагается при температуре выше 2173 К с выделением алюминия,  $AlB_{10}$  при нагреве в среде гелия стабилен до 1223 К. По увеличению устойчивости в кислотах и щелочах бориды располагаются в следующем ряду:  $AlB_2 < \alpha$ - $AlB_{12} \approx AlB_{18} < \beta$ - $AlB_{12} < AlB_{10}$ .

Данные по физическим и теплотехническим свойствам боридов алюминия приведены в [П.7].

Получение. Порошкообразные бориды получают путем восстановления оксида металла смесью бора и углерода, карбидом бора или бором при 1500–2000 °С в вакууме. Второй способ основан на взаимодействии металли борсодержащих соединений в условиях низкотемпературной плазмы. Описано также получение боридов из элементов методом порошковой технологии и путем алюмотермического восстановления борного ангидрида [П.1, П.7].

Перспективы применения. Бориды алюминия (AlB<sub>x</sub>) можно рассматривать серьезными конкурентами бору. Идея использования боридов алюминия в качестве компонента ракетных топлив и горючих была выдвинута еще в конце 70-х годов. Они обладают высокой плотностью ( $2500-2840 \, {\rm kr/m^3}$ ), имеют объемную теплоту сгорания практически на уровне бора ( $122000-140000 \, {\rm kДж/дm^3}$ ) и лучше горят из-за наличия в них алюминия. Использование боридов алюминия позволяет сократить расход бора (в AlB<sub>x</sub> в зависимости от величины x содержится от 45 до 88% (мас.) бора).

Предполагалось, что при сжигании  $AlB_x$  возможно проявление синергетических свойств Al и B. Это предположение в дальнейшем получило экспериментальное подтверждение. Так, например, опыты по сжиганию сплава Al + B (с содержанием до ~ 30% (мас.) B) на воздухе при атмосферном давлении показали, что по сравнению с чистым бором сплав  $AlB_x$  легко воспламеняется (в условиях опытов чистый B не воспламеняется). Сгорает с большей полнотой и отсутствует накопление оксида алюминия на границах частиц. На основе этих опытов можно предположить, что при сжигании  $AlB_x$  двухфазные потери в сопле будут меньше. Как показали расчеты, если принять величину двухфазных потерь равной 4%, при использовании  $AlB_x$ можно выиграть несколько единиц импульса.

Бориды алюминия вводятся в твердые ракетные топлива. Перспективны для РПДТ.

*Токсические свойства*. Бориды алюминия относятся к веществам четвертого класса опасности; ПДК аэрозоля  $AlB_x$  в воздухе рабочей зоны 5 мг/м<sup>3</sup> (расчетно-ориентировочная) [П.1].

#### Магний.

Магний (Mg) — серебристо-белый металл, сравнительно мягкий, пластичный, ковкий. Обладает высокой реакционной способностью. При обычных условиях поверхность Mg защищена прочной пленкой оксида MgO. Только при нагревании на воздухе до  $\sim 600$  °C происходит разрушение этой пленки, и Mg сгорает ослепительно белым пламенем с образованием оксида MgO и нитрида Mg<sub>3</sub>N<sub>2</sub>.

Mg хорошо растворяет водород. При 660–700 °C взаимодействует с азотом, образуя нитрид  $Mg_3N_2$ ; при 500–600 °C — с серой с образованием сульфида MgS.

С холодной водой Mg не реагирует, из кипящей воды вытесняет водород и образует гидроксид магния. С разбавленными кислотами Mg интенсивно взаимодействует при комнатной температуре. Mg корродирует в кислых

и нейтральных растворах. Стойкий в растворах плавиковой кислоты, едких щелочей и др. [П.1, П.8].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам Mg приведены в [П.8].

Получение, хранение, транспортировка. Металлический магний получают двумя способами — электролитическим и термическим. Электролитический способ основан на электролизе расплава смеси безводного MgCl<sub>2</sub>, KCl и NaCl при 700–720 °C. Глубокую очистку осуществляют перегонкой в вакууме, зонной плавкой, электролитическим рафинированием. В результате получают Mg чистотой 99,999%. Термический способ заключается в восстановлении Mg из магнезита и доломита. Mg поставляется в чушках. Чушки транспортируют в крытых вагонах, контейнерах, автомашинах, защищенных от атмосферных осадков. Их следует хранить в закрытых вентилируемых складских помещениях.

Разработана также технология получения гранулированного Mg [П.1].

Перспективы применения. Мд широко используется в качестве горючего компонента в твердых ракетных топливах. Используется также сплав Mg с Al. Перспективен в РПДТ и РПДП.

Пожароопасные свойства. Опасность может представлять Mg в виде стружки, порошка или пыли. Тонкий порошок Mg огнеопасен, но на воздухе не воспламеняется. Температура воспламенения Mg 623 °C. В газовой фазе горит ярким белым пламенем, развивая температуру 2500 °C. Взаимодействие воды с горячим и расплавленным Mg сопровождается взрывом. Mg в слитках не огнеопасен.

*Токсические свойства*. Магний относится к веществам третьего класса опасности. ПДК Мg в воде водоемов 50 мг/дм<sup>3</sup>.

При воздействии Mg на организм человека наблюдаются: назофарингит, носовые кровотечения, частые насморки, выпадение волос, потливость и синюшность рук. Дым металлического Mg может вызывать «литейную лихорадку». Сплав Mg с Al вызывает заболевания желудка, сопровождающиеся болями, иногда тошнотой.

Работающие с Mg должны обеспечиваться спецодеждой, спецобувью и средствами индивидуальной защиты.

При попадании пыли Mg в глаза необходимо обильно промыть их охлажденной водой, закапать 30% раствор альбуцида. При попадании на кожу обильное промывание водой [П.1].

## Бориды магния.

В системе Mg-B описано пять боридных фаз:  $MgB_2$ ,  $MgB_4$ ,  $MgB_6$ ,  $Mg_2B_{14}$ , и  $MgB_{12}$ . Сведения о составе, числе фаз и их равновесных характеристиках весьма противоречивы [П.1, П.8, П.9].

MgB<sub>2</sub> — кристаллическое вещество от темно-коричневого до золотисто-желтого цвета, тугоплавкое, имеет гексагональную структуру, твердость 1260, является сверхпроводником с температурой сверхпроводящего

перехода  $T_c \sim 40 \,\text{K}$ . Устойчив на воздухе. При нагревании до 1000–1100 °CMgB<sub>2</sub> распадается с образованием более богатых бором боридов, а при температуре 1100–1200 °C — с выделением элементарного бора. В парах воды по истечении 96 ч наблюдается увеличение массы на 15 % вследствие частичного разложения борида с образованием гидроксида магния.

 $MgB_2$  обладает высокой химической активностью. Он гидролизуется водой. Бурно реагирует с кислотами (азотной, фосфорной, соляной, серной) с выделением газообразных бороводородов  $B_2H_6$  и  $B_4H_{10}$ . Фтористоводородная кислота и пероксид водорода полностью разлагают  $MgB_2$ . При гидролизе в сильно щелочной среде образуются борогидриды металлов.

Высшие бориды магния представляют собой кристаллические порошки от черного ( $MgB_4$ ), темно-коричневого ( $MgB_6$ ,  $MgB_{12}$ ) до кирпично-красного ( $Mg_2B_{14}$ ) цвета.  $MgB_4$  и  $Mg_2B_{14}$  имеют ромбическую структуру,  $MgB_6$  — тетрагональную. Структура  $Mg_2B_{14}$  характеризуется ковалентными борными сетками, состоящими из цепей борных икосаэдров  $B_{12}$ .

Методами термодинамического моделирования изучена термическая стабильность боридов магния [П.1]. Температура разложения составляет, в °C: 1100–1200 (MgB<sub>2</sub>), 1300–1400 (Mg<sub>2</sub>B<sub>14</sub>), 1700–1800 (MgB<sub>12</sub>). MgB<sub>12</sub> — самый высокотемпературный из всех боридов магния. Он устойчив при 1500 °C при длительном нагревании в вакууме. При 1700–1800 °C разлагается с выделением элементарного бора и отгоном металлического магния. MgB<sub>4</sub> и MgB<sub>6</sub> являются метастабильными соединениями с достаточно большим периодом времени достижения равновесного состояния.

Высшие бориды магния весьма стойки по отношению к разбавленной соляной кислоте. Пероксид водорода и азотная кислота разлагают  $Mg_2B_{14}$  и  $MgB_{12}$  очень медленно, даже при кипячении. В расплавленных щелочах и карбонатах они растворяются также медленно [П.1].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам боридов магния приведены в [П.9].

Получение. Наиболее распространенный способ получения боридов магния — это синтез из элементов при высоких температурах (800-1300 °C).

 $MgB_2$  получают в основном в поликристаллическом состоянии твердофазным синтезом из элементов, варьируя составами шихты и режимами термообработки. Описаны также и другие методы: восстановление  $B_2O_3$  металлическим магнием, восстановление MgO бором или карбидом бора, импульсный плазменный синтез [П.1].

Токсические свойства. MgB<sub>2</sub> оказывает общетоксическое действие, а также умеренное цитотоксическое и фиброгенное действие пылевых частиц, задерживающихся в легких. Слабо раздражает кожу. ПДК в воздухе рабочей зоны 1 мл/м<sup>3</sup>. Класс опасности 3.

#### Цирконий.

Цирконий (Zr) — твердый, блестящий, серебристый металл светло-серого цвета в монолитном состоянии и темно-серого в порошкообразном.

Zr существует в двух кристаллических модификациях:  $\alpha$ -Zr (до 860 °C) и  $\beta$ -Zr (свыше 862 °C).

При обычных температурах Zr инертен к атмосферным газам. Высокая стойкость к окислению обусловлена образованием оксидной или оксидно-нитридной пленки, защитные свойства которой сохраняются до 500-600 °C. При температуре выше 600-700 °C Zr активно взаимодействует с кислородом и азотом, образуя оксид и нитрид; при 200-400 °C — с галогенами с образованием тетрагалогенидов, при комнатной температуре — со фтором. При 300-1000 °C быстро адсорбирует водород с образованием гидридов. Взаимодействует с парами воды: выше 800 °C образует оксиды, ниже 800 °C — оксиды и нитриды. Растворяется только в плавиковой и кипящей серной кислотах.

Металл Zr обладает высокой коррозионной стойкостью в агрессивных средах [П.10].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам Zr приведены в [П.1, П.10].

Получение. Цирконий получают металлотермическим восстановлением (фторцирконата калия  $K_2ZrF_6$  натрием или калием, фторида циркония  $ZrF_4$  кальцием, четыреххлористого циркония магнием и натрием) и электролизом расплавленных сред. Порошкообразный Zr получают восстановлением фторцирконата калия натрием и  $ZrO_2$  кальцием или его гидридом.

Металл Zr высокой чистоты получают термической диссоциацией паров йодида циркония, Zr повышенной чистоты — электронно-лучевой плавкой. Порошкообразный Zr поставляется в полиэтиленовых мешках массой до 3 кг, которые помещают в металлические банки.

Перспективы применения. Zr используется в качестве горючего компонента в твердых ракетных топливах (в количестве 15–20%). Добавка Zr повышает плотность топлива, но уменьшает удельную тягу. Предложен твердотопливный заряд для ПВРД регулируемой тяги. В качестве присадки, повышающей скорость регрессионного горения, в заряд добавляется 5–60% карбида циркония (ZrC).

Пожароопасные свойства. Zr в виде стружки и порошка обладает пироформными свойствами, при обычной температуре может воспламеняться на воздухе. Циркониевый порошок имеет довольно низкую температуру воспламенения от 75 до 300 °C в зависимости от размера частиц и чистоты. Он может воспламеняться под действием тепла, статического электричества или трения, поэтому обычно его хранят в виде влажной пасты. Циркониевая пыль с размером частиц менее 10 мкм способна взрываться на воздухе.

*Токсические свойства*. Zr относится к веществам третьего класса опасности. ПДК порошкообразного Zr в воздухе рабочей зоны — 6 мг/м<sup>3</sup>.

У рабочих циркониевого производства отмечались жалобы на боли в области сердца, слабость, головные боли. Наблюдались хронические заболевания верхних дыхательных путей, снижение гемоглобина в крови [П.1].

## Гафний.

Чистый компактный гафний (Hf) — серебристо-серый блестящий тугоплавкий, пластичный металл, порошкообразный Hf — темно-серый, почти черный.

При температурах до 1740  $\pm$  35 °C имеет плотно упакованную гексагональную структуру ( $\alpha$ -модификация), которая при более высокой температуре переходит в объемно-центрированную кубическую ( $\beta$ -модификацию) [П.1].

Химическая активность Hf несколько ниже, чем у циркония. В целом же по химическим свойствам Hf очень сходен с цирконием.

Металлический Hf легко поглощает газы. При 350–400 °C поглощает водород с образованием гидрида HfH<sub>2</sub>. На воздухе покрывается пленкой HfO<sub>2</sub>. При нагревании реагирует с галогенами с образованием соединений типа HfX<sub>4</sub>. При высоких температурах Hf взаимодействует с азотом и углеродом, образуя тугоплавкие соединения: нитрид HfN и карбид HfC. Взаимодействие с водяным паром начинается выше 375 °C, при этом образуется диоксид и гидрид Hf.

Нf устойчив к коррозии благодаря оксидной пленке, не взаимодействует с кислотами (за исключением HF) и щелочами [П.11].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам Hf приведены в [П.1, П.11].

Получение, хранение, транспортировка. Промышленное получение Hf в основном осуществляют магниетермическим методом путем восстановления четыреххлористого гафния (HfCl<sub>4</sub>) магнием. Перспективным является электролиз гексафторгафната калия ( $K_2$ HfF<sub>6</sub>) в хлоридно-фторидном электролите с получением металлического порошка. По ГОСТ 22517-77 выпускают также иодидный Hf. Хранят в упаковке изготовителя в крытых складских помещениях при отсутствии паров кислот и щелочей. Транспортируют железнодорожным транспортом в крытых вагонах.

Сухой порошкообразный Hf лучше всего хранить небольшими партиями.

Перспективы применения. Используется в производстве порохов, взрывчатых веществ и твердых ракетных топлив. Характеризуется высокой плотностью [П.1]. Перспективен для РПДТ.

Пожаро- и взрывоопасные свойства. Порошкообразный и губчатый Нf пироформны. Порошок Hf воспламеняется на воздухе от трения и ударов, горит с большой скоростью, развивая высокую температуру. Смесь Hf с воздухом взрывоопасна. Порошок с размером частиц менее 15–20 мкм может самовоспламеняться на воздухе. Источники воспламенения — тепло, пламя, искры, трение — должны быть исключены. Влажные порошки Hf горят со взрывом; наиболее опасна влажность 5–10%. В сильно увлажненном состоянии (не менее 15–20% H<sub>2</sub>O) порошки Hf могут храниться не воспламеняясь [П.11].

Токсические свойства. При работе с Нf основными неблагоприятными факторами являются пыль и летучие фракции, образующиеся в результате
разложения соединений Hf. Наблюдается некроз слизистой бронхов с отеком легких, слабая воспалительная реакция кожи. ПДК Hf в воздухе рабочей зоны 0,5 мг/м<sup>3</sup> [П.1].

Для защиты органов дыхания необходимо использовать респираторы, для защиты глаз — защитные очки, для защиты кожи — спецодежду, спецобувь, перчатки.

#### Углерод.

Углерод (С) имеет две кристаллические модификации: гексагональную в виде графита и кубическую в виде алмаза, а также аморфную модификацию (кокс, сажа, технический углерод, угли и др.).

Графит — серовато-черного цвета со слабым металлическим блеском, диамагнитен, кислотоупорен, характеризуется пластичностью, мягкостью, термической и химической стойкостью, высокой электропроводимостью. На воздухе при температурах 500–600 °С начинается окисление компактного графита.

Теплофизические и механические свойства графита в значительной степени зависят от величины, формы и взаимного расположения кристаллов, а, следовательно, от технологии изготовления.

Технический углерод — высокодисперсный порошок бархатно-черного цвета, состоит из серповидных частиц углерода размером менее 1 мкм, содержит незначительное количество адсорбированных газообразных углеводородов, влаги, неорганических компонентов.

Технический углерод совместим со многими конструкционными и полимерными уплотнительными материалами.

Углерод, независимо от модификации, обладает малой химической активностью. Он не растворяется в обычных растворителях, устойчив к действию концентрированных кислот и щелочей. При комнатной температуре химически инертен. При высоких температурах соединяется с водородом, серой, бором, азотом, фтором и др. элементами. Растворяется в расплавленных металлах. При взаимодействии с кислородом углерод образует оксиды СО и СО<sub>2</sub>.

Химическая активность разных форм углерода убывает по ряду: аморфный углерод, графит, алмаз. Из-за более развитой поверхности аморфный углерод по сравнению с графитом обладает большей адсорбционной и каталитической активностью. Физические свойства аморфного углерода зависят от степени его упорядоченности и дисперсности. Плотность, теплоемкость, теплопроводность, электропроводимость аморфного углерода ниже, чем у графита [П.12].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам углерода приведены в [П.1, П.12].

Получение, хранение, транспортировка. Производство графита регламентируется ГОСТ 17022-81, который распространяется на природный порошкообразный графит. Согласно этому ГОСТ производится 21 марка графита. Природный графит получают обогащением графитовых руд. Для производства искусственного графита используют в основном нефтяной кокс в качестве наполнителя и каменноугольный пек в качестве связующего. Технический углерод является продуктом термоокислительного или термического разложения углеводородов в газовой фазе. Производство технического углерода относится к крупнотоннажному. В промышленных условиях выпускается 10 марок технического углерода (ГОСТ 7885-86).

Гарантийный срок хранения графита и технического углерода всех марок — 12 месяцев со дня изготовления. Графит и технический углерод упаковываются в мешки, транспортируются всеми видами транспорта в крытых транспортных средствах, хранятся в закрытом помещении, исключающем возможность увлажнения и загрязнения.

Перспективы применения. Углерод вводится в твердые ракетные топлива и суспензионные горючие [П.1]. Для их создания чаще всего применяется технический углерод. Он производится в массовом масштабе, имеет низкую стоимость, продукты сгорания не содержат конденсированных продуктов.

Разработаны [П.1] топлива, в состав которых входит уголь, сажа.

Пожароопасные свойства. Графит при нагревании на воздухе воспламеняется при температуре 600–700 °С. Технический углерод может загораться (без пламени) от открытых источников огня. Температура самовозгорания технического углерода — свыше 250 °С. При загорании его следует тушить паром или инертным газом.

Токсические свойства. Предельно допустимая концентрация пыли технического углерода в воздухе рабочей зоны производственных помещений 4 мг/м<sup>3</sup>, класс опасности 4 (содержание 1,2-бенз(*α*)пирена ≤35мг/кг) [П.1].

# Фуллерен.

Фуллерен представляет собой замкнутые молекулы (С<sub>60</sub>, С<sub>70</sub>, С<sub>76</sub>, С<sub>84</sub> и др.), в которых все атомы углерода находятся на сферической или сфероидальной поверхности. В этих молекулах атомы углерода расположены в вершинах правильных шестиугольников и пятиугольников, связи между атомами углерода напряженные. Наиболее распространенной среди фуллеренов является молекула С<sub>60</sub>, которая характеризуется высокой симметрией и, как следствие, наибольшей стабильностью, имеет форму усеченного икосаэдра (рис. П.1).



Рис. П 4.1. Молекула С<sub>60</sub>, состоящая из 20 шестиугольников и 12 пятиугольников, образующих усеченный икосаэдр

Фуллерен С<sub>60</sub> — кристаллы от желтого или оранжево-красного до коричневого и черного цвета, легко сублимируются, имеют высокую плотность

(1670 кг/м<sup>3</sup>), большую емкость по водороду. С<sub>60</sub> практически не растворим в полярных растворителях и хорошо растворяется в ароматических углеводородах и их производных, среди которых первое место занимают производные нафталина.

Кристаллы и пленки фуллерена C<sub>60</sub> обладают полупроводниковыми свойствами, а легирование их атомами щелочных металлов приводит к появлению металлической проводимости и даже (при температуре 19–33 K) возникновению сверхпроводимости.

 $C_{60}$  стабилен на воздухе при комнатной температуре. Интенсивное окисление с образованием СО и СО<sub>2</sub> наблюдается при повышенных ( >500 K) температурах. В бескислородной среде  $C_{60}$  сохраняет стабильность до 1700 K, по данным [П.13] — до 2000 K.  $C_{60} \rightarrow C_{58} + C_2$ ,  $C_{58}/C_{60} < 1\%$  при 1970 K. Разрушение молекул  $C_{60}$  в газовой фазе начинается при 2650 K [П.13].

Фуллерен С<sub>60</sub> гидрируется с образованием гидридов состава С<sub>60</sub>H<sub>n</sub> (n = 4, 18, 32, 36, в том числе в смесях 36–50, 42–44). При определенных условиях внутренняя полость фуллерена может быть заполнена атомами металлов (Al, B, Mg и др.) [П.1, П.13].

К числу перспективных направлений, связанных с созданием высокоплотных и высокоэнергетических углеводородных горючих, необходимо отнести исследования в области химии углеводородных кластеров — фуллеренов и их производных.

Наибольший интерес и практическую ценность представляют продукты циклопропанирования фуллерена C<sub>60</sub> с помощью диазометана с получением частично и полностью циклопропанированных фуллеренов.



Методы получения циклопропановых и металлизированных производных фуллерена, содержащие  $C_{60}$ , разработаны учеными Института нефтехимии и катализа РАН. Они отличаются высокой плотностью (> 1300–1500 кг/м<sup>3</sup>), имеют твердое агрегатное состояние и представляют интерес для создания суспензионных и твердых горючих или могут быть использованы для компаундирования жидких горючих.

Данные по физическим и теплотехническим свойствам C<sub>60</sub> приведены в [П.1, П.13].

Производные С<sub>60</sub>-фуллерена весьма перспективны в качестве горючих металлоорганические, содержащие алюминоциклопропановые фрагменты или гидриды А1 и В.



Совместимость с материалами. Углерод в фуллереновой форме по совместимости с конструкционными и уплотнительными материалами обладает такими же свойствами, что и технический углерод.

Получение. Методы получения граммовых количеств фуллеренов основаны на дуговом разряде с графитовыми электродами, лазерном испарении графита, сжигании в пламени углеводородного сырья с последующей экстракцией растворителями и разделением колоночной или жидкостной хроматографией. Перспективным является также синтез фуллеренов в горячей плазме. В качестве сырья для получения фуллеренов могут быть использованы минерал шунгит, тяжелые остатки рафинированных масел. Проанализированы перспективы развития промышленных методов производства фуллеренов. Разработана установка для получения фуллеренов [П.1].

Перспективы применения. Фуллерен и его производные (гидриды, металлосодержащие и др.), обладающие высокой плотностью и энергоемкостью, весьма перспективны в качестве компонентов ракетных топлив. Разработаны твердые газогенераторные композиции для РПДТ на основе С<sub>60</sub> и его производных.

Использованы три класса фуллеренов:

 С<sub>60</sub>, содержащий алкильную, алкииновую, ацетиленовую, аминную, гидразиновую, меркаптановую, сульфидную, дисульфидную или альдегидную группу;

 $- C_{60}NH_2 \cdot HNO_3$ , или  $C_{60}NH_2 \cdot HClO_4$ , или  $C_{60}C_2H_4 \cdot NHHClO_4$ ;

— С<sub>60</sub>NO<sub>2</sub> или С<sub>60</sub>N<sub>3</sub>.

Рассматривается возможность использования гидридов фуллерена для интенсификации горения твердых и легкоплавких ракетных горючих и топлив.

Пожароопасные свойства. При нормальных условиях  $C_{60}$  не огнеопасен. При нагревании на воздухе сгорание  $C_{60}$  происходит с выделением СО и СО<sub>2</sub> уже при 650 °C [П.1, П.13].

Токсические свойства. Фуллерены относятся к нетоксичным соединениям.

### П.2. Гидриды металлов. Общая характеристика

Газообразный водород (Н) ввиду малого размера молекулы и высокой диффузионной способности проникает в решетку твердого металла (Ме) и закрепляется в определенных местах кристалла. Для многих металлов степень насыщения водородом так велика, что концентрация последнего в единице объема гидрида существенно выше, чем в случае жидкого водорода [П.1].

Металлы могут поглощать значительное количество водорода, а затем, при незначительных изменениях условий, возвращать его обратно, при этом большая часть возвращаемого водорода выделяется при относительно постоянном давлении. Это обусловлено тем, что в данном случае происходит не растворение водорода в металле, а идет обратимая химическая реакция [П.1]. На рис. П.2 представлена схема поведения металловодородной системы в виде зависимости равновесного давления от состава. По мере того, как водород поглощается металлом и отношение H/Me растет, равновесное давление повышается круто до точки А. На первом участке — от начала координат до точки А – существует истинный раствор, и зависимость давления от состава описывается приблизительно параболой  $p = K(H/Me)^2$ . Это соответствует закону Генри для диссоциации растворенного вещества. Между точками А и В существует насыщенный раствор с составом (H/Me) . и гидридная фаза с составом (H/Me)<sub>B</sub>. За точкой В давление возрастает, при этом изменяется состав гидридной фазы. Кривые T<sub>1</sub>-T<sub>3</sub> показывают влияние повышения температуры на соотношение «давление-состав». При заданной температуре гидрид находится в равновесии с водородом при его



Рис. П. 2 Изотермы  $(T_1 – T_3)$  в координатах «давление  $P_{H_2} – \text{состав}\ H_2 / Me »$  в типичных системах  $H_2 – Me$ 

определенном парциальном давлении. Каждому гидриду отвечает определенная диаграмма «состав-давление-температура».

По рис. П.2 можно также проследить путь, по которому изменяется давление диссоциации гидрида вместе с составом твердой фазы. Кривые  $T_1-T_3$  показывают влияние повышения температуры на давление разложения. Части кривых, параллельные оси абсцисс («плато»), редко бывают строго горизонтальными, особенно в сплавах. Наличие температурного градиента в образце гидрида во время процессов сорбции и десорбции может приводить к наклону «плато». В идеализированном графике не учтено и явление гистерезиса в периодических процессах поглощения и отдачи водорода. Величина гистерезисного эффекта может изменяться в довольно широких пределах. При гистерезисе изотерма «давление–состав», описывающая систему, к которой добавляется водород, выше, чем изотерма десорбции.

Физико-химические свойства гидридов зависят от строения атомов образующих элементов. Щелочные металлы образуют солеподобные гидриды, в которых водород играет роль аниона. Лишь гидрид лития имеет черты ковалентного соединения. Все они относительно стабильны. Давление диссоциации гидрида лития достигает 0,1 Па при температуре 894 °C. Гидриды бериллия, магния и алюминия имеют ковалентную связь, и разлагаются легко при невысокой температуре: 200°C (BeH<sub>2</sub>), ~ 300°C (MgH<sub>2</sub>), 100–120°C (AlH<sub>3</sub>). Гидриды циркония и гафния относятся к металлоподобным гидридам. Формально их можно рассматривать как фазы внедрения водорода в металл. Их образованию всегда предшествует адсорбция водорода на поверхности металла. Такие гидриды являются температуроустойчивыми.

Из наиболее важных свойств гидридов следует отметить высокую теплоту сгорания (таблица П. 2). В этом отношении гидриды выдерживают сравнение

Гидрид	LiH	$BeH_2$	$MgH_2$	AlH <sub>3</sub>
Q, кДж/кг	47101	75877	29266	39620

Таблица П.2 Теплота сгорания гидридов металлов

с лучшими углеводородными горючими. Величина теплоты сгорания гидридов тем больше, чем выше теплотворная способность гидридообразующего элемента, больше содержание в них водорода и меньше теплота образования гидрида. Водород обладает наивысшей теплотворной способностью. При сгорании 1 кг водорода в кислороде выделяется 121004 кДж.

Гидриды металлов являются источниками водорода. Наибольшее массовое содержание водорода имеют гидриды щелочных металлов (LiH — до 12,6%). При реакции гидридов с водой также выделяется водород. В этом случае получается удвоенное количество водорода по сравнению с содержанием его в молекуле гидрида. В табл. П. 3 приведены данные по газопроизводительности гидридов.

Гидрид	LiH	$BeH_2$	$MgH_2$	$AlH_3$
дм $^{3}\mathrm{H}_{2}/\mathrm{kr}$ гидрида	2820	4062	1708	$\sim 2240$

Таблица П.3 Газопроизводительность гидридов при 0°С и 0,101 МПа

#### Гидрид лития.

Гидрид лития (LiH) в зависимости от условий получения представляет собой белый кристаллический порошок, стекловидную опалесцирующую массу с кристаллическими иглами или игольчатые кристаллы. Чистый LiH — совершенно белого цвета. Голубое окрашивание вызывается присутствием тонкодиспергированного металлического лития.

Гидрид лития LiH характеризуется высокой химической и термической стабильностью, достаточной прочностью и сравнительно малой плотностью, содержит большую массовую долю водорода.

Гидрид лития LiH в сухом воздухе и кислороде при комнатной температуре является стойким соединением, но во влажной атмосфере медленно разлагается, а при повышенных температурах весьма энергично реагирует с кислородом и галогенами. При взаимодействии с водой образуется гидрооксид лития и водород (450 г LiH дают ~  $1,3 \text{ м}^3$  водорода) [П.14].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам LiH приведены в [П.1, П.14].

Получение. LiH получают взаимодействием металлического лития с газообразным водородом при температурах 700–720 °С. Разработан метод синтеза LiH по реакции алкиллития с водородом в присутствии тетрагидрофурана при температуре (-78 ÷ 20) °С [П.1, П.14].

Гидрид лития LiH можно получать также, гидрируя суспензию тонкоизмельченного лития в парафине. После завершения реакции парафину дают застыть и в таком виде LiH может храниться длительное время.

Перспективы применения. Высокое содержание водорода в LiH позволяет использовать его в качестве горючего компонента топлив РДТТ и РПДТ [П.14].

Пожаро- и взрывоопасные свойства. В виде кусков LiH практически не опасен, и, если он защищен от влаги, с ним можно спокойно работать, соблюдая обычные меры предосторожности. Тонко измельченный LiH самовозгорается на воздухе, взрывоопасен. При добавлении небольшого количества воды к тонкоизмельченному LiH возникает бурная экзотермическая реакция, а выделяющегося тепла достаточно для воспламенения гидрида. Начавшееся горение LiH трудно прекратить, т. к. все обычно применяемые средства тушения (вода, углекислый газ, четыреххлористый углерод) восстанавливаются им при высокой температуре с выделением значительного количества тепла. В условиях лаборатории небольшие количества горящего LiH можно потушить, создав вокруг него атмосферу инертного газа, либо устранив доступ воздуха каким-либо иным способом. При погружении крупных образцов LiH в большое количество воды, реакция протекает бурно, но без воспламенения. В лабораторной практике небольшие количества LiH можно уничтожить, погружая его под вытяжкой малыми порциями в большой объем воды.

Токсические свойства. Пыль LiH в воздухе опасна даже в малых количествах, так как раздражает слизистые оболочки носа и горла. При работе вне вытяжного шкафа следует надевать респиратор, а также перчатки, поскольку LiH раздражает кожу. При попадании на кожу порошка или пыли LiH необходимо смыть его небольшим количеством воды. Раствор LiH в концентрации 0,01мг/л вызывает ожоги кожи.

ПДК LiH в воздухе рабочей зоны — 0,025 мг/м<sup>3</sup>, ПДК в воде водоемов — 5 мг/л [П.1].

#### Гидрид бериллия.

Гидрид бериллия (BeH<sub>2</sub>) относится к ковалентным гидридам. Существует в полимерном состоянии, его молекулы соединены между собой мостиковыми водородными связями. Представляет собой белый или сероватый порошок, нелетучий, сравнительно стойкий на воздухе. При комнатной температуре в атмосфере сухого воздуха или кислорода заметно не изменяется. Начинает разлагаться с отщеплением водорода при  $\sim 220$  °C. При 240 °C разложение идет достаточно быстро. ВеH<sub>2</sub> является сильным восстановителем, с водой реагирует медленно, но быстро с кислотами с образованием водорода. Характеризуется высокой теплотой сгорания [П.1]. Берилий образует также моногидрид ВеH, который существует в газообразном состоянии.

Данные по физическим и теплотехническим свойствам BeH  $_2$  и BeH приведены в [П.1, П.15].

Получение. ВеН<sub>2</sub> получают путем крекинга дитретичного бутилбериллия и эфирата бериллия [П.1].

Перспективы применения. ВеH<sub>2</sub> — один из наиболее перспективных компонентов ракетных топлив благодаря высокому содержанию водорода, большой теплоте сгорания и малому молекулярному весу. Ракетные топлива, содержащие BeH<sub>2</sub>, дают наибольшую удельную тягу. Однако, вследствие высокой токсичности, BeH<sub>2</sub> может использоваться в качестве горючего в ракетных топливах только для последних ступеней ракет. При этом достигаются высокая удельная тяга и удельный импульс (315 с) [П.1]. Перспективен для РПДТ.

*Токсические свойства.* ВеH<sub>2</sub> относится к веществам первого класса опасности. ПДК (в пересчете на Ве) в воздухе рабочей зоны —  $0,001 \text{ мг/m}^3$ , в воде водоисточников — 0,002 мг/л.

Определяющее значение в токсическом действии  $BeH_2$  имеет ион  $Be^{2+}$ , обладающий общетоксическим, аллергическим, канцерогенным и эмбриотоксическим действием [П.1].

#### Гидрид магния.

Гидрид магния (MgH<sub>2</sub>) по свойствам и природе химической связи занимает промежуточное положение между ковалентными и ионными гидридами. Существует в полимерном состоянии, его молекулы соединены между собой мостиковыми водородными связями. Представляет собой белый или светло-серый кристаллический порошок, сравнительно инертный на воздухе. Обладает высокой термической стабильностью. Разложение начинается при 250–300 °C. MgH<sub>2</sub> реагирует с водой и водными растворами кислот и щелочей с выделением водорода, является сильным восстановителем. Взаимодействует с кислородом, образуя MgO и воду. Характеризуется высокой плотностью. Магний образует также моногидрид MgH, который существует в газообразном состоянии [П.1, П.16].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам  $MgH_2$  и MgH приведены в [П.1].

Получение, хранение. MgH<sub>2</sub> получают гидрированием магния при повышенных температурах (200–250 °C) и давлениях, а также обменной реакцией галогенида магния с гидридом или алюмогидридом лития.

Описан [П.1] синтез MgH<sub>2</sub> методом контролируемого реактивного механического измельчения путем механохимической активации порошкообразного магния в шаровой мельнице в атмосфере водорода при повышенном давлении.

При хранении порошков MgH<sub>2</sub> в малых пластиковых пакетах, закрытых на воздухе, в обычных условиях в течение 4 месяцев наблюдается образование гидрооксида магния вследствие гидролиза гидрида парами воды [П.1].

Перспективы применения. MgH<sub>2</sub> используется в качестве горючего компонента в ракетных топливах. Разработана капсулированная композиция твердого ракетного топлива, содержащая 3–14% MgH<sub>2</sub>. Перспективен для РПДТ.

 $MgH_2$  имеет высокую волюмометрическую и гравиметрическую емкость по водороду и может быть использован в качестве безопасного и дешевого материала для хранения водорода [П.16].

Пожаро- и взрывоопасные свойства. Свежеприготовленный и мелкодисперсный MgH<sub>2</sub> самовоспламеняется на воздухе.

Токсические свойства. Пыль MgH<sub>2</sub> вызывает раздражение слизистых глаз и носа, заболеваемость органов дыхания. Необходимо использовать средства индивидуальной защиты (противопыльные респираторы) [П.1].

ПДК (в пересчете на Mg) в воде водоисточников 50 мг/л. Класс опасности 3.

# Гидрид алюминия.

Гидрид алюминия (AlH<sub>3</sub>) относится к ковалентным гидридам. Представляет собой белый аморфный или кристаллический порошок. Гидрид алюминия выделен в виде полимеризованного сольвата  $AlH_{3-n} \cdot xL$ , где n = 0,1, x = 0,1-0,8, L-диэтиловый эфир, тетрагидрофуран. Сольват малоустойчив, при нагревании выше 100°C разлагается на элементы. Взаимодействует с водой, выделяя водород. На воздухе или в O<sub>2</sub> окисляется с образованием воды и оксида алюминия.

 $AlH_3$  растворяется с образованием комплексов в простых эфирах, тетрагидрофуране, диоксане, аминах и др. В растворах  $AlH_3$  малостоек и при нагревании до 50°С начинает разлагаться с выделением водорода и алюминия. Описан [П.1] также несольватированный  $AlH_3$ . Он более устойчив к воздействию внешней среды. Медленно окисляется на воздухе, слабо реагирует с водой и даже разбавленными кислотами. Начинает заметно распадаться на элементы при нагревании до 100–120°С.  $AlH_3$  характеризуется высокой теплотой сгорания (39620 кДж/кг).

Данные по физическим и теплотехническим свойствам AlH<sub>3</sub> приведены в [П.1, П.17].

Получение, хранение. AlH<sub>3</sub> получают путем взаимодействия гидрида щелочного металла или алюмогидрида лития с хлоридом алюминия в эфирном растворе по схеме [П.1]:

 $3\text{LiAlH}_4 + \text{AlCl}_3 \cdot (C_2\text{H}_5)_2\text{O} \xrightarrow{ \Im \varphi_{\text{HP},\,25^\circ\text{C}}} 4\text{AlH}_3 \cdot (C_2\text{H}_5)_2\text{O} \xrightarrow{ \text{100}^\circ\text{C}} 4\text{AlH}_3 + 4(C_2\text{H}_5)_2\text{O}.$ 

Десольватацию эфирата гидрида алюминия проводят с помощью высокотемпературной кристаллизации из раствора в смешанном растворителе эфир-ароматический углеводород.

Описан [П.1] каталитический синтез AlH<sub>3</sub> в присутствии палладиевой черни.

Разработан [П.17] способ хранения AlH<sub>3</sub> с пропиточным химически активным веществом при температуре не выше температуры начала разложения, позволяющий повысить его термическую устойчивость в 1,5–2,5 раза.

Перспективы применения. AlH<sub>3</sub> используется в качестве горючего компонента в ракетных топливах. Перспективен для РПДТ.

Токсические свойства. AlH<sub>3</sub> является твердым нелетучим веществом и не опасен в обращении. Однако следует избегать вдыхания металлической пыли. В случае работы с порошками гидрида следует применять противопыльные респираторы [П.1].

ПДК (в пересчете на Al) в воздухе рабочей зоны 2 мг/м<sup>3</sup>, в воде водоисточников 0,5 мг/л. Класс опасности 3.

### Гидрид циркония.

В системе Zr-H в зависимости от количества водорода, растворенного в металле, может существовать несколько фаз. Если количество водорода, абсорбированного металлом, мало, то наблюдается только расширение кристаллической решетки без изменения ее структуры. Дальнейшая абсорбция водорода и вызываемое ею расширение создают значительное напряжение кристаллической решетки, в результате чего образуется новая структура (ZrH<sub>1,51</sub>, ZrH<sub>1,66</sub>, ZrH<sub>1,92</sub>, ZrH<sub>2</sub> и др.). При H/Zr=1,51–1,65 образуется  $\delta$ -фаза, имеющая кубическую гранецентрированную решетку, при H/Zr=1,68–2,0 образуется  $\varepsilon$ -фаза, имеющая тетрагональную гранецентрированную решетку.

Гидрид циркония ZrH<sub>2</sub> представляет собой хрупкий порошок серого цвета с металлическим блеском, устойчив при обычных условиях, не изменяется на

воздухе, а также под влиянием влаги. Термически стабилен при температуре ниже 800 °С, но быстро диссоциирует выше этой температуры. С кислородом, водой и водяным паром взаимодействует медленно. Не реагирует с большинством растворителей некислотного характера и органическими веществами. При температуре красного каления разлагается на цирконий и водород [П.1, П.18].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам гидрида циркония приведены в [П.1, П.18].

Получение и хранение. Гидриды циркония получают нагреванием циркония до  $\sim 900$  °C в водороде и последующим охлаждением в атмосфере водорода [П.1], либо путем механохимической активации циркония в атмосфере водорода при повышенном давлении. Низкая реакционная способность гидрида циркония позволяет его хранить, транспортировать и обращаться с сухим веществом так же, как с нереакционноспособным металлическим порошком.

Перспективы использования. Гидрид циркония используется в качестве горючего компонента в твердых ракетных топливах [П.1].

Пожаро- и взрывоопасные свойства. С гидридами циркония можно обращаться как с обычными металлическими порошками, но нужно следить за тем, чтобы не произошло случайного поджигания продукта открытым пламенем или искрой, чрезмерного нагрева и случайного контакта с окисляющими веществами. Мелкодисперсный ZrH<sub>2</sub> воспламеняется на воздухе при 430 °C с выделением водорода. Компактный ZrH<sub>2</sub> устойчив на воздухе в течение длительного времени при температуре менее 600 °C [П.1, П.18].

Токсические свойства. Гидриды циркония относятся к веществам третьего класса опасности. ПДК в воздухе рабочей зоны 6 мг/м<sup>3</sup> (в пересчете на цирконий).

### Гидриды фуллеренов.

Гидриды фуллеренов — новый класс производных фуллеренов. Образуются при восстановлении фуллеренов водородом. В настоящие время известны гидриды фуллерена состава  $C_{60}H_x$  (x = 2, 4, 18, 32, 36, 36-50, 42-44). Получить полностью прогидрированную молекулу  $C_{60}H_{60}$  до сих пор не удалось. Основным продуктом восстановления  $C_{60}$  водородом является гидрофуллерен  $C_{60}H_{36}$ .

По внешнему виду C<sub>60</sub>H<sub>36</sub> представляет собой порошок бледно-желтого цвета. Хорошо растворяется в сероуглероде, трихлорэтилене, незначительно в циклогексане, толуоле, хлороформе, дихлорэтане.

 $C_{60}H_{36}$  — наиболее стабильный гидрофуллерен. В зависимости от способа получения температура разложения  $C_{60}H_{36}$  колеблется от 350 °С и выше. Полученный в условиях радикального гидрирования  $C_{60}H_{36}$  начинает разлагаться при 350 °С. Полное разложение  $C_{60}H_{36}$  в инертной атмосфере с образованием  $C_{60}H_{18}$ ,  $C_{60}$  и  $H_2$  происходит при 577 °С в течение 15 мин [П.1, П.19].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам гидрофуллерена С<sub>60</sub>Н<sub>36</sub> приведены в [П.1, П.19].

Получение, хранение. Гидрофуллерен  $C_{60}H_{36}$  получают гидрированием  $C_{60}$  путем переноса водорода от 9,10-дигидроантрацена к фуллерену. Полученный продукт очищают от непрореагировавшего 9,10-дигидроантрацена и других продуктов реакции вакуумной сублимацией при 120 °C в течение 8–10 ч. Предложен [П.19] простой и быстрый метод синтеза  $C_{60}H_{36}$ по реакции фуллерена с литием и трет-бутанолом в среде алифатических аминов при мягких условиях с последующей очисткой методом колоночной хроматографии. Приведены также и другие методы синтеза [П.1, П.19].

При длительном хранении на воздухе происходит частичное разложение  $C_{60}H_{36}$  на  $C_{60}H_{18}$  и  $C_{60}.$ 

Перспективы применения. Гидриды фуллеренов могут служить источником особо чистого водорода [П.1]. Рассматривается возможность использования гидридов фуллеренов для интенсификации горения твердых топлив РДТТ и РПДТ.

### Комплексные гидриды металлов.

К комплексным гидридам относятся гидриды с общей формулой  $Me(BH_4)_n$ и  $Me(AlH_4)_n$ . Они представляют собой типичные соли, образующие ионную кристаллическую решетку и диссоциирующие в растворах на ионы. Имеют высокую теплоту сгорания и газопроизводительность:

Гидрид	LiBH <sub>4</sub>	$Al(BH_4)_3$	LiAlH <sub>4</sub>
Q, кДж/кг	55813	57906	39889
Газопроизводительность, дм <sup>3</sup> H <sub>2</sub> /кг гор.	4130	3761	2359

Алюмо- и борогидриды десорбируют водород только при температуре их плавления. По стойкости алюмогидриды металлов уступают борогидридам, а по реакционнноспособности превосходят их [П.1].

Борогидрид лития (LiBH<sub>4</sub>) — белое кристаллическое вещество, нелетучее, очень гигроскопичное — на воздухе за 2–3 мин покрывается оксидной пленкой. Быстро разлагается водой и спиртами, выделяя водород, является сильным восстановителем.

При длительном нагревании в вакууме LiBH<sub>4</sub> начинает разлагаться уже при 250–275 °C. Быстрое разложение наблюдается при температуре выше 380 °C:

 $2\text{LiBH}_4 \longrightarrow 2\text{LiH} + 2\text{B} + 3\text{H}_2.$ 

Борогидрид лития представляет особый интерес в качестве источника водорода. При полном гидролизе 1 кг LiBH<sub>4</sub> выделяет при нормальных условиях 4100 л водорода [П.1].

301

Борогидрид бериллия Be(BH<sub>4</sub>)<sub>2</sub> — бесцветное кристаллическое вещество, возгоняется при температуре 91,3 °С. Растворим в органических растворителях, в том числе и в неполярных. Обладает высокой реакционной способностью. Бурно реагирует с водой и другими восстановителями. В термическом отношении не очень стабилен, разлагается при нагревании до 125 °С [П.1].

Борогидрид алюминия  $Al(BH_4)_3$  — бесцветная легколетучая жидкость, хорошо растворима в органических растворителях. Чрезвычайно реакционноспособное соединение, является сильным восстановителем.  $Al(BH_4)_3$  медленно разлагается с выделением водорода уже при комнатной температуре. Для стабилизации его нагревают в закрытом сосуде в течение 4 дней при 40 °C. Обработанный таким образом борогидрид можно безопасно хранить при комнатной температуре в течение длительного времени.

При 150 °C и выше термическое разложение  $Al(BH_4)_3$  идет с выделением водорода и образованием твердых продуктов.

Al(BH<sub>4</sub>)<sub>3</sub> бурно разлагается водой с выделением водорода:

$$Al(BH_4)_3 + 12H_2O \longrightarrow Al(OH)_3 + 3H_3BO_3 + 12H_2.$$

Борогидрид магния  $Mg(BH_4)_2$  — белое кристаллическое вещество, не имеющее определенной температуры плавления [П.1].

При быстром нагревании в капиллярной трубке наблюдается плавление с одновременным разложением при 305°С, но при медленном нагревании даже при 320 °С плавления не наблюдается, происходит частичное разложение, сопровождающееся потемнением. При давлении 0,1–1,0 МПа и температуре 313–323°С наблюдается разложение Mg(BH<sub>4</sub>)<sub>2</sub> по уравнению:

 $Mg(BH_4)_2 \longrightarrow MgH_2 + 2B + 3H_2.$ 

Алюмогидрид лития LiAlH<sub>4</sub> — нелетучее кристаллическое вещество белого цвета, в присутствии примесей — серый порошок. Во влажном воздухе покрывается пленкой гидроксида, в отсутствие влаги устойчив. При действии света становится сероватым вследствие разложения и образования металлического алюминия. При 120°С начинает медленно разлагаться с выделением водорода:

$$2\text{LiAlH}_4 \longrightarrow 2\text{LiH} + 2\text{Al} + 3\text{H}_2.$$

При быстром нагревании плавится при температуре около 150 °C, при этом происходит и быстрое разложение. Изучено разложение LiAlH<sub>4</sub>при длительном хранении [ $\Pi$ .20].

LiAlH<sub>4</sub> легко окисляется кислородом, энергично реагирует с водой, растворами кислот, щелочей, выделяя водород:

$$LiAlH_4 + 4H_2O \longrightarrow LiOH + Al(OH)_3 + 4H_2.$$

Алюмогидрид магния  $Mg(AlH_4)_2$  — белое твердое вещество, пирофорен, разлагается при температуре выше 140 °С. Разложение протекает в 2 этапа:

при 163°СС разложение сопровождается выделением 6,8% водорода:

$$Mg(AlH_4)_2 \longrightarrow MgH_2 + 2Al + 3H_2.$$

Дальнейшее увеличение температуры приводит к образованию смеси из  $Al_3Mg_2$  и Al.

 $Mg(AlH_4)_2$  окисляется кислородом, разлагается водой, растворами кислот и щелочей с выделением водорода. По реакционной способности  $Mg(AlH_4)_2$  сходен с LiAlH<sub>4</sub> [П.1].

Данные по физическим и теплотехническим свойствам комплексных гидридов металлов приведены в [П.1, П.20].

Получение и хранение. LiBH<sub>4</sub> получают обычно по обменной реакции между борогидридом натрия и хлоридом лития. Используют также реакции гидрида лития с дибораном или фторидом бора в среде этилового эфира [П.1]:

$$B_2H_6 + 2LiH \longrightarrow 2LiBH_4,$$
  
$$4LiH + BF_3 \longrightarrow LiBH_4 + 3LiF.$$

LiBH<sub>4</sub> следует хранить без доступа влаги. В хорошо закупоренном сосуде он стабилен длительное время. Для предохранения LiBH<sub>4</sub> от воздействия влаги предложено также выпускать его в виде гранул, покрытых тонким слоем никеля. С этой целью гранулы обрабатывают при 170°C парами карбонила никеля, разбавленными аргоном.

Ве(ВН<sub>4</sub>)<sub>2</sub> получают по обменной реакции между хлоридом бериллия и борогидридом натрия в изопропиламине или по реакции гидрида бериллия или диметилбериллия с дибораном [П.1]:

$$\begin{array}{l} \operatorname{BeH}_2 + \operatorname{B}_2\operatorname{H}_6 \xrightarrow{155^{\circ}\operatorname{C}} \operatorname{Be}(\operatorname{BH}_4)_2, \\ \\ \operatorname{3Be}(\operatorname{CH}_3)_2 + \operatorname{4B}_2\operatorname{H}_6 \longrightarrow \operatorname{3Be}(\operatorname{BH}_4)_2 + 2(\operatorname{CH}_3)_3\operatorname{B}. \end{array}$$

Mg(BH<sub>4</sub>)<sub>2</sub> получают взаимодействием гидрида магния с дибораном в этиловом эфире при давлении 2,02–2,50 МПа и комнатной температуре, либо из безводного хлорида магния и борогидрида лития в эфире [П.1]:

$$\begin{split} & \mathsf{M}g\mathsf{H}_2 + \mathsf{B}_2\mathsf{H}_6 \longrightarrow \mathsf{M}g(\mathsf{B}\mathsf{H}_4)_2, \\ & \mathsf{M}g\mathsf{Cl}_2 + 2\mathsf{Li}\mathsf{B}\mathsf{H}_4 \longrightarrow \mathsf{M}g(\mathsf{B}\mathsf{H}_4)_2 + 2\mathsf{Li}\mathsf{Cl}. \end{split}$$

 $Al(BH_4)_3$  получают по реакции между борогидридами щелочных металлов и галогенидами алюминия:

$$3LiBH_4 + AlBr_3 \longrightarrow Al(BH_4)_3 + 3LiBr.$$

Кроме того, он может быть получен путем пропускания диборана над гидридом алюминия или алюмогидридом лития:

$$\begin{split} & 2\text{AlH}_3 + 3\text{B}_2\text{H}_6 \longrightarrow 2\text{Al}(\text{BH}_4)_3, \\ & \text{LiAlH}_4 + 2\text{B}_2\text{H}_6 \xrightarrow{70-90^\circ\text{C}} \text{LiBH}_4 + \text{Al}(\text{BH}_4)_3. \end{split}$$

При хранении  $Al(BH_4)_3$  в небольших емкостях может развиваться давление за счет выделения водорода. Но через некоторое время скорость разложения падает, т.к. образующийся стеклообразный продукт является стабилизатором.

LiAlH<sub>4</sub> в промышленных масштабах получают взаимодействием гидрида лития с хлоридом алюминия в среде диэтилового эфира:

$$4\text{LiH} + \text{AlCl}_3 \longrightarrow \text{LiAlH}_4 + 3\text{LiCl}.$$

Описан [П.1] синтез LiAlH<sub>4</sub> путем вибромеханического бессольватного активирования твердо-фазных смесей (LiH–AlH<sub>3</sub>) или (LiH–AlCl<sub>3</sub>).

 $Mg(AlH_4)_2$  получают по обменной реакции между алюмогидридом натрия и хлоридом или бромидом магния в тетрагидрофуране, метиловом эфире или тетраметилэтилендиамине при 50–80°С [П.1]:

$$2$$
NaAlH<sub>4</sub> + MgBr<sub>2</sub>  $\longrightarrow$  Mg(AlH<sub>4</sub>)<sub>2</sub> + 2NaBr.

Более чистый Mg(AlH<sub>4</sub>)<sub>2</sub> может быть получен по обменной реакции между борогидридом магния и алюмогидридом лития в этиловом эфире:

$$Mg(BH_4)_2 + 2LiAlH_4 \longrightarrow Mg(AlH_4)_2 + 2LiBH_4.$$

Описан также метод получения Mg(AlH<sub>4</sub>)<sub>2</sub> по реакции:

$$MgH_2 + 2AlH_3 \longrightarrow Mg(AlH_4)_2$$
.

Перспективы применения. Комплексные гидриды используются в качестве горючих компонентов жидких и твердых ракетных топлив. Предложены составы ракетных топлив, содержащие LiBH<sub>4</sub>, LiAlH<sub>4</sub> [П.1].

Пожаро- и взрывоопасные свойства. Все борогидриды горючи, самовоспламеняются на воздухе и могут образовывать взрывоопасные пыли. Опасность воспламенения пыли усугубляется выделением водорода под действием атмосферной влаги. Работы с борогидридами желательно проводить в сухих камерах, в атмосфере инертного газа, особенно это относится к LiBH<sub>4</sub>, который воспламеняется во влажном воздухе, при попадании воды, а также при соприкосновении с некоторыми органическими материалами, содержащими целлюлозу (бумагой, тканью).

Борогидрид алюминия при действии сухого воздуха или кислорода не самовоспламеняется при комнатной температуре, но с повышением температуры реакция становится более бурной. Температура самовоспламенения Al(BH<sub>4</sub>)<sub>3</sub> во влажном кислороде 20°C, в сухом — 110°C.

Работа с алюмогидридами металлов также связана с опасностью. Они воспламеняются при увлажнении и в результате электрического разряда, возникающего при измельчении на воздухе в шаровых фарфоровых мельницах или при пересыпании с помощью стеклянных воронок. При работе с большими количествами алюмогидридов возникает опасность порошкового взрыва. Измельчение, растворение и другие операции с алюмогидридами следует проводить в инертной атмосфере, для пересыпания использовать воронки из меди.

Загоревшиеся борогидриды и алюмогидриды следует тушить сухим песком, мелом, кошмой или задувать их азотом, CO<sub>2</sub>. При подаче порошкообразного состава на поверхность горящего LiAlH<sub>4</sub> наблюдается эффект «кипения» поверхностного слоя огнетушащего порошка, обусловленный выделением водорода, образующегося при разложении гидрида [П.1]. Применение воды, пенных, углекислотных и галогенуглеводородных огнетушителей недопустимо. При работе с большими количествами гидридов следует надевать костюмы из негорючего материала [П.1].

Токсические свойства. Борогидриды токсичны. При попадании на кожу и слизистые оболочки вызывают раздражение, LiBH<sub>4</sub> может вызвать ожоги и дерматиты. Опасной является пыль борогидридов, раздражающая дыхательные пути. Высокой биологической активностью характеризуется  $Be(BH_4)_2$ . Определяющее значение в токсическом действии имеет ион бериллия, обладающий общетоксическим, аллергическим, канцерогенным и эмбриотоксическим действием. При вдыхании в легких развивается бериллиоз. ПДК (в пересчете на Be) в воздухе рабочей зоны 0,001 мг/м<sup>3</sup>, в воде водоисточников 0,0002 мг/л. Класс опасности 1. Алюмогидриды также раздражают кожу и особенно слизистые оболочки. LiAlH<sub>4</sub> является токсичным соединением, вызывает разнообразные аллергические симптомы, как все соединения лития [П.1].

# Список основных сокращений

AK	— артиллерийский комплекс
APC	— активно-реактивный снаряд
БСРД	— бессопловой ракетный двигатель
БСРДТТ	— бессопловой ракетный двигатель на твердом топливе
ВЗУ	— воздухозаборное устройство
ВУ	— воспламенительное устройство
BCX	— высотно-скоростные характеристики
ГГ	— газогенератор
ДУ	— двигательная установка
ИРПДТ	— интегральный ракетно-прямоточный двигатель
	на твердом топливе
ЖВС	— жидко-вязкое связующее
ЗКС	— защитно-крепящий слой
ЗУР	— зенитная управляемая ракета
ЗРК	— зенитно-ракетный комплекс
К-фаза	— конденсированная фаза
KM	— композиционные материалы
KC	— камера сгорания
КД	— камера дожигания
КДУ	— комбинированная двигательная установка
КТУ	— компенсатор температурных усадок
КРПД	— комбинированный ракетно-прямоточный двигатель
ЛА	— летательный аппарат
ЛТХ	— летно-технические характеристики
ПВРД	— прямоточный воздушно-реактивный двигатель
ПВРДТ	— прямоточный воздушно-реактивный двигатель на
	твердом топливе
ПТ	— пастообразное топливо
ПРТ	— пастообразное ракетное топливо
РД	— ракетный двигатель
РДТТ	— ракетный двигатель на твердом топливе
РДПТ	— ракетный двигатель на пастообразном топливе
РПД	— ракетно-прямоточный двигатель

РПДТ – ракетно-прямоточный двигатель на твердом топливе

РПДП	— ракетно-прямоточный двигатель на пастообразном
	топливе
РМУ	— расходомерное устройство
PC	— реактивный снаряд
PC3O	— реактивная система залпового огня
CAP	— система автоматического регулирования
СД	— стартовый двигатель
СРД	— стартово-разгонный двигатель
CTPT	— смесевое твердое ракетное топливо
ТАЭ	— теплопроводные армирующие элементы
ТЗП	— теплозащитное покрытие
ТЗМ	— теплозащитный материал
TЗ	— техническое задание
TT	— твердое топливо
TPT	— твердое ракетное топливо
ТЭХ	— тягово-экономические характеристики
УСО	— устройство связи с объектом
ЭВП	— электровоспламенитель

## Список литературы (по главам)

## Глава 1

- 1.1 Александров В. Н., Быцкевич В. М., Верхоломов В. К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. Основы теории и расчета / Под ред. Л. С. Яновского. — М.: Академкнига, 2006. 343 С.
- 1.2 Scanell R.S., etc. Advanced Integral Rocket Ramjet Port Cover Development // AIAA Paper, 1980. № 1279.
- Air and Cosmos // Aviation Magazine International, 1998. № 1069, P. 11–38.
- 1.4 Боев Д.А. Юбилей первого в СССР полета прямоточного воздушнореактивного двигателя. — Двигатель, № 3 (63), 2009. С. 32.
- 1.5 Ракеты «Факела». Атлас / Под ред. В. Г. Светлова. М.: 2003. 239 с.
- 1.6 Дулепов Н. П., Котенков Г. К., Яновский Л. С. Прямоточные воздушнореактивные двигатели на твердых топливах // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 2001. Т. 6, № 2(12), С. 1–21.
- 1.7 Веб-сайт: http://pvo.guns.ru/kub/kub23.htm
- Иностранные авиационные двигатели (по материалам зарубежных публикаций). Выпуск № 14 / Под общей редакцией В.А. Скибина и В.И. Солонина. — М.: ЦИАМ, 2005. С. 320-322.
- 1.9 *Tomas A.N.* New Generation Ramjets Promising Future //Astronautics and Aeronautics, 1980. V. 18. № 6. P. 36–41.
- 1.10 Biass E.H., Richardson D. Ramjet, the Air-Breathing Engine with no Serviceable Parts Inside //Armada International, 1996. № 4. P. 34-44.
- 1.11 *Hewitt P.*, etc. Variable Flow Ducted Rocket Program Status // ISABE XIII. 1997. № 7081.
- 1.12 Соколовский Г.А. и др. Ракетно-прямоточные двигатели в управляемых ракетах класса «поверхность-воздух» и «воздух-воздух» // Полет. 1999. № 4. С. 3-7.
- 1.13 Суриков Е.В. Актуальность и ключевые проблемы разработки интегральных ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе // В сб.

«Создание перспективных ракетных двигателей твердого топлива» / Под ред. М. Д. Граменицкого. — М.: Изд. МАИ. 2004. С. 76-83.

- 1.14 Экспресс-информация ЦАГИ. Серия «Авиационная и ракетная техника», 2001. № 3.
- 1.15 Aviation Week and Space Technology. 1998, September. № 7. P. 96–101.
- 1.16 Overview of French Research Center ONERA Activities on High-Speed Air-Breathing Propulsion // Proc. ISABE XII. 1995.
- 1.17 Экспресс-информация ЦАГИ. Серия «Авиационная и ракетная техника». 2000. № 30.
- 1.18 *Евстафьев М. Д.* Долгий путь к «Буре». М.: Вузовская книга, 1999. 112 с.
- Зарубежное военное обозрение. Совершенствование боеприпасов полевой артиллерии. № 12, 1983.
- 1.20 Зарубежное военное обозрение. № 4, 2001.
- 1.21 Веб-сайт: http://www.denel.co.za
- 1.22 Популярная механика. № 7, 2007. С. 92-97.
- 1.23 Веб-сайт: http://worldweapon.ru/tank/mlrs.php
- 1.24 *Гуров С.В.* РСЗО: Нестареющее оружие. Красная звезда. Выпуск № 76 (25079). 30 апреля 6 мая 2008. С. 14.
- 1.25 *Хилькевич В. Я., Яновский Л. С.* Использование эффектов рикошетирования и кабрирования для увеличения дальности полета ракет // Изв. вузов. Авиационная техника, № 3, 2005, С. 70–72.
- 1.26 Air-Breathing Propulsion for Missiles and Projectiles // Proc. AGARD Conference, 1992. № 526.
- 1.27 Sosounov V.A. Research and development of ramjets/ramrockets. Part 1. Integral solid propellant ramrockets // Research and development of ram/scramjets and turboramjets in Russia. Loughton, 1994. P. 10–12 (AGARD Lecture Series; AGARD-LS-194 Dec. 1993).
- 1.28 Aviation Week and Space Technology / Oct. 1973. V. 99. № 16.
- 1.29 Дулепов Н. П., Котенков Г. К., Яновский Л. С. Методология проектирования малообъемных прямоточных двигателей с регулируемым расходом

и составом твердых топлив // Вестник Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского. 1999. Вып. 4. С. 86-91.

- 1.30 Верхоломов В.К., Котенков Г.К., Котова В.Н. и др. Шлакообразование и работоспособность ПВРД на твердых топливах // Труды ЦИАМ, 2002. № 1317. 61 с.
- 1.31 *Тарарышкин М. С., Яновский Л. С.* К выбору оптимальных параметров ракетно-прямоточных двигателей твердого топлива // Авиакосмическая техника и технология, 1999. № 2. С. 40–47.
- 1.32 Алиев А. В., Липанов А. М. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. — М.: Машиностроение, 1995. 400 с.
- 1.33 Губертов А. М., Миронов В. В., Борисов Д. М. и др. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива / Под ред. А. С. Коротеева. — М.: Машиностроение, 2004. 512 с.
- 1.34 Ерохин Б. Т., Богословский В. Н. Теория тепломассообменных процессов и проектирование систем запуска РДТТ. М.: Лидер-М, 2008. 382 с.
- 1.35 Петренко В.И., Соколовский М.И., Зыков Г.А. и др. Управляемые энергетические установки на твердом ракетном топливе / Под ред. М.И. Соколовского и В.И. Петренко. — М.: Машиностроение, 2003. 464 с.
- 1.36 Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И. и др. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко. — М.: Машиностроение, 1987. 568 с.
- 1.37 *Кулагин В.В.* Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2002. 616 с.
- 1.38 Орлов Б. В., Мазине Г. Ю., Рейдель А.Л. и др. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1967. 424 с.
- 1.39 Зуев В. С., Макарон В. С. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей. М.: Машиностроение. 1971. 367 с.

### Глава 2

2.1 Александров В. Н., Быцкевич В. М., Верхоломов В. К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. Основы теории и расчета / Под ред. Л. С. Яновского. — М.: Академкнига, 2006. 343 с.

- 2.2 Граменицкий М. Д., Рыбаулин С. Н., Животов Н. П. Конструктивные особенности комбинированного ракетно-прямоточного двигателя твердого топлива малого калибра // II Международная научнотехническая конференция «Авиадвигатели XXI века». — М.: Москва, 2005, С. 204–205.
- 2.3 Шишков А. А., Панин С. Д., Румянцев Б. В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива: Справочник. М.: Машиностроение, 1989. 235 с.
- 2.4 *Орлов Б. В., Мазинг Г. Ю.* Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Ма-шиностроение, 1979. 536 с.
- 2.5 Ицкович Г. М., Минин Л. С., Винокуров А. И. Руководство к решению задач по сопротивлению материалов: Учебное пособие для вузов / Под ред. Л. С. Минина. 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Высш. шк., 1999. 592 с.
- 2.6 *Фахрутдинов И.Х.* Ракетные двигатели на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1981.
- 2.7 Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование РДТТ. М.: Машиностроение, 1987.
- 2.8 Винницкий А. М. Ракетные двигатели на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1973.
- 2.9 Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1989.
- 2.10 Соркин Р.Е. Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Наука, 1982.
- 2.11 *Ерохин Б. Т.* Теоретические основы проектирования РДТТ. М.: Машиностроение, 1982. 208 с.
- 2.12 Алиев А. В., Липанов А. М. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. — М.: Машиностроение, 1995. 400 с.
- 2.13 Кутателадзе С. С., Леонтьев А. И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергоатомиздат, 1985.
- 2.14 Sosounov V.A. Research and development of ramjets/ramrockets. Part 1. Integral solid propellant ramrockets // Research and development of ram/scramjets and turboramjets in Russia. Loughton, 1994. P. 10–12 (AGARD Lecture Series; AGARD-LS-194 Dec. 1993).

- 2.15 *Трусов Б. Г.* Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах (АСТРА.4/рс). М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1995. 40 с.
- 2.16 *Губертов А. М., Миронов В. В., Борисов Д. М. и др.* Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива / Под ред. А.С. Коротеева. М.: Машиностроение, 2004. 512 с.
- 2.17 *Ерохин Б. Т., Богословский В. Н.* Теория тепломассообменных процессов и проектирование систем запуска РДТТ. М.: Лидер-М, 2008. 382 с.
- 2.18 *Петренко В. И., Соколовский М. И., Зыков Г. А. и др.* Управляемые энергетические установки на твердом ракетном топливе / Под ред. М. И. Соколовского и В. И. Петренко. М.: Машиностроение, 2003. 464 с.
- 2.19 Модель интерактивной пользовательской среды для программного комплекса «HEAT-PC» по расчету теплового состояния узлов ДУ в условиях двухстороннего нагрева и фазовых превращений на границах. Технич. Справка. М.: МПО НП «Радиоэлектроника», 1991.
- 2.20 Борисов А. М., Крит Б. Л., Людин В. Б. и др. Микродуговое оксидирование (теория, технология, оборудование). М.: ЭКОМЕТ, 2005. 368 с.
- 2.21 Ракетные топлива (по материалам зарубежной печати) / Под ред. А.З. Чулкова, Я. М. Паушкина. — М.: Мир, 1975. 188 С. 3.13.

#### Глава 3

- 3.1 Sosounov V.A. Research and development of ramjets/ramrockets. Part 1. Integral solid propellant ramrockets // Research and development of ram/scramjets and turboramjets in Russia. Loughton, 1994. P. 10–12 (AGARD Lecture Series; AGARD-LS-194 Dec. 1993).
- 3.2 Орлов Б. В., Мазинг Г. Ю., Рейдель А. Л. и др. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1967. 424 с.
- 3.3 Дулепов Н. П., Котенков Г. К., Яновский Л. С. Прямоточные воздушнореактивные двигатели на твердых топливах // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 2001. Т. 6. № 2 (12). С. 1–21.

- 3.4 Колесников Д. И. Разработка методов математического моделирования параметров ракетно-прямоточных двигателей на гибридном топливе / Автореферат кандидатской диссертации. — М.: МГАПИ, 2004. 33 с.
- 3.5 *Тарарышкин М. С., Яновский Л. С.* К выбору оптимальных параметров ракетно-прямоточных двигателей твердого топлива // Авиакосмическая техника и технология, 1999. № 2. С. 40–47.
- 3.6 Верхоломов В.К., Котенков Г.К., Котова В.Н., и др. Шлакообразование и работоспособность ПВРД на твердых топливах // Труды ЦИАМ, 2002. № 1317. 61 с.
- 3.7 Котова В. Н., Иванов В. Ф., Яновский Л. С. Комплекс методов для химического анализа шлаков // Оборонный комплекс научно-техническому прогрессу России, 1997. № 1–2. С. 33.
- 3.8 Котова В. Н., Иванов В. Ф., Яновский Л.С. О некоторых проблемах химического анализа шлаков, образующихся при горении ТТ и твердых отходов // Вестник Инженерной академии Удмуртской Республики и Уральского Международного инженерного университета. Сер. «Экология, ресурсосбережение и природопользование», 1998. № 1. С. 137.
- 3.9 Kotova V., Ivanov V., Yanovsky L. The Complex Approach to the Analysis of Multicomponent Mixtures // Proc. Int. Congr. on Anal. Chem. – Moscow, 1997. V.2. P. 1–8.
- 3.10 Котова В. Н., Иванов В. Ф., Яновский Л. С. Особенности анализа продуктов сгорания ТТ в условиях стендовых испытаний // Тез. докл. III Всероссийской конференции «Экоаналитика-98. Анализ объектов окружающей среды». — Краснодар, 1998. С. 294.
- 3.11 Котова В. Н., Боргомистрова Н. И. Применение атомно-абсорбционной спектрометрии для анализа шлаков // Тез. докл. III Всесоюзной научно-технической конференции «Атомно-абсорбционный анализ и его применение в народном хозяйстве». — Северодонецк, 1991. С. 39.
- 3.12 Ракетные топлива (по материалам зарубежной печати) / Под ред. А.З. Чулкова, Я. М. Паушкина. М.: Мир, 1975. 188 С. 3.13.
- 3.13 *Лаврухин Г. Н.* Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т.1 М.: Физматлит, 2003. 372 с.
- 3.14 Александров В. Н., Быцкевич В. М., Верхоломов В. К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. Основы теории и расчета / Под ред. Л. С. Яновского. М.: Академкнига, 2006. 343 С.

- 3.15 Петренко В.И., Соколовский М.И., Зыков Г.А. и др. Управляемые энергетические установки на твердом ракетном топливе / Под ред. М.И. Соколовского и В.И. Петренко. — М.: Машиностроение, 2003. 464 С.
- 3.16 Волков Е.Б., Сырицын Т.А., Мазинг Г.Ю., Статика и динамика ракетных двигательных установок. Книга 1. Статика. — М.: Машиностроение, 1978. 224 С.
- 3.17 Иностранные авиационные двигатели (по материалам зарубежных публикаций). Выпуск № 14 / Под общей редакцией В.А. Скибина и В.И. Солонина. М.: ЦИАМ, 2005. С. 320-322.
- 3.18 Модель интерактивной пользовательской среды для программного комплекса «HEAT-PC» по расчету теплового состояния узлов ДУ в условиях двухстороннего нагрева и фазовых превращений на границах. Технич. справка. — М.: МПО НП «Радиоэлектроника», 1991.
- 3.19 Животов Н.П., Вышедкевич И.У., Зайцев В. Н., О некоторых проблемах создания оболочек нетрадиционной формы // VIII международный симпозиум «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред». М.: Ярополец, 2002.
- 3.20 *Лыков А.В.* Теория теплопроводности. М.: Высшая школа, 1967. 596 С.
- 3.21 *Кутателадзе С.С., Боришанский В.М.* Справочник по теплопередаче. — М.: Госэнергоиздат, 1959. 416 с.
- 3.22 Основы теплопередачи в авиационной и космической технике / Под ред.
  В.К. Кошкина. М.: Машиностроение, 1975. 623 С.
- 3.23 Волков Е.Б., Сарицын Т.А., Мазинг Г.Ю. Статика и динамика ракетных двигательных установок. Книга 2. Динамика. — М.: Машиностроение, 1978. 320 С.
- 3.24 Зуев В. С., Макарон В. С. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей. М.: Машиностроение, 1971. 367 С.
- 3.25 Акимов В. М., Бакулев В. И., Курзинер Р.И. и др. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1987. 568 С.
- 3.26 Горбунов Г. М. Выбор параметров и расчет основных камер сгорания ГТД. М.: Машиностроение, 1972.

- 3.27 Иванов Ю. В. Плоская струя во внешнем поперечном потоке воздуха // Известия АН. МЖГ., Т.II, № 2. 1953.
- 3.28 Шандоров Г.С. Истечение из канала в неподвижную и движущуюся среду // ЖТФ, Т.ХХVII, Вып. 1. 1957.
- 3.29 *Курзинер Р. И.* Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М.: Машиностроение, 1977. 212 С. 3.30.
- 3.30 *Chinzei N., Masuya G., Kudo K., et al.* Experiment on Multiple Fuel Supplies to Air Breathing Rocket Combustors. J. Propulsion, 1987. Vol. 3, № 1. P. 26–32.
- 3.31 Chen L., Tao C.C. Study of the Side Inlet Dump Combustor of Solid Ducted Rocket with Reacting Flow // AIAA Paper, 1984. № 1378.
- 3.32 Vanka S. P., Craig R. R., Stull F. O. Mixing Chemical Reaction and Flow Field Development in Ducted Rockets // AIAA Paper, 1985. № 1271.
- 3.33 *Cherng D. L., Yang V., Kuo K. K.* Theoretical Study of Turbulent Reacting Flow in a Solid-Propellant Ducted Rocket Combustor // AIAA Paper, 1987. № 1723.
- 3.34 *Cherng D.L., Yang V., Kuo K.K.* Simulation of Three Dimensional Turbulent Reacting Flow in a Solid-Propellant Ducted Rocket Combustor // AIAA Paper, 1988. № 3042.
- 3.35 Chuang C.L., Cherng D.L., Hsieh W.H., Kuo K.K. Study of Flowfield Structure In A Simulated Solid-Propellant Ducted Rocket Motor // AIAA Paper, 1989. № 0011.
- 3.36 Lilley D.G. Prospects for Computer Modeling in Ramjet Combustors // AIAA Paper, 1980. № 1189.
- 3.37 *Choudhury P.R.* Characteristics of A Side Dump Gas Generator Ramjet // AIAA Paper, 1982. № 1258.
- 3.38 Benkmann P., Design Techniques for Integrated Rocket. RAM/SCA-MJETS. – ISABE, 1985. № 7025.
- 3.39 *Albagli D., Levy Y.* Prediction of Two-Phase-Flow Field in Ram Combustions // J. Thermophysics. 1990. V. 4. № 2. P. 170-179.
- 3.40 Hong Z.-C., Chung-Li, Tzu-Hsiang Ko. A Numerical Study on the Three-Dimensional Vortex Motion in a Side-Inlet Dump Combustor // AIAA Paper, 1988. № 3009.

- 3.41 *Liou T.-M., Hwang Y.-H., Hung Y.-H.* Computational Study of Flow Field in Side-Inlet Ramjet Combustors // AIAA Paper, 1988. № 3010.
- 3.42 Cherng D.L. Yang H.T., Kuo J.C. Numerical Simulation of Complex Reacting Flows in a Hybrid Ramjet Combustor // AIAA Paper, 1990. № 2070.
- 3.43 Pein R., Krishnan S., Performance Calculations for Solid Propellant Ramrockets // AIAA Paper, 1996. № 3134.
- 3.44 Stowe A.R., Dubois C., Harris P.G., et al. Performance Prediction of a Ducted Rocket Combustor Using a Simulated Solid Fuel // J. of Propulsion and Power, 2004. Vol. 20, № 5, P. 936–944.
- 3.45 *Ristori A., Heid G., Brossard C., Reichstadt S.* Detailed Characterization of the Reacting One-Phase and Two-Phase Flow Inside a Research Ramjet Combustor / Proc. ISABE XVII, 2005. № 1067.
- 3.46 Ristori A., Bruel P., Bertier N., Reichstadt S. Towards LES of Mixing Processes Inside a Research Ramjet Combustor / Proc. ISABE XVIII, 2007. № 1188.
- 3.47 Сорокин В. А., Захаров Н. Н., Шаров М. С. и др. Экспериментальные исследования процесса смесеобразования в модели камеры сгорания комбинированного двигателя с несимметричным воздухозаборником // Вестник МАИ, 2009. Т.16. № 1. С.54–60.
- 3.48 Сорокин В.А., Захаров Н.Н., Шаров М.С. и др. Экспериментальные исследования характеристик модели камеры сгорания комбинированной двигательной установки с несимметричным воздухозаборником // Авиа-космическая техника и технология, 2009, № 1, С. 45–51.
- 3.49 Sharov M. S., Yanovskiy L.S. Some Aspects of Mathematical Modeling a Mixing Process in the Combustor of the Demonstrator Ramjet Propulsion System With Asymmetrical Air-Intake // Numerical Geometry, Grid Generation and High Performance Computing: Proc. of International Conference Numerical Geometry, Grid Generation and High Performance Computing (NUMGRID2008) / A.A. Dorodnicyn Computing Center RAS, Moscow, 10–13 June, 2008. P. 119–123.
- 3.50 Захаров Н. Н., Суриков Е. В., Шаров М. С. Демонстратор переходного канала воздухозаборного устройства ракетно-прямоточного двигателя с несимметричным подводом воздуха в камеру дожигания // Актуальные проблемы российской космонавтики: Материалы XXXI академических чтений по космонавтике. Москва, 2007. С. 46-47.

3.51 *Хилькевич В. Я.* СFD-моделирование рабочего процесса в камере сгорания РПДТ // Авиакосмическая техника и технология, 2009. № 2, С. 10–17.

#### Глава 4

- 4.1 Волков В.Т., Ягодников Д.А. Исследования и стендовая отработка РДТТ. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 296 с.
- 4.2 Фахрутдинов И. Х., Котельников А. В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. — М.: Машиностроение, 1987. 328 с.
- 4.3 Трусов Б. Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах (АСТРА.4/рс). — М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1995. 40 С.
- 4.4 Александров В.Н., Быцкевич В. М., Верхоломов В. К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. Основы теории и расчета / Под ред. Л. С. Яновского. — М.: Академкнига, 2006. 343 С.

#### Приложение

- П.1 Бакулин В. Н., Дубовкин Н. Ф., Котова В. Н. и др. Энергоемкие горючие для авиационных и ракетных двигателей / Под ред. Л.С. Яновского. — М.: Физматлит, 2009. 400 С.
- П.2 Яновский Л. С., Дубовкин Н. Ф., Иванов В. Ф. Энергоемкие горючие. — Казань: АБАК, 1997. 131 с.
- П.3 Горман Ф., Уайт Х. Исследование характеристик бериллийсодержащих твердых топлив // Вопросы ракетной техники. 1971. № 1. С. 41–62.
- П.4 Бор, его соединения и сплавы / Под ред. Г.В. Самсонова. Киев.: АН УССР, 1960. 590 с.
- П.5 Алюминий: свойства и физическое металловедение. Справочник / Под ред. Дж. Е. Хэтча. М.: Металлургия, 1989. 422 с.
- П.6 Ягодников Д. А., Гусаченко Е.И. Экспериментальное исследование дисперсности конденсированных продуктов сгорания аэровзвеси частиц алюминия // Физика горения и взрыва. 2004. Т. 40. № 2. С. 33.
- П.7 Неронов В.А. Бориды алюминия. Новосибирск: Наука, 1966. 70 с.
- П.8 *Рейнор Г. В.* Металловедение магния и его сплавов. М.: Металлургия, 1964. 487 с.

- П.9 *Моисеев Г.К., Ивановский А.А.* Термодинамические свойства и термическая стабильность фаз в системе Mg-B // Неорганические материалы. 2005. Т. 41. № 10. С. 1206–1211.
- П.10 Металлургия циркония / Под ред. Г.А. Меерсона, Ю.В. Гагаринского. — М.: ИЛ, 1959. 420 с.
- П.11 Шека И.А., Каклышева К.Ф. Химия гафния. Киев: Наукова думка, 1973. 455 с.
- П.12 *Черныш Ч.Г., Карпов И.И.* Физико-химические свойства графита и его соединений. Киев: Наукова Думка, 1990. 200 с.
- П.13 Дикий В. В., Кабо Г. Я. Термодинамические свойства фуллеренов С60 и С70 // Успехи химии. 2000. Т. 69. № 2. С.107–117.
- П.14 Шпильрайн Э.Э., Якимович К.А. Гидрид лития. М.: Изд-во стандартов, 1972. 106 с.
- П.15 *Антонова М. М.* Свойства гидридов металлов. Справочник. Киев: Наукова Думка, 1975. 127 с.
- П.16 *Кущ С. Д., Полетаев А. А., Тарасов Б. П.* Генерирование водорода взаимодействием гидрида магния с кислотными агентами // Альтернативная энергетика и экология. 2006. № 12. С.26–31.
- П.17 Лемперт Д.Б., Согласнова С.И., Нечипоренко Г. Н. Энергетика смесевых твердых ракетных топлив, содержащих гидрид алюминия // Хим. Физика. 1999. Т. 18. № 9. С. 88–96.
- II.18 Yamanaka S., Yashioka K., Uno M. Thermal and Mechanical Properties of Zirconium Hydride // J. Alloys and Compounds. 1999. V.293–295. P. 23–29.
- П.19 *Лебедев Б.В., Быкова Т.А., Лобач А.С.* Термодинамические свойства гидрофуллерена С<sub>60</sub>Н<sub>36</sub> в области 0-350 К // Доклады Академии наук. 1999. Т. 368. № 5. С. 629–631.
- П.20 Алпатова Н.М., Гавриленко В.В. Комплексы металлоорганических, гидридных и галоидных соединений алюминия. М.: АН СССР, 1970. 295 с.

**Solid** and Semi-Solid (Paste) Fueled Ducted Rockets (Designing and Testing) / V. A. Sorokin, L. S. Yanovskiy, V. A. Kozlov, E. V. Surikov, M. S. Sharov, V. D. Fieldman, V. P. Frantskevich, V. M. Abashev, N. P. Zhivotov.

Reviewers:

Rocket Engines Chair, Bauman Moscow State Technical University (Chair Chief Prof. Dr. Sc. Yagodnikov D. A.)

Honored Scientist of Russian Federation Prof. Dr. Sc. Amarantov G.N. (Research Institute for Polymeric Materials)

There are presented the fundamentals of designing and testing for combined solid and semi-solid (paste) fueled ducted rockets. A main part of the book include the methods for calculation, designing and ground testing of main gasgenerators and regulators for solid and paste fuels consumption, ramjet combustors and boosters. There are presented a design and assembling schemes and typical units of ducted rockets.

The book is destined for scientists and engineers in area of research and development, designing and testing of high-speed flight vehicles and engines based on solid and semi-solid (paste) fueled ducted rockets. The book will be useful for students and post-graduated students of technical universities specializing in aerospace and propulsion.

ISBN 5-94628-265-4