

Сорокин В.А.
Яновский Л.С.
Козлов В.А.
Суриков Е.В. и др.

**Ракетно-прямоточные
двигатели на
твёрдых и
пастообразных
топливах**



МОСКВА
ФИЗМАТЛИТ ®

УДК 629.7.036.22.001(024)

ББК 68.52

О 75

Авторский коллектив:

Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А., Суриков Е.В., Шаров М.С.,
Фельдман В.Д., Францкевич В.П., Животов Н.П., Абашев В.М.,
Черваков В.В.

Ракетно-прямоточные двигатели на твёрдых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. — 320 с. — ISBN 978-5-9221-1239-0.

В книге изложены основы комплексного проектирования и экспериментальной отработки интегральных ракетно-прямоточных двигателей (РПД) на твёрдых и пастообразных топливах. Центральное место в книге занимают методы расчёта, проектирования и стендовой отработки маршевых газогенераторов, узлов регулирования расхода топлива, прямоточных камер сгорания и стартовых ракетных двигателей. Приведены конструктивно-компоновочные схемы и типовые узлы РПД.

Издание предназначено научным работникам и инженерам, занимающимся разработкой, проектированием и испытаниями высокоскоростных летательных аппаратов и двигательных установок на основе РПД на твёрдых и пастообразных топливах. Книга будет полезна аспирантам и студентам старших курсов авиа- и ракетостроительных специальностей высших технических учебных заведений.

ISBN 978-5-9221-1239-0

© ФИЗМАТЛИТ, 2010

© Коллектив авторов, 2010

ОГЛАВЛЕНИЕ

От авторов	6
Предисловие	8
Глава 1. Конструктивно-компоновочные схемы интегральных ракетно-прямоточных двигателей на твердом и пастообразном топливах	10
1.1. Ракетно-прямоточные двигатели для ракет класса «поверхность–воздух»	15
1.2. Ракетно-прямоточные двигатели для ракет класса «воздух–воздух» и «воздух–поверхность»	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
2.1. Типы стартово-разгонных ступеней	49
2.2. Расчет и проектирование РД со сбрасываемым соплом	58
2.3. Расчет и проектирование бессоплового РД	75
2.4. Расчет и проектирование воспламенительных устройств, теплозащиты и других систем РД	83
2.4.1. Расчет и проектирование воспламенительных устройств	83
2.4.2. Выбор материалов корпусных узлов и деталей	87
2.4.3. Проектирование теплозащитных покрытий элементов конструкции ...	88
2.4.4. Проектирование топливных зарядов	96
2.4.5. Проектирование сопловых блоков	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 газогенераторе с учетом аэроагрега и аэроохлаждения	143
3.2.5. Расчет и проектирование воспламенителя заряда, выбор материалов стенок и теплозащиты газогенератора	150
3.2.6. Проектирование компенсаторов температурных усадок пастообразного топлива	154
3.3. Расчет и проектирование регулятора расхода маршевого топлива РПД . . .	170
3.3.1. Расчет проходных сечений регулятора расхода и определение закона горения топлива	171
3.3.2. Оптимизация характеристик регулятора расхода топлива	176
3.3.3. Определение массогабаритных характеристик регулируемого газогенератора	187
3.4. Расчет и проектирование камер сгорания РПД	192
3.4.1. Факторы, влияющие на эффективность рабочего процесса	193
3.4.2. Распространение газогенераторных струй в камере сгорания	199
3.4.3. Эффективность смешения и горения в камере сгорания	208
3.4.4. Расчет тягово-экономических характеристик двигателя	238
Глава 4. Экспериментальная отработка РПД на твердых и пастообразных топливах	242
4.1. Этапы и виды испытаний	242
4.2. Наземная стендовая отработка РПД	250
4.2.1. Исследование горения топлив в модельном газогенераторе РПД	250
4.2.2. Исследование газодинамики и смесеобразования в моделях камер сгорания РПД	255
4.2.3. Исследования по выбору геометрии тракта модельного двигателя и базовых режимов испытаний РПД	260
4.3. Огневые стендовые испытания РПД	265
4.3.1. Стенд для наземных огневых испытаний	265
4.3.2. Методика проведения огневых испытаний и обработки экспериментальных данных	268
Приложение. Энергоемкие компоненты твердых и пастообразных топлив . .	275
П.1. Металлы и неметаллы. Общая характеристика	275
П.2. Гидриды металлов. Общая характеристика	293
Список основных сокращений	306
Список литературы	307

*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 обуславливает 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. 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. Верховомову 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 прямооточных 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 ракетно-артиллерийских 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).

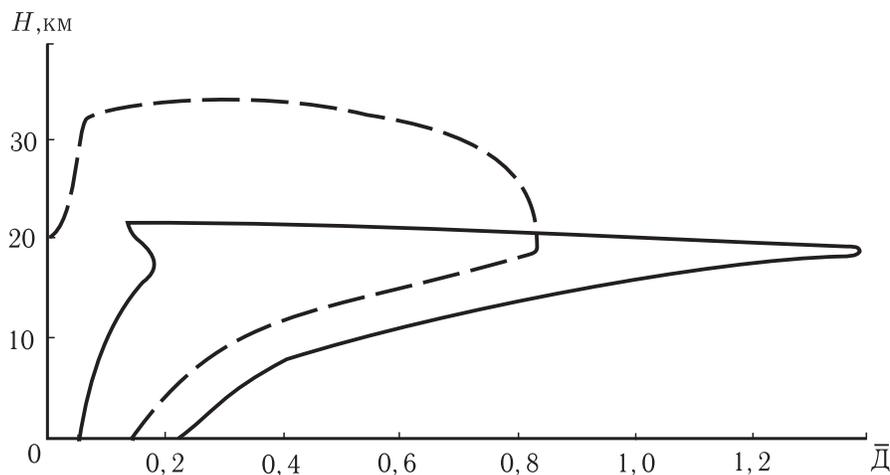


Рис. 1.1. Баллистические характеристики ракеты (высота H и относительная дальность полета \bar{D}): ---- — штатный РДТТ, — — перспективный РПД

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.

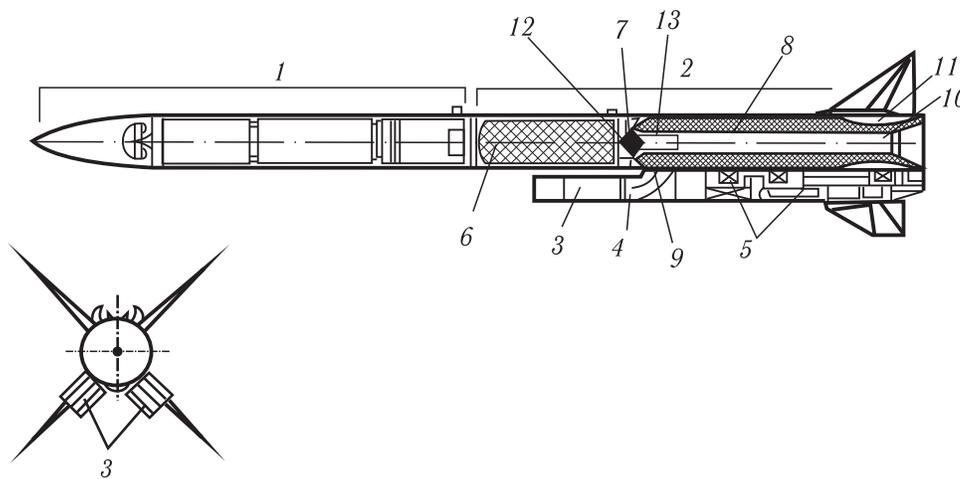


Рис. 1.2. Схема ракеты с регулируемым ракетно-прямоточным двигателем на твердом топливе: 1 — носовой модуль, 2 — двигательный отсек, 3 — ВЗУ, 4 — переходный канал, 5 — агрегаты управления в гаргротах за ВЗУ, 6 — твердотопливный газогенератор, 7 — узел регулирования расхода продуктов сгорания, 8 — стартовый 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.

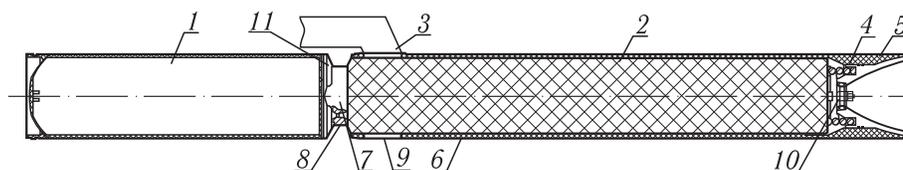


Рис. 1.3. Конструктивная схема РПД на пастообразном топливе (РПДП)

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 внутривдвигательными 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, регулируемые (в т.ч. складываемыми) и нерегулируемые. 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

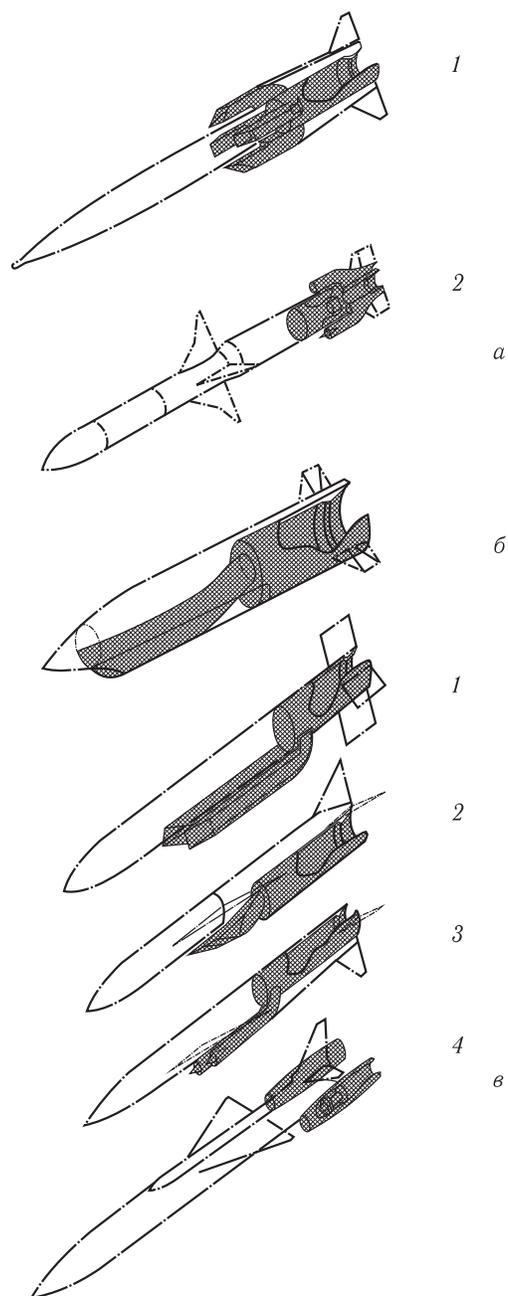


Рис. 1.4. Компоновочные схемы ЛА. а) симметричное заднее расположение: 1 — ALVRJ STM; 2 — GORJE; б) асимметричное переднее расположение: — ASALM SLAT; в) асимметричное заднее расположение: 1 — MORASS MRE ALRAAM; 2 — LFRED AIAAM; 3 — LIFRAM AIAAM; 4 — FIREBRAND;

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-3 НКОП СССР, была спроектирована и изготовлена первая в мире двухступенчатая ракета Р-3 конструкции И.А. Меркулова с ПВРДТ на второй ступени (рис. 1.5) [1.4].

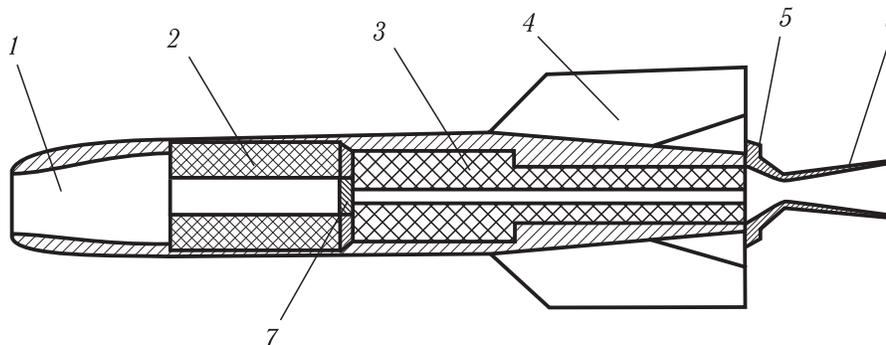


Рис. 1.5. Схема ракеты Р-3 с ПВРД на второй ступени: 1 — диффузор ПВРД, 2 — твердое горючее ПВРД, 3 — пороховой заряд первой ступени, 4 — стабилизатор, 5 — аэродинамический тормоз, 6 — сопло первой ступени, 7 — сбрасываемая заглушка

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 мишеля, 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 $M = 3,7$, 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

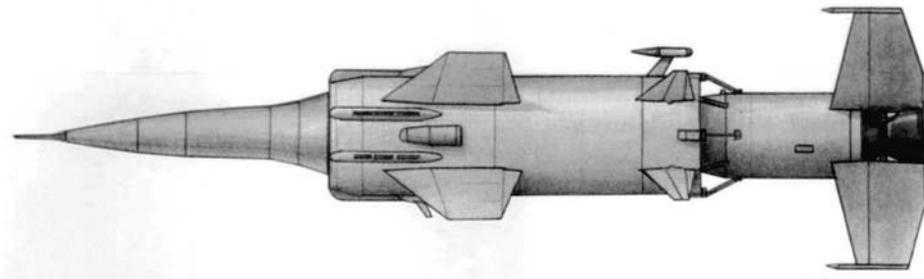


Рис. 1.6. Внешний вид опытных ЗУР 17Д и 19Д

активного полета ракеты и на высотах менее 20 км, металлизированное (алюминиево-магниевое) топливо РПДТ должно было сгорать полностью, после чего РПДТ сбрасывались с помощью пиропцилиндров 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.

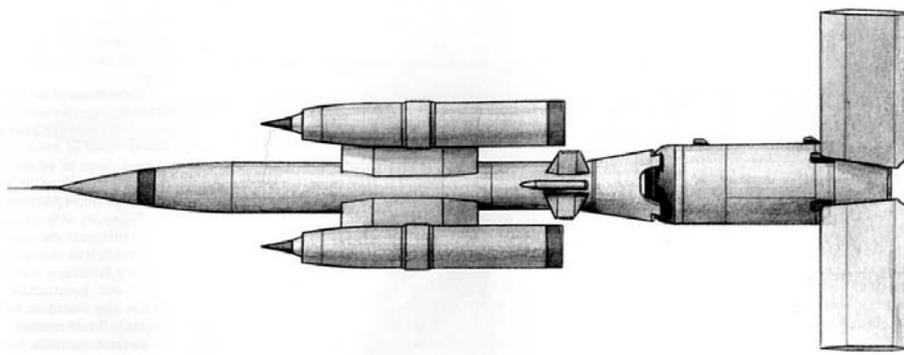


Рис. 1.7. Внешний вид опытной ЗУР 22Д

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 ЗМ9 комплекса «Куб» (рис. 1.8). Данная разработка известна всему миру [1.6]. До сих пор ЗУР ЗМ9 стоят на вооружении армий в 22 странах. Схема ИРПДТ ЗУР ЗМ9 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

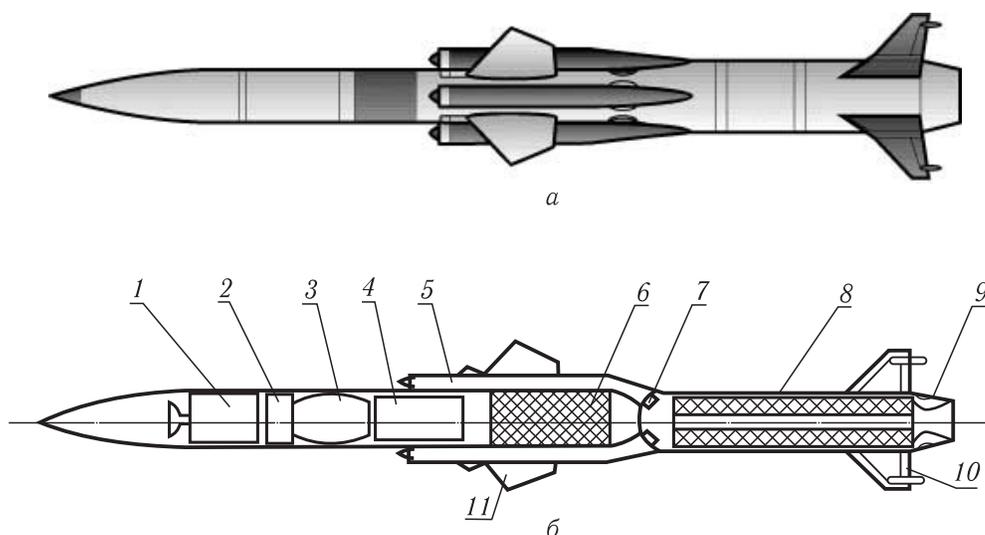


Рис. 1.9. Внешний вид (а) и схема (б) ракеты ЗМ9 с ИРПДТ: 1 — блок управления, 2 — радиовзрыватель, 3 — боевая часть, 4 — автопилот, 5 — воздухозаборник, 6 — газогенератор с маршевым зарядом, 7 — заглушка; 8 — ТРТ разгонного РДТТ, размещаемый в камере сгорания; 9 — сбрасываемое сопло стартового режима,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

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 ЗМ9 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 ИПДТ: 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 полете 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 ЗМ9 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 АКАШ с ИРПДТ (Индия) [1.8], по конструкции являющаяся модернизированной ЗУР ЗМ9. Внешний вид ЗУР АКАШ 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 АКАШ 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 связующим на основе фенолформальдегидной смолы. Между теплозащитным материалом и металлической стенкой имеется слой эластичного материала толщиной 2 мм.

Заряд маршевого ТТ, 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 ТТ защищены от воздействия влаги и забронированы. В качестве окислителя маршевого ТТ используется

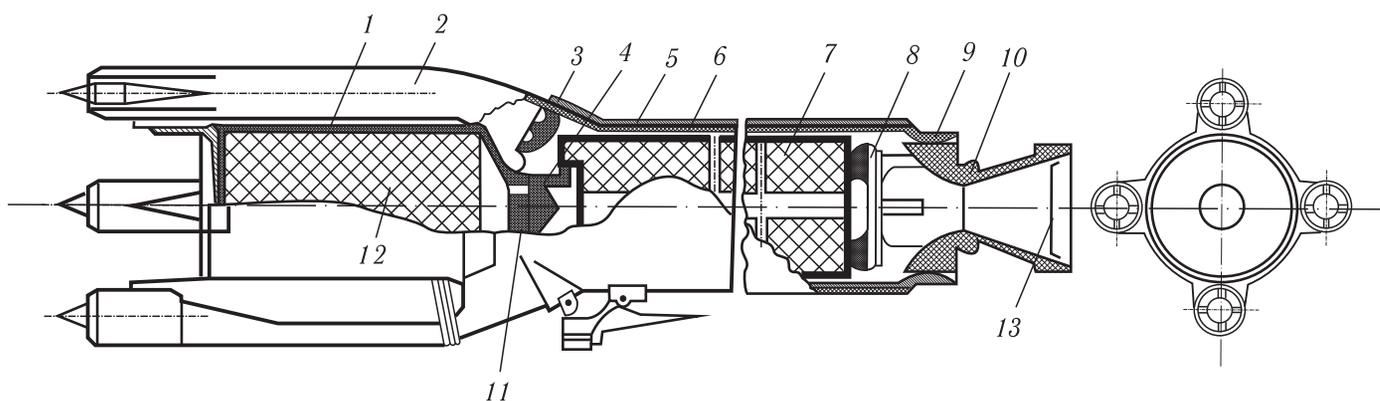


Рис. 1.12. Схема ИРПДТ ракеты AKASH: 1 — корпус газогенератора, 2 — патрубок ВЗУ, 3 — заглушка выходного отверстия ВЗУ, 4 — передняя опора заряда стартового ТРТ, 5 — корпус камеры сгорания, 6 — теплозащитное покрытие, 7 — вкладной заряд ТРТ, 8 — задняя опорная решетка заряда стартового ТРТ, 9 — маршевое сопло, 10 — стартовое сбрасываемое сопло, 11 — сопловая распределительная головка газогенератора, 12 — заряд маршевого ТРТ, 13 — мембрана для герметичности

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 бесопловых 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 бесопловым 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

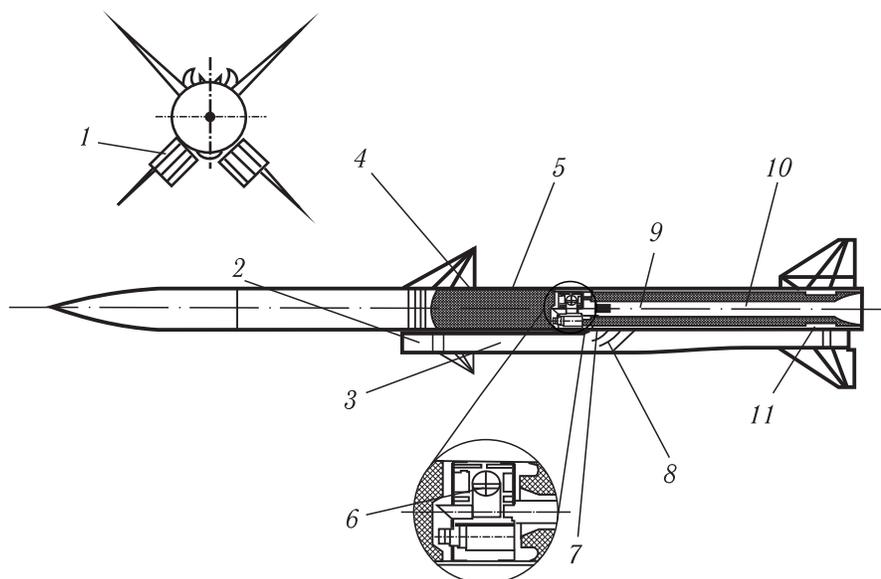


Рис. 1.13. Схема ракеты «Метеор» с ИРПДТ: 1 — крышки входных отверстий ВЗУ, 2 — вход ВЗУ, 3 — переходный канал ВЗУ, 4 — газогенератор, 5 — маршевое топливо, 6 — секция управления; 7 — воспламенитель, 8 — заглушка выходного отверстия ВЗУ, 9 — камера сгорания, 10 — заряд твердого топлива стартовой ступени,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

преимуществом 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

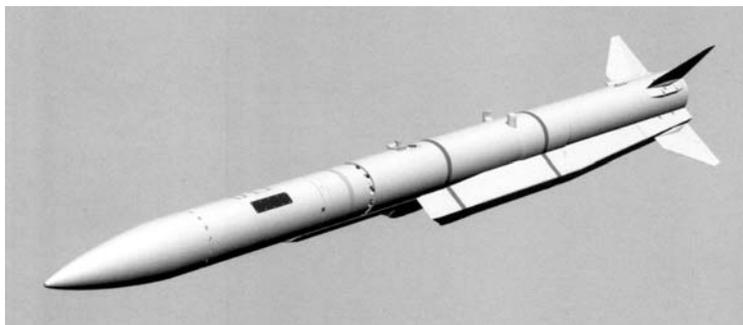


Рис. 1.14. Внешний вид ракеты «Метеор»

Таблица 1.2.

№	Параметр	Величина
1.	Стартовая масса, кг	165–185
2.	Масса полезной нагрузки, кг	25
3.	Скорость, число M :	
	— 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 ($M \approx 1,8$). Воспламенение заряда газогенератора осуществляется газами стартовой ступени через специальную соединительную трубку. В начале работы прямоточного контура двигателя после вскрытия заглушек воздухопроводов 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].

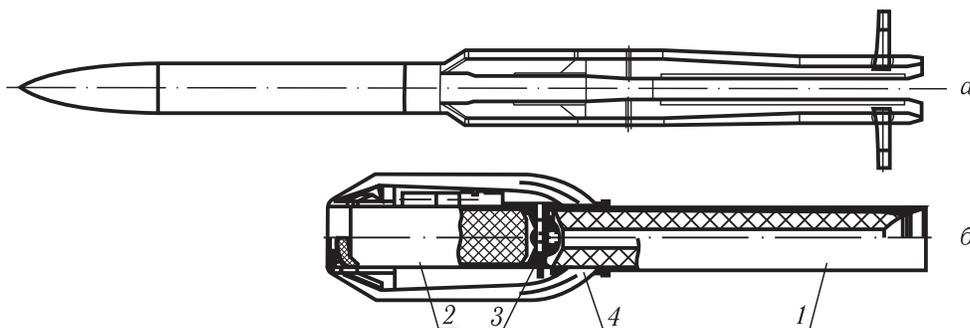


Рис. 1.15. Комбинированный ракетно-прямоточный двигатель для ракет класса «воздух–воздух»: 1 — стартовый двигатель; 2 — маршевый газогенератор, 3 — переходный отсек; 4 — воздухозаборное устройство. Внешний вид — а, сечение двигателя — б

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 HARM. На первом этапе модернизации совершенствуются системы наведения и управления. На втором этапе создается новая ПРР AARGM с ИРПДТ со следующими характеристиками: общая масса ~ 350 кг, калибр ~ 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 ~ 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 ВЗУ.

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-163A «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,

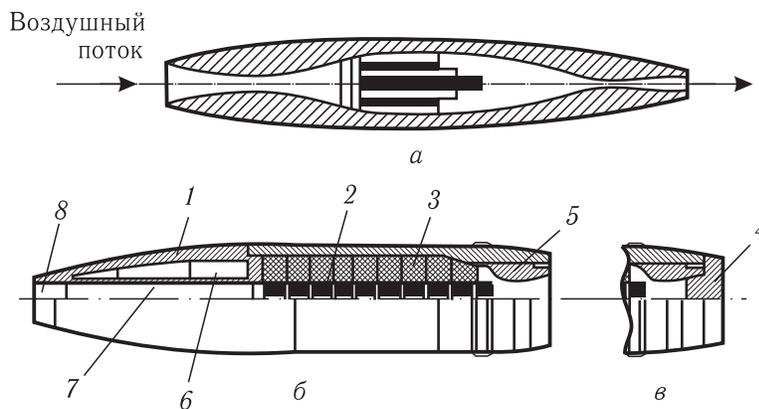


Рис. 1.17. Снаряд с ПВРД: а — схема; б — конструкция, в — задняя часть снаряда с заглушкой, 1 — оживальная часть, 2 — топливная шашка, 3 — корпус снаряда, 4 — заглушка, 5 — сопло, 6 — полость для размещения полезного груза, 7 — входной канал, 8 — входное отверстие для воздуха

а затем в РНИИ были проведены серии испытаний таких сверхзвуковых снарядов. Скорости их полета $M = 2$ 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 (АК) идет в направлении реализации новых технических решений, обеспечивающих повышение дальности стрельбы, что вполне закономерно согласуется с требованием повышения степени автоматизации функционирования АК, а главное, с повышающимся качественным уровнем систем разведки и целеуказания. Учитывая перспективы развития данных систем, можно ожидать, что автономные АК станут одной из важнейших составных частей тактических средств поражения, обеспечивая перекрытие диапазона дальностей стрельбы между обычной полевой артиллерией и управляемыми оперативно-тактическими 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 ТТХ 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 (АРС), имеющие в донной части небольшие пороховые ракетные двигатели. Принятые на вооружение армий США, Франции, Швеции, Италии и Израиля, АРС 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 позволяют 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 АРС ROUL-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 ТСМ (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 ТСМ 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.

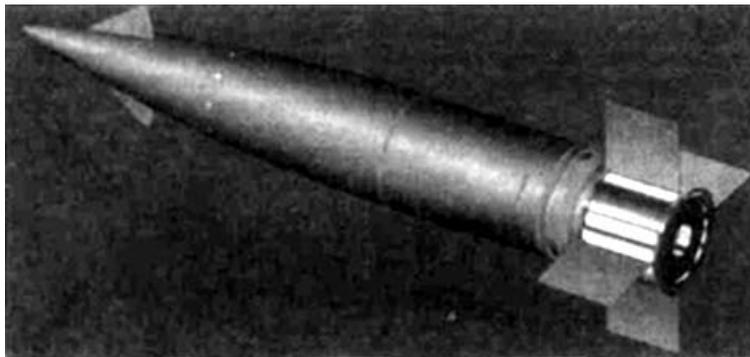


Рис. 1.18. Активно-реактивный снаряд с донным газогенератором фирмы «Бофорс» (Швеция)

В открытых источниках не приводятся 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 $+63$ °С.

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 PZH-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 АРС 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.

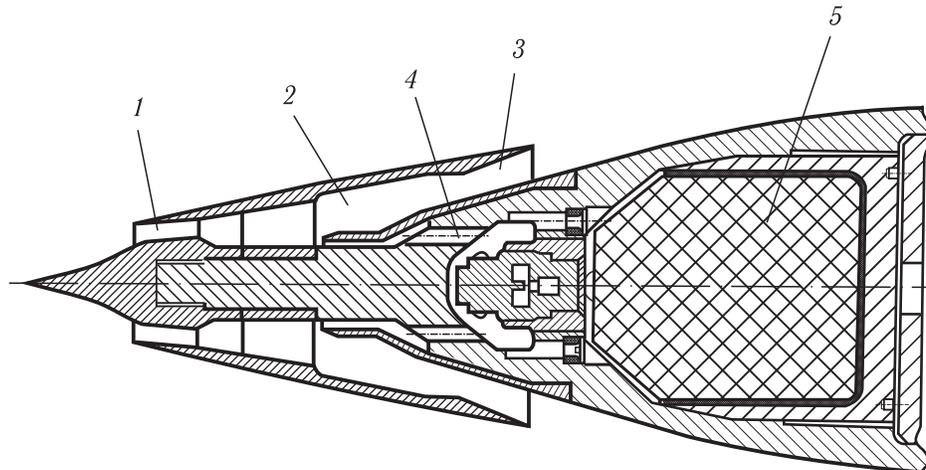


Рис. 1.19. Схема РПД в составе АРС (переднее расположение): 1 — ВЗУ, 2 — камера сгорания, 3 — сопло, 4 — сопловые отверстия газогенератора РПД, 5 — заряд твердого топлива

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 ТТ 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 РСЗО от АРС заключается в способе запуска. Ракеты РСЗО имеют ракетный двигатель на твердом топливе и запускаются по направляющим из пусковых труб за счет тяги, создаваемой РДТТ.

Основной системой РСЗО стран НАТО 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). РСЗО MLRS включает самоходную пусковую установку (ПУ),



Рис. 1.20. Внешний вид РСЗО MLRS