

комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе

Конструкция и проектирование

Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе

Под общей редакцией д-ра техн. наук В.А. Сорокина

Издание второе, переработанное и дополненное

Допущено Учебно-методическим объединением вузов по университетскому политехническому образованию в качестве учебника для студентов высших учебных заведений, обучающихся по направлению подготовки бакалавров и магистров «Авиационная и ракетно-космическая техника», специальности «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» направления подготовки дипломированных специалистов «Двигатели летательных аппаратов»



Москва 2014

УДК 629.7.036.22.001(075.8) ББК 68.52 К65

Авторы:

Б.В. Обносов, В.А. Сорокин, Л.С. Яновский, Д.А. Ягодников, В.П. Францкевич, Н.П. Животов, Е.В. Суриков, Г.Г. Кобко, М.А. Тихомиров, М.С. Шаров

Рецензенты:

кафедра «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (заведующий кафедрой д-р техн. наук, проф. Ю.А. Равикович); д-р техн. наук, проф. Г.Н. Амарантов

Конструкция и проектирование комбинированных ракетных К65 двигателей на твердом топливе : учеб. / [Б. В. Обносов и др.] ; под общ. ред. В. А. Сорокина. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. – 303, [1] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-3984-3

Изложены основы комплексного проектирования и экспериментальной отработки комбинированных ракетных (ракетно-прямоточных) двигателей на твердом топливе. Центральное место в книге занимает методология расчетно-конструкторской разработки двигателей различных схем для выбора базовой компоновки на этапе технического предложения. Приведены конструктивно-компоновочные схемы и конструкции узлов комбинированных двигателей.

Для студентов старших курсов и аспирантов авиа- и ракетостроительных специальностей высших технических учебных заведений, научных работников и инженеров, занимающихся разработкой, проектированием и испытаниями высокоскоростных летательных аппаратов и комбинированных ракетных двигательных установок на основе ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе.

> УДК 629.7.036.22.001(075.8) ББК 68.52

© Оформление. Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014

ISBN 978-5-7038-3984-3

Предисловие ко второму изданию

Вышедшее в 2012 г. учебное пособие «Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе» явилось отражением возникшей в начале XXI века потребности в наличии научных и инженерно-технических кадров, способных реализовать на практике задачи разработки реактивных двигательных установок для перспективных летательных аппаратов. В это же время в ведущих высших учебных заведениях России, в частности Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана, Московском авиационном институте, Пермском национальном исследовательском техническом университете и других началось обучение студентов по дисциплине «Авиационная и ракетно-космическая техника», направленное на формирование у выпускников как общепрофессиональных, так и профессионально-специализированных компетенций, обеспечивающих способность выполнять расчеты параметров рабочего процесса, напряженно-деформированного и теплового состояния, а также осуществлять конструирование деталей, узлов и элементов ракетных-прямоточных двигателей на твердом топливе.

Содержащийся в первом издании информационный и методический материал был использован базовыми кафедрами указанных высших учебных заведений в процессе разработки учебнометодических комплексов и основных образовательных программ, включающих в себя программы дисциплин, методические указания и руководство по решению задач; создания наглядных пособий, раздаточных материалов, электронных обучающих средств, контрольно-измерительных материалов и др. В то же время не были в достаточном объеме рассмотрены вопросы, связанные с применением твердых топлив и оценкой их эффективности. Учитывая данное обстоятельство, а также отзывы и рекомендации научно-педагогических работников, авторы сочли необходимым при подготовке второго, исправленного и дополненного, издания включить в учебник дополнительную главу, содержащую фактический материал о составе, термодинамических характеристиках, а также перспективах использования твердых борсодержащих топлив в РПД. Кроме того, во втором издании были исправлены замеченные опечатки и неточности.

Предисловие

В последние годы в нашей стране и за рубежом тактическое ракетное вооружение, наряду с ростом могущества и развитием систем управления и наведения, т. е. повышением эффективности использования вооружения в составе боевых комплексов, развивается по пути совершенствования двигательных установок на базе комбинированных ракетно-прямоточных двигателей (КРПД) на твердом топливе (ТТ) (далее комбинированный ракетно-прямоточный двигатель на твердом топливе (КРПДТ)).

В таких комбинированных двигательных установках (КДУ) благодаря интеграции разных двигателей наилучшим образом реализуются преимущества ракетных двигателей в стартово-разгонной ступени и высокие экономические показатели ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе (РПДТ) – в маршевой ступени.

Особенность КДУ заключается в том, что их разрабатывают в качестве интегрированной с ЛА системы, что предопределяет методологию их комплексного проектирования и экспериментальной отработки. Точность расчетов параметров рабочего процесса, геометрических, тягово-экономических характеристик и надежность создаваемых КРПДТ в значительной мере определяется степенью совершенства как теоретических основ и инженерных методов проектирования, так и экспериментальной отработки двигателей. Этот фактор обусловливает необходимость и актуальность развития научного, методического и инженерного обеспечения проектно-конструкторских работ по созданию КРПДТ.

В учебном пособии изложена методология расчетно-конструкторской разработки КРПДТ различных (возможных) схем с обоснованием выбранных массогабаритных параметров КДУ и ее составных агрегатов с описанием методов расчетных исследований дроссельных характеристик воздухозаборных устройств (ВЗУ), высотно-скоростных и тягово-экономических характеристик, прочности основных силовых агрегатов конструкции в условиях аэродинамического и внутреннего нагрева и др.

Для иллюстрации выбора компоновки КРПДТ, удовлетворяющей требованиям технического задания, рассмотрены конструктивные схемы КДУ, различающиеся количеством, формой и местом расположения ВЗУ и других устройств, на примере ЛА класса воздух – воздух, к которым предъявляют наиболее жесткие требования к массогабаритным параметрам.

Сравнительный анализ различных компоновок КДУ выполнен на основе верифицированных расчетных методов и методов инженерного проектирования КРПДТ. Большой объем книги посвящен конструкциям КРПДТ и их агрегатов.

Авторы выражают благодарность коллективу кафедры «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (зав. кафедрой – д-р техн. наук, профессор Ю.А. Равикович) и Главному конструктору ФГУП «Научно-исследовательский институт полимерных материалов» заслуженному деятелю науки РФ, д-ру техн. наук, профессору Г.Н. Амарантову за большую работу по рецензированию рукописи.

Авторы считают необходимым выразить признательность коллегам, с которыми выполнялись отдельные исследования: сотрудникам ЦИАМ Н.П. Дулепову, канд. физ.-мат. наук В.А. Степанову и канд. техн. наук В.А. Виноградову, сотрудникам МКБ «Искра» В.А. Любимову, Д.А. Ореханову, П.В. Никитину и Е.А. Стирину, принимавшим участие в выполнении работ при проектировании КРПДТ. Особую благодарность авторы выражают сотрудникам ГосМКБ «Вымпел»: Главному конструктору В.К. Елецкому и начальнику отдела двигательных установок В.Н. Афонину, чей опыт и знания были использованы при выполнении исследований в данной предметной области и подготовке рукописи к изданию.

В приложении приведены результаты расчетов термодинамических характеристик топлива стартово-разгонной и маршевой ступеней, коэффициентов расхода и восстановления полного давления разных компоновочных схем ВЗУ при разных углах атаки ЛА, результаты расчетов обтекания носового модуля с ВЗУ различных компоновочных схем.

БПЗ - блок помехозащиты БСРДТ - бессопловой ракетный двигатель на твердом топливе - воздухозаборное устройство ВЗУ ΓГ – газогенератор – датчик давления ДД ДT - датчик температуры ЗКС - защитно-крепящий слой ИПВРДТ – интегральный воздушно-реактивный прямоточный двигатель на твердом топливе КДУ - комбинированная двигательная установка - комбинированный ракетный двигатель на твердом КРДТ топливе КРПДТ – комбинированный ракетно-прямоточный двигатель на твердом топливе КС - камера сгорания – летательный аппарат ЛА НДС - напряженно-деформированное состояние ПВРД - прямоточный воздушно-реактивный двигатель - ракетный двигатель на твердом топливе РДТТ - ракетно-прямоточный двигатель на твердом топливе РПДТ - теплозащитное покрытие ТЗП TT - твердое топливо L - длина, мм D, d- диаметр, мм - площадь, м² F F_{KD} - площадь критического сечения сопла маршевого двигателя, м² F_K - площадь внутреннего сечения КС, м² площадь среза маршевого сопла, м² F - суммарная площадь окон входа ВЗУ, м² – энергия удельная, Дж е - расход массовый, кг/с ṁ - число Маха Μ Η - высота, км – энтальпия удельная, Дж/кг h - температура, К Т

Основные обозначения и сокращения

8	Основные обозначения
t	– температура. °С
τ	– тензор напряжений
τ	– время, с
р	– давление, Па
p_{μ}	 давление окружающей среды, Па
p_{akcm}	– эксплуатационное давление, Па
P	– тяга, Н
R_{Γ}	- газовая постоянная, кДж/(кг·К)
C_p	 теплоемкость удельная, Дж/(кг·К)
λ	- коэффициент теплопроводности, Bт/(м·К); коэффи-
	циент скорости
ρ	- плотность, кг/м ³
U	– скорость горения, м/с
ν	– показатель степени
а	 скорость звука в потоке в законе горения
а _{кр}	 скорость звука в критическом сечении
$\pi(\lambda), \tau(\lambda), \epsilon(\lambda), \xi(\lambda), q(\lambda)$ – газодинамические функции	
3	– деформация
$\mathcal{e}_{_{\mathrm{BH}}}$	– внутренняя энергия удельная, Дж/кг
Iy	 удельный импульс тяги, м/с
β	 – расходный комплекс, м/с
m	— масса, кг
M _r	 молярная масса газовой фазы, г/моль
W	– скорость потока, м/с
Z	– массовая доля конденсированнои фазы
n L	– показатель политропы
ĸ	– показатель адиаоаты
α	- угол атаки, градус, коэффициент изоытка воздуха
0 K	- коэффициент восстановления полного давления
к _{m0}	- стехнометрический коэффициент массовый коэффициент лицаминеской вазкости, вазкости. Н с/м ²
μ F	- коэффициент динамической вязкости, вязкость, тъс/м
L σ	$-$ первое главное напряжение H/M^2
σ	– предел прочности Н/м ²
σ	– прелел текучести. Н/м ²
$\tilde{\sigma}$	$-$ окружное напряжение. H/m^2
n^{-t}	– коэффициент запаса прочности
n	– коэффициент эжекции
. э	

Глава 1

ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ КОМБИНИРОВАННЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

1.1. Классификация комбинированных ракетных двигателей

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

Отсутствие возможности существенного совершенствования ракетного вооружения за счет модернизации широко применяемых ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ), которые практически достигли предела своего совершенства, привлекает особое внимание к двигательным установкам, энергетические возможности которых могут быть улучшены за счет использования атмосферного воздуха. К наиболее перспективным для высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) с внутриатмосферной зоной эксплуатации относятся комбинированные двигатели с прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ПВРД), которые включают в себя и ракетно-прямоточные двигатели на твердом топливе.

Возросший в настоящее время в нашей стране и за рубежом интерес к комбинированным ракетным двигателям (КРД) на основе ПВРД (РПДТ) и РДТТ обусловлен областью их применения (по высоте H и скорости полета в диапазоне изменения числа Маха М), в которой ПВРД наиболее экономичны по сравнению с ракетными и другими реактивными двигателями при достаточном уровне удельного импульса тяги I_y (рис. 1.1, 1.2). Комбинированные ракетные двигатели позволяют значительно повысить скорость ЛА на конечном участке траектории полета, обеспечив ему сверх- или гиперзвуковую скорость. Скорость полета ЛА со сверхзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем (СПВРД) находится в диапазоне изменения числа M = 1,5...3,5; с гиперзвуковым



Рис. 1.1. Изменение удельного импульса тяги в зависимости от числа Маха для различных двигателей:

1 – турбореактивный двигатель (ТРД); 2 – турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД); 3 – прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД);
 4 – ракетно-прямоточный двигатель (РПД); 5 – гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ГПВРД); 6 – ракетный двигатель



Рис. 1.2. Область применения различных двигательных установок

прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ГПВРД) – M > 3,5. Высотно-скоростные характеристики таких ЛА показаны на рис. 1.3. Верхняя граница (1) области применения (КРДТ) ограничена подъемной силой ЛА, а нижняя (2) – предельными значениями аэродинамического нагрева и прочностными характеристиками ЛА и двигателя (см. рис. 1.2).



Рис. 1.3. Высотно-скоростные характеристики ЛА, оснащенного СПВРД (*1*) и ГПВРД (*2*)

Комбинированный ракетный двигатель включает в себя несколько двигателей, различающихся назначением и принципом действия. Такой подход к проектированию позволяет объединить преимущества двигателей разного типа и создавать рациональные, близкие к оптимальным, конструкции.

Комбинированные ракетные двигатели на твердом топливе (КРДТ) имеют маршевую и стартово-разгонную ступени. Маршевые ступени содержат воздушно-реактивные двигатели (ВРД) на твердом топливе с ПВРД или РПДТ. Для обеспечения начального разгона ЛА до скорости, при которой начинают работать воздухозаборные устройства (ВЗУ) маршевой ступени, используют стартово-разгонные ступени, в качестве таких ступеней в настоящее время применяют РДТТ (рис. 1.4).

Комбинированные ракетные двигатели на основе твердотопливных РПДТ (ПВРД газогенераторной схемы) классифицируют по следующим наиболее характерным признакам: типам стартово-разгонных ступеней, ВЗУ, топлив для маршевых ступеней и способам регулирования рабочего процесса в газогенераторе (ГГ) маршевого двигателя (рис. 1.5). Такая классификация не является окончательной



Рис. 1.4. Классификация реактивных двигателей на твердом топливе

и может быть расширена за счет других, менее распространенных, признаков. Более подробно вышеуказанные признаки (за исключением топлив, описанных в кн.: Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах / Под ред. Ю.М. Милёхина и А.В. Сорокина. М.: Физматлит, 2010) приведенной классификации КРПДТ рассмотрены в последующих главах книги.

В настоящее время актуальны три основные области рационального применения КРПДТ: зенитно-ракетные комплексы (ЛА класса поверхность – воздух); авиационные боевые комплексы (ЛА классов воздух – воздух и воздух – поверхность); ракетно-артиллерийские комплексы (ракеты класса поверхность – поверхность и активно-реактивные снаряды). В зависимости от области применения и технического задания выбирают оптимальную схему КРПДТ.

Как правило, ЛА с КРДТ содержит стартово-разгонный бессопловой ракетный двигатель на твердом топливе (БСРДТ) и маршевый РПДТ (рис. 1.6). Такой ЛА оснащен двумя прямоугольными, нессиметрично расположенными, ВЗУ. Стартово-разгонной ступенью служит БСРДТ 6, после отработки которого освобождается внутренний объем камеры сгорания (КС) маршевого РПДТ. На маршевом режиме работы в КС осуществляется дожигание продуктов газификации в среде воздуха, поступающего в КС через ВЗУ. Узел 3 обеспечивает регулирование расхода продуктов сгорания из ГГ, что дает возможность управлять уровнем тяги на маршевом режиме.



Рис. 1.5. Классификация комбинированных ракетных двигателей с РПДТ и РДТТ



Рис. 1.6. Типичная схема ЛА с КРДТ:

1 – модуль носовой части; 2 – двигательный отсек; 3 – узел регулирования расхода продуктов сгорания ГГ; 4 – воспламенитель ГГ; 5 – воспламенитель РДТТ; 6 – стартово-разгонный БСРДТ; 7 – маршевое сопло; 8 – стартовое сопло; 9 – агрегаты управления в гаргротах за ВЗУ; 10 – заглушки ВЗУ на стартовом режиме; 11 – переходный канал; 12 – ВЗУ; 13 – твердотопливный ГГ

1.2. Конструктивные схемы и конструкции маршевых ступеней комбинированных ракетных двигателей

Комбинированные двигательные установки с маршевой ракетно-прямоточной ступенью на твердом топливе применяют более широко, чем двигатели с маршевой прямоточной ступенью на твердом горючем. В маршевой ступени КДУ на основе РПДТ (рис. 1.7) заряд ТТ 2 размещен в ГГ 5, в котором топливо, обогащенное горючим, воспламеняется. Продукты газификации топлива, проходя через сопловые отверстия ГГ 7, поступают в КС 3, где осуществляется дожигание высокотемпературного горючего газа в воздушной среде.



Рис. 1.7. Схема КДУ с маршевой ступенью на основе РПДТ:

I - B3У; 2 - заряд TT; 3 - KC; 4 - маршевое сопло; 5 - ГГ; 6 - воспламенитель; 7 - сопловые отверстия ГГ; 8 - заглушки B3У на стартовом режиме

Особенность работы РПДТ заключается в предварительном формировании набегающего потока воздуха в ВЗУ. Это означает, что ЛА с таким двигателем необходимо сначала разогнать, для чего используют стартово-разгонные ступени.

Обычно в стартово-разгонных ступенях применяют РДТТ. Такие двигатели (заряды TT) входят в состав отдельных стартово-разгонных ступеней ЛА или их устанавливают в КС маршевого двигателя. В последнем случае двигатель называют также интегральным прямоточным воздушно-реактивным двигателем на твердом топливе (ИПВРДТ).

Комбинированная двигательная установка с отделяемой стартово-разгонной ступенью включает в себя стартово-разгонный РДТТ (2) и маршевый РПДТ (1) (рис. 1.8).



Рис. 1.8. Схема комбинированной двигательной установки с отделяемой стартово-разгонной ступенью: *1* – маршевый РПДТ, *2* – стартово-разгонный РДТТ

Стартово-разгонный РДТТ разгоняет ЛА до скорости, необходимой для надежного запуска и устойчивого горения в камере дожигания маршевого РПДТ. После окончания работы стартово-разгонный двигатель отделяется от КДУ.

Схема комбинированной двигательной установки с маршевым РПДТ и встроенным в его КС стартово-разгонным РДТТ представлена на рис. 1.9.

В КС 4 размещен стартово-разгонный РДТТ 6. На стартовом режиме срабатывает воспламенитель 7, начинает работать РДТТ и выполняется разгон ЛА. Затем РДТТ сбрасывается через маршевое сопло 5, освобождается КС и комбинированная ракетная двигательная установка переходит на маршевый режим работы, т. е. начинает функционировать РПДТ. Вместо РДТТ в КС можно разместить заряд твердого топлива. В этом случае будет происходить взаимное



Рис. 1.9. Схема комбинированной двигательной установки с маршевым РПДТ и встроенным стартово-разгонным РДТТ:

I –ВЗУ; *2* – заряд ТТ; *3* – воспламенитель; *4* – КС; *5* – маршевое сопло; *6* – стартово-разгонный РДТТ; *7* – воспламенитель РДТТ; *8* – сопла ГГ; *9* – заглушки ВЗУ; *10* – ГГ

влияние рабочих процессов в РПДТ и РДТТ, обусловленное единой (интегрированной) конструкцией двигателя.

В продуктах сгорания твердого топлива, размещенного в ГГ РПДТ, содержится большее количество горючего, чем в РДТТ. В процессе работы РПДТ продукты сгорания ТТ дожигаются в КС в среде поступающего через ВЗУ воздуха. В камере сгорания РПДТ в отличие от ПВРДТ в качестве маршевой ступени давление поступающего воздуха более высокое за счет смешения с высоконапорными струями ГГ. Следовательно, по сравнению с ПВРДТ имеется возможность получения более высоких тяговых характеристик, особенно при небольших скоростях полета.

На основе принципиальной схемы РПДТ можно создать различные конструктивные схемы КРДТ. В настоящее время наиболее широко распространены конструктивные схемы КРД с двумя типами маршевых РПДТ:

с объединенными процессами смешения газовых потоков и их дожиганием в одной КС;

с разделенными процессами смешения и дожиганием газовых потоков в разных КС.

Маршевый РПДТ с объединенными процессами смешения и дожигания газовых потоков (рис. 1.10) состоит из ВЗУ *I*, твердотопливного ГГ *4*, КС *2* и маршевого сопла *3*. В камере одновременно осуществляется смешение продуктов газификации ТТ с воздухом и их дожигание. В конструкции такого РПДТ нет специальных устройств для воспламенения и стабилизации пламени в прямоточном



Рис. 1.10. Схема РПДТ с единой камерой смешения и дожигания газовых потоков:

1 – ВЗУ; 2 – КС; 3 – маршевое сопло; 4 – твердотопливный ГГ; 5 – сопла ГГ

контуре, так как воспламенение и устойчивое горение топливовоздушной смеси осуществляются на струях высокотемпературных продуктов газификации, вытекающих из сопел 5 ГГ.

Конструктивная схема маршевого РПДТ с предварительным смешением потоков и последующим дожиганием их в КС (рис. 1.11) отличается от предыдущей схемы (см. рис. 1.10) наличием эжектора 2, размещенного перед входом в КС 3.



Рис. 1.11. Схема маршевого РПДТ с эжектором: *I* – ВЗУ; *2* – эжектор; *3* – КС; *4* – маршевое сопло; *5* – твердотопливный ГГ; *6* – сопла ГГ; *7* – диффузор эжектора; *8* – воспламенитель; *9* – стабилизатор

В эжекторе осуществляется смешение двух различных по составу и основным параметрам потоков, т. е. дозвукового воздушного потока, поступающего через ВЗУ, и сверхзвукового потока продуктов сгорания, вытекающих из сопел 6 ГГ. При смешении потоков повышается давление топливовоздушной смеси, которое определяется степенью сжатия эжектируемого воздуха, т. е. отношением уровней давления торможения в выходном и входном сечениях эжектора. Полнота смешения, степень сжатия и равномерность полей давления, скоростей, температуры и концентраций топливовоздушной смеси на входе в КС зависят в основном от длины цилиндрической части эжектора, размещения сопел ГГ и условий полета, влияющих на коэффициент эжекции $n_{_{3}} = \dot{m}_{_{B}}/\dot{m}_{_{T}}$ (где $\dot{m}_{_{B}}, \dot{m}_{_{T}}$ – массовый расход воздуха и топлива соответственно).

Рассмотрим особенности рабочего процесса в РПДТ с эжектором (РПДТэ). Особый интерес вызывают критические режимы работы эжектора при скорости воздуха на входе в эжектор в диапазоне изменения числа Маха $M_{\rm B} \leq 1$. На этих режимах реализуются максимальные значения расхода и степени сжатия эжектируемого воздуха.

На рис. 1.12 показана зависимость степени сжатия $\varepsilon_{\rm n}$ на цилиндрическом участке КС эжектора от степени нерасчетности истечения $\overline{p}_{\rm c} = p_{\rm c}/p_{\rm BX}$ (где $p_{\rm c}, p_{\rm BX}$ – давление на срезе сопла и входе в эжектор соответственно) и числа Маха M_c на срезе сопла ГГ.

Как следует из рисунка, оптимальная степень сжатия соответствует работе эжектирующего сопла с некоторым недорасширением. В области значений $\overline{p}_{c} = 0,5...2$ степень сжатия изменяется на 3...7 %. Давление (число M_c) на срезе сопла ГГ весьма важный



Рис. 1.12. Зависимость степени сжатия ε_{μ} (—) на цилиндрическом участке КС эжектора от степени нерасчетности истечения \overline{p}_{c} (–––) из эжектирующего сопла. Расчетное истечение $\pi(M_{c}) = 0,528/100$

параметр при малых значениях коэффициента эжекции ($n_3 < 4$). Например, в рассматриваемом на рис. 1.12 случае при отношении уровней полного давления высоконапорной газогенераторной струи (p_*^c) и низконапорного воздушного потока ($p_{\rm BX}^*$) на входе в эжектор $\overline{p}_c^* = p_c^* / p_{\rm BX}^* = 100$ и коэффициенте эжекции $n_3 = 2$ эффективность работы эжектора как струйного нагнетателя существенно снижается, если в ГГ используются «звуковые» сопла ($M_c = 1$). Степень сжатия снижается с 2,7 (расчетное значение степени истечения) до 1,8, т. е. в 1,5 раза. В то же время при больших значениях коэффициента эжекции ($n_3 > 6$), характерных для современных РПДТ, это различие значительно уменьшается.

В реальных условиях эжектор работает как на критических, так и на докритических режимах, что зависит от режимов работы КС, создающей дросселирующий подпор. Степень отклонения работы эжектора от критического режима под действием дросселирующего подпора характеризуется уменьшением коэффициента скорости λ на выходе из камеры эжектора. На рис. 1.13 показано влияние процесса дросселирования на степень сжатия ε_{II} на цилиндрическом

участке камеры эжектора и на эффективную степень сжатия $\varepsilon_{3\phi}$. Параметр $\varepsilon_{3\phi}$ равен произведению ε_{μ} и коэффициента восстановления полного давления σ_{p_3} в диффузоре эжектора, т. е. $\varepsilon_{3\phi} = \varepsilon_{\mu} \sigma_{p_3}$.

Ясно, что при малых значениях коэффициента эжекции $(n_3 < 4)$ степень сжатия є существенно снижается при отклонении режима работы эжектора от критического. Однако при больших значениях коэффициента эжекции зависимость $\varepsilon_{II} = f(\lambda)$ становится весьма пологой. Эффективная степень сжатия $\varepsilon_{_{3\phi}}$ имеет еще более пологую зависимость. Это объясняется тем, что потери полного давления в диффузоре эжектора уменьшаются и, следовательно, коэффициент σ_{*n*³} возрастает с уменьшением



Рис. 1.13. Влияние дросселирования на степень сжатия эжектора с учетом потерь на цилиндрическом участке (—) и в диффузоре эжектора (– –) (угол раствора 10°, степень расширения площадей $f_{p_3} = F_c/F_3 = 3$)

коэффициента скорости λ . При больших значениях коэффициента эжекции ($n_3 > 6$) эффективная степень сжатия в эжекторе реализуется для коэффициента избытка воздуха при значениях $\lambda < 0.75$, так как потери в диффузоре эжектора уменьшаются быстрее, чем снижается степень сжатия на цилиндрическом участке камеры эжектора.

На рис. 1.14 приведена обобщенная зависимость суммарной степени сжатия от относительной температуры подогрева в камере эжектора $\overline{T}_{\kappa} = T^*_{\text{пр. c}}/T^*_{\text{см}}$ (где $T^*_{\text{пр. c}}, T^*_{\text{см}}$ – температура продуктов сгорания и топливовоздушной смеси в критическом сечении соответственно) для схем РПДТ и РПДТэ при разных значениях степени эжекции. В случае РПДТэ суммарная степень сжатия представляет собой произведение степени сжатия на цилиндрическом участке (ε_{μ}) и коэффициентов восстановления полного давления в диффузоре эжектора ($\sigma_{_{2}}$), восстановления полного давления при обтекании стабилизаторов горения ($\sigma_{_{C,\Gamma}}$), размещенных в камере дожигания, коэффициента восстановления полного давления при подводе теплоты ($\sigma_{_{T}}$): $\varepsilon_{_{\Sigma}} = \varepsilon_{_{H}} \sigma_{_{2}} \sigma_{_{C}}$.

Из рис. 1.14 следует, что при малых значениях коэффициента эжекции ($n_3 < 4$) степень повышения давления в РПДТэ значительно выше, чем в РПДТ. Это объясняется более качественным смешением



Рис. 1.14. Обобщенная зависимость суммарной степени сжатия от относительной температуры \overline{T}_{κ} подогрева в камере дожигания с РПДТ (—) и РПДТэ (––)

газовых потоков на цилиндрическом участке камеры эжектора, которое достигается путем уменьшения диаметра камеры смешения и приближения режима работы эжектора к критическому.

При больших значениях коэффициента эжекции потери полного давления в диффузоре эжектора и на стабилизаторах горения начинают оказывать существенное влияние на рабочий процесс. Различие в значении ε_{Σ} для обеих схем двигателей становится незначительным.

Стехиометрический коэффициент современного газогенераторного ТТ имеет повышенные значения, что обусловливает высокие значения коэффициента эжекции при работе двигателя в условиях полета, поэтому схема РПДТ с единой камерой смешения является предпочтительной. В настоящее время схема с РПДТ более распространена, чем с РПДТэ, прежде всего вследствие того, что РПДТ имеют простую конструкцию, несложную и надежную схему организации процесса горения на высокотемпературных струях и лучшие массогабаритные параметры.

Маршевые РПДТ высокоманевренных ЛА оснащают многопатрубковыми (преимущественно, четырех- или двухпатрубковыми) ВЗУ и при проектировании нового двигателя на этапе технического предложения (аванпроекта) исследуют конструктивные схемы с различными ВЗУ.

Маршевые РПДТ с четырехпатрубковыми, как правило, коробчатыми ВЗУ, выполненные по ×-образной схеме, имеют в сечении прямоугольную форму и расположены симметрично под углом 45° относительно вертикальной оси КДУ (рис. 1.15).



Рис. 1.15. Схема маршевого РПДТ с коробчатым четырехпатрубковым ВЗУ с каналами, расположенными под углом 90°:

L, L₁, L₂, L₃ – длина двигательной установки, ГГ, переходного отсека, КС соответственно; A, B – высота и ширина ВЗУ; D – внешний диаметр камеры дожигания

Центральное тело ВЗУ размещено на плоскости ВЗУ, ближайшей к КДУ. Между этой плоскостью и корпусом КДУ организован клин слива под углом 30...45° относительно горизонтальной оси КДУ. Во входном окне камеры дожигания для размещения стартового заряда предусмотрено специальное устройство, вскрываемое при переходе к маршевому режиму работы КДУ.

Маршевые РПДТ с двухпатрубковыми ВЗУ могут выполняться в компоновке с ВЗУ, размещенными под различными углами между ними. Преимущественно такие РПДТ оснащены ВЗУ, у которых каналы расположены под углом 90 либо 180°.

У маршевых РПДТ с двухпатрубковыми несимметричными ВЗУ с каналами, размещенными между собой под углом 90° в нижнем квадрате КДУ, с крыльевыми поверхностями (рис. 1.16) ВЗУ в сечении имеют прямоугольную форму. Центральное тело ВЗУ расположено на его внешней боковой плоскости. Между обращенной к корпусу КДУ плоскостью ВЗУ и корпусом устанавливают клин слива пограничного слоя. Вход ВЗУ в камеру дожигания организован по ее внешнему диаметру D под углом 30...45° относительно горизонтальной оси ДУ. В случае размещения стартового заряда ТТ во входном окне предусмотрено специальное устройство, вскрываемое при переходе к маршевому режиму работы КДУ от скоростного напора после открытия передних заслонок ВЗУ.

Конструктивная схема маршевого РПДТ с двухпатрубковыми несимметричными ВЗУ с каналами, расположенными между собой под углом 90° в нижнем квадрате КДУ, без крыльевых поверхностей (см. рис. 1.16) отличается от схемы, приведенной выше (см. рис. 1.15), отсутствием на корпусе ГГ элементов крепления крыльевых поверхностей.



Рис. 1.16. Схема маршевого РПДТ с двухпатрубковыми ВЗУ с каналами, расположенными под углом 90°, с крыльевыми поверхностями и без них (обозначения см. на рис. 1.15)



Рис. 1.17. Схема маршевого РПДТ с двухпатрубковыми ВЗУ с каналами, расположенными между собой под углом 180° (обозначения см. на рис. 1.15)

У маршевого РПДТ с двухпатрубковыми ВЗУ, расположенными под углом 180° в горизонтальной плоскости КДУ (рис. 1.17), ВЗУ в сечении также имеют прямоугольную форму. Центральное тело каждого ВЗУ размещено на верхней горизонтальной плоскости ВЗУ. Между вертикальной, обращенной к корпусу КДУ, плоскостью ВЗУ и корпусом организован клин слива пограничного слоя. Выходной участок ВЗУ устанавливают в камеру дожигания по ее внешнему диаметру D под углом 30...45° относительно горизонтальной оси КДУ. При размещении стартового заряда ТТ во входном окне камеры также предусмотрено устройство, вскрываемое от скоростного напора после открытия передних заглушек ВЗУ. Соотношение длин ГГ и камеры дожигания (L_3/L_1) рассматриваемой схемы определяют аэродинамическим расчетом исходя из условия размещения в них маршевого и стартового зарядов для выполнения требуемых летнотехнических характеристик.

Сопловые блоки маршевого РПДТ, выполняемые по единой схеме для всех вариантов двигателей, различаются только диаметром критического сечения. При проектировании выходной диаметр сопла выбирают одинаковым для всех вариантов. Сопловой блок представляет собой цилиндрическую наружную оболочку с внутренним каналом переменного сечения. Канал выполнен в виде сужающегося конуса в докритической части сопла, цилиндрического участка в критическом сечении (так называемой ленточки) и расширяющегося конуса с полууглом раскрытия около 10° в закритической части сопла. Сопловой блок стыкуется с КС с помощью, например, шпоночного соединения. Герметичность КС при работе на стартовом и маршевом режимах обеспечивается резиновыми кольцевыми прокладками.

Системы запуска КДУ всех рассмотренных конструктивных схем аналогичны. Запуск КДУ обычно осуществляют от источника постоянного тока напряжением примерно 27 В по двухпроводной схеме. Электрический импульс подается с борта ЛА на электровоспламенитель стартово-разгонного двигателя и происходит инициирование воспламенителя заряда TT стартового двигателя.

Электровоспламенитель устанавливают в переходном отсеке со стороны КС заряда ТТ стартово-разгонной ступени. По спаду давления в КС стартово-разгонного двигателя через реле давления подается команда на открытие заглушек ВЗУ и запуск ГГ.

Запуск ГГ осуществляется от электровоспламенителя (~ 27 В) при подаче на его мостики постоянного тока. Поджиг воспламенителя заряда маршевого топлива происходит от электровоспламенителя. Электрический импульс подается через электрооборудование, предохраняющее систему запуска от несанкционированного срабатывания.

1.3. Конструктивные схемы и конструкции стартоворазгонных ступеней комбинированных ракетных двигателей

Стартово-разгонная ступень предназначена для разгона ЛА до скорости, при которой создается набегающий воздушный поток, обеспечивающий надежный запуск ПВРД или РПДТ. Обычно ПРВД начинает работать в диапазоне изменения числа Маха $M \ge 1,7...1,8$. Правильный выбор параметров и конструкции стартово-разгонной ступени существенно влияет на внешнебаллистические характеристики ЛА с КРПДТ.

Определяющей характеристикой в данном случае является число Маха в конце разгонного режима. Помимо требований к баллистическим характеристикам существует ряд требований по условиям отработки и эксплуатации ЛА. К ним относятся требования, связанные с отсутствием массы или ее ограничением для сбрасываемых элементов конструкции при переходе с режима разгона на маршевый режим работы РПДТ и др.

Для двух конструктивных схем стартово-разгонных ступеней, интегрированных в КДУ, проблема перехода от режима работы стартово-разгонного РДТТ на режим работы маршевого РПДТ решается по-разному. Особенность КДУ состоит в существенном различии (более чем на порядок) уровней давления на ракетном и прямоточном режимах.

В настоящее время наиболее широко распространенной является схема КДУ с вкладным стартово-разгонным РДТТ 5, размещенным в КС РПДТ (рис. 1.18). Его центрируют с помощью деревянных реек 4 и фиксируют штифтами 3 от осевого перемещения. При



Рис. 1.18. Схема стартово-разгонной ступени КДУ с вкладным РДТТ:

1 – ВЗУ; 2 – ГГ; 3 – штифт; 4 – центрирующая рейка; 5 – РДТТ; 6 – корпус РПДТ; 7 – сопло РПДТ

срабатывании двигателя штифты срезаются силой тяги, его корпус перемещается вперед до силового упора и осуществляется разгон ЛА. После окончания работы РДТТ не связанный с конструкцией ЛА корпус двигателя выталкивается давлением скоростного напора воздуха через сопло маршевого РПДТ.

В случаях, когда при работе ПВРД или РПДТ выброс каких-либо элементов конструкции недопустим, стартово-разгонный РДТТ может жестко встраиваться в КС ПВРД и оставаться в ней до полного окончания работы КДУ (рис. 1.19).

Рис. 1.19. Схема стартово-разгонной ступени КДУ со встроенным РДТТ в КС ПВРД:

1 – ВЗЎ; 2 – ГГ; 3 – пилон с соплами; 4 – встроенный РДТТ; 5 – корпус РПДТ; 6, 7 – сопло РДТТ и ПВРД соответственно

Вкладной и встроенный РДТТ не позволяют использовать весь объем КС маршевого РПДТ. Незаполненный объем КС определяется относительной величиной

$$\overline{\mathbf{V}}_{\kappa} = \frac{L_{\kappa} \left(F_{\kappa} - F_{\kappa p} \right)}{L_{\kappa} F_{\kappa}} = 1 - q \left(\lambda_{\kappa p} \right), \tag{1.1}$$

где $L_{\rm k}$ – длина КС; $F_{\rm k}$, $F_{\rm kp}$ – площади поверхности и критического сечения КС соответственно; $q(\lambda_{\rm kp})$ – газодинамическая функция.

При значении коэффициента скорости на входе в сопло $\lambda \approx 0.8$ потеря объема для вкладного РДТТ составляет 4,5...5 %; для встро-

енного РДТТ незаполненный объем будет значительно больше. У стартово-разгонной ступени с вкладным (рис. 1.20, a) или скрепленным (рис. 1.20, δ) со стенкой КС РПДТ зарядом топлива этот недостаток отсутствует.

Рис. 1.20. Совмещенные варианты схем стартово-разгонной ступени КДУ с вкладным зарядом твердого топлива (*a*) и с зарядом твердого топлива, скрепленным со стенками КС РПДТ (*б*):

1 – ВЗУ; 2 – ГГ; 3 – сбрасываемая заглушка ВЗУ; 4 – воспламенитель; 5, 10 – вкладной и прочноскрепленный заряды топлива; 6 – корпус РПДТ; 7 – уплотнительное кольцо; 8 – сопло РПДТ; 9 – отстреливаемое сопло РДТТ

В КДУ со стартово-разгонной ступенью с зарядом, имеющим внутренний цилиндрический канал с раструбом на выходе, в процессе горения возникает эффект расходно-геометрического сопла (рис. 1.21). Такой стартовый двигатель называют бессопловым ракетным двигателем на твердом топливе (БСРДТ).

В цилиндрической части канала продукты сгорания твердого топлива ускоряются до скорости звука, в расширяющейся части кана-

Рис. 1.21. Схема КДУ со стартово-разгонной ступенью с БСРДТ:

I – ВЗУ; *2* – ГГ; *3* – сбрасываемая заглушка; *4* – воспламенитель; *5* – заряд ТТ; *6* – корпус РПДТ; *7* – сопло РПДТ ла – до сверхзвуковой скорости. Такой РДТТ не имеет жесткого сопла. Критическое сечение находится в канале заряда. Применение БСРДТ в качестве стартово-разгонной ступени в КДУ считается весьма перспективным.

Конструкцию корпуса стартово-разгонного двигателя следует выбирать исходя из условия малообъемности КДУ, особенно для ЛА класса воздух – воздух, с учетом отсутствия сбрасываемых элементов на стартовом режиме работы (рис. 1.22).

Корпус стартово-разгонного двигателя выполняют преимущественно цилиндрическим, с законцовками для крепления с переходным отсеком и сопловым блоком, а с внутренней стороны корпуса вклеивают теплозащитное покрытие (ТЗП). Обечайку корпуса в настоящее время изготовляют из высокопрочной легированной стали. В передней части корпуса стартово-разгонного двигателя выполняют окна, на которые устанавливают ВЗУ. Для обеспечения работы КДУ на стартовом режиме окна ВЗУ закрывают специальным устройством, раскрываемым на маршевом режиме. Камеру сгорания стыкуют по переднему торцу с переходным отсеком КДУ, например, с помощью шпоночного соединения.

Заряд стартового топлива размещают внутри КС КДУ, прочно скрепляют со стенками камеры защитно-крепящим слоем (ЗКС) и компенсирующими манжетами, размещенными на ТЗП маршевого двигателя, которые должны обладать свойствами, обеспечивающими адгезию топлива стартового заряда и ТЗП.

Для обеспечения условий отсутствия сбрасываемых элементов заряд ТТ стартово-разгонного двигателя целесообразно выполнять по бессопловой схеме в форме конусно-цилиндрического канала с конусным выхлопным раструбом. Запуск двигателя осуществляется от воспламенительного устройства, размещенного в переходном отсеке. Обычно воспламенительное устройство состоит из торового корпуса, заполненного воспламенительным составом, и электровоспламенителя, который устанавливают в штуцере на наружной поверхности переходного отсека. Воспламенительное устройство приводится в действие при подаче пиропатрона на клеммы электровоспламенителя постоянного электрического импульса (~ 27 В).

Сопло стартово-разгонного двигателя образовано каналом заряда TT, причем его критическое сечение формируется выходным участком цилиндрической части заряда, а сверхзвуковой участок профилируется расширяющейся конической поверхностью («топливное сопло»), обеспечивающей повышение удельного импульса тяги БСРДТ. Для минимизации потерь удельного импульса тяги из-за рассеивания и обеспечения максимальной массы заряда TT (в заданном объеме) полуугол раскрытия «топливного сопла» рекомендуется принимать не более 15°.

На заднем торце КС стартово-разгонного двигателя размещают сопловую мембрану, обеспечивающую герметичность КДУ и необходимое давление при запуске стартово-разгонного двигателя. Мембрану вклеивают в сопловой раструб камеры дожигания. На поверхность мембраны наносят радиальные насечки, позволяющие разделять мембрану на секторные элементы, догорающие в процессе работы двигателя, без выброса фрагментов. Мембрана может быть изготовлена из алюминиевого сплава толщиной примерно 0,2 мм для невыбрасываемой заглушки или из пресс-материала толщиной 0,3 мм и массой вылетающих фрагментов не более 0,003 кг – для выбрасываемой заглушки.

1.4. Конструкции газогенераторов с регулируемым расходом продуктов газогенерации

Твердотопливный ГГ маршевой ступени КРПДТ проектируют как автономный двигатель, позволяющий разместить в переходном отсеке оптимальный для КДУ выбранной схемы регулятор расхода продуктов газогенерации маршевого топлива (рис. 1.23).

Для обеспечения максимального заполнения камеры ГГ заряд топлива маршевой ступени проектируют, как правило, в виде моноблока торцевого горения, бронированного по наружной поверхности и скрепленного с корпусом ГГ в передней части. На ТЗП цилиндрической части корпуса наносят антиадгезионное покрытие,

28

Рис. 1.23. Схема ГГ маршевой ступени КРПДТ: *I* – заряд ТТ; *2* – корпус ГГ; *3* – ТЗП; *L* – длина ГГ; *D*, *D*₁ – диаметры ГГ и заряда ТТ соответственно

позволяющее заряду ТТ перемещаться в осевом направлении при циклическом воздействии переменной температуры в условиях эксплуатации.

Обечайку корпуса изготовляют из высокопрочной легированной стали. Толщину обечайки назначают с учетом необходимости унификации технологии изготовления камер маршевой и стартово-разгонной ступеней, а также с учетом потребности увеличения толщины обечайки в зонах размещения узлов подвески. Для ТЗП предусматривают увеличение толщины от значений, обеспечивающих процесс внутрикамерного горения топлива, до значений, гарантирующих безопасность при воздействии аэродинамического нагрева на маршевое топливо в автономном полете.

Съемные переднее днище и переходной отсек могут скрепляться с камерой ГГ с помощью шпоночных соединений. При этом герметичность ГГ обеспечивается кольцевыми резиновыми прокладками.

Заряд ТТ, как правило, представляет собой цилиндрическую шашку, бронированную по боковой поверхности и одному из торцев. Бронированный торец выполняют в виде торосферической поверхности с цилиндрическим уступом (см. рис. 1.23). Небронированный (горящий) торец обращен к выходным отверстиям ГГ (регулятора) и выполнен плоскоконическим. Геометрические характеристики заряда ТТ должны обеспечивать надежный запуск ГГ и в дальнейшем переход к нейтральному режиму работы. Заряд ТТ помещают в эластичную (резиновую) оболочку по форме заряда, служащую брони-