

Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе

*Под общей редакцией
доктора технических наук В.А. Сорокина*

УДК 629.7.036.22.001
ББК 68.52
П79

*Издание осуществлено при частичной поддержке
гранта РФФ № 15-11-30012*

Авторы:

В.А. Сорокин, Л.С. Яновский, Д.А. Ягодников,
В.П. Францкевич, Е.В. Суриков, В.В. Разносчиков,
Н.Н. Захаров, М.А. Тихомиров, М.С. Шаров

Рецензенты:

д-р техн. наук, проф. *А.А. Шишков*;
ст. науч. сотр. НИИЦ Военной академии РВСН имени Петра Великого,
чл.-корр. РАН, д-р техн. наук, проф. *В.Ю. Мелешко*

Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе: учебное пособие / [В. А. Сорокин и др.] ; под общ. ред. доктора технических наук В. А. Сорокина. Москва : Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. — 317, [3] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-4579-0

Приведены основы расчета характеристик ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе и их узлов, позволяющих выполнять основные термодинамические, газодинамические, тепловые и прочностные расчеты для выбора конструктивной схемы и основных размеров ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе.

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 двигательных установок на основе ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе.

УДК 629.7.036.22.001
ББК 68.52



Все права защищены. Никакая часть данного издания не может быть воспроизведена в какой бы то ни было форме без письменного разрешения владельцев авторских прав. Правовую поддержку Издательства обеспечивает Адвокатское бюро «Сергей Москаленко и партнеры».

В оформлении обложки использованы материалы, предоставленные авторами.

ISBN 978-5-7038-4579-0

© Оформление. Издательство
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016

Оглавление

Предисловие	5
Список основных сокращений	7
Глава 1. Основы проектирования прямоточных воздушно-реактивных двигателей на твердом топливе в составе летательных аппаратов	9
1.1. Математическое моделирование ракетно-прямоточного двигателя в составе ракеты	12
1.2. Методология оптимизации облика силовой установки с ракетно-прямоточным двигателем на твердом топливе в составе ракеты	38
1.3. Конструкция ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе	40
Глава 2. Проектирование стартово-разгонных двигателей авиационных ракет	64
2.1. Типы стартово-разгонных двигателей	64
2.2. Внутрибаллистические характеристики бесоплового стартового двигателя	70
2.3. Влияние деформации заряда на внутрибаллистические характеристики бесоплового двигателя	76
2.4. Тяговые характеристики бесоплового двигателя	78
2.5. Энергетические характеристики бесоплового двигателя. Расчет импульса тяги БСРД	79
2.6. Оценка погрешностей расчета характеристик бесоплового двигателя	80
2.7. Расчет предельных характеристик бесоплового двигателя	85
Глава 3. Проектирование воздухозаборных устройств двигателей авиационных ракет	87
3.1. Компоновка воздухозаборного устройства на ракете	87
3.2. Газодинамические характеристики воздухозаборных устройств	89
3.3. Основы проектирования воздухозаборных устройств	111
Глава 4. Проектирование маршевых двигателей авиационных ракет	131
4.1. Проектирование газогенератора маршевого двигателя	131
4.2. Устройство регулирования расхода и распределения продуктов газогенерации топлива	147
4.3. Расчет характеристик рабочего процесса маршевого двигателя	171
4.4. Высотно-скоростные и тягово-экономические характеристики двигателя	174

Глава 5. Регулирование рабочего процесса в ракетно-прямоточных двигателях на твердом топливе	179
5.1. Переход от стартового режима работы силовой установки к маршевому	179
5.2. Возникновение колебаний потока и конструкции в процессе работы двигателя	180
5.3. Система автоматического регулирования расхода маршевого топлива	184
Глава 6. Расчет теплового состояния и прочности элементов конструкции ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе	194
6.1. Расчет теплообмена элементов конструкции двигателя	195
6.2. Прочность элементов конструкции ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе с учетом аэродинамического нагрева и внешних нагрузок	201
Глава 7. Оценка срока службы ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе	230
Глава 8. Системы автоматизации проектирования ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе	237
8.1. Система автоматизации проектирования КОМПАС	239
8.2. Система автоматизации проектирования AutoCAD	241
8.3. Система автоматизации проектирования SolidWorks	243
8.4. Система автоматизации проектирования CATIA	247
8.5. Использование пакетов САПР при расчете заряда твердого ракетного топлива	254
Литература	257
Приложение 1. Характеристики продуктов сгорания стартового и маршевого топлив РПДТ	260
Приложение 2. К определению геометрических характеристик поверхностей сжатия ВЗУ	264
Приложение 3. Характеристики регулируемого газогенератора на твердом топливе	307

Предисловие

В ранее опубликованном авторами учебнике «Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе» (М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014) была изложена методология расчетно-конструкторской разработки ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе различных (возможных) схем с обоснованием выбранных массогабаритных параметров ДУ и ее составных агрегатов на этапе технического предложения (аванпроекта). В упомянутом учебном пособии были приведены основы расчета характеристик двигателей и их узлов (дроссельных характеристик воздухозаборных устройств, высотно-скоростных и тягово-экономических характеристик, прочности основных силовых агрегатов конструкций в условиях аэродинамического и внутреннего нагрева и др.), позволяющих выполнять основные термодинамические, газодинамические, тепловые и прочностные расчетные исследования в обоснование выбора конструктивной схемы и основных размеров ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе.

Для выбора компоновки ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе, удовлетворяющей требованиям технического задания, были рассмотрены конструктивные схемы двигательной установки, различающиеся формой, количеством и местом расположения ВЗУ и других устройств, на примере ракет класса воздух–воздух, к которым предъявляют наиболее жесткие требования по массогабаритным характеристикам и условиям эксплуатации.

В настоящем учебном пособии, задуманном авторами как логическое продолжение предшествующего, изложена теория и методология конструирования ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе на этапе эскизного проектирования. На этом этапе, как известно, разрабатывают конструкторские документы, совокупность которых определяет конструкцию двигателя и является основой для создания впоследствии рабочей конструкторской документации.

На примере ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе для ракеты класса воздух–воздух выполнены оптимизационные расчеты двигателя в качестве стартово-разгонной ступени. С помощью полученных характеристик найдены минимальная масса снаряженной силовой установки и геометрические параметры стартового двигателя, что позволяет сформировать технический облик ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе. Для бессоплового стартового двигателя определены параметры рабочего процесса при заданных геометрических размерах и параметрах состава твердого топлива.

Рассчитаны параметры воздухозаборного устройства, спроектирована маршевая ступень ракеты, регулируемый газогенератор и вычислены параметры его рабочего процесса. Проведены расчеты параметров оптимального рабочего процесса в камере сгорания на маршевом режиме работы двигателя. Оценены тягово-экономические характеристики маршевого двигателя для выбранных режимов полета ракеты и определены летно-технические характеристики ракеты.

При выполнении эскизного проектирования, как правило, используют опыт разработки изделий-аналогов и выбирают прототип. Системы, агрегаты и узлы, не имеющие прототипов, подвергают экспериментальной проверке, для чего изготавливают их экспериментальные или макетные образцы и разрабатывают программы автономных испытаний элементов конструкции. Для наиболее сложных узлов конструкции ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе проводят научно-исследовательские работы, посвященные созданию конструкций, технологий изготовления и экспериментальному исследованию их характеристик. Изложение материала книги построено как пример уточнения выбранной на этапе аванпроекта базовой компоновки РПДТ с двухпатрубковым подфюзеляжным ВЗУ (взаимное расположение патрубков под углом 90° друг к другу) для ракеты без крыльев. Для проведения расчетов в Приложениях приведены основные характеристики стартового и маршевого топлива ВЗУ и ГГ.

В учебном пособии приведены примеры расчетов внутрибаллистических, энергетических, тяговых, высотно-скоростных и тягово-экономических характеристик ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе, внутрикамерных процессов в нем. Проиллюстрирована конструктивная проработка силовой установки, в частности газогенератора, переходного отсека с регулятором расхода маршевого топлива, воздухозаборного устройства и устройства раскрытия его входа, схемы электрооборудования двигателя. Описаны алгоритмы системы регулирования расходом топлива и управления переходным отсеком. На базе выполненных экспериментов на аэродинамических моделях получены дроссельные характеристики воздухозаборного устройства и аэродинамические характеристики ракеты. Приведены результаты расчетов прочности и температур элементов ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе, а также его массовые, центrovочные и моментные параметры.

Список основных сокращений

АДХ	— аэродинамические характеристики
АР	— авиационная ракета
АСП	— авиационные средства поражения
БСРД	— бесопловой ракетный двигатель
БСРДТТ	— бесопловой ракетный двигатель на твердом топливе
БЦВМ	— бортовая цифровая вычислительная машина
ВБХ	— внутрибаллистические характеристики
ВЗУ	— воздухозаборное устройство
ВСХ	— высотно-скоростные характеристики
ГГ	— газогенератор
ГПВРД	— гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель
ГТД	— газотурбинный двигатель
ДУ	— двигательная установка
ДХ	— дроссельная характеристика
ЖРД	— жидкостной ракетный двигатель
ЗУР	— зенитная управляемая ракета
ЗКС	— защитно-крепящий слой
ИМ	— имитационная модель
ИРПДТ	— интегральный ракетно-прямоточный двигатель на твердом топливе
КС	— камера сгорания
КСУ	— комбинированная силовая установка
ЛА	— летательный аппарат
ЛТХ	— летно-технические характеристики
ММ	— математическая модель
МТ	— маршевое топливо
НДС	— напряженно-деформированное состояние
ПВРД	— прямоточный воздушно-реактивный двигатель
ППП	— прямолинейный горизонтальный полет
РДТТ	— ракетный двигатель на твердом топливе
РПДТ	— ракетно-прямоточный двигатель на твердом топливе

РРД	— режимы работы двигателя
САР	— система автоматического регулирования
СД	— стартовый двигатель
СПВРД	— сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель
СУ	— силовая установка
ТЗП	— теплозащитное покрытие
ТТ	— твердое топливо
ТЭХ	— тягово-экономические характеристики
ЦМ	— центр масс
ЦТ	— центральное тело
ЭВМ	— электронная вычислительная машина
ЭВ	— электровоспламенитель

Глава 1

Основы проектирования прямоточных воздушно-реактивных двигателей на твердом топливе в составе летательных аппаратов

До недавнего времени самым быстрым в мире летательным аппаратом (ЛА) был сверхзвуковой стратегический разведчик SR-71A (США), имевший максимальное число Маха полета $M_{пол} = 3,2$. После снятия его с вооружения его место занял отечественный перехватчик МиГ-31.

На рис. 1.1 показаны параметры серийных, опытных (экспериментальных) и разрабатываемых в различные годы высокоскоростных ЛА.

Естественно, что рост высот и скоростей полета ЛА требует постоянного совершенствования авиационных средств поражения (АСП). Основным видом АСП в настоящее время является авиационное ракетное вооружение. Ракеты различных классов и назначения с внутритриатмосферной зоной эксплуатации (воздух—поверхность, воздух—воздух и др.) приобретают все большее значение в современных войнах и военных конфликтах различного масштаба. Возможность ракетного вооружения точно поражать малоразмерные и

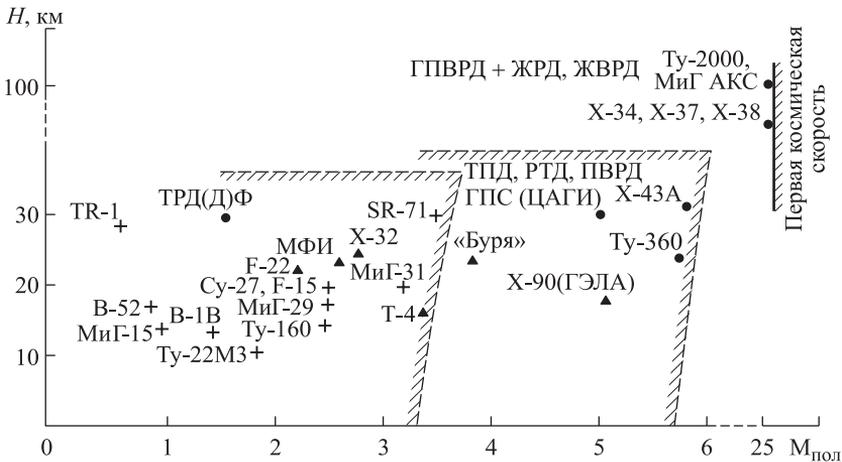


Рис. 1.1. Параметры серийных, опытных и разрабатываемых сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов:

+ — серийные ЛА; ● — опытные ЛА; ▲ — проекты ЛА

Отметим основные требования, предъявляемые к электрооборудованию РПДТ:

должно быть работоспособно в течение срока службы РПДТ без проведения ремонтных и регламентных работ;

должно безотказно работать во время и после воздействия вибрационных и ударных нагрузок, пониженных и повышенных температур, повышенной влажности окружающего воздуха и других внешних воздействий на РПДТ в соответствии с требованиями, указанными в ТЗ;

гарантийные сроки на комплектующие элементы электрооборудования должны соответствовать гарантийным срокам РПДТ;

изоляция между электрически изолированными цепями должна выдерживать без пробоя напряжение:

200 В — в нормальных климатических условиях;

160 В — при повышенной влажности (до 100 % при 35...40 °С);

сопротивление изоляции между электрически изолированными цепями и корпусом должно быть:

не менее 20 МОм — в нормальных климатических условиях;

не менее 5 МОм — при повышенной температуре;

не менее 1 МОм — при повышенной влажности.

Контрольные вопросы

1. Укажите области рационального применения ПВРД, РПДТ, СПВРД, ГПВРД.
2. Назовите преимущества и недостатки ПВРД.
3. Приведите схему РПДТ, обеспечивающую регулирование тяги и используемую для создания расчетной модели.
4. Перечислите структурные элементы, входящие в математическую модель РПДТ.
5. Какие типы уравнений используются при разработке математической модели РПДТ?
6. Каким образом моделируется работа воздухозаборного устройства РПДТ?
7. Дайте определение и приведите пример характеристики ВЗУ.
8. Какие параметры влияют на характеристики ВЗУ?
9. Каким образом моделируется рабочий процесс в РПДТ?
10. Дайте определение эффективных характеристик силовой установки летательного аппарата.
11. Приведите схему сил, действующих на ЦМ летательного аппарата в полете.
12. Каким образом проверяется адекватность математической модели силовой установки летательного аппарата с РПДТ?
13. Сформулируйте задачу оптимизации силовой установки летательного аппарата с РПДТ.
14. Перечислите назначение и состав стартовой и маршевой ступеней силовой установки летательного аппарата с РПДТ.
15. Перечислите основные функции электрооборудования РПДТ.

Глава 2

Проектирование стартово-разгонных двигателей авиационных ракет

Правильный выбор конструкции и параметров стартово-разгонной ступени имеет существенное значение для внешнебаллистических характеристик ЛА с РПДТ. Определяющим параметром в данном случае является число Маха подхвата $M_{п}$ в конце разгонного режима. Обычно число $M_{п}$ составляет примерно 1,7–1,8, что обеспечивает достаточные ТЭХ на режиме работы РПДТ для осуществления разгона до расчетного значения числа $M_{пол}$.

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

2.1. Типы стартово-разгонных двигателей

В процессе развития концепции интеграции разработаны две конструктивные схемы стартово-разгонных ступеней, в которых по-разному решается проблема перехода от режима работы РДТТ на режим работы воздушно-реактивного двигателя. Проблема заключается в существенной разнице давлений на ракетном и прямоточном режимах, отличающихся более чем на порядок.

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

Ракетный двигатель вставляется в КС РПДТ, центрируется с помощью деревянных реек и фиксируется штифтами от осевого перемещения. При сра-

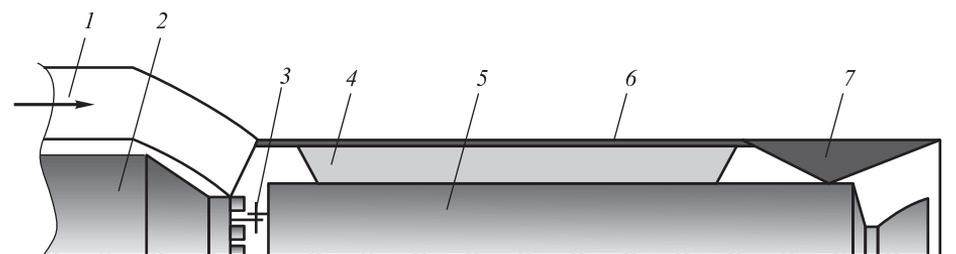


Рис. 2.1. Схема стартово-разгонной ступени с вкладным РДТТ:

1 — вход воздуха; 2 — ГГ; 3 — штифт; 4 — центрирующая рейка; 5 — вкладной РДТТ; 6 — корпус РПДТ с ТЗП; 7 — сопло РПДТ

2.7. Расчет предельных характеристик бессоплового двигателя

Значения предельных характеристик БСРД, рассчитанные с учетом случайных отклонений (разбросов), определяются по следующим зависимостям:

$$\bar{p}_k = \frac{1}{\tau_n} \int_0^{\tau} p_{kj} d\tau; \quad (2.12)$$

$$p_{k.пред} = \bar{p}_{k+60 \text{ бп}}^{\max} \left(1 \pm \frac{\Delta p}{p} \right); \quad (2.13)$$

$$P_{пред} = \bar{P}_{+60 \text{ бп}}^{\max} \left(1 \pm \frac{\Delta P}{P} \right); \quad (2.14)$$

$$\tau_{пред} = \bar{\tau}_{+60 \text{ бп}}^{\max} \left(1 \pm \frac{\Delta \tau}{\tau} \right); \quad (2.15)$$

$$I_{т.пред} = \bar{I}_{т+60 \text{ бп}}^{\max} \left(1 \pm \frac{\Delta I_t}{I_t} \right); \quad (2.16)$$

где $\bar{p}_k, \bar{R}, \bar{\tau}$ — символы под чертой — математические ожидания расчетных значений давления, тяги и времени; $\Delta p_k/p_k, \Delta P/P, \Delta \tau/\tau, \Delta I_t/I_t$ — среднеквадратические отклонения давления в КС, тяги, времени и суммарного импульса тяги соответственно.

Результаты расчетов по формулам (2.7)–(2.16) представлены в табл. 2.5.

Таблица 2.5

Результаты расчетов энергетических характеристик бессоплового двигателя

Параметр	Номинальное значение	Максимальное значение	Минимальное значение
Максимальное давление в КС, МПа	14,8	15,9	—
Максимальная тяга, Н	77302	81715	—
Время работы, с	1,575...2,2	2,29	1,51
Суммарный импульс тяги, Н·с	103 285...106 967	110 000	100 360

Таким образом, рассчитанные обтекания ВБХ позволяют на этапе жизненного цикла разработки оптимизировать конструкцию БСРД при выполнении всех требований технического задания.

Контрольные вопросы

1. Сформулируйте назначение стартово-разгонной ступени РПДТ.
2. Приведите схему стартово-разгонной ступени с вкладным РДТТ.

3. Приведите схему стартово-разгонной ступени со встроенным РДТТ в КС РПДТ.
4. Перечислите преимущества стартово-разгонной ступени с беспопловым РДТТ.
5. Чем обосновывается выбор стартово-разгонной ступени с вкладным или встроенным РДТТ?
6. Перечислите особенности рабочего процесса в беспопловом РДТТ.
7. В чем заключается методика расчета беспоплового РДТТ?
8. Сформулируйте влияние напряженно-деформированного состояния заряда твердого топлива на внутрибаллистические характеристики беспоплового РДТТ.
9. Приведите характерное изменение тяги беспоплового РДТТ от времени работы.
10. Каким образом начальная температура твердого топлива влияет на внутрибаллистические и энергетические характеристики беспоплового РДТТ?
11. Перечислите факторы, определяющие разброс внутрибаллистических характеристик беспоплового РДТТ.

Глава 3

Проектирование воздухозаборных устройств двигателей авиационных ракет

Воздухозаборное устройство является важным интегрирующим конструктивным узлом двигателя и ракеты. Основными показателями при выборе компоновки ВЗУ на ракете являются дальность, скорость и высота полета, а также маневренность и возможности систем управления ракетой.

3.1. Компоновка воздухозаборного устройства на ракете

В настоящее время в ракетах с РПД применяют лобовые и примыкающие ВЗУ (рис. 3.1).

Примыкающие ВЗУ бывают одно- и многоканальными. К одноканальным воздухозаборникам относятся осесимметричные (рис 3.1, *а*), подлокаторные (рис. 3.1, *б*) и экранные (рис 3.1, *ж*) ВЗУ. Многоканальные ВЗУ могут состоять из двух (рис. 3.1, *д* и *е*), трех (рис. 3.1, *в*) или четырех (рис. 3.1, *з*) каналов с раз-

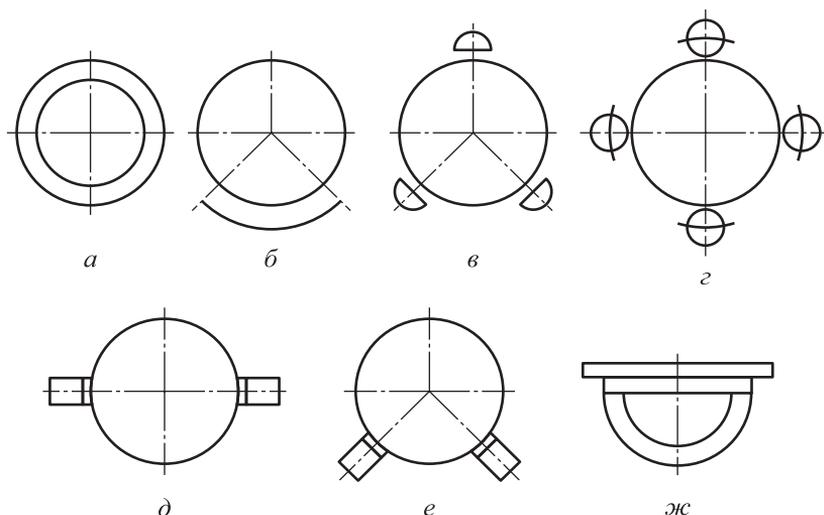


Рис. 3.1. Типы ВЗУ:

а — осесимметричный; *б* — подлокаторный; *в* — трехканальный; *г* — четырехканальный; *д* — двухканальный под углом 180° ; *е* — двухканальный под углом 90° ; *ж* — экранный

хода. Первый заключается в численном решении уравнений Навье — Стокса применительно ко всей области течения в канале ВЗУ. Вторым подходом подразумевается разделение рассматриваемой области течения на зоны, в каждой из которых применяются специальные численные методы. Как правило, методика расчета характеристик сверхзвуковых ВЗУ основана на численном решении двумерных уравнений Эйлера методом сквозного счета, на интегральном методе расчета пограничного слоя и на одномерных уравнениях газовой динамики. Эта методика учитывает вязко-невязкое взаимодействие (пограничный слой и отрыв потока), позволяет рассчитывать дроссельные характеристики ВЗУ с учетом отсоса воздуха, замыкающего скачка уплотнения в дозвуковом диффузоре или выбитой ударной волны на входе. Однако коэффициент восстановления полного давления σ и коэффициент расхода воздуха φ ВЗУ с достаточной степенью точности можно определить по следующим формулам:

$$\sigma = \sigma_c \sigma_{д.к};$$

$$\varphi = \frac{F_1 q(M_{1-1})}{F_0 q(M_{пол})} \sigma_k,$$

где $\sigma_c = \sigma_k \sigma_{пр.ск}$; $\sigma_k = \sigma_1 \sigma_2 \dots \sigma_m$; σ_1 , σ_2 , σ_m и $\sigma_{пр.ск}$ — коэффициенты восстановления полного давления в косых скачках уплотнения и в замыкающем прямом скачке, определенные по числу Маха M_{1-1} на входе, F_1 и F_0 . Значения коэффициентов σ_k и чисел M_{1-1} могут быть взяты из соответствующих графиков для параметров потока на многоступенчатых поверхностях торможения, приведенных в на рис. П.2.5–П.2.16. Коэффициент восстановления полного давления в дозвуковом канале $\sigma_{д.к}$, расположенном за горлом, определяется с использованием методики расчета течения в дозвуковых диффузорах.

Контрольные вопросы

1. Перечислите показатели, используемые при выборе компоновки ВЗУ на летательном аппарате.
2. Перечислите типы ВЗУ, используемые на летательном аппарате.
3. В чем заключается отличие ВЗУ внешнего, внутреннего и смешанного сжатия?
4. В чем состоит назначение и особенности псевдоскачка уплотнения при торможении потока от сверхзвуковых до дозвуковых скоростей?
5. Каким образом определяется коэффициент восстановления полного давления в ВЗУ?
6. Каким образом определяется коэффициент расхода воздуха ВЗУ?
7. Каким образом определяется коэффициент волнового сопротивления ВЗУ?
8. Приведите пример типовых характеристик ВЗУ.
9. Дайте определение явления помпажа в РПДТ.
10. В чем заключаются особенности совместной работы ВЗУ и камеры сгорания на стартово-разгонном участке полета?

-
11. Назовите физическую причину возникновения колебаний давления в камере сгорания РПД?
 12. Чем определяется частота колебаний давления, возникающих в дозвуковых каналах ВЗУ?
 13. В чем заключается влияние числа Маха полета на характеристики ВЗУ?
 14. В чем заключаются особенности работы ВЗУ в условиях регулирования?
 15. Приведите основные положения проектирования воздуховорных устройств.
 16. Перечислите основы методики выбора расчетного числа Маха и числа Маха запуска ВЗУ.
 17. Приведите схемы ВЗУ с многоступенчатой и с одноступенчатой поверхностями сжатия.
 18. Перечислите основы методики проектирования, расчета и профилирования ВЗУ.

Глава 4

Проектирование маршевых двигателей авиационных ракет

Газогенератор маршевой ступени ракеты с РПДТ предназначен для первоначальной газификации ТТ и выноса продуктов первичного горения из камеры ГГ в КС. Основным требованием к топливу является максимальное содержание высокоэнергетических горючих компонентов в продуктах первичного горения. Данное обстоятельство, наряду с высоким содержанием металлов в составе топлива, приводит к значительной доле конденсированной фазы (к-фазы) в продуктах сгорания маршевого топлива. Наличие значительной доли к-фазы создает ряд проблем с организацией рабочего процесса в ГГ и КС, в частности обеспечение полного выноса ее из ГГ и шлакование сопловых отверстий.

Опыт проектирования РПДТ показал, что для АР, эксплуатируемых в широком температурном диапазоне и на высоте 0...25 км, необходимо непрерывное регулирование расхода маршевого топлива. В случае регулирования расхода с помощью изменения площади выходных отверстий ГГ для обеспечения заданной глубины регулирования значение показателя в законе скорости горения $u = u_1 p^v$ должно быть на уровне $v = 0,5-0,6$, что предъявляет дополнительные требования к топливу. Кроме того, высокие скорости и длительное время работы РПДТ приводят к интенсивному прогреву корпуса и заряда ГГ вследствие аэродинамического нагрева, что может изменить характеристики двигателя по сравнению со стендовыми (полученными в стационарных условиях) значениями. Наличие интенсивного аэродинамического нагрева также должно быть учтено при расчетах ВБХ заряда и проектировании сопел ГГ или регулятора расхода.

4.1. Проектирование газогенератора маршевого двигателя

Целью расчета является определение ВБХ, т. е. давления, времени работы и расхода ГГ, а также определение площади проходных сечений регулятора расхода маршевого топлива и закона изменения площади открываемых отверстий в зависимости от требуемого расхода. Значения ВБХ определяются как для стендовых испытаний, так и для работы в условиях аэродинамического нагрева.

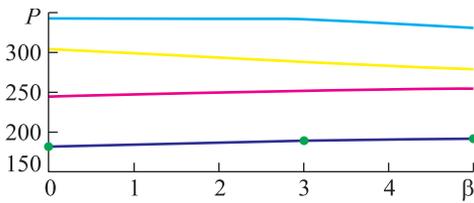


Рис. 4.51. Зависимость тяги P от угла скольжения β (маршевый полет по схеме X при $H = 10$ км, $M = 3$, коэффициент избытка воздуха $\alpha_n = 4$) при угле атаки:
 — $\alpha = -5^\circ$; — $\alpha = 0^\circ$; — $\alpha = 5^\circ$; — $\alpha = 10^\circ$; • — значения α_n выходят за назначенный интервал

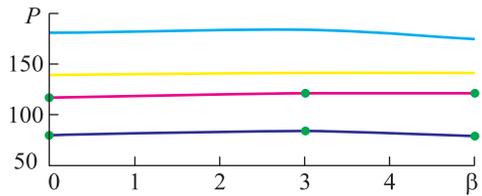


Рис. 4.52. Зависимость тяги P от угла скольжения β (маршевый полет по схеме X при $H = 18$ км, $M = 4$, $\alpha_n = 2$) при угле атаки:
 — $\alpha = -5^\circ$; — $\alpha = 0^\circ$; — $\alpha = 5^\circ$; — $\alpha = 10^\circ$; • — значения α_n выходят за назначенный интервал

На рис. 4.47–4.52 приведены зависимости ТЭХ РПДТ от угла атаки и угла скольжения для полета с ориентацией по углу крена X . Отдельные значения тяги получены при расходах топлива, выходящих из назначенного интервала регулирования (такие значения тяги на графиках выделены точками).

Контрольные вопросы

1. Чем обусловлены проблемы организации рабочего процесса в газогенераторе и камере дожигания РПДТ?
2. Перечислите основные стадии расчета газогенератора РПДТ на стационарном режиме работы.
3. Перечислите основные стадии расчета газогенератора РПДТ при выходе на стационарный режим и на режиме спада давления.
4. Каким образом влияет внешний аэродинамический нагрев корпуса газогенератора РПД на его внутриваллистические характеристики?
5. Предельные отклонения каких параметров газогенератора и твердого топлива являются определяющими?
6. Перечислите основное назначение и особенности регулятора расхода твердого топлива в РПДТ.
7. В чем заключаются особенности расчета регулятора расхода РПДТ?
8. Каким образом рассчитывают требуемое значение перемещения регулятора расхода в виде центрального тела?
9. Приведите пример расходной характеристики регулятора при перемещении ЦТ, каким образом он определяется?
10. Каким образом определяется тепловое состояние регулятора расхода продуктов газогенерации РПДТ?
11. В чем заключаются особенности расчета теплового состояния конструкции регулятора?

12. Перечислите особенности течения продуктов газогенерации топлива во внутреннем газовом тракте регулируемого газогенератора.

13. Объясните влияние конденсированных продуктов газогенерации на газодинамическую картину течения во внутреннем газовом тракте регулируемого газогенератора.

14. Перечислите основные этапы и особенности расчета характеристик рабочего процесса маршевого двигателя РПДТ.

15. В чем заключается влияние конструктивных и режимных параметров работы РПДТ на тягово-импульсные характеристики РПДТ?

16. Как влияют на полноту дожигания твердого топлива в КДЖ коэффициент избытка воздуха и число Маха полета?

Глава 5

Регулирование рабочего процесса в ракетно-прямоточных двигателях на твердом топливе

После выключения стартового двигателя (СД) реализуется переходный режим, включающий в себя ряд операций по обеспечению запуска ГГ и устойчивой работы маршевого двигателя. Для определения начала переходного режима в конструкции КС маршевого двигателя предусмотрен датчик статического давления. Сигналом к началу переходного режима служит спад давления, регистрируемый этим датчиком, в соответствии с алгоритмом управления. Помимо функции сигнализатора переходного режима, датчик совместно с системой управления ракетой задействован также в поддержании сверхкритического перепада давления между камерой ГГ и маршевой КС. Это позволяет исключить режимы, при которых внутрикамерный процесс в КС влияет на процессы в ГГ.

5.1. Переход от стартового режима работы силовой установки к маршевому

В конце работы СД давление в КС падает. При получении сигнала от датчика статического давления, установленного в КС, о спаде давления до уровня 0,4 МПа (значение уточняется в процессе последующей стендовой отработки) обеспечивается подача напряжения питания на разъем блока помехозащиты ВЗУ1 и ВЗУ2, в результате которого срабатывает пиропатрон и вскрываются заглушки входа в ВЗУ. Открытие заглушек входа в КС происходит под напором воздуха, поступающего в ВЗУ.

Через промежуток времени $\tau \leq 0,1$ с после вскрытия патрубков ВЗУ подается напряжение питания на электровоспламенитель воспламенительного устройства ГГ, и происходит запуск ГГ. Одновременно напряжение питания поступает на датчики давления и температуры заряда маршевого твердого топлива. Сигнал с датчика давления ГГ поступает в систему управления ракетой на протяжении всего времени работы ГГ и используется в алгоритме управления расходом ГГ.

Выбранная пауза $\tau = 0,1$ с обеспечивает догорание остатков стартового топлива в КС в потоке воздуха из ВЗУ и стабилизацию течения в воздушном тракте после вскрытия заглушек, а также поддержание критического перепада

Используя приведенные данные как исходные, выбираем параметры силового каскада и источника питания из условия, что

$$E_{xx} = I_{\max}^* (R_{\text{ДВ}} + R_{\text{ИП}} + R_{\text{рег}}) + C_e^* \omega, \quad (5.1)$$

где $R_{\text{ДВ}}$ — сопротивление электродвигателя; $R_{\text{ИП}}$ — внутреннее сопротивление источника питания; $R_{\text{рег}}$ — суммарное сопротивление ключей силового каскада, датчика тока и проводников, связывающих эти элементы; I_{\max} — ток, соответствующий максимальному моменту, $I_{\max} = M_{\max}/(q\eta C_M) = 32/(301 \cdot 0,63 \cdot 0,032) = 5,27$ А; C_e — коэффициент противоЭДС двигателя; E_{xx} — ЭДС источника питания; ω — скорость вращения электродвигателя при максимальном моменте, $\omega = \Omega_{\max} q = 2,45 \cdot 301 = 738$ рад/с.

Подставляя в (5.1), получим

$$E_{xx} = 5,27(4,5 + 0,2 + R_{\text{ИП}}) + 0,033 \cdot 738 = 49,14 + 5,27 R_{\text{ИП}}. \quad (5.2)$$

Учитывая, что от этого же источника будет запитана управляющая часть системы регулирования, при использовании линейного двухполярного стабилизатора целесообразно выбрать ИП, состоящий либо из двух тепловых батарей, либо из одной с отводом от середины.

При применении ВИП с двухполярным выходным напряжением $U_{\text{Дос}} = \pm 15$ В коэффициент передачи по ДОС

$$K_{\text{дос}} = U_{\text{дос}} q_{\text{дос}} q_{\text{ип}} \alpha_{\text{дос}} = 30 \cdot 8 \cdot 1/320 = 0,75 \text{ В/град.}$$

Входной сигнал $\delta_{\text{зад}}$ поступает от бортовой ЭВМ с коэффициентом 0,5 В/град. Сигнал обратной связи и входной сигнал суммируются на усилителе-сумматоре с соответствующими коэффициентами, и результирующий сигнал ошибки поступает на ШИМ, который переводит постоянное напряжение в широтно-модулированный сигнал с частотой 5...8 кГц. Сигнал ошибки, соответствующий коэффициенту заполнения импульсов и равный 1, эквивалентен 0,5 град поворота регулятора. ШИМ не содержит задающего генератора, а формируется за счет обратной связи по выходному напряжению, поступающему с силового каскада. От ШИМ модулированный сигнал ошибки поступает на УТО, которое отключает силовой каскад при достижении максимального мгновенного значения тока двигателя. Ток преобразуется датчиком тока, представляющим собой точный низкоомный резистор, в напряжение, усиливается УТ, и поступает на УТО.

Силовой каскад представляет собой мостовой усилитель тока, напряжение питания поступает от источника питания. В качестве ключей можно использовать полевые или IGBT-транзисторы.

Контрольные вопросы

1. Включается процесс перехода от стартового режима работы силовой установки к маршевому?
2. Каковы причины возникновения колебаний параметров рабочего тела в выходном сечении камеры сгорания перед соплом?

-
3. Назовите назначение системы автоматического регулирования расхода маршевого топлива РПДТ.
 4. Каким образом реализуется алгоритм регулирования расхода маршевого топлива РПДТ?
 5. Что является регулирующей величиной при регулировании расхода маршевого топлива?
 6. Как определяется оптимальное давление в газогенераторе, при котором начинается регулирование при запуске газогенератора?
 7. Перечислите основные регистрируемые параметры, используемые при регулировании расхода маршевого топлива.
 8. Как определяются потребные энергетические характеристики силового каскада регулятора расхода маршевого топлива?
 9. Каким образом система автоматического управления компенсирует ошибку при регулировании расхода маршевого топлива?

Глава 6

Расчет теплового состояния и прочности элементов конструкции ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе

Основной целью расчета теплового состояния и прочности элементов конструкции РПДТ является выбор конструкции теплозащиты элементов силовой установки и ее геометрических характеристик, определение температурных полей несущей конструкции ДУ при воздействии высокоскоростного и высокотемпературного потока, обтекающего корпус ДУ, в условиях максимальных скоростей в автономном полете после максимальной тепловой нагрузки в совместном с самолетом-носителем полете.

Примем следующие теплофизические характеристики материалов элементов конструкции стартового двигателя (табл. 6.1).

Теплофизические характеристики материалов элементов конструкции ГГ приведены в табл. 6.2.

Таблица 6.1

Теплофизические характеристики материалов элементов конструкции стартового двигателя

Материал	Характеристики		
	λ , Вт/(м·К)	C_p , кДж/(кг·К)	ρ , кг/м ³
Сталь (аналог 12X18H9)	39,66	0,56	8000
Теплозащитное покрытие	0,31	1,66	1008
Защитно-крепящий слой	0,16	1,52	1002

Таблица 6.2

Теплофизические характеристики материалов элементов конструкции газогенератора

Материал	Характеристики		
	λ , Вт/(м·К)	C_p , кДж/(кг·К)	ρ , кг/м ³
Сталь (аналог 12X18H9)	39,66	0,56	8000
Теплозащитное покрытие	0,31	1,66	1008
Защитно-крепящий слой	0,16	1,52	1002

$$\left[\frac{\sigma_a}{E_{2\%}} \right]_{T=-50} = 0,0162; \quad \left[\frac{\sigma_{\text{экв}}}{E_{2\%}} \right]_{T=-50} = 0,206.$$

Условие (6.9) выполняется, а значит, прочность заряда ГТ по напряжениям обеспечивается. Уровень напряжений в заряде при $T = -50^\circ\text{C}$ не опасен с точки зрения прочностной работоспособности.

Контрольные вопросы

1. Перечислите основные конструкционные материалы конструкции РПДТ и их основные теплофизические характеристики.
2. Для каких условий проводятся тепловые расчеты конструкции РПДТ?
3. Что обуславливает снижение несущей способности элементов конструкции РПДТ?
4. Как рассчитывается внутреннее предельное давление для различных элементов корпуса РПДТ?
5. Каким образом проводится расчет напряженно-деформированного состояния воздухозаборного устройства?
6. Какие необходимы данные для расчета напряженно-деформированного состояния элементов конструкции РПДТ?
7. Какие используются допущения при расчете на прочность силового элемента регулятора расхода маршевого топлива?
8. Какие гипотезы и теории используются при определении эквивалентных напряжений в элементах конструкции РПДТ?
9. В чем заключаются особенности расчета напряженно-деформированного состояния зарядов твердого топлива?
10. Каким методом рассчитывается напряженно-деформированное состояние заряда стартового двигателя?
11. Для каких интервалов начальных температур твердого топлива рассчитывается напряженно-деформированное состояние заряда?
12. Каким образом влияет и учитывается время хранения (эксплуатации) заряда твердого топлива на его напряженно-деформированное состояние?
13. В чем заключаются особенности расчета напряженно-деформированного состояния заряда маршевого топлива?
14. В каких зонах достигают максимального уровня расчетные значения эквивалентных напряжений заряда маршевого топлива?

Глава 7

Оценка срока службы ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе

Анализ напряжений и деформации при воздействии внутреннего давления и нагрева стартового и маршевого зарядов показал, что минимальный коэффициент запаса прочности заряда стартового ТТ при воздействии нагрева достигается при $T_n = -45^\circ\text{C}$. При совместном действии внутреннего давления и нагрева минимальная прочность стартового заряда соответствует температуре $T_n = 60^\circ\text{C}$ в начальный момент работы двигателя (как по напряжениям, так и по деформациям). Максимальные значения контактных напряжений достигаются в области корпуса над критическим сечением сопла.

Для заряда ГТ маршевой ступени максимальные расчетные значения эквивалентных напряжений достигаются в зоне скрепления заряда с корпусом.

Для анализа напряжения и деформации РПДТ при вибрациях, ударах и перегрузках рассматривается модель процесса ускорения в виде спектральной плотности вибраций для режима полета ракеты совместно с самолетом-носителем. В качестве исходных выбираются данные, представленные ранее в гл. 2 и 4.

Спектральные плотности вибраций γ_v ракеты приведены на рис. 7.1–7.3.

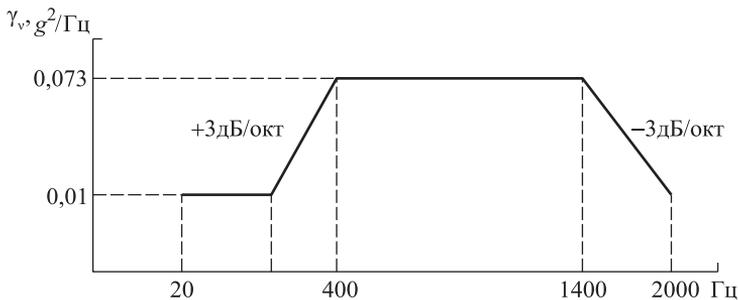


Рис. 7.1. Спектральная плотность вибраций ракеты при полете с самолетом-носителем:

направления вибрации — X , Y и Z ; амплитуда вибрации по направлению X равна половине от амплитуды вибраций по другим осям; время воздействия — 400 мин по направлениям X , Y и Z ; точки приложения силы в полете ракеты с самолетом-носителем — нагрузка распределена по всей поверхности

ний служат основанием для подтверждения эффективности принятых средств и организационных мероприятий по защите РПДТ от воздействий факторов окружающей среды.

Контрольные вопросы

1. Как учитываются вибрации, удары и перегрузки при расчете напряженно-деформированного состояния РПДТ?
2. Какие частоты вибраций являются характерными для автономного полета летательного аппарата с РПДТ и полета на маршевом режиме?
3. Какие величины являются начальными условиями для динамического расчета конструкции корпуса РПДТ?
4. Каким образом в расчетах учитываются демпфирующие свойства конструкции?
5. Какими факторами определяется ресурс РПДТ?
6. Какие условия с точки зрения старения топлива являются более напряженными в течение срока хранения и назначенного срока службы?
7. Какие факторы воздействия окружающей среды учитывают при оценке эффективности применения РПДТ в составе летательного аппарата?

Глава 8

Системы автоматизации проектирования ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе

Система автоматизации проектирования (САПР) — это организационно-техническая система, предназначенная для автоматизированного проектирования и состоящая из комплекса средств автоматизированного проектирования и соответствующих подразделений проектной организации.

Появление САПР было вызвано возросшей сложностью проектирования промышленных объектов, так как возможности человека при проектировании не позволяют охватить и увязать все системы объекта проектирования и выбрать оптимальный вариант. Необходима комплексная автоматизация проектирования на всех уровнях (начиная с предпроектного анализа и заканчивая испытаниями с обработкой результатов на ЭВМ).

Цели САПР заключаются в повышении качества продукции, уменьшении трудоемкости и сокращении сроков проектирования при повышенной сложности объектов. В основе автоматизированного проектирования лежит стандартизация деталей и сборочных единиц, унификация функциональных элементов, методов расчета и технологических процессов.

Современный ракетный двигатель является сложным изделием, и при его проектировании приходится работать с большим количеством конструктивных элементов и оборудования и, кроме того, управлять большой базой данных разнородной информации. На рис. 8.1 показана схема процесса проектирования двигателя с применением САПР.

Большинство крупных российских компаний — разработчиков САПР успешно применяет современные технологии проектирования и инженерного анализа. Все большее количество предприятий внедряют CAD/CAE/CAM-системы. Решив проблемы с расчетами теплового состояния элементов конструкции РПДТ, специалисты хотят более детально исследовать, к примеру, задачи прочности. Для этих целей требуется достаточно сложное программное обеспечение. Задачи ракетного двигателестроения решают многие программные продукты, наиболее известные из которых КОМПАС, AutoCad, SolidWorks, T-Flex, Pro/Engineer, MicroStationModeler, NX(Unigraphics), Catia, Inventor, ANSYS и др. Рассмотрим некоторые из них более подробно.

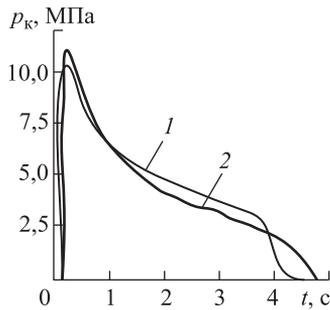


Рис. 8.14. Зависимость p_k от времени при различных показателях степени в законе горения:
1 — $v = 0,28$; 2 — $v = 0,48$

свода $\Delta \varepsilon$ и повторяется процедура расчета площади поверхности, образованной вращением новой линией (2). Данная процедура повторяется N раз до тех пор, пока поверхность горения не выйдет на внутреннюю стенку КС.

После этого на основе изложенной в п. 2.2 методики проводится пересчет

$$F_r(e) \rightarrow p_k(e) \rightarrow F_r(t) \rightarrow p_k(t).$$

Типичная зависимость изменения давления в КС бесоплового РДТГ показана на рис. 8.14.

Таким образом, можно заключить, что система САТИА представляет собой САПР полного жизненного цикла изделия и позволяет выполнять как рабочие чертежи, конструкторскую документацию, так и проводить поверочные

расчеты отдельных элементов ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе.

Контрольные вопросы

1. Перечислите известные вам пакеты САПР и их основные особенности.
2. Какими функциональными возможностями обладают САПР КОМПАС, AutoCAD, SolidWorks, САТИА?
3. Перечислите принципиальные отличия САПР САТИА.
4. В каких пакетах САПР, как правило, выполняют рабочие чертежи деталей РПДТ?
5. Какие преимущества предоставляет 3D-конструирование деталей?
6. В чем заключается смысл понятия «САПР полного жизненного цикла изделия»?
7. Какое практическое применение может иметь дерево конструирования?
8. Какие функциональные возможности имеет САМ-система САТИА?
9. Для каких целей может быть использована визуализация технологических операций в САТИА?
10. Каким образом можно рассчитать площадь поверхности горения заряда твердого топлива с помощью САПР?
11. В чем заключается методика расчета тяги РПДТ с зарядом, для которого характерен произвольный закон изменения площади поверхности горения по времени?

Литература

Основная

Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. 3-е изд. М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит. 1991.

Белов Г.В., Ерохин Б.Т., Киреев В.П. Композиционные материалы в двигателях летательных аппаратов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998.

Бондарюк М.М., Ильяшенко С.М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. М.: Изд-во Оборонной промышленности, 1958.

Васильев Ю.Н., Фрейман А.Д. Точный аналитический метод расчета оптимальной системы скачков уплотнения // Труды ЦАГИ. 1950.

Герман Р. Сверхзвуковые входные диффузоры. М.: ФИЗМАТГИЗ, 1960.

Гуляев А.Н., Козлов В.Е., Секундов А.Н. К созданию универсальной однопараметрической модели для турбулентной вязкости // Изв. РАН, МЖГ. 1993. № 2. С. 69.

Ерохин Б.Т., Липанов А.М. Нестационарные и квазистационарные режимы работы РДТТ. М.: Машиностроение, 1977.

Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: Машиностроение, 1992.

Исаченко В.П., Осипов В.А., Сукомел А.С. Теплопередача. М.: Энергия, 1975.

Костиков В.И., Варенков А.Н. Сверхвысокотемпературные композиционные материалы. М.: Интернет Инжиниринг, 2003.

Обносов Б.В., Сорокин В.А., Яновский Л.С. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе: учебник / под общ. ред. В.А. Сорокина. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014.

Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / под ред. В.К. Кошкина. М.: Машиностроение, 1975.

Петров Г.И., Ухов Е.П. Расчет восстановления давления при переходе от сверхзвукового потока к дозвуковому при различных системах плоских скачков уплотнения. М., 1947.

Райзберг Б.А. Основы теории рабочих процессов в ракетных системах на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1972.

Синюков А.М., Волков Л.И. Баллистическая ракета на твердом топливе. М.: ВИ МО СССР, 1972.

Соркин Р.Е. Теория внутрикамерных процессов в ракетных системах на твердом топливе: внутренняя баллистика. М.: Наука, 1983.

Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки / под ред. Ю.М. Милёхина и В.А. Сорокина. М.: Физматлит, 2010.

Трусов Б.Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1995.

Хилькевич В.Я., Шевченко И.В., Яновский Л.С. Устойчивость рабочего процесса в газогенераторах и двигателях на твердых топливах. М.: Российская инженерная академия, 2000.

Христианович С.А., Гальперин В.Г., Миллиончиков М.Д. Прикладная газовая динамика. М.: Изд-во ЦАГИ, 1948.

Шишков А.А., Панин С.Д., Румянцев Б.В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива: справочник. М.: Машиностроение, 1988.

Дополнительная

Дуганов В.В., Захаров Н.Н. Двумерная методика расчета характеристик сверхзвуковых воздухозаборников с учетом вязко-невязкого взаимодействия // Научно-технический отчет ЦИАМ №10659, 1986.

Елисеев С.Н. Расчет осесимметричных сверхзвуковых воздухозаборников с трехступенчатыми центральными телами методом характеристик // Труды ЦАГИ. 1983. Вып. 2199.

Захаров Н.Н., Кашкин Ю.Ф., Терёшин А.М. Некоторые особенности газовой динамики многоканальных сверхзвуковых воздухозаборников. Тез. докл. «Научные чтения, посвященные 90-летию со дня рождения Главного конструктора М.М. Бондарюка». М., 1989.

Зубков А.И., Соркин Л.И. Влияние вязкости на течение в области прямого скачка уплотнения // Изв. АН СССР ОТН. Механика и машиностроение. 1961. № 1. С. 114–120.

Козлов В.Е., Секундов А.Н., Смирнова И.П. Модели турбулентности для описания течения в струе сжимаемого газа // Изв. АН СССР, МЖГ. 1986. № 6.

Патент на изобретение № 2325544, класс F02K 7/18 (2006.01). Авторы: М.Д. Граменицкий, Н.П. Животов, С.Н. Рыбаулин.

Borovikov A., Gavriliouk V., Gilevich I., Duganov V., Khokhlov A., Stepanov V. Gasdynamic design of supersonic and hypersonic airframe integrated inlets and nozzles // AIAA Paper 96-4549. 1996.

Krasheninnikov S.Yu., Pudovikov D.E., Torokhov S.A. Numerical Modeling of Separate Flows in 3D-diffusers and Synthetic Jets Application for Separation Control // EUCASS-2009. July 6–9th. 2009. Versailles. France.

Oswatisch K. Druckruckgewinn bei Geschossen mit Rückstossantrieb bei hohen Überschallgeschwindigkeiten. Forschungen und Entwicklungen des Heerswaffenamtes. Bericht No. 2. 1005, Göttingen, Januar 1944.

Stowe A.R., Dubois C., Harris P.G. Performance Prediction of a Ducted Rocket Combustor Using a Simulated Solid Fuel // *Journal of Propulsion and Power*. 2004. Vol. 20. No 5. Pp. 936–944.

Vinogradov V.A., Stepanov V.A., Alexandrovich E.V. Numerical and Experimental Investigation of Airframe-Integrated Inlet for High Velocities // *Journal of Propulsion and Power*. 1992. Vol. 8. No. 1. Pp. 151–157.

Приложения

Приложение 1. Характеристики продуктов сгорания стартового и маршевого топлив РПДТ

Таблица П.1.1

**Характеристики стартового топлива в камере сгорания (КС)
стартово-разгонного двигателя (СД)**

В камере сгорания СД

p	T	C_p	k	λ_t	R_T	Z
0,98	3473,9	1,848	1,175	0,38	406,17	0,322
1,96	3565,2	1,851	1,172	0,39	401,04	0,3205
3,92	3654,8	1,854	1,170	0,395	396,11	0,319
6,86	3725,0	1,856	1,168	0,3997	392,28	0,319
9,80	3768,3	1,858	1,166	0,402	389,90	0,319
14,71	3815,7	1,859	1,165	0,405	387,26	0,318
19,61	3848,2	1,860	1,164	0,407	385,42	0,318

В критическом сечении КС СД

p	T	Z	C_p	k	λ_t	$I_{y,n}$	R_T	n
0,57	3324,3	0,330	1,846	1,173	0,372	194,35	406,67	1,1147
1,14	3405,4	0,329	1,848	1,170	0,377	195,69	402,04	1,1171
2,28	3484,1	0,329	1,851	1,168	0,382	196,94	397,62	1,1194
5,69	3582,5	0,328	1,855	1,165	0,388	198,42	392,15	1,1223
8,53	3623,2	0,328	1,858	1,164	0,390	199,01	389,86	1,1234
11,37	3650,9	0,328	1,857	1,163	0,392	199,40	388,28	1,1242

Примечание. Здесь и далее приняты следующие обозначения: p — давление, МПа; T — температура, К; C_p — удельная теплоемкость при постоянном давлении (замороженная), кДж/(кг·К); k — коэффициент адиабаты; k_T — коэффициент адиабаты газа; λ_t — коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К); M_T — средняя молярная масса газовой фазы, г/моль; R_T — газовая постоянная, кДж/(кг·К); Z — массовая доля всех конденсированных фаз; n — показатель политропы; $I_{y,n}$ — удельная тяга (импульс) в пустоте, с; α — коэффициент избытка воздуха; H_B — энтальпия образования воздуха.

Приложение 2. К определению геометрических характеристик поверхностей сжатия ВЗУ

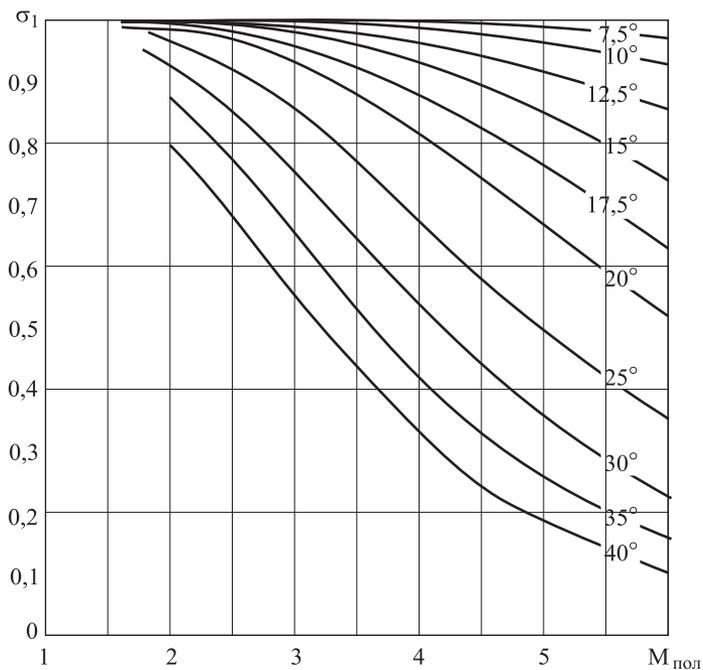


Рис. П.2.1. Зависимости коэффициента восстановления полного давления от числа Маха полета при различных значениях угла конуса θ_1 (одноступенчатый воздухозаборник)

Приложение 3. Характеристики регулируемого газогенератора на твердом топливе

Таблица П.3.1

Характеристики ГГ при $\dot{m} = 0,19$ кг/с

$T, ^\circ\text{C}$	Партия	$p, \text{МПа}$	$+F_{\text{доп}}, \text{см}^2$	$F_{\Sigma}, \text{см}^2$	$\tau, \text{с}$	$\Psi, ^\circ$
60	б	0,377	5,214	5,768	148,7	15,21
	н	0,сх\9	4,634	5,188	148,7	13,95
	м	0,468	4,088	4,642	148,7	12,76
23	б	0,467	4,114	4,668	148,7	12,82
	н	0,518	3,657	4,211	148,7	11,83
	м	0,579	3,212	3,766	148,7	10,91
-45	б	0,739	2,403	2,957	148,7	9,31
	н	0,817	2,116	2,670	148,7	8,76
	м	0,915	1,834	2,388	148,7	8,23

Таблица П.3.2

Характеристики ГГ при $\dot{m} = 0,21$ кг/с

$T, ^\circ\text{C}$	Партия	$p, \text{МПа}$	$+F_{\text{доп}}, \text{см}^2$	$F_{\Sigma}, \text{см}^2$	$\tau, \text{с}$	$\Psi, ^\circ$
60	б	0,460	5,223	10,904	134,5	15,23
	н	0,511	4,702	10,277	134,5	14,10
	м	0,571	4,208	9,645	134,5	13,02
23	б	0,568	4,235	9,682	134,5	13,08
	н	0,631	3,812	9,108	134,5	12,16
	м	0,705	3,414	8,534	134,5	11,32
-45	б	0,896	2,690	7,375	134,5	9,86
	н	0,996	2,422	6,896	134,5	9,34
	м	1,113	2,169	6,413	134,5	8,86

Таблица П.3.3

Характеристики ГГ при $\dot{m} = 0,30$ кг/с

$T, ^\circ\text{C}$	Партия	$p, \text{МПа}$	$+F_{\text{доп}}, \text{см}^2$	$F_{\Sigma}, \text{см}^2$	$\tau, \text{с}$	$\Psi, ^\circ$
60	б	0,94	3,112	3,666	94,2	10,70
	н	1,04	2,748	3,302	94,0	9,97
	м	1,17	2,404	2,958	94,0	9,31
23	б	1,16	2,421	2,975	93,9	9,34
	н	1,29	2,124	2,677	94,0	8,78
	м	1,44	1,845	2,399	93,9	8,25
-45	б	1,83	1,333	1,887	94,2	7,26
	н	2,03	1,147	1,700	93,9	6,88
	м	2,27	0,968	1,522	94,1	6,49

Учебное издание

Сорокин Владимир Алексеевич
Яновский Леонид Самойлович
Ягодников Дмитрий Алексеевич
Францкевич Владимир Платонович
Суриков Евгений Валентинович
Разносчиков Владимир Валентинович
Захаров Николай Никодимович
Тихомиров Михаил Александрович
Шаров Михаил Сергеевич

**Проектирование и отработка
ракетно-прямоточных двигателей
на твердом топливе**

Редактор *К.А. Осипова*
Технический редактор *Э.А. Кулакова*
Художник *Я.М. Ильина*
Корректор *О.Ю. Соколова*
Компьютерная графика *Т.Ю. Кутузовой*
Компьютерная верстка *Н.Ф. Бердавцевой*

Оригинал-макет подготовлен в Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В оформлении использованы шрифты Студии Артемия Лебедева.

Подписано в печать 29.12.2016. Формат 70×100/16.
Усл. печ. л. 26,0. Тираж 500 экз. Заказ

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
press@bmstu.ru
www.baumanpress.ru

Отпечатано в типографии МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
baumanprint@gmail.com