

**А.А. Гуртовой А.В. Иванов
Г.И. Скоморохов Д.П. Шматов**

РАСЧЁТ И КОНСТРУИРОВАНИЕ АГРЕГАТОВ ЖРД

Учебное пособие



Воронеж 2016

ФГБОУ ВО
«Воронежский государственный технический
университет»

А.А. Гуртовой А.В. Иванов
Г.И. Скоморохов Д.П. Шматов

РАСЧЕТ И КОНСТРУИРОВАНИЕ АГРЕГАТОВ ЖРД

Утверждено Редакционно-издательским советом
университета в качестве учебного пособия

Воронеж 2016

УДК 621.454.2.018 (075.08)

Расчет и конструирование агрегатов ЖРД: учеб. пособие [Электронный ресурс]. – Электрон. текстовые и граф. данные (1,9 Мб) / А.А. Гуртовой, А.В. Иванов, Г.И. Скоморохов, Д.П. Шматов. – Воронеж: ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет», 2016. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM): цв. – Систем. требования: ПК 500 и выше; 256 Мб ОЗУ; Windows XP; SVGA с разрешением 1024x768; Adobe Acrobat; CD-ROM дисковод; мышь. – Загл. с экрана.

В учебном пособии изложены вопросы проектирования пневмогидравлических схем и компоновки жидкостных ракетных двигательных установок. Рассматриваются также особенности расчета и конструирования основных агрегатов и узлов ЖРД.

Издание соответствует требованиям Федерального государственного образовательного стандарта высшего образования по специальности 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей», дисциплине «Расчёт и конструирование агрегатов ЖРД».

Табл. 23. Ил. 18. Библиогр.: 13 назв.

Научный редактор д-р техн. наук, проф. В.С. Рачук

Рецензенты: ОАО «Конструкторское бюро
химавтоматики» (г. Воронеж)
(начальник отдела 116 Ю.В. Демьяненко);
д-р техн. наук, проф. А.В. Кретьинин

© Гуртовой А.А., Иванов А.В.,
Скоморохов Г.И., Шматов Д.П., 2016
© Оформление. ФГБОУ ВО
«Воронежский государственный
технический университет», 2016

Введение

Мировой космонавтикой пройден большой путь космических исследований: от запусков небольших спутников до полетов к другим планетам многотонных научных станций и автоматических аппаратов, от одиночных рейсов летчиков-космонавтов до стыковки на орбите нескольких многоместных кораблей и выведения в 1998 году международной космической станции (МКС). Принципиально важным в развитии космической техники является создание систем многоразового использования.

Важнейшим элементом ракетно-космической системы является двигательная установка (ДУ) с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД). Для современного состояния и перспектив развития ракетно-космической техники характерны многорежимные, регулируемые в широком диапазоне значений параметров двигательные установки многократного использования.

ДУ с ЖРД может быть различной сложности в зависимости от ее назначения и от того, какие топлива и рабочие тела используются в двигателе. К ЖРД, используемым на маршевых ДУ многократного включения, предъявляется ряд требований:

- 1) высокие удельные характеристики ДУ;
- 2) высокая надежность агрегатов и узлов;
- 3) экономичность;
- 4) низкая стоимость изготовления, эксплуатации топлив;
- 5) простота конструкции и технологии.

С использованием более современных топлив резко возрастают рабочие параметры ДУ. Но, несмотря на сложность протекающих в ЖРД процессов, существует тенденция совершенствования конструкции ДУ и ее элементов за счет применения более простых и рациональных схем, совершенствования конструкций узлов и агрегатов. В этой связи можно выделить следующие основные тенденции развития [1-4]:

- 1) применение более эффективных топлив, дающих высокий удельный импульс;
- 2) применение новых конструкций камер сгорания (кольцевых, плоских и др.);
- 3) использование новых технологических процессов в изготовлении КС;
- 4) применение новых схем;
- 5) совершенствование процессов в ЖРД;
- 6) переход к многофазным ДУ;
- 7) создание экономичных ЖРД.

Конечным результатом реализации этих направлений должно явиться значительное снижение стоимости выполнения космических программ и повышение эффективности применения ракетно-космической техники.

Дисциплина «Конструирование агрегатов жидкостных ракетных двигателей» является одной из специальных дисциплин для подготовки специалиста направления 24.02.05 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» связанных с расчётом, проектированием, конструированием и исследованием агрегатов ЖРД. Знания, умения и навыки, полученные студентами при качественном освоении курса «Конструирование агрегатов жидкостных ракетных двигателей» могут использоваться при изучении других учебных дисциплин, а также при выполнении дипломных работ. Изложение учебного материала дисциплины учитывает специфику деятельности специалиста в области создания ЖРД. Оно ориентировано на то, что работа выпускников по данной специальности будет связана с расчётом, проектированием, конструированием, исследованием, испытанием и эксплуатацией ЖРД.

Цель изучения дисциплины – обеспечить высокую профессиональную подготовку инженеров-конструкторов в области практического применения основных идей и методов расчёта, проектирования, конструирования, исследования, испытания и эксплуатации узлов и агрегатов ЖРД с использованием информационных технологий.

Область профессиональной деятельности специалистов включает: методы, средства и способы анализа, проектирования, конструирования и производства ракетных и реактивных двигателей, способных перемещать в атмосфере, гидросфере и в космосе различные летательные аппараты и перемещающиеся в пространстве объекты.

Виды и задачи профессиональной деятельности. Одна из главных целей высшей школы – научить будущих специалистов ставить и решать задачи в определенной предметной области. Для этого студенты должны не только изучить профессиональную предметную область, но и овладеть приемами и методами анализа проблемы, постановки и решения задач. Решение задачи – сложный и многогранный процесс, в котором важными составляющими являются, во-первых, понимание задачи и, во-вторых, психологическая готовность к решению. Второе достигается уверенностью в своих силах, которая основана на осознанном владении приемами и методами решения технических задач. Всё это определяет профессиональный потенциал специалиста и его творческие возможности к осуществлению следующих видов деятельности:

- формулирование целей проекта, путей решения задач, критериев и показателей достижения целей, построение структуры их взаимосвязей, выявление приоритетов решения задач с учетом нравственно-экологических аспектов деятельности;

- разработка обобщенных вариантов решения проблемы, анализ этих вариантов, прогнозирование последствий, нахождение компромиссных решений в условиях многокритериальности, неопределенности, планирование реализации проекта;

- выпуск конструкторской документации на ракетные реактивные двигатели, двигательные и энергетические установки и их отдельные узлы и агрегаты;

- работа по осуществлению соответствия результатов проектно-конструкторской деятельности нормативной документации системы качества отрасли;
- использование современных информационных технологий при разработке новых изделий и математическом моделировании процессов в авиационных и ракетных двигателях;
- разработка технических условий и технических описаний;
- участие в подготовке и проведении испытаний.

Для достижения цели ставятся задачи по изучению следующих основных разделов:

- основы системного анализа;
- приёмы и методы решения технических задач;
- функциональный анализа технических систем;
- теория и расчётные методики по проектированию агрегатов ЖРД;
- виды агрегатов и их назначение в составе ЖРД;
- основные характеристики агрегатов ЖРД;
- компьютерные технологии для разработки узлов агрегатов ЖРД;
- техника расчёта и конструирования узлов и агрегатов ЖРД с использованием информационных технологий;
- выпуск конструкторской документации на отдельные узлы и агрегаты ЖРД.

Учебное пособие соответствует требованиям ФГОС ВО по направлению подготовки 24 05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей», специализация «Проектирование жидкостных ракетных двигателей» и предназначено для студентов Института машиностроения и авиационной техники при изучении дисциплины «Конструирование агрегатов ЖРД» и выполнении выпускной квалификационной работы.

1 Основы расчёта и конструирования агрегатов ЖРД

1.1 Общие вопросы проектирования

Основанием для выполнения проектирования ЖРД является техническое задание (ТЗ). ТЗ содержит значения основных параметров, а также требования, предъявляемые к ракетной двигательной установке:

- 1) назначение двигателя;
- 2) компоненты топлива и требования к их чистоте;
- 3) тяга;
- 4) удельный импульс тяги;
- 5) время работы (ресурс);
- 6) циклограмма работы двигателя;
- 7) наддув баков;
- 8) управление вектором тяги;
- 9) количество циклов включения;
- 10) требования по САЗ (система аварийной защиты);
- 11) требования к КТС (контроль технического состояния);
- 12) габариты двигателя;
- 13) вес двигателя (массовые характеристики сухого и залитого);
- 14) требования к надёжности двигателя;
- 15) требования к параметрам в двигательном отсеке;
- 16) требования к вибропрочности;
- 17) время общей разработки (сетевой график по этапам);
- 18) срок хранения двигателя.

Задание на разработку двигателя в курсовом и дипломном проектировании включает только часть этих требований. По мере выполнения этапов проектирования составляются и уточняются ТЗ на отдельные агрегаты и системы двигателя.

На этапах разработки ТЗ и ТП (технического проектирования) проводят предварительные расчёты с целью определения основных параметров изделия, его агрегатов и их составных частей.

На этапах ЭП (эскизного проектирования) и ТП проводят ориентировочные расчёты для выбора окончательного варианта изделия и его агрегатов. Результаты расчётов приводятся в пояснительной записке ЭП и ТП. На этапах разработки РД проводят конструкторские расчёты и оформляют в виде отдельных конструкторских документов (КД).

Расчёты, проводимые на различных этапах создания и серийного производства изделия, включают следующие этапы:

- сбор исходных данных;
- разработка методик расчёта (при необходимости);
- проведение предварительных расчётов;
- анализ результатов расчёта;
- выпуск, согласование и утверждение результатов;
- проведение окончательных расчётов и выпуск документации.

Исходные данные выбираются на основании ТЗ на изделие и ТЗ на агрегаты и данных, полученных от конструкторских отделов - разработчиков изделия, агрегатов и их составных частей. При выпуске ТЗ на разработку агрегата обязательным его приложением должны быть данные в объёме, необходимом для проведения расчётов. При изменении конструкции агрегата расчёты должны быть уточнены.

Примерный перечень исходных данных для проведения расчётов основных агрегатов ЖРД и двигателя в целом включает следующие параметры:

- ПГС;
- компоновки;
- размеры изделия и составных частей;
- механические и теплофизические свойства материалов;
- объёмы полостей;
- площади жидкостных и газовых форсунок;
- давление и температура рабочих тел;
- гидравлические характеристики агрегатов, их массо-

вые и инерционные характеристики;

- характеристики насосов и турбин;
- дисбалансы ротора ТНА и его элементов;
- параметры пульсаций;
- параметры компонентов топлива для расчёта смесе-

образования;

- данные расчёта кавитационных запасов;
- циклограмма запуска и останова и др.

Номенклатура расчётов, выполняемых при проектировании, включает более 20 наименований. Основные из них:

- расчёт гидравлический;
- расчёт динамический;
- расчёт газодинамический;
- расчёт параметров;
- расчёт теплопередачи;
- расчёт максимальных параметров и диапазонов работы регуляторов;
- расчёт надёжности;
- расчёт на прочность;
- расчёт термодинамический;
- расчёт тепловой;
- расчёт масс, центров масс и моментов инерции;
- расчёт энергетического баланса;
- расчёт общий и др.

1.2 Основные узлы и агрегаты ЖРД

В общем случае ЖРД состоит из камер, турбонасосных агрегатов, газогенераторов, агрегатов автоматики, агрегатов системы управляющих моментов и сил, рамы, трубопроводов и вспомогательных узлов и агрегатов. К основным узлам и агрегатам ЖРД относятся камера, газогенератор, агрегаты подачи (турбонасосный агрегат), топливные магистрали (трубопроводы) и агрегаты автоматики [1-3].

Камера сгорания жидкостного ракетного двигателя - агрегат ЖРД, в котором компоненты топлива или продукты газогенерации в результате химических реакции преобразуются в продукты, создающие при истечении реактивную силу. Камера ЖРД состоит из камеры сгорания и сопла. В камере сгорания ЖРД температура продуктов сгорания может достигать ~ 4000 К, а давление - 20 МПа и более.

Турбонасосный агрегат (ТНА) - агрегат, предназначенный для насосной подачи топлива в камеру и газогенератор. ТНА состоит из насосов окислителя и горючего и приводной турбины. ТНА входит в состав ЖРД с насосной подачей. В ряде случаев в ЖРД имеют два ТНА (окислителя и горючего). Кроме основных ТНА в ЖРД включают в ряде случаев и бустерные ТНА, устанавливаемые на входе в основные и предназначенные для повышения давления на входе в насосы основных ТНА. Бустерные ТНА позволяют уменьшить давление в топливных баках и, тем самым, значительно снизить массу баков.

Газогенератор (ГГ) - агрегат ЖРД, в котором основное или вспомогательное топливо в результате экзотермических химических реакций преобразуется в генераторный газ. Температура генераторного газа для привода турбины выбирается в диапазоне 700...1200 К в зависимости от типа газа: при восстановительном газе – до 1200К, при окислительном газе - до 700К. Если в ЖРД два ТНА, то ГГ может быть два или один. Газогенератор, вырабатывающие газ для привода турбин ТНА, называют основными в отличие от вспомогательных ГГ, которые могут использоваться, например, для наддува топливных баков. ГГ для наддува баков также могут вырабатывать восстановительный или окислительный (кислый) газ.

Топливные магистрали соединяют между собой основные узлы и агрегаты: насосы с камерой и ГГ, ГГ с турбиной и т.д. Часть магистрали от стыка с трубопроводом ступени, подводящим компонент топлива к ЖРД, до входа в насос называют узлом подвода. Трубопровод, соединяющий турбину

ЖРД со смесительной головкой камеры, называют газоводом. Трубопроводы магистралей могут быть как полностью жесткими, так и содержать гибкие участки (сильфоны, шланги).

В состав топливных магистралей и трубопроводов могут входить фильтры, предназначенные для исключения попадания посторонних частиц в агрегаты, перед которыми они размещены.

Агрегат автоматики ЖРД - устройство, обеспечивающее управление, регулирование или обслуживание ЖРД. Указанные устройства могут быть механическими, гидравлическими, пневматическими, электрическими, пиротехническими и т.д. Агрегаты автоматики устанавливаются либо непосредственно на камере, ГГ и ТНА, либо в топливных магистралах, трубопроводах и т.д.

К агрегатам автоматики ЖРД относятся клапаны, регуляторы, сигнализаторы (реле) давления и электронагреватели. В состав клапанов и регуляторов могут входить электро – гидро - или пневмоприводы. В двигателях с вытеснительной подачей основные клапаны устанавливают непосредственно на смесительной головке камеры.

Клапаны предназначены для обеспечения прохождения компонента топлива или управляющего газа дальше по магистрали в камеру, ГГ и другие узлы при их включении или для прекращения подачи компонента или газа при закрытии.

Регуляторами называют агрегаты, обеспечивающие изменение тяги (регуляторы тяги) и поддержание постоянного давления в камере сгорания (регуляторы давления).

Электронагреватели предназначены для поддержания заданного температурного режима, в частности для исключения замерзания высококипящих компонентов топлива (например, гидразина или азотного тетроксиды).

Кроме основных узлов и агрегатов в состав ЖРД могут входить узлы, обеспечивающие:

- зажигание топлива в камере и ГГ и запуск турбины ТНА;

- продувку полостей двигателя инертным газом (азотом или гелием);
- создание управляющих моментов и сил;
- наддув топливных баков и др.

1.3 Теоретические основы расчёта агрегатов ЖРД

Выбор топливных компонентов. Первым этапом проектирования ЖРД (дипломного проекта) является выбор топливных компонентов для двигателя и обоснование этого выбора. Выбор топлива может вестись по энергетическим показателям (удельный импульс тяги $I_{y\partial}$) или по максимальной скорости полёта аппарата. Данные по $I_{y\partial}$ для различных топливных пар приведены в виде таблиц в работах [1,2,3,5], и могут быть использованы для выбора компонентов проектируемого двигателя. Наиболее полно эффективность топлива оценивается по максимальной скорости полета; при этом учитывается как удельный импульс тяги, так и плотность топлива. Полная оценка свойств топлива возможна только при учете его эксплуатационных свойств и назначения летательного аппарата.

В расчетно-пояснительной записке по расчету и проектированию ЖРД необходимо привести все физико-химические свойства выбранных топливных компонентов, их эксплуатационные характеристики, химическую (или условную) формулу, рассчитывается стехиометрическое соотношение компонентов.

На этом же этапе предварительно оценивается коэффициент соотношения компонентов K или коэффициент избытка окислителя α , принимаемый для камеры сгорания.

Выбор давления в камере сгорания. Выбор величины давления в камере сгорания P_k является важным моментом проектирования двигателя, т.к., с одной стороны, величина P_k определяет экономичность и габариты установки, а с другой -

напряженность основных агрегатов и является исходным параметром при их проектировании.

Основные положения по выбору величины P_k изложены в работах [1,2,5,6]. При определении оптимальной величины P_k для двигателей без дожигания генераторного газа исходят из максимума отношения $I_{уд.ду}$ ($I_{уд.ду}$, $M_{ду}$ ~ удельная тяга и масса двигательной установки) как функции P_k . Для двигателей с дожиганием величина P_k может быть принята равной максимально достижимой в данной схеме (по максимальной мощности турбо-насосного агрегата (ТНА) или равной величине P_k в выбранном заранее прототипе с учетом реальных возможностей создания камеры сгорания, газогенератора и ТНА.

Таким образом, окончательное решение вопроса о выборе величины P_k следует совмещать с термодинамическими расчетами истечения (дающими значения $I_{уд}$) и расчетом схемы двигателя (см. разд. 2.4 и 2.5 настоящего пособия).

Термодинамические расчеты сгорания и истечения продуктов сгорания. Эти виды расчетов необходимы для дальнейшего проектирования как схемы двигателя, так и камеры сгорания. Исходными данными при этом являются:

- 1) вид топливных компонентов;
- 2) соотношение компонентов в камере K ;
- 3) величина давления в камере и на срезе сопла P_k и P_a .

При этом расчет необходимо вести не для одной пары значений P_k и K , а для ожидаемого интервала этих величин, которые в дальнейшем будут окончательно приняты для двигателя.

Методика термодинамических расчетов изложена в работах [1,2,5,7].

Расчет сгорания сводится к определению равновесного состава продуктов сгорания в камере, который определяется в виде парциальных давлений или объемных долей среднего молекулярного веса и газовой постоянной и равновесной температуры (температуры сгорания).

При расчете изоэнтропического истечения определяют состав продуктов на срезе, средний молекулярный вес и газовую постоянную, средний показатель изоэнтропы истечения, температуру газов на срезе, теоретическую скорость истечения, теоретическую удельную тягу $I_{уд. T}$. Важнейшим результатом расчетов является зависимость $I_{уд. T} = f(P_k, K)$, которая в дальнейшем используется для определения оптимальных параметров двигателя. Для получения этой зависимости могут быть использованы данные расчетов, приводимые в прил. 2.

Проектирование схемы и расчет основных параметров двигателя. Этап выбора схемы и расчета основных параметров является основополагающим при проектировании двигателя, так как именно на этом этапе определяются схемные и конструктивные особенности двигателя и исходные данные для проектирования его отдельных агрегатов. Исходными данными на рассматриваемом этапе проектирования являются:

- тяга двигателя – P ;
- вид топливных компонентов;
- давление в камере сгорания и на срезе сопла p_k и p_a ;
- результаты термодинамического расчета горения и истечения.

Составление принципиальной (структурной) схемы двигателя. При выборе принципиальной схемы двигателя решаются следующие вопросы:

Разрабатывается способ подачи компонентов - вытеснительный или турбонасосный (с ТНА). Применение того или иного способа подачи компонентов зависит от величины полного импульса $P \cdot \tau$ (τ - время работы двигателя) и давления P_k .

При этом следует руководствоваться данными работ [2,3,4,6], обобщающих опыт по разработке двигателей.

Для двигателей с ТНА выбирается способ использования рабочего тела, вышедшего из турбины, то есть определяется схема с дожиганием или без дожигания генераторного газа.

Решение этого вопроса определяется величиной заданных потерь на удельную тягу двигательной установки $\Delta I_{\text{уд.ду}}$.

Выбирается способ получения рабочего тела для привода ТНА. По этому признаку для турбонасосных систем подачи практически применяют:

а) системы с жидкостными газогенераторами (ЖГГ), работающими на основных топливных компонентах;

б) системы с парогазогенератором (ПГГ), в котором рабочее тело образуется в результате химического разложения жидкого компонента в присутствии катализатора (перекись водорода, НДМГ и пр.);

в) системы с приводом турбины паром, образующимся в рубашке охлаждения камеры сгорания (КС) (водородные двигатели).

Разрабатывается способ регулирования и агрегаты системы регулирования тяги и обеспечения заданного режима. Рекомендуется использовать один из следующих способов регулирования тяги (для двигателей с ТНА):

а) изменение числа оборотов ТНА за счет изменения расхода рабочего тела на привод турбины или за счет изменения температуры рабочего тела;

б) дросселирование расхода компонентов в камеру сгорания;

в) закольцовка расхода вокруг насоса.

К агрегатам системы регулирования относят регулятор тяги, система опорожнения баков (СОБ), стабилизаторы соотношения компонентов. Все эти агрегаты наносят на принципиальную схему.

Разрабатывается система управления запуском и остановкой двигателя. Она состоит из пусковых и отсечных клапанов, устанавливаемых перед камерой сгорания и газогенератором. Выбирается способ управления клапанами (пневматический, пиротехнический, электромагнитный). Решается вопрос регулирования расхода при запуске и последовательности сраба-

тивания клапанов. Все клапаны наносят на принципиальную схему двигательной установки.

Выбирается способ раскрутки ТНА при запуске:

а) от воздушного или газового аккумулятора давления бортового или наземного;

б) от пускового ЖГГ с вытеснительной системой подачи;

в) от пиростартера (пороховой аккумулятор давления);

г) за счет бакового давления и напора столба жидкости.

Выбор того или иного способа раскрутки ТНА определяется количеством повторных запусков двигателя.

Выбирается способ зажигания несамовоспламеняющихся компонентов:

а) химическое зажигание;

б) пиротехническое зажигание;

в) электрическое зажигание.

Разрабатывается система наддува топливных баков. Можно применять

следующие способы наддува баков:

а) наддув газом из аккумулятора давления (гелий, азот, воздух);

б) наддув парами компонента, этот способ применим при работе двигателя на низкокипящих компонентах, и требует постановки испарительных теплообменников;

в) наддув продуктами сгорания из специального жидкостного газогенератора.

Выбирается способ охлаждения камеры сгорания, охлаждающий компонент, схема его движения в охлаждающем тракте, наличие поясов завесы. В результате составляется структурная схема двигателя, на которой условно проставляются все агрегаты и наносятся жидкостные и газовые магистрали.

Определение расходов компонентов и оценка потерь давления. На настоящем этапе производится предварительная оценка расходов топливных компонентов и потерь давления для основных агрегатов и магистралей двигателя, необходи-

мая для выбора параметров агрегатов и расчета баланса мощностей ТНА. После выполнения проекта и конструирования отдельных агрегатов значения расходов и потерь давления уточняются.

Камера сгорания. Суммарный расход компонентов на КС $\dot{m}_{\text{КС}}$ определяется исходя из заданных значений тяги камеры P и расчетной удельной тяги $I_{\text{уд.рас}}$.

$$\dot{m} = \frac{P}{I_{\text{уд.рас}}} \quad (1.1)$$

Если значение $I_{\text{уд.рас}}$ не задано, то его следует определять по максимальному значению теоретического удельного импульса тяги $I_{\text{уд.Т}}$ (при данной степени расширения рк/ра.) с учетом потерь удельной тяги:

$$I_{\text{уд.рас}} = \varphi I_{\text{уд.Т}}^{\text{max}} \quad (1.2)$$

где φ - коэффициент потерь удельного импульса тяги. На данном этапе расчета его значением и значениями его отдельных составляющих следует задаваться по рекомендациям работ [1-3]. Если для КС предусматривается внутреннее охлаждение пленочными завесами, то потери удельной тяги, связанные с этим видом охлаждения, рекомендуется оценивать по формуле:

$$\varphi_3 = 1 - 0.6\overline{g}_3, \quad (1.3)$$

где $\overline{g}_3 = \frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_{\text{КС}}}$ - относительный расход охладителя (одного из компонентов) через завесы; \dot{m}_3 расход компонента через завесу.

Величина $I_{\text{уд.Т}}^{\text{max}}$ находится по зависимости: $I_{\text{уд.Т}} = f(K)$, где K - коэффициент соотношения компонентов. Значение K соответствующие $I_{\text{уд.Т}}$, следует принимать в качестве головочного соотношения компонентов $K_{\text{гол}}$ для камеры сгорания. Вообще $K_{\text{гол}}$ должно лежать в пределах (кроме водородных ЖРД)

$$K_{\text{ГОЛ}} = (0.95 \div 1.00)K_c, \quad (1.4)$$

где K_c – стехиометрическое соотношение компонентов.

Если на внутреннее охлаждение используется горючее, то камерное соотношение компонентов $K_{\text{КАМ}}$ равно:

$$K_{\text{КАМ}} = \frac{K_{\text{ГОЛ}}(1 - \bar{g}_3)}{1 - \bar{g}_3 K_{\text{ГОЛ}}}, \quad (1.5)$$

Значением \bar{g}_3 следует задаваться в пределах $2 \pm 4\%$.

Значения расходов на КС определяют по формуле (для двигателя без дожигания):

$$\dot{m}_{\text{КС}} = \frac{P}{\varphi I_{\text{У.Т}}}, \quad (1.6)$$

-суммарный расход компонентов:

$$\dot{m}_{\text{а КС}} = \frac{K_{\text{КАМ}}}{1 + K_{\text{КАМ}}} \dot{m}_{\text{КС}};$$

-расход окислителя:

$$\dot{m}_{\text{Г.КС}} = \frac{K_{\text{ГОЛ}}}{1 + K_{\text{КАМ}}} \dot{m}_{\text{КС}};$$

-расход горючего:

$$\dot{m}_{\text{Г.КС}} = \frac{1}{1 + K_{\text{КАМ}}} \dot{m}_{\text{КС}};$$

-расход горючего на завесу:

$$\dot{m}_3 = \bar{g}_3 \dot{m}_{\text{КС}};$$

-расход горючего на головку:

$$\dot{m}_{\text{Г.ГОЛ}} = \dot{m}_{\text{Г.КС}} - \dot{m}_3;$$

-расход компонента на наружное охлаждение:

$$\dot{m}_{\text{ОХЛ}} = \dot{m}_{\text{Г.КС}} \text{ или } \dot{m}_{\text{ОХЛ}} = \dot{m}_{\text{О.КС}}.$$

Оцениваются потери давления в охлаждающем тракте $\Delta P_{\text{ОХЛ}}$ и на головке с форсунками. Обычно $\Delta P_{\text{ОХЛ}} = 50 \div 100 \text{ кг/см}^2$; $\Delta P_{\text{ГОЛ}} = 15 \div 25 \text{ кг/см}^2$ по жидкостному тракту и $\Delta P_{\text{ГОЛ}} = 10 \div 15 \text{ кг/см}^2$ по газовому тракту (для двигателя с дожиганием).

Турбонасосный агрегат. Значения расходов компонентов, подаваемых насосами ТНА, зависят от типа схемы двигателя и конструкции агрегатов:

а) для двигателей открытых схем расход компонента через насос G_n складывается из расхода данного компонента на камеру сгорания, газогенератор, наддув баков, привод вспомогательных агрегатов, утечки:

$$\dot{m}_n = \dot{m}_{\text{КС}} + \dot{m}_{\text{ГГ}} + \dot{m}_{\text{наддув}} + \dot{m}_{\text{всп}} + \dot{m}_{\text{ут}}, \quad (1.7)$$

суммарная величина $\dot{m}_{\text{наддув}} + \dot{m}_{\text{всп}} + \dot{m}_{\text{ут}}$ может быть оценена как $(0,5 \div 1.0) \%$ от $\dot{m}_{\text{КС}}$; расход $\dot{m}_{\text{ГГ}}$ определяется при расчете баланса мощностей ТНА;

б) для двигателей замкнутых схем при определении \dot{m}_n величина \dot{m}_r равна 0.

Величина расхода через турбину \dot{m}_m зависит в основном от схемы двигателя и определяется при расчете газогенератора и баланса мощностей ТНА[1-3].

Газогенератор. Необходимо выбрать тип газогенератора («окислительный» или «восстановительный») и параметры газогенераторного газа, в первую очередь его температуру $T_{\text{ГГ}}$, которая определяется термостойкостью материала лопаток турбины. Для современных двигателей величина $T_{\text{ГГ}} = 700-1200^\circ\text{К}$. Нижний предел соответствует «окислительным» и схемам, верхний «восстановительным».

По зависимости $T=f(K)$ и принятой величине $T_{\text{ГГ}}$ определяется соотношение компонентов $K_{\text{ГГ}}$ в газогенераторе:

а) для двигателей открытых схем суммарный расход компонентов через газогенератор $\dot{m}_{\text{ГГ}}$ определяется при расчете баланса мощностей ТНА; расходы каждого из компонентов соответственно равны

$$\dot{m}_{\text{о.гг}} = \frac{K_{\text{ГГ}}}{1+K_{\text{ГГ}}} K_{\text{Г}}, \quad (1.8)$$

$$\dot{m}_{\text{ГГ}} = \frac{1}{1+K_{\text{ГГ}}}, \quad (1.9)$$

б) для двигателей с дожиганием расход на газогенератор одного из компонентов равен его расходу на КС, и расход второго определяется принятым значением $K_{\text{ГГ}}$; например, при окислительной схеме

$$\begin{aligned} \dot{m}_{\text{о.гг}} &= K_{\text{о.кс}}; \dot{m}_{\text{г.гг}} = \frac{\dot{m}_{\text{о.гг}}}{\dot{m}_{\text{гг}}}; \\ \dot{m}_{\text{гг}} &= \dot{m}_{\text{о.гг}} + \dot{m}_{\text{г.гг}}. \end{aligned} \quad (1.10)$$

Агрегаты регулирования и управления, магистрали.

Расход компонентов через эти агрегаты определяется их месторасположением в схеме двигателя. При оценке потерь давления следует исходить из следующих рекомендаций:

регуляторы, дроссели системы СОБ	$\Delta p=20\div 30$ кг/см ² ,
пусковые и отсечные клапаны	$\Delta p=10\div 20$ кг/см ² ,
магистрали низкого давления	$\Delta p=1-2$ кг/см ² ,
магистрали высокого давления	$\Delta p=5\div 10$ кг/см ² .

Определение давления подачи (давления за насосами)

Давление подачи $P_{\text{под}}$ определяется как сумма давления в КС плюс все виды потерь давления от КС до выхода компонента из насоса.

Расчет баланса мощностей ТНА

Потребная мощность турбины $N_{\text{т}}$ равна сумме мощностей насосов:

$$N_{\text{т}} = N_{\text{о.н}} + N_{\text{г.н}}. \quad (1.11)$$

а) для двигателя открытой схемы необходимо выбрать перепад давлений на турбине $\pi_{\text{т}}$ (обычно $\pi_{\text{т}}=15\div 40$), определить давление в газогенераторе :

$$P_{\text{гг}} = \pi_{\text{т}} p_{\text{н}}, \quad (1.12)$$

где $p_{\text{н}}$ - атмосферное давление, если по схеме выброс газа после турбины идет в атмосферу и расход рабочего тела через турбину

$$\dot{m}_{\text{т}} = \frac{N_{\text{т}} 75}{L_{\text{а}} \eta_{\text{т}}}, \quad (1.13)$$

где $\eta_{\text{т}}$ - к.п.д. турбины, $L_{\text{а}}$ - адиабатическая работа;

б) для двигателей с дожиганием расчет баланса мощностей ТНА сводится к определению давления в газогенераторе, при котором схема «закрывается» [1-3].

Необходимые для расчёта баланса мощностей ТНА параметры газогенераторного газа наиболее употребляемых топлив приведены в [1,2,6,7]. Расчеты по определению расходов и параметров агрегатов рекомендуется свести в таблицу.

Пневмогидравлическая схема двигателя. Пневмогидравлическая схема (ПГС) является одним из основных технических документов проектируемого двигателя [1,2,4].

На ней должны быть показаны все агрегаты и системы двигателя. В отличие от принципиальной схемы ПГС, помимо упоминавшихся ранее агрегатов и систем, включает обводные магистрали, обратные клапаны, систему и магистрали продувки и т.д.

Если на принципиальной схеме агрегаты двигателя изображаются условно геометрическими символами, то на ПГС они приводятся в виде технических эскизов, из которых видны принципиальные конструкторские решения (число ступеней насосов и турбин, схема и виды охлаждения КС, принцип действия регулятора, способ управления клапанами и т.п.).

В расчетно-пояснительной записке дается подробное описание ПГС: агрегатов двигателя, их принципиальное устройство, систем двигателя агрегатов, входящих в них, последовательность срабатывания агрегатов при запуске и останове. Запуск и останов могут быть иллюстрированы циклограммой. ПГС представляется отдельным плакатом.

Расчет и проектирование камеры сгорания. Камера сгорания - основной агрегат ЖРД и ее разработка является необходимой частью дипломного проекта. Исходными данными для проектирования КС являются:

- тяга камеры сгорания - P ;
- удельная тяга камеры сгорания - $I_{y,рас}$;
- вид топливных компонентов и их соотношение;
- давление в камере и на срезе сопла p_k и p_a ;
- расходы компонентов на камеру в целом и ее отдельные элементы (головка, охлаждающий тракт, кольца и завесы);

Расчет основных параметров камеры и площадей сечений сопла. К основным параметрам камеры относят удельную тягу $P_{уд.}$, расходный комплекс β , коэффициент тяги сопла K (или коэффициент тяги), скорость истечения продуктов сгорания W_a , их теоретические и расчетные значения, а также состав продуктов сгорания и их температуру в камере и на срезе, показатель изоэнтропы истечения $\pi_{из}$. Теоретические значения всех этих параметров и характеристик определяются по результатам термодинамического расчета сгорания и истечения при заданных $K_{зол}$, P_k и P_a . Расчетные их значения находят с помощью коэффициентов потерь, которые можно оценить по методикам [1-3].

Основными характерными сечениями сопла являются критика и срез. Площади их сечений рассчитывают по известным $\dot{m}_{кс}$, $n_{из}$, P_k , $\beta_{рас}$, $W_{а,рас}$, P_k/P_a .

Определение основных размеров камеры и профилирование сопла. Рекомендуется выбирать цилиндрическую форму камеры сгорания как наиболее технологическую и удобную для качественного осуществления рабочих процессов.

Определение геометрии цилиндра КС. Необходимо выбрать или задаться [1] величинами следующих параметров:

- относительная расходонапряженность \bar{g} ;
- условное время пребывания $t_{усл}$;
- относительная площадь сечения цилиндрической части $\bar{f}_к = f_к/f_{кр}$.

По этим параметрам рассчитать:

- объем камеры $V_к$;
- длину ее цилиндрической части $L_к$.

Построение профиля входной части сопла. Решение задачи оптимального профилирования дозвуковой части сопла являются достаточно сложной и трудоемкой. Поэтому на практике чаще используются эмпирические методы профилирования, аккумулирующие в себе весь накопленный по-

ложительный опыт. На рисунке 1.1 представлена геометрия докритической (сужающейся) части сопла до минимального сечения.

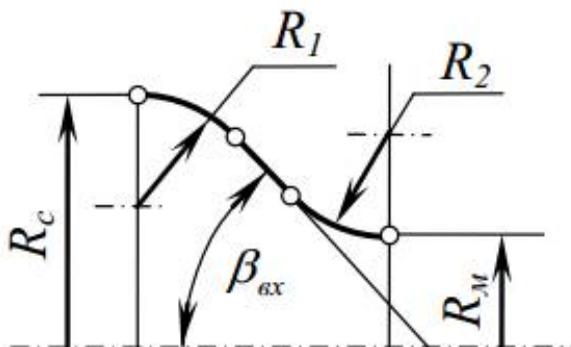


Рисунок 1.1 – Геометрия докритической части сопла

На рисунке приняты следующие обозначения: $R_{c,m}$ – радиус сопла на входе или камеры сгорания на выходе; R_1 – радиус, сопрягающий конический участок сопла и камеру сгорания; R_2 – радиус скругления конического участка сопла до минимального сечения; $\beta_{вх}$ – угол наклона конического участка сопла к оси,

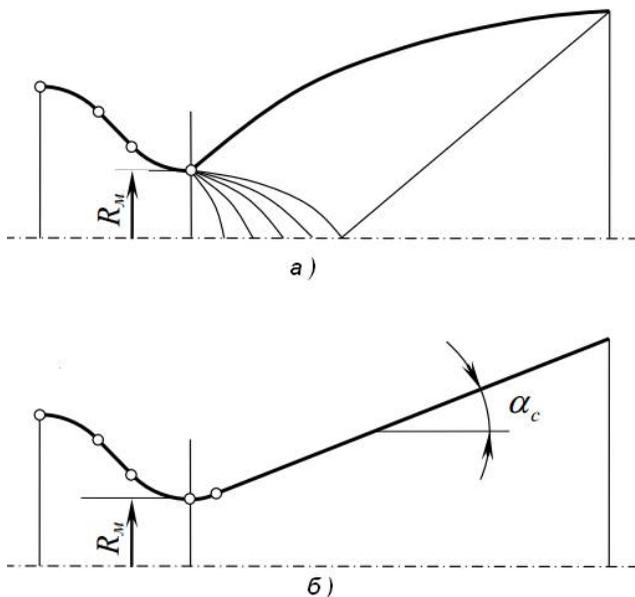
К профилю дозвуковой сужающейся части сопла предъявляются следующие требования:

- 1) Контур сопла должен обеспечивать безотрывного течение рабочего тела.
- 2) Форма дозвуковой части сопла должна обеспечивать стабильность процесса горения в КС.
- 3) Контур дозвуковой части сопла должен обеспечивать минимальные потери энергии, габариты и массу сопла.

При построении профиля входной части сопла следует использовать рекомендации работ [1,2,6,9].

Построение профиля сверхзвуковой части сопла.

Для профилирования расширяющейся части сопла с наилучшими характеристиками решается задача параметрической оптимизации, основанная на вариационных методах исчисления. Найденный таким образом контур сопла называют оптимальным. На рисунке 1.2 представлены характерные типы круглых сверхзвуковых сопел.



а) – профилированное сопло с угловой точкой;

б) – коническое сопло

Рисунок 1.2 - Характерные типы круглых
Сверхзвуковых сопел Лавалья:

Профилированное сопло – это сопло, расширяющаяся часть которого имеет криволинейный контур, спроектированный таким образом, чтобы получить максимальную эффективность сопла.

При построении профиля сверхзвуковой части сопла могут быть использованы методы работ [1,2,6,9].

Расчет и проектирование системы смесеобразования.

При проектировании системы смесеобразования решаются следующие вопросы:

- необходимо выбрать тип головки и типы форсунок, схему их расположения на головке, их количество, выполнить компоновку головки;
- вычислить расходы по форсункам;
- рассчитать параметры форсунок (угол распыла, дальность), выбрать их конструктивные схемы.

Рекомендуется использование плоской головки с однотипными двухкомпонентными форсунками, так как такой тип конструкции обеспечивает наилучшую экономичность. Внутреннее охлаждение при этом организуется пленочными завесами.

Если применяется головка с однокомпонентными форсунками или с разнотипными по отдельным поясам головки (например, создание защитного слоя периферийным рядом форсунок), то необходимо рассчитать распределение компонентов K_i и расходонапряженности g_i , по отдельным участкам головки, а также $\beta_{рас}$ и φ_k .

Расчет и проектирование системы охлаждения камеры. Рекомендуется применение комбинированного охлаждения: внутреннего (пленочными завесами) и наружного (регенеративного).

Необходимо выбрать количество и месторасположение поясов завесы и расходы компонента. Рекомендуется защищать цилиндр КС и критическое сечение. Пояс завесы, защищающий цилиндр, располагается на расстоянии 30÷60 мм от головки и для него $\bar{g}_{зл} \cong 1.0\%$; критическое сечение защищается завесой, располагаемой в конце цилиндра, для нее $\bar{g}_{зл} \cong 2\%$. Для эффективной работы завесы необходимо, чтобы расход компонента на единицу длины окружности не превышал 10 г/см сек, в противном случае завеса выполняется в виде сдвоенной щели.

Расчет внутреннего завесного охлаждения сводится к определению соотношения компонентов в пристеночном слое по всей длине камеры и сопла. Рекомендуется использовать методы работ [6,7].

Выполняется проверочный расчет наружного охлаждения. Предварительно необходимо выбрать конструкцию, материалы и геометрию охлаждающего тракта. Рекомендуется использовать расчетные методики работ [2,6,7] и теплофизические свойства рабочих тел.

Расчет и проектирование ТНА. Проектирование ТНА - необходимая составная часть дипломного проекта. Оно включает расчет и конструкторскую разработку насосов для подачи компонентов и газовой турбины, а также ряда вспомогательных узлов устройств (опоры валов, узлы уплотнения и пр.) и их общую компоновку.

Исходными данными являются.

- расходы компонентов через насосы $\dot{m}_{o,n}$ и $\dot{m}_{г,н}$;
- давление подачи компонентов $P_{под.o}$, $P_{под.г}$;
- расход рабочего тела на турбину \dot{m}_T ;
- перепад давлений на турбине π_T ;
- параметры рабочего тела турбины (температура на входе $T_{вх}$ - $T_{гг}$, газовая постоянная R , показатель адиабаты k).

Давление компонентов на входе в насосы $P_{вх.o}$ и $P_{вх.г}$ также относится к исходным данным. Однако его величину необходимо выбрать и обосновать в процессе предварительных расчетов ТНА. При этом следует исходить из условий бескавитационной работы центробежных ступеней с учетом выбранной схемы двигателя (наличие эжекторов, бустерных насосов, давления наддува).

Методы расчета и проектирования ТНА подробно изложены в работах [8-10]. Они включают следующие основные моменты:

- определение числа оборотов ротора ТНА;
- определение оптимальной геометрии шнековых преднасосов;

- расчет центробежных колес насосов и определение их оптимальной геометрии;
- профилирование лопатки рабочего колеса насоса,
- профилирование улитки насоса;
- определение оптимальной геометрии соплового аппарата и рабочего колеса турбины;
- профилирование рабочих лопаток турбины.

Предварительно решается ряд конструктивных вопросов: число входов в насосы, наличие шнековых преднасосов, число рабочих колес насосов и турбины, тип турбины, конструкция уплотнений и др.

Специальная часть проекта. Спецчасть проекта должна отличаться наибольшим совершенством технической проработки, приближаясь к техническому проекту. В качестве темы для спецчасти рекомендуется выбирать вопросы актуальные для производства. В результате конструкторских или технологических решений обязательно должен быть достигнут экономический эффект по сравнению с принятым прототипом. Конкретные данные по полученному или ожидаемому экономическому эффекту следует особо подчеркнуть в расчетно-пояснительной записке.

В качестве темы специальной части дипломного проекта может быть выбран один из ниже перечисленных вопросов:

1) Расчет и проектирование одного из агрегатов двигателя, не вошедших в обязательную часть диплома, например, газогенератора, регулятора или какого-либо другого. Для принятого агрегата выполняются все виды расчетных и конструкторских работ. Конструкторские решения должны отличаться оригинальностью и быть направлены на повышение экономичности двигателя или его надежности.

2) Подробная конструкторская разработка какого-либо узла (например, узла качания камеры сгорания). Этот вопрос, как правило, связан с решением конструкторских проблем, с увязкой работы данного узла в составе агрегата и двигателей.

3) Разработка и расчет одной из систем двигателя: системы запуска, наддува или другой.

4) Расчетное исследование и оптимизация процессов в агрегатах, например:

– определение минимально необходимого расхода компонента на внутреннее охлаждение;

– исследование возможностей интенсификации охлаждения камеры;

– расчет и оптимизация спецобразования и т.д.

5) Разработка новых методов расчета процессов, расчетов на прочность и др.

6) Составление и разработка технологии испытаний агрегатов: гидропрессовка камеры сгорания, газодинамические испытания, проливки агрегатов и т.д. Здесь необходимо разработать программы и режимы испытаний, сконструировать необходимые приспособления, дать описание стендов.

7) Исследование использования новых высокоэффективных или экономичных видов топлива.

8) Применение новых, более экономичных схем двигателя (например безгенераторные схемы, схемы типа «газ-газ» и др.).

9) Новые конструкторские решения (тарельчатые сопла, сопла изменяющейся геометрической степень расширения).

10) Конверсионные разработки.

Приведенный список вопросов для спецтемы является ориентировочным и может пополняться.

Технологическая часть. Технологическая часть - обязательная часть дипломного проекта. Она представляет разработку технологического процесса механической обработки детали в условиях серийного производства одной из деталей двигателя (корпуса форсунки, кольца завесы, оболочки сопла, штока клапана, колеса насоса и пр.).

Для достижения указанной цели ставятся следующие задачи:

- провести анализ технологичности конструкции детали;

- выбрать форму и метод получения исходной заготовки для данного типа производства;
- разработать технологический процесс для изготовления детали;
- спроектировать установочное приспособление для обработки детали;
- провести точностной и силовой расчет.

Техпроцесс оформляется на типовых бланках, в которых указывается содержание операций и переходов, инструмент, приспособления (типовые и специальные), вспомогательные материалы и их расход, даются необходимые эскизы. Рекомендации по разработке техпроцесса даются в работе /17/.

Прочностные расчеты. В выпускной квалификационной работе при проектировании ЖРД обязательно должны быть представлены расчеты на прочность одной из деталей двигателя.

Рекомендуется на выбор произвести один из ниже перечисленных расчетов [1,2]:

- расчет оболочек камеры на общую несущую способность;
- расчет сопла на устойчивость;
- расчет вала ТНА на статическую прочность;
- Определение критического числа оборотов ротора ТНА;
- расчет на прочность лопаток турбины и др.

Экономическая часть. Экономическая часть представляет собой расчет себестоимости двигателя.

Охрана труда и техника безопасности. Эта часть дипломного проекта должна содержать описание мер, обеспечивающих безопасную работу с компонентами, и перечень мероприятий по технике безопасности при стендовой отработке двигателя.

1.4 Сравнительный анализ энергетических параметров пневмогидравлических схем двигателя

1.4.1 Критерии выбора схемы двигателя

Одними из главных критериев при выборе пневмогидравлической схемы двигателя являются основные требования, которые предъявляются к двигателю:

- удельный импульс тяги (энергоемкость);
- габариты (диаметр среза сопла);
- масса.

Эти требования соответствуют одной из главных закономерностей развития техники - *развитие всех систем идет в направлении увеличения степени идеальности*. Идеальная ТС — это система, масса, габариты и энергоемкость которой стремятся к нулю, а ее способность выполнять работу при этом не уменьшает. На практике повышение степени идеальности системы может быть реализовано двумя путями - увеличением главной полезной функции (ГПФ) или - увеличением общего количества выполняемых функций.

Поэтому различают два основных вида идеализации систем [11]:

1) Масса (M), габариты (Γ), энергоемкость (\mathcal{E}) стремятся к нулю, а ГПФ или количество выполняемых функций остается неизменным

$$I(S_1) = \lim_{\substack{M, \Gamma, \mathcal{E} \rightarrow 0 \\ n = \text{const}}} \Phi_n (M, \Gamma, \mathcal{E});$$

2) ГПФ или количество функций увеличивается, а масса, габариты, энергоемкость остаются неизменными:

$$I(S_2) = \lim_{\substack{M, \Gamma, \mathcal{E} = \text{const} \\ n \rightarrow \infty}} \Phi_n (M, \Gamma, \mathcal{E})$$

где $I(S)$ - идеальность системы;

Φ_n - функция системы или «сумма» нескольких функций.

Идеализация реальных ТС может идти путем, отличающимся от приведенных зависимостей. Чаще всего наблюдает-

ся смешанный вид идеализации, когда выигрыш в М,Г,Э, полученный в процессе идеализации, тут же расходуется на дополнительное увеличение ГПФ или количества функций.

Проведем сравнительный анализ трех принципиальных схем двигателя и выбор оптимальной среди них:

- схема с дожиганием восстановительного газа;
- схема с дожиганием окислительного газа;
- схема с полной газификацией компонентов топлива (по типу «газ-газ»).

Для определения давления в камере, обеспечения требуемого удельного импульса тяги двигателя при заданных габаритах проведен расчет зависимости удельного импульса тяги от давления в камере при диаметре среза сопла 900 мм (рис. 1.3). При расчете использовались расчетно-экспериментальные зависимости для коэффициентов потерь удельного импульса тяги, теоретическое значение удельного импульса тяги в пустоте определялось по методике равновесного термодинамического расчета процесса горения.

Как показывают приведенные результаты расчета, требования ТЗ могут быть обеспечены при давлении в камере не менее 14,7 МПа при отсутствии других потерь удельного импульса тяги (например, затраты на привод турбин ТНА). Данное ограничение фактически определяет класс возможных схемных решений двигателя – требуемое значение удельного импульса тяги может быть обеспечено только в двигателе с дожиганием генераторного газа.

Неоднократно проведенный анализ энергетических возможностей безгенераторной схемы показал, что для двигателей больших тяг реализация давлений в камере более 7-8 МПа невозможна даже при использовании специальных мероприятий по увеличению теплосъема в камере. Это значительно ниже уровня давления в камере, необходимого для выполнения требований ТЗ и поэтому такая схема двигателя далее не рассматривалась.

Двигатель, выполненный по схеме «газ-газ», содержит как недостатки двигателей окислительных схем (возможность возгорания элементов газового тракта), так и двигателей, выполненных по восстановительной схеме (вероятность сажеобразования в газогенераторе, повышенное давление в тракте охлаждения). Поэтому применение такой схемы для двигателя многоразового использования с повышенными требованиями по надежности вряд ли целесообразно.

Таким образом, требования ТЗ могут быть выполнены при использовании трех основных схем двигателя:

- с дожиганием окислительного генераторного газа;
- с дожиганием восстановительного генераторного газа (охлаждение камеры горючим);
- с дожиганием восстановительного генераторного газа (охлаждение камеры окислителем);

Схема двигателя без дожигания не удовлетворяет требованиям ТЗ по удельному импульсу тяги, но учитывая ее простоту и высокую надежность, подтвержденную при эксплуатации подобных двигателей на топливе кислород-керосин (РД-0110, F-1), она также была рассмотрена.

Результаты расчета двигателя многократного использования позволяют провести сравнительный анализ рассмотренных схемных решений для двигателя тягой 300 кН на компонентах «кислород – СПГ»:

- двигатель с дожиганием окислительного генераторного газа, выполненный по классической схеме, имеет прототипы среди одноразовых двигателей на топливе «жидкий O_2 + керосин», которые эксплуатируются уже в течение многих лет. Недостатком данной схемы является возможность возгорания элементов газового тракта в окислительной среде и достаточно высокое значение предельной температуры газа на форсированном режиме (820 К – на уровне рабочих температур эксплуатируемых одноразовых двигателей);
- в двигателе с дожиганием восстановительного генераторного газа, благодаря восстановительной рабочей среде,

принципиально исключаются все дефекты, связанные с возгоранием материальной части и газотурбинного тракта;

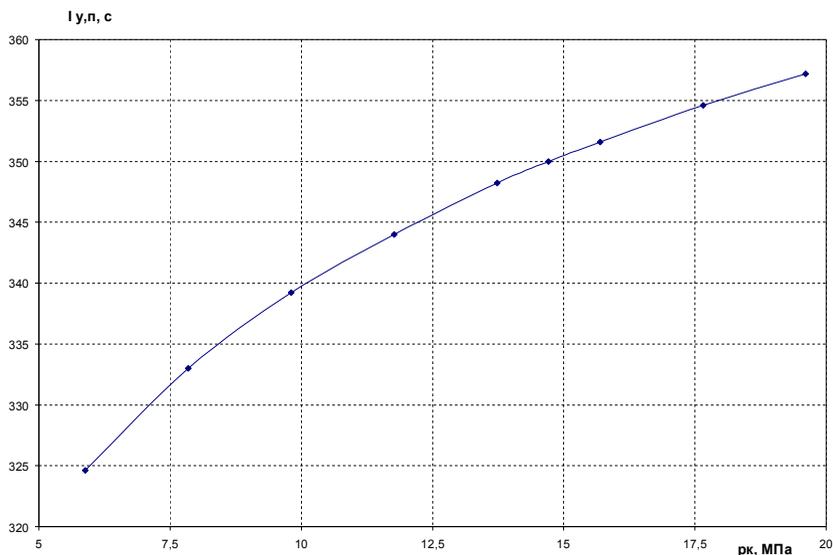


Рисунок 1.3 – Зависимость удельного импульса тяги в пустоте от давления в камере при постоянном диаметре выходного сечения сопла

- охлаждение камеры окислителем при отсутствии заметных преимуществ создает целый ряд новых неисследованных ранее проблем (прежде всего вероятность возгорания конструктивных элементов камеры). Поэтому использование для охлаждения окислителя при наличии такого эффективного охладителя как СПГ нецелесообразно;

- двигатель без дожигания имеет пониженный удельный импульс тяги и не удовлетворяет по этому параметру требованиям ТЗ.

Решающими критериями при выборе схемы двигателя приняты:

– отсутствие при разработке двигателя принципиально новых проблем, не имеющих к настоящему времени практического решения;

– снижение вероятности возгорания конструктивных элементов двигателя как наиболее опасного дефекта при эксплуатации.

Заданный уровень удельного импульса тяги (в пустоте – 350 с) может быть обеспечен только в схеме двигателя с дожиганием генераторного газа. Поэтому при выборе схемы двигателя рассматривались только схемы двигателя с дожиганием.

Температура газа перед турбиной. Температура газа перед турбиной является основным параметром, определяющим ресурс одного из наиболее критичных элементов – рабочего колеса и соплового аппарата турбины. Требуемый ресурс турбины может быть обеспечен при номинальной температуре – не более 873 К (600 С). Дальнейшее уменьшение температуры газа на номинальном (расчетном) режиме вряд ли можно считать оправданным, поскольку это существенно ухудшает энергетические характеристики двигателя.

Камера сгорания. Другим наиболее критичным элементом двигателя является камера сгорания. В камере основным критичным элементом, определяющим ее работоспособность, является ее внутренняя оболочка, а основным параметром, влияющим на работоспособность – температура "горячей" стенки (со стороны газа). При выборе параметров двигателей принята температура на номинальном режиме "горячей" стенки камеры (медный сплав) – не более 800 К, сопла (сталь) – не более 900 К.

При использовании для охлаждения камеры углеводородного горючего дополнительным ограничением может стать уже температура "холодной" стенки камеры, что связано с возможностью отложения углерода на стенке камеры.

Турбонасосный агрегат. Кроме ограничения значения температуры газа на входе в турбину обеспечение работоспособности конструктивных элементов ТНА требует и ограничения значений других параметров, прежде всего, окружных скоростей рабочих колес насосов и турбин. Допускаемая окружная скорость рабочего колеса насоса составляет ~ 400

м/с при использовании титана и ~ 280 м/с – для стали; для колеса турбины ~ 350 м/с. Предельную окружную скорость необходимо рассматривать совместно с количеством ступеней насосов и турбин, которые определяют габаритно-массовые характеристики ТНА и динамические характеристики ротора. С учетом конструктивной сложности ТНА необходимо рассматривать турбины с количеством ступеней турбины не более двух, насосы – с количеством ступеней не более трех.

Для сравнительного анализа параметров двигателей с дожиганием окислительного и восстановительного газогенераторного газа принята система подачи с одновальными основными ТНА и бустерными насосными агрегатами с приводом их гидротурбин компонентом, отбираемым после основных насосов ТНА. Значения КПД агрегатов подачи приведены в таблице 1.1.

Сопротивления основных агрегатов и трактов двигателя приняты на основании проведенных расчетных оценок и анализа имеющихся данных по двигателям-прототипам.

1.4.2 Двигатель с дожиганием окислительного генераторного газа

Схема двигателя с дожиганием окислительного генераторного газа приведена на рис.1.4. Рассматриваемая принципиальная схема двигателя практически идентична схемам существующих двигателей с дожиганием окислительного генераторного газа на компонентах кислород – керосин.

Для двигателя принята наиболее простая система подачи с одновальным основным ТНА и бустерными насосными агрегатами. Окислитель после насоса поступает в газогенератор, где газифицируется с частью горючего, подаваемого через регулятор расхода подкачивающей ступенью насоса горючего (вспомогательным насосом). Горючее после бустерного и основного насосов через дроссель поступает в тракт охлаждения камеры и затем в камеру. Генераторный газ из газогенератора

поступает в камеру после привода турбины ТНА. Привод турбин БТНА осуществляется частью компонента, отбираемого после основных насосов (горючего – после основной ступени насоса).

Регулирование двигателя осуществляется регулятором расхода горючего в газогенератор (по тяге) и дросселем на линии горючего камеры (по соотношению компонентов топлива).

Таблица 1.1 – Исходные данные по агрегатам системы подачи

Наименование параметра	Двигатель на топливе кислород – СПГ	
	с восстановительным газогенератором	с окислительным газогенератором
КПД насоса окислителя: основная ступень вспомогательная ступень	0,78 0,72	0,75 –
КПД насоса горючего: основная ступень вспомогательная ступень	0,69 –	0,69 0,3
КПД турбины ТНА	0,79	0,78
КПД БТНАО	0,3	0,3
КПД БТНАГ	0,25	0,25
Давление на входе в насос, МПа:		
окислителя	1,77	1,77
горючего	1,18	1,18

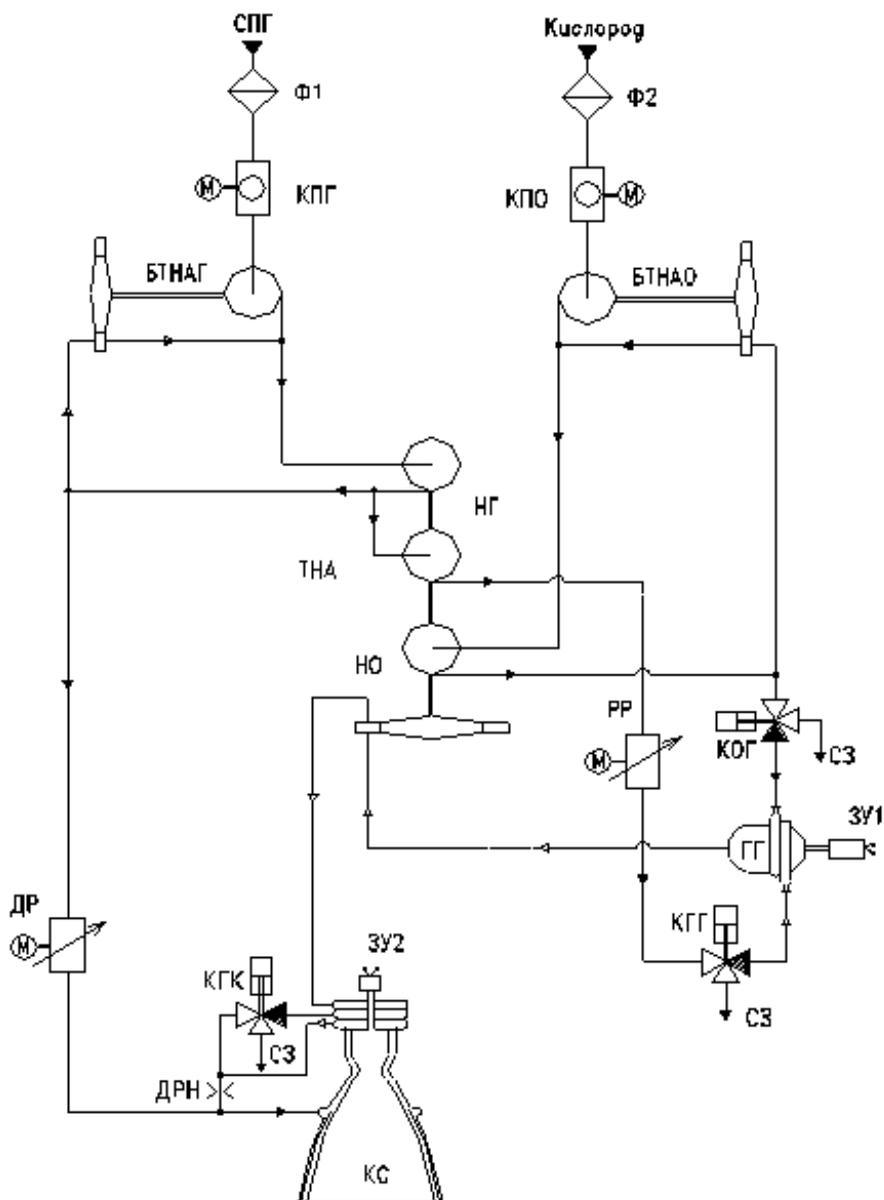


Рисунок 1.4 – Схема двигателя с дожиганием окислительного генераторного газа

Расчетная зависимость давления в камере от давления перед турбиной приведена на рисунке 1.5. При принятых ограничениях и характеристиках агрегатов оптимальное давление в камере составляет 17 МПа при давлении перед турбиной 35,8 МПа, удельный импульс тяги в пустоте 353 с при диаметре среза сопла 900 мм.

Основные параметры двигателя с окислительным газогенератором, определенные при указанных выше условиях, приведены в табл. 1.2.

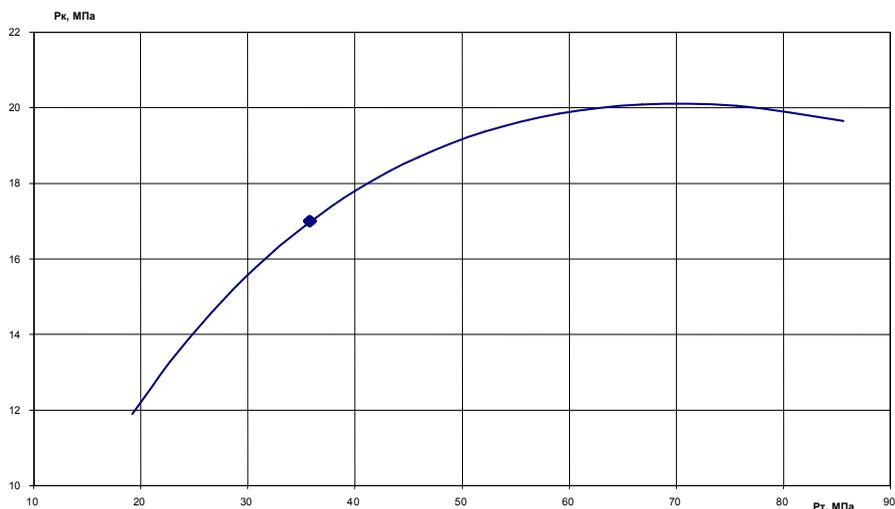


Рисунок 1.5 – Зависимость давления в камере от давления перед турбиной (двигатель с дожиганием окислительного генераторного газа)

1.4.3 Двигатель с дожиганием восстановительного генераторного газа

Схема двигателя с дожиганием восстановительного генераторного газа приведена на рисунке 1.6. Рассматриваемая схема во многом аналогична принципиальной схеме двигателя РД-0120, основное отличие состоит в том, что горючее в газогенератор поступает после охлаждающего тракта камеры.

Для сравнительного анализа принята также наиболее простая система подачи с одновальным основным ТНА и бустерными насосными агрегатами. Горючее после насоса поступает в газогенератор через тракт охлаждения камеры. Окислитель после камерной ступени насоса через дроссель подается в камеру, после генераторной ступени – через регулятор расхода в генератор. Генераторный газ из газогенератора поступает на привод турбины ТНА и затем в камеру. Регулирование двигателя по тяге осуществляется регулятором расхода окислителя в газогенератор, по соотношению компонентов топлива – дросселем на линии окислителя камеры.

Особенностью газогенерации топлива, содержащего углерод, в газогенераторе с избытком горючего является возможность образования твердой фазы. Это может существенно осложнить эксплуатацию многоразового двигателя, поскольку возможно накопление твердой фазы в газовом тракте. Хотя по имеющимся данным при использовании в качестве горючего СПГ возможна организация процесса в восстановительном газогенераторе практически при отсутствии твердой фазы, этот вопрос требует отдельного экспериментального исследования, особенно с учетом запуска и останова двигателя, когда соотношение компонентов топлива в газогенераторе изменяется в широком диапазоне.

Для оценки параметров рассматриваемого двигателя принята номинальная температура генераторного газа 860 К, что обеспечивает его работоспособность при многоразовом использовании.

Расчетная зависимость давления в камере от давления перед турбиной приведена на рисунке 7. При принятых ограничениях и характеристиках агрегатов оптимальное давление в камере составляет 14,7 МПа при давлении перед турбиной 30,4 МПа, удельный импульс тяги в пустоте – 350 с при диаметре среза сопла 900 мм.

Основные параметры двигателя с восстановительным газогенератором приведены в таблице 1.2.

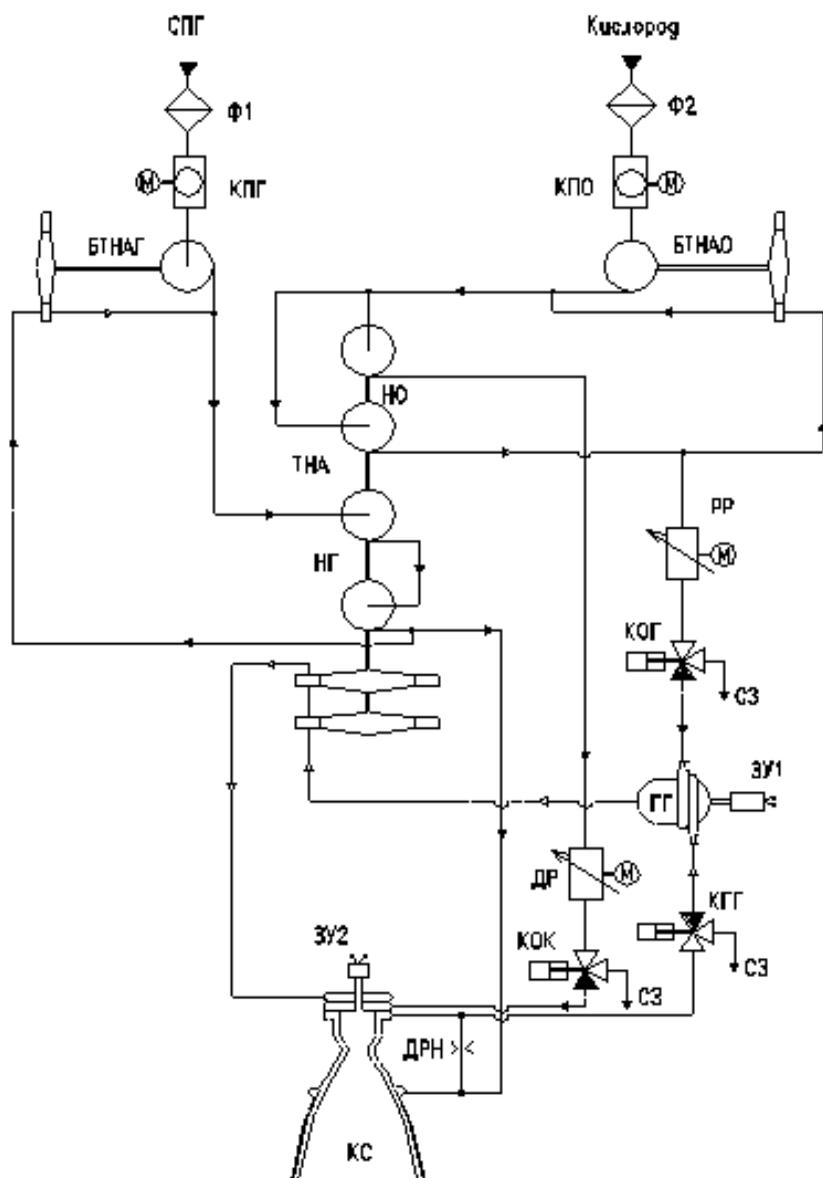


Рисунок 1.6 – Схема двигателя с дожиганием восстановительного генераторного газа

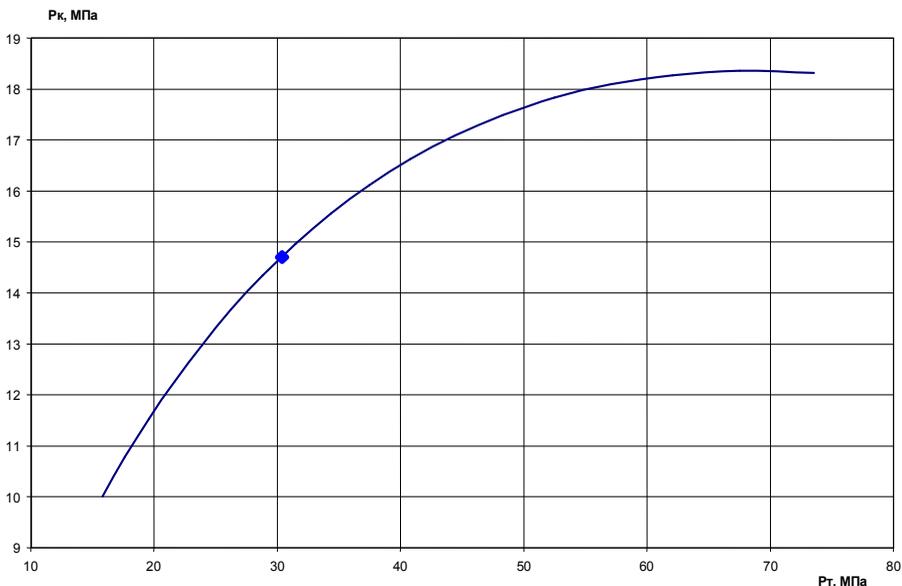


Рисунок 1.7 – Зависимость давления в камере от давления перед турбиной (двигатель с дожиганием восстановительного генераторного газа)

1.4.4 Сравнительный анализ схем ЖРД

Результаты расчета и их сравнительный анализ позволяют сделать следующие выводы.

Двигатель с дожиганием окислительного генераторного газа имеет некоторое преимущество по энергетическим характеристикам над двигателем с дожиганием восстановительного генераторного газа: реализуемое давление в камере составляет 17 МПа и 14,7 МПа соответственно.

Двигатель с дожиганием окислительного генераторного газа имеет прототипы среди одноразовых двигателей на топливе жидкий кислород–керосин, которые эксплуатируются уже в течение многих лет. Недостатком двигателя такой схемы является возможность возгорания элементов газового тракта в окислительной среде.

Таблица 1.2 – Основные расчетные параметры двигателей с дожиганием

Наименование параметра	Значение параметра	
	Восстановит. газогенератор	Окислит. газогенератор
Камера		
Тяга, кН: на Земле в пустоте	300 338,7	
Удельный импульс тяги, с: на Земле в пустоте	310 350	312,7 353
Расход, кг/с: топлива окислителя горючего	98,68 76,75 21,93	97,83 76,1 21,74
Соотношение компонентов	3,5	
Давление в камере, МПа	14,71	17
Диаметр критического сечения, мм	323	301
Диаметр среза сопла, мм	900	
Расход горючего на охлаждение, кг/с	21,33	20,5
Параметры горючего на входе: давление, МПа температура, К	39,2 135	27,0 132
Параметры генераторного газа на входе: расход, кг/с давление, МПа температура, К	26,06 16,08 780	77,33 18,63 630
Параметры перед форсунками: компонент расход, кг/с давление, МПа температура, К	Кислород 72,25 16,67 100	СПГ 20,5 19,42 300

В двигателе с дожиганием восстановительного генераторного газа благодаря восстановительной рабочей среде принципиально исключаются дефекты, связанные с возгоранием материальной части и газотурбинного тракта. Это позволяет упростить задачу выбора конструктивных материалов, исключить необходимость нанесения защитных покрытий;

Поддача в газогенератор СПГ, подогретого в тракте охлаждения камеры, уменьшает перепад температур на турбине при запуске и останове, что уменьшает, в свою очередь, температурные напряжения на турбине при запуске и останове, делает процесс запуска более плавным (уменьшает градиенты изменения температуры).

Учитывая потенциально более высокую надежность двигателя с дожиганием восстановительного генераторного газа, для проектирования принят двигатель с дожиганием восстановительного генераторного газа.

1.4.5 Основные этапы запуска ЖРД

Обеспечение надежного запуска является сложным и ответственным этапом проектирования и доводки двигателя. Весь цикл операций вплоть до старта может быть осуществлен без непосредственного вмешательства обслуживающего персонала. В общем случае запуск ЖРД можно представить в виде трех последовательных этапов.

Первый этап. Подготовка к запуску, состоящая из операций:

- 1) Включение предварительного наддува баков;
- 2) Заполнение жидкими компонентами трубопроводов и полостей насосов; при криогенных компонентах эта операция проходит одновременно с операцией захолаживания.
- 3) Включение продувки за главными клапанами полостей камеры и ЖГГ.

Операция захолаживания необходима для исключения возможности закипания первых, пусковых порций компонен-

тов топлива из-за нагрева их от элементов конструкции двигателя. Наличие паровой фазы может вызвать кавитацию на насосах ТНА, увеличивает время выхода двигателя на режим, нарушает массовое соотношение компонентов топлива, поступающих в КС и ГГ. При захолаживании компоненты топлива в течение некоторого времени пропускают через топливные магистрали двигателя.

Второй этап. Включение системы подачи компонентов ТНА. Сюда входят операции:

1) Раскрутка ТНА – для раскрутки турбины в схеме ДУ имеется пиростартёр.

2) Включение ЖГГ - срабатывают на открытие клапаны за насосами и компоненты поступают в ЖГГ и КС.

Третий этап. Включение камеры:

1) Включение зажигания; для ЖРД, использующих несамовоспламеняющиеся компоненты топлива — создание начального очага горения в КС и ГГ, обеспечивающего воспламенение поступающих туда пусковых расходов топлива;

2) Открытие главных клапанов на магистралях О и Г в камеру;

3) заполнение компонентами трубопроводов и полостей камеры.

Компоненты поступают в камеру с определенным опережением одного по отношению к другому. В каждом конкретном случае в зависимости от свойств компонентов, особенностей ДУ и других факторов, отдельные операции могут отсутствовать, происходить параллельно или несколько в другой последовательности.

2 Расчёт и конструирование кислородно-водородного жидкостного ракетного двигателя

2.1 Обоснование выбора топливной пары

В зависимости от назначения ракетного комплекса различными будут требования, предъявляемые к физическим эксплуатационным и экономическим показателям топлива. Жидкие ракетные топлива (ЖРТ) могут быть разделены на две группы.

1) Топлива длительного хранения (стабильные топлива) - топлива, обладающие стабильностью физико-химических свойств в течение длительного промежутка времени. Эти топлива допускают хранение в баках ракет или других резервуарах при эксплуатационных температурах и давлении без существенных потерь.

2) Топлива недлительного хранения - топлива, требующие заправки в баки непосредственно перед стартом. Это в основном криогенные компоненты.

Если группа топлив по физико-химическим свойствам соответствует назначению двигательной установки (ДУ), то дальнейший выбор должен базироваться на следующих требованиях:

- энергетические требования;
- эксплуатационные требования к надежности работы двигателя;
- экономические требования.

Энергетические требования. Удельный импульс тяги на расчетном режиме двигателя ($P_a = P_n$) равен скорости истечения газов, которая приблизительно выражается формулой

$$W_a = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - p} \frac{R_o T_{oc}}{\mu_{cm}} \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_{oc}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}, \quad (2.1)$$

где P_{oc}, T_{oc} - давление и температура на входе в сужающуюся часть сопла;

P_a - давление на срезе сопла;

R - универсальная газовая постоянная;

μ_{cm} - молекулярная масса продуктов сгорания;

γ - показатель адиабаты.

Приращение скорости ступени летательного аппарата (ЛА) при отсутствии гравитации и аэродинамического сопротивления среды выражается формулой Циолковского:

$$\Delta V = W_{\text{эф}} \ln\left(\frac{m_0}{m_K}\right) = W_{\text{эф}} \ln\left(\frac{m_K + m_T}{m_K}\right) = W_{\text{эф}} \ln\left(1 + \frac{\rho_T V_T}{m_K}\right) \quad (2.2)$$

где m_0 - стартовая масса ЛА;

m_K - конечная масса ЛА;

$W_{\text{эф}}$ - эффективная скорость истечения продуктов сгорания (ПС);

V_T, ρ_T - объем и плотность топлива.

Анализ приведенных соотношений позволяет сделать вывод, что наиболее эффективные ракетные топлива должны обладать высокой теплотворной способностью, низкой молярной массой продуктов сгорания (ПС) и высокой плотностью компонентов.

Для получения высокотеплотворных топлив в качестве окислителя выгодно использовать фтор (F), кислород (O).

В качестве горючих выступают элементы первых трех периодов: в первую очередь водород, углерод и обогащенные водородом соединения углерода и азота. Максимальный удельный импульс имеют топлива, представленные в таблице 2.1 [1,2].

Таблица 2.1

$H_2 + F_2$	$I_y = 4776 \text{ м/с};$
$N_2H_4 + F_2$	$I_y = 4290 \text{ м/с};$
$H_2 + OF_2$	$I_y = 4780 \text{ м/с};$
$H_2 + O_2$	$I_y = 4560 \text{ м/с};$
керосин + OF_2	$I_y = 4134 \text{ м/с}.$

Использование металлов в качестве горючего в РД является перспективным направлением с точки зрения повышения энерги-

ческих возможностей топлива, однако сопровождается большими техническими сложностями, значительно сокращая их потенциальные энергетические возможности.

Использование F_2 и его соединений затруднено из-за высокой агрессивности и токсичности.

Пара $H_2 + O_2$ немного уступает по удельному импульсу, но она не токсична, а удельная тяга на ≈ 100 единиц выше, чем у топлив длительного хранения.

Эксплуатационные требования. Данные требования связаны с непосредственной эксплуатацией двигателя в составе летательного аппарата:

- высокая скорость распространения пламени;
- высокая температура кипения;
- термическая стойкость;
- малая вязкость и поверхностное натяжение;
- малый период задержки воспламенения (желательно самовоспламенение);
- хорошая охлаждающая способность;
- отсутствие коррозионной активности в отношении конструкционных материалов.

Пара $H_2 + O_2$ удовлетворяет всем этим требованиям, кроме касающихся температуры кипения, так как оба компонента являются низкокипящими.

При использовании F возникает еще и проблема, связанная с более агрессивным ее воздействием на конструкционные материалы.

Требования при эксплуатации топлив вне двигателя. Данные требования отражают желаемые и необходимые характеристики при хранении топлива и обслуживании двигателя. Сюда входят:

- нетоксичность,
- пожаробезопасность,
- взрывобезопасность,
- низкая коррозионная активность,
- стабильность при длительном хранении.

Компоненты топлива $H_2 + O_2$ не токсичны и при отсутствии внешних источников воспламенения не взрывоопасны.

Экономические требования. Это в основном требования к стоимости получения и хранения топлив.

Получение водорода имеет сравнительно высокую стоимость, в сочетании с его низким удельным весом $\gamma = 71 \text{ кг/м}^3$, что делает затруднительным его использование на первых ступенях РН. Применение сильно переохлажденного водорода позволяет уменьшить объем баков и сократить потери на испарение.

Итак, применение топливной пары $\text{H}_2 + \text{O}_2$ является обоснованным, так как, во-первых, она имеет высокие энергетические характеристики (одни из самых высоких), во-вторых, удовлетворяет большинству требований, предъявляемых к ДУ, в-третьих, не имеет недостатков, связанных с высокой токсичностью и высокой агрессивностью к конструкционным материалам (как, например, у топлив на основе фтора).

2.2. Основные физико-химические и теплофизические свойства компонентов топлива ЖРД

В газообразном водороде при обычных и высоких температурах содержатся все модификации молекулярного водорода: орто- и пароводород при предельном отношении 3:1.

Горючее – жидкий водород ($\text{H}_{2\text{ж}}$). Жидкий водород практически на 100% состоит из пароводорода. При нормальных и отрицательных температурах ($^{\circ}\text{C}$) водород малоактивен. При нагреве активность возрастает, что связано с выделением атомарного водорода. В этих условиях он энергично реагирует с окислителями. Водород обладает высокой термической стабильностью, он разлагается на атомы только при температурах $2500 \div 3000^{\circ}\text{C}$. Основные свойства водорода представлены в табл. 2.2 [1,2].

При отрицательных температурах водород адсорбируется на поверхности металлов. Диффузия водорода в металлы увеличивается с возрастанием температуры и давления. При атмосферном давлении диффузия начинается при 400°C и резко возрастает при $1450 \div 1500^{\circ}\text{C}$, когда в одном объеме железа (Fe) растворяется до двух объемов водорода. Диффузия водорода в металлы ухудшает их твердость, термическую стойкость и электропроводность, магнитные и другие свойства.

Таблица 2.2 - Горючее-жидкий водород ($H_{2ж}$)

№	Параметр	Значение
1	Химическая формула	H_2
2	Молекулярный вес, μ	2,016 у. е.
3	Плотность, ρ	70,8 кг/м ³
4	Температура плавления, $T_{пл}$	13,76 К
5	Температура кипения, $T_{кип}$	20,46 К
6	Теплота испарения, $Q_{исп}$	452 кДж/кг
7	Вязкость, $\mu \times 10^4$	0,13 Н/с \times м ²
8	Теплоемкость, C_p	9420 Дж/кг \times К
9	Критическое давление, p^*	1,75 МПа
10	Критическая температура, T^*	35 К
11	Критическая плотность, ρ^*	31,8 кг/м ³
12	Газовая постоянная, R	4150 кДж/кг \times К
13	Полное теплосодержание, t	918 кКал/кг

При растворении водорода в углеродистой стали в ней появляются пузырьки и трещины вследствие водородной газовой коррозии. Водородная коррозия устраняется при легировании стали введением хрома, молибдена, вольфрама, ванадия и других элементов. При использовании жидкого водорода применяют следующие конструкционные материалы.

Стали: 12Х18Н10Т; Х14Г14Н3Т и другие.

Медные сплавы: Л62; ЛС69-1; БРОФ 10-1.

Алюминиевые сплавы: А14Г, АМЦ, АМГ5В; А5-19; АМГ-6.

При пайке желательнее применять припой ПОС18, ПОС30, ПОС40.

Окислитель – жидкий кислород ($O_{2ж}$). Жидкий кислород - прозрачная, легкоподвижная жидкость голубого цвета. Кислород представляет собой полную диссоциацию молекул на атомы при температуре более 5300К. С водородом (H_2) при нормальной температуре реагирует очень медленно, а выше 550°С реакция протекает со взрывом. Кислород можно получать:

- химическим способом;
- электролизом воды;
- разделением воздуха.

Большое распространение получил последний способ. При контакте с кислородом лучше всех ведут себя такие материалы, как медь (Cu), алюминий (Al), их сплавы Mg и Ti. Можно применять неметаллические материалы: фторопласты, голубой асбест.

При смешивании жидкого кислорода с органическими веществами возможно их замораживание. Такие смеси взрывоопасны, они чувствительны к удару, электрической искре. Основные свойства кислорода представлены в табл. 2.3 [1,2].

Таблица 2.3 - Окислитель - жидкий кислород (O_{2ж})

№	Параметры	Значение
1	Химическая формула	O ₂
2	Молекулярный вес, μ	32 у. е.
3	Плотность, ρ	1136 кг/м ³
4	Температура плавления, T _{пл}	54,36 К
5	Температура кипения, T _{кип}	90,16 К
6	Теплота испарения, Q _{исп}	213,5 кДж/кг
7	Вязкость, $\mu \times 10^4$	2,0 Н/с \times м ²
8	Теплоемкость, C _p	1700 Дж/кг \times К
9	Критическое давление, p*	5,004 МПа
10	Критическая температура, T*	154,34 К
11	Критическая плотность, ρ^*	429,9 кг/м ³
12	Газовая постоянная, R	257,8 кДж/кг \times К
13	Теплопроводность, λ	0,21 Вт/м \times К

При производстве жидкого кислорода особо опасно попадание ацетилена из воздуха и масла компрессоров. Определенная их концентрация приводит к взрыву. Кислород при нормальной температуре воспламеняется в присутствии катализатора, а при температуре T > 500°C происходит взрыв.

Жидкий кислород не токсичен, но при попадании на кожу вызывает обморожение с тяжелыми последствиями.

2.3 Пневмо-гидравлическая схема (ПГС) двигателя

2.3.1 Обоснование выбора схемы

Двигательная установка является независимым энергетическим комплексом летательного аппарата, способным обеспечить выполнение летного задания с требуемым качеством независимо от условий окружающей среды. ДУ включает в себя агрегаты двигателя, хранения и подачи топлива, а так же агрегаты системы управления обеспечивающие как процесс функционирования, так и управления параметрами ДУ с целью выполнения летного задания.

Многообразие типов ДУ [1-4], отличающихся видом применяемого топлива и способом его подачи, а также условиями эксплуатации в основном определяется многообразием полетных задач и собственных параметров ЛА. Кроме того, каждая полетная задача может иметь различный критерий оптимальности:

- точность вывода ЛА на орбиту;
- минимум времени вывода;
- максимум полезной нагрузки и др.

Разработка ПГС ДУ основывается на тщательном анализе прототипов ДУ и оценке возможности внесения в них таких изменений, которые способны улучшить свойства и характеристики вновь разрабатываемых двигателей.

Конструируемый двигатель должен соответствовать следующим требованиям:

- высокий удельный импульс;
- минимальная масса;
- высокая надежность;
- минимальное, но эффективное использование компонентов топлива.

Как видно, двигатель для космических полетов должен соответствовать жестким требованиям по эффективности и требует применения перспективных технологий.

Возможны два варианта подачи топлива:

- вытеснительная;
- насосная.

Вытеснительная система подачи топлива наиболее проста и надежна в эксплуатации. Отличительной особенностью вытеснительной системы подачи топлива является то, что баки с компонентами топлива находятся под большим давлением, значительно превышающим давление в КС, для преодоления как противодействия со стороны КС, так и гидравлических потерь в питающих трактах. По этой причине топливные баки приходится делать толстостенными и, как следствие, большой массы.

Весовые характеристики ракеты при вытеснительной системе подачи снижаются вследствие того, что на борту ракеты должен быть запас рабочего тела – вытесняющего газа. В связи с этим применение вытеснительной системы подачи имеет ограничения объемом вытесняемого топлива, весом полезного груза, эксплуатационными требованиями и др.

Насосная система представляет возможность получения более высоких давлений при меньшей массе конструкции. Увеличение давления подачи компонентов приводит к росту давления в камере сгорания двигателя, что уменьшает ее габариты, а следовательно и ее массу.

В двигателях с дожиганием генераторного газа в основной камере генераторный газ, пройдя через турбину ТНА, по газоводу направляется в камеру сгорания. Схема с дожиганием генераторного газа в основной камере сгорания энергетически более выгодна, чем схема без дожигания по той причине, что в ЖРД с дожиганием все топливо используется при оптимальном для двигателя соотношении компонентов и высокой степени расширения. В мощных кислородно-водородных ЖРД для получения оптимальных частот вращения насосов горючего и окислителя (компоненты существенно различаются по плотности) могут предусматриваться два ТНА и два восстановительных газогенератора. Возможна схема ЖРД, когда в одном из газогенераторов получают восстанови-

тельный, а в другом - окислительный газ. В камеру сгорания поступают и сгорают там два газообразных компонента (схема «газ - газ»). Рабочее тело для турбины можно получать также испарением одного из компонентов топлива в тракте охлаждения камеры. Камера такого ЖРД работает по схеме «газ - жидкость».

Поддержание на входе в насосы давления компонентов топлива, требуемого для бескавитационной работы насосов, обеспечивается системой наддува баков или преднасосами. Наддув баков обеспечивает плавное изменение давления в них при запуске двигательной установки, устойчивость баков к воздействию внешних и внутренних сил. Работа системы наддува аналогична работе системы вытеснительной системы подачи, и принципиально такими же являются способы получения рабочего тела системы наддува.

На основе вышесказанного, выбираем насосную систему подачи, как более выгодную. Для выбранной схемы двигателя различия в основном связаны с приводом турбины ТНА. Обычно, для этой цели используют продукты неполного сгорания компонентов, полученные в агрегате, называемом газогенератором. Данный метод в сочетании с дожиганием газа после турбины в камере сгорания вместе с основными компонентами позволяет создать высокое давление в камере сгорания, и высокую экономичность двигателя.

Проектирование двигателя проведено с большой долей преимущественности схемных и конструктивных решений, примененных в ранее разработанных кислородно-водородного двигателях. Для подачи компонентов топлива в камеру сгорания и газогенератор в проектируемом двигателе применен турбонасосный агрегат, выполненный по одновальной схеме, состоящий из одноступенчатого насоса окислителя, трехступенчатого насоса горючего и двухступенчатой турбины.

Для обеспечения высоких кавитационных качеств агрегатов подачи компонентов топлива в двигателе применены бустерные турбонасосные агрегаты. К основным особенностям

двигателя по отношению к двигателю-прототипу подобной схемы можно отнести следующее:

- для обеспечения повышенной надежности двигателя снижена температура газового тракта за счет использования всего водорода в рабочем процессе газогенератора;

- воспламенение компонентов топлива в газогенераторе проводится с помощью свечи электроплазменного типа, устанавливаемой непосредственно в смесительную головку газогенератора;

- схема двигателя обеспечивает работу газогенератора на всех режимах на газифицированном водороде, что повышает энергетику начального этапа запуска газогенератора и исключает ряд сложных вопросов поджига компонентов топлива в нем при минимально низких давлениях на входе.

Проектируемый двигатель может использоваться в качестве маршевого двигателя кислородно-водородного разгонного блока (КВРБ) и универсального кислородно-водородного блока (УКВБ) и допускает форсирование по тяге до 12,5 %.

Для двигателя выбрана схема с дожиганием восстановительного генераторного газа в камере. Поджиг компонентов топлива в газогенераторе производится электрической свечой, в камере – запальником.

Пневмогидравлическая схема (ПГС) двигателя включает в себя следующие основные агрегаты и системы:

- камеру;
- газогенератор;
- систему подачи компонентов топлива;
- систему зажигания;
- систему регулирования;
- систему управления;
- систему наддува бака окислителя;
- систему наддува бака горючего.

Принципиальная пневмогидравлическая схема показана на рис. 2.1.

Перечень основных элементов ПГС, их позиционное обозначение, функциональное назначение приведены в табл. 2.4, функциональное назначение присоединительных мест в табл. 2.5.

Камера КС1 – агрегат создающий тягу и обеспечивающий изменение вектора тяги при качании двигателя в кардане (на ПГС не показан) в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

Газогенератор ГГ1 – агрегат, вырабатывающий рабочее тело для питания турбины ТНА А2 и дальнейшего использования в качестве горючего в камере.

Система подачи компонентов топлива включает ТНА А2 с одноступенчатым насосом окислителя и трехступенчатым насосом горючего и бустерные турбонасосные агрегаты окислителя (БТНАО) А1 и горючего (БТНАГ) А3.

Ротор ТНА приводится во вращение газовой турбиной, питаемой генераторным газом. Ротор БТНАО приводится во вращение гидравлической турбиной питаемой жидким кислородом, отбираемой из магистрали за насосом окислителя ТНА. Ротор БТНАГ приводится во вращение газовой турбиной, питаемой водородом, подогретым в тракте охлаждения камеры. Турбина БТНАГ кроме основного соплового аппарата имеет пусковые сопла, на которые подается гелий из баллонов системы управлений АК1, АК2 через редуктор КР1 и электропневмоклапан ЭПК6 для раскрутки ротора при запуске.

При использовании двигателя в составе УКВБ необходима раскрутка ротора БТНАО при запуске, для чего двигатель дооснащается дополнительными магистралями. Гелий для раскрутки ротора БТНАО из баллонов АК1 и АК2 через редуктор КР1 и электропневмоклапан подводится на гидротурбину через пусковые сопла предусмотренные в конструкции БТНАО. Отвод гелия после турбины БТНАО – через клапан в магистраль слива ДО-СО.

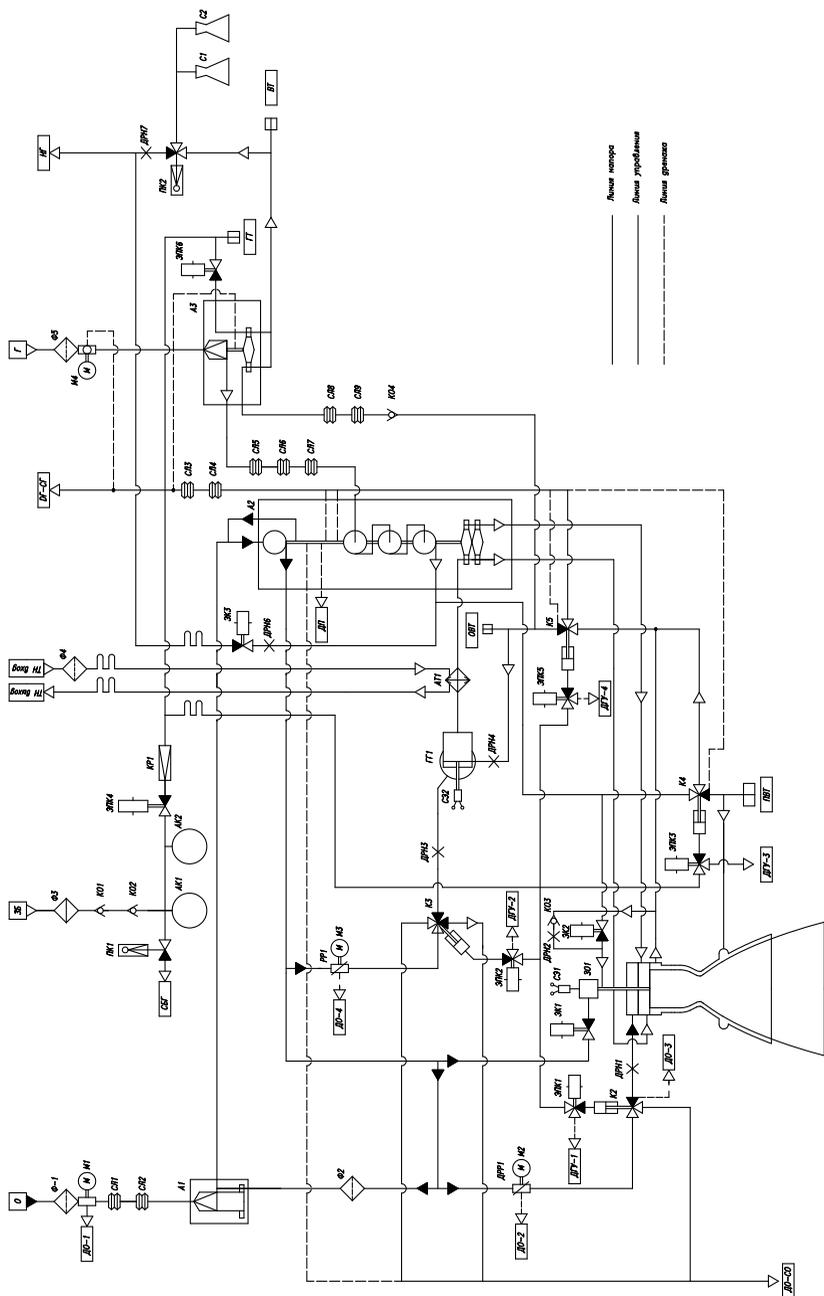


Рисунок 2.1 - Принципиальная пневмогидравлическая схема

Система зажигания включает электрическую свечу СЭ2, установленную в газогенераторе, запальник ЗП1 с электрической свечой СЭ1, установленный в камере и агрегат зажигания на (ПГС не показан). Запальник – форкамерного типа.

Система регулирования включает регулятор РР1 дроссель ДРР1. Регулятор является исполнительным агрегатом программного изменения тяги при выводе двигателя на номинальный режим и режим КСТ, а также для поддержания заданного уровня тяги при изменении соотношения компонентов топлива по командам системы управления (СУ).

Дроссель ДРР1 по команде СУ изменяет соотношение компонентов топлива в двигателе за счет регулирования расхода кислорода, поступающего в камеру и обеспечивает работу двигателя на запуске. Управление регулятором и дросселем осуществляется приводами М2 и М3 соответственно.

Система управления включает клапаны пуска К1 и К6, клапаны К2-К5, электроклапаны ЭК1-ЭК3, электропневмоклапаны ЭПК1-ЭПК6, баллоны АК1, АК2, редуктор КР1 и обратные клапаны К01-К04. Клапаны пуска, клапаны, электроклапаны и электропневмоклапаны являются исполнительными агрегатами управления запуском и остановом двигателя.

Открытие клапанов обеспечивается подачей напряжения на соответствующие электропневмоклапаны. Клапаны К2-К5 управляются гелием, поступающим в трубопровод-рессивер из баллонов АК1, АК2 с начальным давлением 310_{-10}^{+20} кгс/см² через электропневмоклапан ЭПК4 и редуктор КР1 на выходе из которого поддерживается давление 60_{-5}^{+10} кгс/см². Управление клапанами пуска К1 и К6 осуществляется приводами М1 и М4 соответственно.

Система наддува бака окислителя включает фильтр Ф4, теплообменник АТ1 для подогрева гелия и дроссельную шайбу ДРН5.

Система наддува бака горючего включает электроклапан ЭК3, пироклапан ПК2 и дроссельные шайбы ДРН6, ДРН7.

Водород для наддува бака отбирается на первых включениях после насоса горючего ТНА, на последнем включении после турбины БТНАГ.

В ПГС предусмотрены места отбора водорода для привода турбины турбонасосного агрегата системы питания рулевых приводов (ТНА РП), на охлаждение рабочей жидкости и отбора гелия для привода турбины ТНА РП на запуске и при выключении двигателя. Схема блока турбонасосного агрегата системы питания рулевых приводов данного двигателя, уже разработана для двигателя РД 0146. Турбонасосный агрегат А4 системы питания рулевых приводов предназначен для получения заданных параметров рабочей жидкости системы гидропитания рулевых приводов, используемых для качания двигателя и включает в себя одноступенчатый насос рабочей жидкости и газовую турбину. Рабочим телом турбины служит газообразный водород, отбираемый после турбины БТНАГ. Перед запуском, при включении и на запуске до выхода двигателя на предварительный режим турбина питается гелием, который поступает из баллонов двигателя через ЭПК7. Охлаждение рабочей жидкости на основном режиме и режиме КСТ (ПСТ) осуществляется в теплообменнике АТ2.

Для исключения натекания водорода в отсек все дренажи из агрегатов линии горючего и слив из клапана К5 собраны в общий коллектор, который соединяется с БРС-Г РН (стык ДГ-СГ).

Таблица 2.4 – Перечень основных элементов ПГС

Позиционное обозначение	Наименование и функциональное назначение
1	2
А ₁	Бустерный турбонасосный агрегат окислителя (БТНАО)
А ₂	Турбонасосный агрегат
А ₃	Бустерный турбонасосный агрегат горючего (БТНАГ)
АК-1, АК-2	Балон с гелием для привода турбины БТНАГ при запуске и управления клапанами (V=10 л)
АТ1	Теплообменник для подогрева гелия для наддува бака

Продолжение таблицы 2.4	
ГГ1	Газогенератор
ДРН1-ДРН7	Шайба дроссельная
ДРР1	Дроссель для изменения соотношения компонентов топлива и для обеспечения запуска двигателя
ЗП1	Запальник
К1	Клапан пуска для открытия и отсечки подачи окислителя в двигатель
К2	Клапан для открытия и отсечки подачи окислителя в камеру и слива окислителя при захолаживании двигателя и останове
К3	Клапан для открытия и отсечки подачи окислителя в газогенератор и слива окислителя при захолаживании двигателя и останове, а также для слива окислителя из газогенератора при выключении двигателя
К4	Клапан для открытия и отсечки подачи горючего в тракт охлаждения камеры и слива горючего через клапан К5 при захолаживании двигателя и останове
К5	Клапан для открытия и отсечки подачи горючего в газогенератор и слива горючего при захолаживании двигателя и останове
К6	Клапан пуска для открытия и отсечки подачи горючего в двигатель
КО1, КО2, КО3, КО4	Клапан обратный
КР1	Редуктор для обеспечения необходимого давления гелия, используемого для привода ротора БТНАГ при запуске и управления клапанами
КС1	Камера
М1-М4	Привод
ПК1	Пироклапан для сброса гелия из баллонов
ПК2	Пироклапан для открытия подачи водорода после турбины БТНАГ на наддув бака горючего на последнем включении
РР1	Регулятор для настройки двигателя на основной режим и режим КСТ
С1, С2	Сопло
СЛ1-СЛ9	Компенсатор сильфонный
СЭ1, СЭ2	Свеча эрозионная СЭ 71М
Ф1	Фильтр в линии подачи кислорода в двигатель
Ф2	Фильтр в линии подачи кислорода на турбину БТНАО

Продолжение таблицы 2.4	
Ф3	Фильтр в линии подачи гелия в баллоны АК1, АК2
Ф4	Фильтр в линии подачи гелия в теплообменник
Ф5	Фильтр в линии подачи водорода в двигатель
ЭК1	Электроклапан для открытия и отсечки подачи кислорода в запальник
ЭК2	Электроклапан для открытия и отсечки подачи водорода в запальник
ЭК3	Электроклапан для открытия и отсечки подачи водорода на наддув бака горючего на первых пяти включениях
ЭПК1-ЭПК3, ЭПК5	Электропневмоклапан для открытия и отсечки подачи гелия в клапаны для их срабатывания
ЭПК4	Электропневмоклапан для открытия и отсечки подачи гелия на вход в редуктор
ЭПК6	Электропневмоклапан для открытия и отсечки подачи гелия на турбину БТНАГ при запуске

Таблица 2.5 – Функциональное назначение присоединительных мест

Обозначение на схеме	Функциональное назначение присоединительных мест
1	2
О	Подача окислителя в двигатель (на вход в клапан пуска К1)
СБГ	Сброс гелия из баллонов АК1, АК2
ЗБ	Заправка баллонов АК1, АК2
ТН _{ВЫХОД}	Выход из теплообменника
ТН _{ВХОД}	Вход в теплообменник для подогрева гелия на наддув бака окислителя
ДГ-СГ	Отвод утечек из агрегатов линии горючего и слив водорода при захлаживании в БРС-ГРН
Г	Подача горючего в двигатель (на вход в клапан пуска К7)
НГ	Отвод водорода на наддув бака горючего
ДГУ-1	Отвод утечек гелия и гелия управления из ЭПК1 при срабатывании на открытие и закрытие (без трубопровода)
ДГУ-2	Отвод утечек гелия и гелия управления из ЭПК2 при срабатывании на открытие и закрытие (без трубопровода)
ДГУ-3	Отвод утечек гелия и гелия управления из ЭПК3 при срабатывании на открытие и закрытие

Продолжение таблицы 2.4	
ДГУ-4	Отвод утечек гелия и гелия управления из ЭПК5 при срабатывании на открытие и закрытие (без трубопровода)
ДО-СО	Отвод утечек кислорода из ТНА и слив кислорода при захолаживании (через трубопровод с рассекателем, выводимый за защиту изделия)
ДО-1	Отвод утечек кислорода из клапана пуска К1 через штуцер (без трубопровода)
ДО-2	Отвод утечек кислорода из дросселя ДРР1 через штуцер (без трубопровода)
ДО-3	Отвод утечек кислорода из клапана К2 через штуцер (без трубопровода)
ДО-4	Отвод утечек кислорода из регулятора РР1 через штуцер (без трубопровода)
ДП	Дренаж промежуточной полости ТНА (через трубопровод длиной 200-300 мм)
ГТ, ВТ, ПВТ, ОВТ	Штуцера для подключения схемы блока турбонасосного агрегата системы питания рулевых приводов

2.3.2 Циклограмма работы двигателя

Циклограмма работы двигателя в составе КВРБ изделия (так и в составе УКВБ изделия) определяется следующими этапами (табл.2.6):

- захолаживание двигателя;
- запуск двигателя на предварительный режим (далее именуемый режимом предварительной ступени тяги – ПСТ);
- перевод двигателя с режима ПСТ на основной режим (ОР);
- перевод двигателя с основного на конечный режим (далее именуемый режимом конечной ступени тяги – КСТ);
- останов двигателя.

Таблица 2.6 – Циклограмма работы двигателя

Время, с	Выполняемые команды
1	2
1. Исходное положение двигателя на начало захолаживания	
	1.1 Регулятор РР1 и дроссель ДРР1 находятся соответственно в положении φ_{\max} и α_{\max}
	1.2 Компоненты топлива находятся на входе в пусковые клапаны двигателя К1 и К6
2. Захолаживание двигателя	
-200	2.1 Подача напряжения на приводы М1 и М4 – открытие клапанов пуска К1 и К6 в положение, соответствующее малому расходу топлива при захолаживании двигателя.
-50	2.2 Открытие клапана К4 – захолаживание камеры.
-5.0	2.3 Подача напряжения на приводы М1 и М4 – полное открытие клапанов пуска К1 и К6
3. Запуск двигателя	
-5.0	3.1 Подача напряжения на приводы М2 и М3 – перевод дросселя ДРР1 и регулятора РР1 из положений α_{\max} и φ_{\max} в положения α_0 и $\varphi_{\text{нст}}$, соответствующие исходному положению дросселя и регулятора на момент запуска двигателя
	3.2 Включение агрегата зажигания – подача напряжения на свечи зажигания СЭ1 и СЭ2
	3.3 Подача напряжения на электроклапан ЭПК4 – подвод гелия к электропневмоклапанам управления ЭПК1, ЭПК2, ЭПК3, ЭПК5 и ЭПК6. Заполнение гелием ресивера системы пневмоуправления двигателем. (Для УКВБ дополнительно осуществляется подвод гелия к электроклапанам управления ЭПК8 и ЭПК9).
0	3.4 Подача напряжения на электропневмоклапан ЭПК6 – подача гелия на привод турбины БТНАГ для предварительной раскрутки ротора БТНАГ.
	3.4* Подача напряжения на электроклапаны ЭПК8 и ЭПК9 – подача гелия на привод турбины БТНАО для предварительной раскрутки ротора БТНАО, открытие клапана К7 сброса гелия раскрутки ротора БТНАО в магистраль слива ДО-СО.

Продолжение таблицы 2.6	
0	3.5 Подача напряжения на электроклапан ЭК1 – подача кислорода в запальник КС.
0,5 “Запуск”	3.6 Подача напряжения на пироклапан ПК2 – открытие магистрали “горючего” наддува бака горючего (Для шестого включения двигателя и для двигателя УКВБ).
0,6	3.7 Подача напряжения на электропневмоклапан ЭПК5 – открытие клапана К5 подачи водорода в ГГ. Прекращение слива водорода в магистраль слива ДГ-СГ.
0,9	3.8 Подача напряжения на электроклапан ЭК2 – подача водорода в запальник КС. Воспламенение топлива в запальнике КС.
1,1~1,2-1,3	3.9 Подача напряжения на электропневмоклапан ЭПК2 – открытие клапана К3 подачи кислорода в ГГ. Прекращение слива кислорода из магистрали кислорода ГГ в магистраль слива ДО-СО. Воспламенение топлива в ГГ.
2,0	3.10 Подача напряжения на электропневмоклапан ЭПК1 – открытие клапана К2 подачи кислорода в КС. Прекращение слива кислорода из магистрали кислорода камеры в магистраль слива ДО-СО. Воспламенение топлива в КС. 3.11 Подача напряжения на привод М2 – перевод дросселя из положения α_0 в положение $\alpha_{нст}$. Вывод двигателя на режим ПСТ. 3.12 Подача напряжения на электроклапан ЭК3 – открытие магистрали “холодного” наддува бака водорода. 3.13 Снятие напряжения с электропневмоклапана ЭПК6 – прекращение подачи гелия на привод турбины БТНАГ. 3.13* Снятие напряжения с электропневмоклапана ЭПК8 – прекращение подачи гелия на привод турбины БТНАО. Снятие напряже-
	ния с электропневмоклапана ЭПК9 – закрытие клапана К7, прекращение сброса гелия после турбины БТНАО в магистраль слива ДО-СО. 3.14 Снятие напряжения с электроклапана ЭК1 – прекращение подачи окислителя в запальник КС. Выключения запальника КС. 3.15 Снятие напряжения с электросвечей СЭ1, СЭ2. 3.16 Снятие напряжения с электроклапана ЭК2 – прекращение подачи водорода в запальник камеры через электроклапан ЭК2.

Продолжение таблицы 2.6	
	3.17 Подача напряжения на приводы М2 и М3 перевод дросселя ДРР1 и регулятора РР1 из положений $\alpha_{пст}$ и $\varphi_{пст}$ в положения $\alpha_{ор}$ и $\varphi_{ор}$, соответствующие основному режиму работы двигателя. Вывод двигателя на основной режим.
4. Работа двигателя на основном режиме	
4.0	4.1 Снятие напряжения с электропневмоклапана ЭПК4 – прекращение подпитки гелием ресивера системы пневмоуправления двигателем. 4.2 Снятие напряжения с электропневмоклапанов ЭПК1, ЭПК3, ЭПК5 – перевод клапанов К2, К4 и К5 в режим “самоудержания”.
5. Перевод двигателя на режим КСТ	
$\tau_{кст}$	5.1 Подача напряжения на приводы М2 и М3 – перевод дросселя ДРР1 и регулятора РР1 из положений $\alpha_{ор}$ и $\varphi_{ор}$ в положения $\alpha_{кст}$ и $\varphi_{кст}$.
6. Останов двигателя	
$\tau_{выкл}$	6.1 Снятие напряжения с электропневмоклапана ЭПК2 – закрытие клапана К3 подачи кислорода в ГГ. Открытие слива кислорода из ГГ в магистраль слива ДО-СО. 6.2 Снятие напряжения с электроклапана ЭК3 – закрытие магистра-
	ли “холодного” наддува бака водорода. 6.3 Подача напряжения на приводы М1 и М4 – закрытие клапанов пуска К1 и К6.

2.4 Выбор давления в камере сгорания

Величина давления в камере сгорания влияет на удельный импульс, габариты и массу ДУ. Увеличение давления в КС ведет к росту удельного импульса двигателя, уменьшению линейных размеров КС и соответственно, к уменьшению массы двигателя.

Уменьшение площади критического сечения ведет к уменьшению расхода топлива. Но для подачи топлива в КС

насосы должны создавать большие давления подачи, что требует повышения мощности турбины и расхода топлива на нее.

Уменьшение размеров КС вызывает трудности с размещением форсунок на форсуночной головке, а также может вызвать проблему охлаждения двигателя, так как растет теплонапряженность.

Выбирая давление в камере сгорания, необходимо учитывать, что выигрыш в увеличении удельного импульса, уменьшения габаритов и массы ДУ может быть потерян из-за увеличения расхода топлива на турбину и увеличения массы ТНА. В зависимости от схемы ЖРД и системы подачи топлива, существуют рекомендации на величину давления в камере сгорания [3,6].

Давление в камере сгорания (P_k) оказывает существенное влияние на параметры двигателя. С ростом давления в камере значительно возрастают температура в камере сгорания (T_k). При $P_a = const$ увеличивается степень расширения в сопле

$$\varepsilon = \frac{P_k}{P_a}, \quad (2.3)$$

и температура на срезе сопла T_a уменьшается.

$$T_a = T_k \left(\frac{P_a}{P_k} \right)^{\frac{\kappa_{m+1}}{n_{u\partial}}} \quad (2.4)$$

Влияние T_k мало по сравнению с влиянием ε . Из этого следует, что с ростом P_k растет разность ($T_k - T_a$) и, как следствие растет и удельный импульс тяги двигателя.

$$I_{y\partial} = \sqrt{\frac{2n_{u\partial}}{n_{u\partial}^{-1}} RT \left(1 - \varepsilon^{\frac{n_{u\partial}}{1-n_{u\partial}}} \right)} \quad (2.5)$$

Таким образом, с ростом давления в камере P_k возрастает термический КПД двигателя.

$$\eta_t = 1 - \varepsilon^{\frac{1-K}{K}} \quad (2.6)$$

Давление в камере сгорания также обуславливает геометрию КС и сопла двигателя. Площадь критического сечения при увеличении давления резко уменьшается за счет увеличения комплекса β .

$$\beta = \sqrt{\frac{R_k T_k}{\varphi}} \quad (2.7)$$

где:

$$\varphi = \sqrt{n} \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{1}{2} \left(\frac{n+1}{n-1} \right)}$$

Также площадь критического сечения резко уменьшается при увеличении давления за счет обратной зависимости от давления в КС.

$$f_{np} = \frac{\beta \dot{m}_\Sigma}{P_k} \quad (2.8)$$

Соответственно уменьшается и площадь на срезе сопла F_a , несмотря на рост $F_a/F_{кр}$

$$\frac{F_a}{F_{кр}} = \frac{\left(\frac{2}{n_{u\partial} + 1} \right)^{\frac{1}{n_{u\partial} - 1}} \sqrt{\frac{n_{u\partial} - 1}{n_{u\partial} + 1}}}{\sqrt{\left(\frac{P_a}{P_k} \right)^{\frac{2}{n_{u\partial}}} - \left(\frac{P_a}{P_k} \right)^{\frac{n_{u\partial} - 1}{n_{u\partial}}}} \quad (2.9)$$

откуда:

$$F_a = \frac{\beta \dot{m}_\Sigma}{P_\kappa} \frac{\left(\frac{2}{n_{uo} + 1}\right)^{\frac{1}{n_{uo}}} \sqrt{\frac{n_{uo} - 1}{n_{uo} + 1}}}{\sqrt{\left(\frac{P_a}{P_\kappa}\right)^{\frac{2}{n_{uo}}} - \left(\frac{P_a}{P_\kappa}\right)^{\frac{n_{uo} - 1}{n_{uo}}}} \quad (2.10)$$

Таким образом, увеличение давления в камере сгорания приводит к уменьшению всех размеров сопла и камеры и, следовательно, к уменьшению массы конструкции.

В данной схеме оптимальное давление в КС должно составлять величину порядка 100 атм. (10 МПа).

2.5 Термодинамический расчет

2.5.1 Общие сведения

Целью расчета являются определение термодинамических параметров продуктов сгорания в камере двигателя, на срезе сопла и определение скорости истечения газов.

Преобразование топлива в продукты сгорания включает в себя следующие основные процессы: распыление, дробление, испарение, смешение, горение. Процесс в целом имеет ряд термодинамических особенностей, обусловленных родом применяемого топлива, высокой температурой продуктов сгорания и временем пребывания в КС компонентов $[\tau = (1...3) \times 10^{-3} \text{ с}]$.

Для упрощения процессов вводят следующие допущения:

- реакция горения полностью завершается в камере сгорания и протекает при постоянном давлении;
- продукты сгорания в конце камеры представляют собой диссацированную гомогенную газовую смесь, находящуюся в химическом и энергетическом равновесии;
- продукты сгорания во всех точках по сечению камеры сгорания полностью однородны;

- скорость продуктов на участке подвода тепла равна нулю;

- смесь, образованная в КС, считается идеальной, то есть к ним применимы уравнения состояния идеального газа;

- газы, входящие в смесь, идеальны;

- процесс в камере стационарный.

Последовательность расчета изложена в работах [1-3,9]:

- с помощью графиков определяется ожидаемая T_k ;

- в пределах ожидаемой T_k назначается T_{k1} , T_{k2} , T_{k3} ;

- для каждой из заданных температур проводится расчет массового состава;

- по данным расчета строятся графики $J_{ПНС} = f(T)$,

$S_{ПС} = f(T)$, $\mu_{ПС} = f(T)$;

- с использованием уравнения сохранения энергии

$J_{ПТ} = (J_{НС})T_k$ графически определяют искомые T_k ,

$S_{ПСП}$, $\mu_{ПСК}$.

Для определения состава и температуры продуктов сгорания в КС составляется система уравнений с использованием:

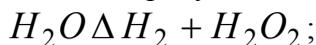
- закона химического равновесия;

- закона сохранения массы, энергии, импульса;

- закона Дальтона для смеси газов.

2.5.2 Расчет параметров продуктов сгорания в камере

В состав продуктов сгорания для топлива $H_2 + O_2$ входят газы: H_2O , O_2 , H_2 , OH , O , H . Составим уравнения реакции диссоциации продуктов сгорания:



$O_2 \Delta 2O$.

Первый тип уравнений – уравнения констант химического равновесия имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} K_{PH_2O} &= \frac{PH_2 \times PO_2^{0,5}}{PH_2O}, \\ K'_{PH_2O} &= \frac{POH \times PH_2^{0,5}}{PH_2O}, \\ K_{PO_2} &= \frac{PO^2}{PO_2}, \\ K_{PH_2} &= \frac{PH^2}{PH_2}, \end{aligned} \right\} \quad (2.11)$$

где K_{P_X} – константа равновесия газа X .

P_X – парциальное давление для газа X .

В уравнениях констант равновесия содержится шесть неизвестных парциальных давлений газов: PH_2O , PO_2 , PH_2 , POH , PO , PH . Кроме того неизвестна температура в КС, величина которой определяет значение констант равновесия. Таким образом всего в уравнениях диссоциации содержится 7 неизвестных.

Уравнения материального баланса составляем путем приравнивания количества элемента, входящего в топливо, количеству этого же элемента в продуктах сгорания.

Схема построения этих уравнений следующая: общим коэффициентом перед суммой парциальных давлений является отношение:

$$\frac{M_\Sigma}{1000P_\Sigma},$$

где M_Σ – общее число грамм-молей всех ПС;

P_{Σ} – суммарное давление, под которым находятся ПС, умноженное на атомный вес элемента, для которого записывается балансовое уравнение.

Балансовые уравнения для водорода и кислорода будут иметь вид:

$$\left. \begin{aligned} H_T &= \frac{H_T + K_m H_o}{1 + K_m} = \\ &= \frac{1 \times M_{\Sigma}}{1000 \times P_{\Sigma}} (2PH_2 + 2PH_2 + POH + PH), \\ O_T &= \frac{O_T + K_m O_o}{1 + K_m} = \\ &= \frac{16 \times M_{\Sigma}}{1000 \times P_{\Sigma}} (2PO_2 + 2PH_2O + POH + PO), \end{aligned} \right\} \quad (2.12)$$

где K_m – действительное соотношение компонентов;

H_T, O_T – весовая доля кислорода и водорода в топливе;

O_r, O_0 – весовая доля кислорода в горючем и в топливе;

H_r, HO_0 – то же для водорода.

В полученных выше уравнениях появились два неизвестных – число грамм молей продуктов сгорания, приходящихся на 1 кг топлива (M_{Σ}) и общее суммарное давление (P_{Σ}).

Общее давление определяется как сумма парциальных давлений газов продуктов сгорания:

$$P_{\Sigma} = PH_2O + PH_2 + PO_2 + POH + PO + PH = \Sigma P_i \quad (2.13)$$

Величину M_{Σ} также можно выразить через парциальные давления газов, составляющих ПС. Обозначим кажущийся молекулярный вес смеси продуктов сгорания через μ_{Σ} , тогда:

$$\mu_{\Sigma} = \frac{1}{P_{\Sigma}} \sum_{i=1}^{\kappa} \mu_i P_i,$$

где:

μ_i – молекулярный вес газа, составляющего смесь;

P_i – парциальное давление этого газа.

Таким образом, 1 кг смеси газов с молекулярным весом μ_Σ составляет $1/\mu_k$ часть кг-моля или $1000/\mu_\Sigma$ грамм-молей.

Следовательно, число грамм-молей в 1 кг:

$$\mu_\Sigma = \frac{1000}{\mu_\Sigma} = \frac{1000P_\Sigma}{\sum_{i=1}^k \mu_i P_i}. \quad (2.14)$$

Так как температура определяет запас энергии в газе, то для ее вычисления нужно использовать уравнения, связывающие запас энергии в топливе и в продуктах сгорания. При сгорании топлива происходит переход химической энергии в тепловую. Общий же запас энергии в топливе и продуктах сгорания, если не учитывать потерь тепла во внешнюю среду, согласно закону сохранения энергии, остается неизменным.

Общий запас энергии в случае сгорания при постоянном давлении характеризуется полным теплосодержанием (J_{II}). Следовательно, полное теплосодержание продуктов сгорания ($J_{ПС}$) (включая химическую энергию) при температуре T_K , которую они имеют и конце камеры сгорания, должно быть равно полному теплосодержанию исходного топлива ($J_{ПТ}$):

$$J_{ПТ} = [J_{ПС}]_{T_K}.$$

Если состав продуктов сгорания определен, то легко подсчитать полное теплосодержание их при заданной температуре. Таким образом последним уравнением в рассматриваемой системе будет уравнение сохранения энергии для сгорания при отсутствии отвода тепла:

$$J_{ППС} = \frac{\sum_{i=1}^{\kappa} J_{Pi} P_i}{\sum_{i=1}^{\kappa} \mu_i P_i} \times 1000. \quad (2.15)$$

Получена система уравнений, в которую входят девять уравнений и девять неизвестных. Решение системы проводим методом последовательных приближений, задавая парциальным давлением кислорода

$$P_{O_2} = Q^2.$$

Схема метода последовательных приближений следующая. Задавая температурой в области ожидаемых температур в КС по таблицам определяются значения всех констант равновесия. После этого решаем уравнения констант и баланса, задавая величиной одного или нескольких парциальных давлений, которыми предварительно задаются. При этом освобождаются несколько уравнений системы, которые становятся проверочными. Подставив все полученные значения в проверочные уравнения, проверяем, правильно ли выбрано исходное парциальное давление. Если уравнение не удовлетворяется, то в принятое парциальное давление вносятся поправки до тех пор, пока проверочное уравнение не будет удовлетворено.

Для проверки правильности выбора температуры служит уравнение сохранения энергии. Если уравнение не удовлетворено, то задаются новой температурой учитывая при этом знак ошибки баланса теплосодержаний.

Практически расчет ведется при трех температурах: T_1 , T_2 , T_3 . Температуры выбираются так, чтобы искомая температура T_2 оказалась в интервале $T_1 - T_3$. Расчитав состав продуктов сгорания при этих трех температурах, строим график зависимости теплосодержания продуктов сгорания от

температуры и по нему находят расчетную температуру в камере сгорания.

Рабочие формулы для определения массового состава. Выразим парциальные давления продуктов сгорания через известные величины:

$$\left. \begin{aligned} P_{O_2} &= Q_2; \\ P_{H_2} &= K_{H_2O} \frac{P_{H_2O}}{Q} = cP_{H_2O}, \text{ где } c = \frac{K'_{H_2O}}{Q}; \\ P_{H_2} &= K'_{H_2O} \frac{P_{H_2O}}{P_{H_2}^{0,5}} = \frac{K'_{H_2O} P_{H_2O}}{\sqrt{cP_{H_2O}}} = d\sqrt{P_{H_2O}}, \text{ где } d = \frac{K'_{H_2O}}{\sqrt{c}}; \\ P_H &= K_{H_2} \sqrt{P_{H_2}} = K_{H_2} \sqrt{cP_{H_2O}} = e\sqrt{P_{H_2O}}, \text{ где } e = K_{H_2} \sqrt{c}; \\ P_O &= \sqrt{K_{O_2} Q} = f. \end{aligned} \right\} \quad (2.16)$$

Используя уравнение баланса, получим

$$B = \frac{1}{16} \frac{O_T}{H_T} = \frac{2Q^2 + P_{H_2O} + d\sqrt{P_{H_2O}} + f}{2P_{H_2O} + 2cP_{H_2O} + d\sqrt{P_{H_2O}} + e\sqrt{P_{H_2O}}} \quad (2.17)$$

После приведения подобных членов уравнение имеет вид:

$$XP_{H_2O} + Y\sqrt{P_{H_2O}} + Z = 0.$$

Решаем относительно P_{H_2O} и находим парциальные давления остальных продуктов сгорания.

Проверка производится по уравнениям:

$$\begin{aligned} P_\Sigma &= \sum P_i = P_K, \\ \mu_\Sigma &= \frac{\sum \mu_i P_i}{P_\Sigma}. \end{aligned} \quad (2.18)$$

2.5.3 Термодинамический расчет процесса истечения продуктов сгорания из сопла

Для расчета состава и температуры продуктов сгорания на срезе сопла используется точно такая же система уравнений, которая применялась для камеры сгорания, за исключением уравнения баланса теплосодержаний. В данном случае это уравнение заменяется уравнением процесса изоэнтропического расширения:

$$S_k = S_a, \quad (2.19)$$

где S_k - энтропия в камере сгорания,

S_a - энтропия на срезе сопла.

Отклонение реального процесса расширения от принятой теоретической схемы изоэнтропического расширения учитывается экспериментальным коэффициентом сопла. Поэтому приняты следующие допущения:

1) имеет место равновесное изменение состава газа по длине сопла в соответствии с изменением давления и температуры;

2) процесс расширения продуктов сгорания является изоэнтропическим,

3) газовый поток является одномерным,

4) сопло работает на расчетном режиме ($P_a = P_h$), то есть течение газов безотрывное.

При решении системы уравнений учитываем, что температура на срезе сопла значительно ниже, чем в камере сгорания. В этих условиях можно пренебречь содержанием в продуктах сгорания атомарных газов (Н, О) Расчет состава ведется при трех температурах в районе ожидаемой температуры. Эта температура приближенно может быть определена по соотношению:

$$T_3 = T_2 \left(\frac{P_3}{P_2} \right)^{\frac{n-1}{n}}, \quad (2.20)$$

где n - показатель изэнтропного расширения.

Показатель n берется в зависимости от температуры и топлива. Для нашего случая $n = 1,16 \div 1,20$. После выбора трех значений температуры ведется расчет продуктов сгорания при этих температурах и давлении $P_\Sigma = P_c$. Порядок расчета остается прежним. Для найденных составов продуктов сгорания на срезе сопла при выбранных температурах определяется энтропия продуктов сгорания S_1 , S_2 , S_3 по формуле:

$$S_{ПС} = \frac{1000}{\sum_{i=1}^k \mu_i P_i} \sum (S_{O_i P_i} - 4,75 P_i \lg P_i), \quad (2.21)$$

где $S_{ПС}$ - энтропия продуктов сгорания для данной температуры:

S_{O_i} - энтропия данного химического вещества в зависимости от температуры при стандартном давлении равном 1 атм. Строится график зависимости энтропии от температуры. Расчетное значение температуры на срезе сопла T_κ находим по величине энтропии в камере сгорания S_κ .

Последовательность расчета.

1) Определяется ожидаемая температура на срезе сопла:

$$T_{aож} = T_\kappa \left(\frac{P_a}{P_\kappa} \right)^{\frac{n-1}{n}},$$

где: n - показатель изоэнтропы ($n = 1,16 \div 1,2 [3]$).

2) В области ожидаемой температуры назначаются T_{a_1} , T_{a_2} , T_{a_3} .

3) Вычисляется массовый состав продуктов сгорания для указанных температур.

4) по найденному составу определяют $S_{ППС}$, $J_{ППС}$, $\mu_{ПС}$

$$S_{ППС} = \frac{1000}{\sum \mu_i P} \sum (S_{O_i} P_i - 4,75 P_i \lg P_i), \quad (1.21a)$$

5) строят графики: $S_{ПС} = f(T)$; $J_{ППС} = f(T)$; $\mu_{ПС} = f(T)$ и определяют T_a , S_a , J_{na} , $\mu_{\Sigma a}$.

Термодинамические и теплофизические параметры продуктов сгорания для топлива $H_{2Ж}$ и $O_{2Ж}$ при соотношении компонентов $K_m = 6,0$ ($\alpha_{ок} = 0,8$), давлении $P_\kappa = 10$ МПа берутся из таблиц работы [1] $\varepsilon = 3000,0$.

Результаты расчетов сведены в таблицы 2.6, 2.7, 2.8.

В таблицах использованы следующие обозначения:

$\varepsilon = P_a / P_\kappa$ степень расширения сопла по давлению;

P – давление

T – температура;

μ – средний молекулярный вес;

a – скорость звука в равновесно реагирующей смеси;

M – число Маха;

n – средний показатель изоэнтропы расширения в интервале от P_{CO} до P_{CO} / ε ;

W – скорость потока;

β – расходный комплекс для значения $\varepsilon = \varepsilon_{кр}$;

I_{II} – удельный импульс в пустоте для значения $\varepsilon > \varepsilon_{кр}$;

C_{Pf} – удельная «замороженная» теплоемкость продуктов сгорания;

C_P – удельная равновесная теплоемкость продуктов сгорания;

η – коэффициент динамической вязкости газовой фазы смеси;

λ_f – коэффициент «замороженной» теплопроводности газовой фазы продуктов сгорания;

$k = C_P / C_J$ – отношение равновесных удельных теплоемкостей при постоянных давлении и объеме;

O, H, O_2, H_2, OH, H_2O – мольные доли газообразных веществ.

Таблица 2.6

Наименование	Обозначение	Размерность	Величина
1	2	3	4
Коэффициент избытка окислителя	α	—	0,8
Стехиометрическое соотношение компонентов	K_m	$\frac{кг\ OK}{кг\ z}$	6,000
Средняя плотность топлива	ρ_m	г/см ³	0,3147
Удельная энтальпия топлива	I_T	кДж/кг	-1085
Удельная энтропия продуктов сгорания	S	кДж/град.	19,01

Таблица 2.7

Обозначение	Размерность	Камера	Критическое сечение	Срез сопла
P	Мпа	10	6,803	0,003
T	К	3623	3421	752
μ	кг/моль	14.13	14,28	14,82
a	м/сек.	—	1	5,22
n	—	—	1,14	1,18
W	м/сек.	—	1507	4566
β	м/сек.	—	2294	4833
C_{Pf}	кДж/кг×К	3,71	3,667	2,873
C_P	кДж/кг×К	8,19	7,601	2,878
η	10^4 Нсек/м ²	0,9886	0,352	0,453
λ_f	Вт/м×К	0,546	0,5229	0,1623
λ	Вт/м×К	1,514	1,344	0,1623
$k = C_P / C_J$	—	1,16	1,63	1,23

Таблица 2.8 – Равновесный состав газовой среды

Обозначение	Камера	Критическое сечение	Срез сопла
O	0,0043	0,003	—
H	0,0323	0,0271	—
O_2	0,0053	0,0039	—
H_2	0.2139	0.2093	0,520
OH	0,0504	0.400	—
H_2O	0,6936	0,7167	0,80

2.6 Определение формы и размеров камеры сгорания

Наиболее широкое распространение получила камера сгорания цилиндрической формы. Она более технологична, а ее головка обычно имеет плоскую форму, что также упрощает технологию изготовления. Кроме того, один из основных недостатков цилиндрических камер – большая поверхность охлаждения, увеличивающая теплонапряженность, может в данном случае рассматриваться, как достоинство, так как именно в рубашке камеры путем подогрева водорода, являющегося охладителем, мы получаем рабочее тело для турбины БТНАГ.

Применение шарообразных камер или камер, каких-либо других форм является нецелесообразным и менее выгодным, главным образом из-за очень сложной технологии их изготовления.

Пользуясь ранее полученными данными, определяется один из основных размеров камеры – площадь критического сечения. Площадь критического сечения или его диаметр обычно являются исходной точкой для определения формы и размеров камеры сгорания.

Согласно работам [1-3] удельный импульс тяги в пустоте:

$$I_{уд.n} = \frac{\sqrt{T_{\kappa}}}{B} \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{1}{n-1}} L(\lambda_a), \quad (2.22)$$

где $L(\lambda_a)$ - значение газодинамической функции полного импульса потока;

$\lambda_a = W_a / a_{кр}$ - коэффициент скорости потока на срезе сопла;

$$B = \sqrt{n \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{n-1}} \sqrt{\frac{1}{R_a}}}.$$

Значение газодинамической функции полного импульса потока

$$L(\lambda_a) = \lambda_a + \frac{1}{\lambda_a},$$

отсюда $I_{y\partial} = 4833 \text{ Н/с}$;

Действительный удельный импульс

$$I_{y\partial} = I_{y\partial}^T \varphi_{\Sigma}, \quad (2.23)$$

где φ_k – коэффициент потерь в камере;

φ_c – коэффициент потерь в сопле.

Последний определяется как:

$$\varphi_c = \varphi_{mp} \cdot \varphi_v \cdot \varphi_Q$$

где φ_{mp} - коэффициент, учитывающий потери на трение при течении газового потока вдоль стенки камеры; это вязкое трение создает силу, стремящуюся увлечь стенку в направлении потока, то есть силу противоположную тяге ($\varphi_{mp} = 0,975 \div 0,990$);

φ_v - коэффициент потерь, отражающий газодинамические потери, связанные с неравномерностью поля скоростей по величине и направлению на срезе сопла;

φ_Q - коэффициент, учитывающий термодинамические потери. К ним относят недовыведение тепла в сопле за счет некоторой неравномерности и потери за счет теплоотдачи в стенку ($\varphi_Q = 0,990 \div 0,998$).

Тогда:

$$\varphi_c = 0,985 \cdot 0,99 \cdot 0,998 = 0,973;$$

$$\varphi_{\Sigma} = 0,996 \cdot 0,973 = 0,972;$$

удельный импульс с учетом потерь

$$I_{y\partial} = 0,972 \cdot 4833 = 4700 \frac{\text{Нс}}{\text{кг}};$$

теоретический расход топлива

$$\dot{m}_T = \frac{P}{I_T^T};$$

$$\dot{m}_T = 20,69 \text{ кг/с};$$

действительный расход топлива

$$\dot{m}_T = \frac{P}{I_{y\partial}};$$

$$\dot{m}_T = 21,28 \text{ кг/с};$$

расход горючего

$$\dot{m}_Г = \frac{\dot{m}_T}{1 + K_m};$$

$$\dot{m}_Г = 3,04 \text{ кг/с};$$

расход окислителя

$$\dot{m}_{ок} = \frac{\dot{m}_T \cdot K_m}{1 + K_m};$$

$$\dot{m}_{ок} = 18,24 \text{ кг/с}.$$

Теоретическая площадь критического сечения определяется формулой

$$F_{кр}^T = \frac{\beta \cdot \dot{m}_T}{P_{кр}}. \quad (1.24)$$

где β – расходный комплекс;

$$\beta = \frac{\sqrt{R_{кр} T_{кр}}}{\frac{1(n+1)}{\sqrt{n} \left(\frac{2}{n+1} \right)^{2(n-1)}}}$$

Диаметр критического сечения:

$$D_{кр} = 79,8 \text{ мм}.$$

По формуле определяем геометрическую степень расширения сопла:

$$\frac{F_a}{F_{кр}} = \frac{\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{1}{n-1}} \sqrt{\frac{n-1}{n+1}}}{\sqrt{\left(\frac{P_a}{P_k}\right)^{\frac{2}{n}} - \left(\frac{P_a}{P_k}\right)^{\frac{n+1}{n}}}} \quad (2.25)$$

Отсюда площадь выходного сечения сопла:

$$F_a = 1,0316 \text{ м}^2$$

Диаметр выходного сечения сопла:

$$D_a = \sqrt{\frac{4F_a}{\pi}}$$

$$D_a = 1146 \text{ мм}$$

Объем камеры определяет время пребывания в ней топлива и продуктов сгорания. Это время должно быть достаточным для того, чтобы завершились процессы, протекающие в камере.

Чем совершеннее эти процессы, тем меньше необходимое время пребывания $\tau_{усл}$ и, следовательно, тем меньше потребный объем камеры сгорания.

Объем камеры рассчитывается по формуле:

$$V_k = \frac{\tau_{усл} \cdot \dot{m}_T}{\rho_k},$$

где ρ_k – средняя плотность;

\dot{m}_T – расход топлива.

Справедлива зависимость

$$\rho_k V_k = \dot{m}_T R_k T_k,$$

Время прибывания топлива в КС зависит от рода топлива, геометрических размеров камеры, совершенства процессов сгорания в камере.

Для камер на компонентах $H_{2Ж} + O_{2Ж}$ принимают $r_n = 0,0012$ с. Поэтому:

$$V_k = \frac{r_n \dot{m}_T \cdot RT_k}{P_k \cdot \mu}$$

Подставив данные в формулу, получим:

$$V_k = 0,005897 \text{ м}^3,$$

$$W_a = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - p} \frac{R_o T_{oc}}{\mu_{cm}} \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_{oc}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}. \quad (2.26)$$

Для цилиндрической камеры F_k / F_{kp} лежит в пределах $2 \div 6$, поэтому

$$F_k = 4F_{kp}; \quad F_k = 0,02 \text{ м}^2.$$

Тогда

$$L_k = \frac{V_k}{F_k}; \quad L_k = 295 \text{ мм};$$

$$D_k = \sqrt{\frac{4F_k}{\pi}}; \quad D_k = 160 \text{ мм}.$$

Профилирование сопла. Сопло является необходимым элементом ракетного двигателя. В нем происходит преобразование тепловой энергии продуктов сгорания в кинетическую энергию истекающей из сопла струи газа. Величина кинетической энергии в конечном итоге определяет главные характеристики двигателя – его экономичность или удельный импульс.

Всякий реальный процесс преобразования энергии сопровождается некоторыми потерями. В данном случае потери

снижают кинетическую энергию струи и, следовательно, удельный импульс. Поэтому одной из задач организации рабочего процесса с соплах ракетных двигателей является снижение всякого рода потерь и максимальное приближение реального процесса истечения из сопла к идеальному при минимальном весе и габаритах.

В настоящее время применяются или исследуется возможность применения следующих основных типов сопел: коническое, профилированное и сопла с центральным телом.

Сопла с центральным телом имеют значительно меньшую длину (порядка двух раз), чем остальные типы сопел, что дает ощутимый выигрыш в габаритах (а значит и весе) двигателей больших тяг, порядка нескольких сотен тонн. Однако, у данного типа сопла имеется ряд недостатков, связанных со сложностью и необычностью кольцевой конструкции камеры сгорания, вследствие чего возникают сложные проблемы прочности, охлаждения стенок, организации рабочего процесса в камере, а также усложняется технология, что увеличивает затраты на изготовление.

Конические сопла относятся к так называемым «круглым» соплам (по форме критического сечения) и имеют закритическую часть в виде конуса с прямой образующей. Они наиболее просты в изготовлении. Однако из-за наличия неосевой составляющей происходит потеря удельного импульса, что ухудшает их характеристики.

Профилированные сопла имеют образующую закритической части, выполненную по кривой, совпадающей с линией тока. Профиль сопла изменяется достаточно плавно, так что косые скачки уплотнения не возникают. Имея при заданном значении тяги приемлемую длину данный тип представляется более выигрышным по величине потерь в отношении конического сопла и по простоте изготовления (а значит трудоемкости и себестоимости) в отношении сопла с центральным телом. Исходя из вышесказанного принимается профилированный тип сопла.

2.6.1 Профилирование дозвуковой части

Дозвуковая часть сопла должна обеспечивать безотрывное, во избежание прогаров, течение с равномерным по сечению и известным полем скоростей, дозвуковая часть сопла состоит из трех основных элементов:

- а) область выхода в дозвуковую часть с радиусом r_1 ;
- б) конический участок с углом θ_{ex} ;
- в) область критического сечения с радиусом r_2 .

При выборе конкретных размеров необходимо руководствоваться соображениями, что радиус скругления на входе r_1 и угол конического участка θ_{ex} оказывают основное влияние на характер течения в дозвуковой части. При малом радиусе скругления ($r_1 < 0,7 R_{ex}$) и большом угле ($\theta_{ex} > 0,7$ рад.) на входе в дозвуковую часть, как правило имеет место отрыв от стенки. Радиус очертания контура сопла в области критического сечения r_2 влияет на два фактора. Наибольшие скорости потока в дозвуковой части сосредоточены в области критического сечения. Поэтому потери на трение в дозвуковой части в основном зависят от r_1 , чем больше радиус очертания r_1 , тем больше потери на трение. С другой стороны, уменьшение радиуса r_1 приводит к значительной неравномерности скорости в критическом сечении и к искривлению линии скоростей.

Эта неравномерность скорости будет трансформироваться по сверхзвуковой части, и в выходном сечении сопла появится дополнительная неравномерность потока, которая приведет к увеличению потерь на рассеивание. Чем меньше $R_{кр}$ тем больше будут эти потери. Эти два фактора и определяют оптимальную величину радиуса очертания критического сечения. Величина угла незначительно сказывается на формиро-

вании потока, однако, сильно влияет на интенсивность теплоотдачи к стенке.

Профилирование докритической части сопла обычно проводится на основании опытных данных при $r = (0,7 \div 1,0)D_{кр}$, $R = (0,1 \div 1,0)D_{кр}$, при этом с повышением давления в камере $P_{кр}$ радиус R следует брать большим, так как при меньшей кривизне контура входной части сопла пристеночный слой более устойчив.

Расчет ведется по методике, изложенной в работе /10/.

Величину R определяем из соотношения:

$$\bar{R} = \frac{R}{R_{кр}} = 0,25 \cdot 10^{-6} P_{кр} \quad (2.27)$$

Если давление в камере $R_{кр}$ меньше 4 МПа, то $\bar{R} = 1$, если $R_{кр} > 30$ МПа, то $\bar{R} = 5$.

$$\bar{R} = 0,25 \cdot 10^{-6} \cdot 10 \cdot 10^6 = 2,5$$

Объем закритической части сопла:

$$F_{сдодок} = F_{кр} L_{вх} \left[\frac{(2\bar{F} + \bar{y}^2)H}{3L_{вх}} + \frac{(\bar{y}^2 + \bar{y} + 4)h}{6L_{вх}} \right]. \quad (2.28)$$

Длина входной части сопла:

$$L_{вх} = 0,5D_{кр} \sqrt{\left(2 + \bar{R}\sqrt{\bar{F}_{кр}}\right)^2 - \left[\left(\bar{R} - 1\right)\sqrt{\bar{F}_{кр}} + 3\right]^2}, \quad (2.29)$$

где

$$\bar{F} = \frac{F_{кр}}{F_{кр}}$$

Координаты точки сопряжения дуг окружности:

$$\frac{h}{L_{вх}} = \frac{2}{2 + \sqrt{\bar{F}_{кр}}}; \quad \frac{H}{L_{вх}} = 1 - \frac{h}{L_{вх}}; \quad \bar{y} = \frac{y}{L_{вх}} = \frac{h}{L_{вх}} \sqrt{\bar{F}_{кр}} + \frac{H}{L_{вх}};$$

Подсчитывая значения, определяется геометрия входной части сопла:

$$\frac{h}{L_{\text{вх}}} = \frac{2}{2\sqrt{4} + 2} = 0,286,$$

$$\frac{H}{L_{\text{вх}}} = 1 - 0,333 = 0,714,$$

$$L_{\text{вх}} = 0,5 \cdot 0,108 \sqrt{(2 + 2\sqrt{4})^2 - [(2-1)\sqrt{4} + 3]^2} = 0,197 \text{ м} = 144 \text{ мм},$$

$$\bar{y} = \frac{0,059}{0,179} \sqrt{4} + 0,667 = 1,286,$$

$$h = \bar{h} L_{\text{вх}} = 0,059 \text{ м} = 41 \text{ мм},$$

$$H = \bar{H} L_{\text{вх}} = 0,119 \text{ м} = 103 \text{ мм},$$

$$y = \bar{y} \bar{R}_{\text{кр}} = 0,072 \text{ м} = 51,3 \text{ мм}.$$

По полученным данным строится профиль дозвуковой части сопла (рис.2.2).

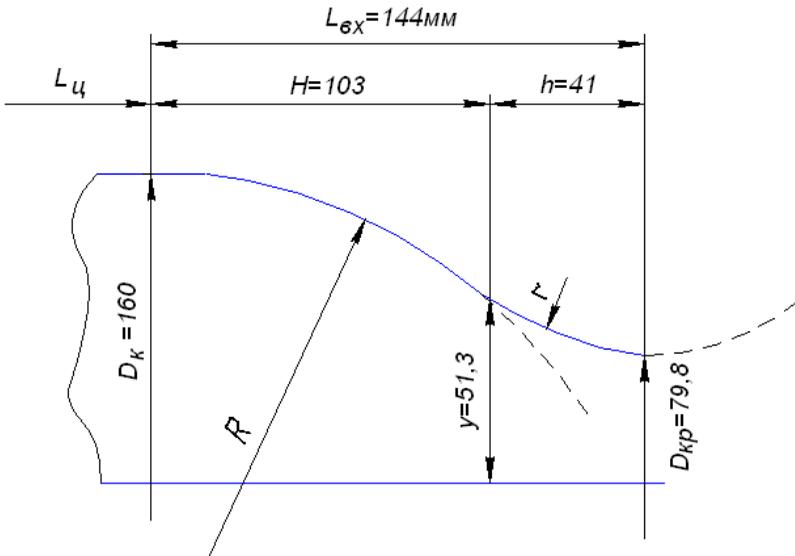


Рисунок 2.2 - Профиль дозвуковой части сопла

2.6.2 Профилирование сверхзвуковой части сопла

Учитывая особенности сверхзвукового течения, к контуру сверхзвуковой части сопла предъявляются значительно более строгие требования, чем к дозвуковой части. Контур необходимо выбирать так, чтобы все струи имели возможность непрерывно изменять сечение так, чтобы происходило непрерывное увеличение скорости истечения. При профилировании сверхзвуковой части сопла необходимо определить такой контур, который удовлетворил бы следующим требованиям:

- 1) сопло должно иметь минимальные потери тяги;
- 2) поверхности стенок при заданных F_a и $F_{кр}$ должны

быть минимальными;

- 3) конструкция и технология изготовления стенок сопла должны быть, возможно, более простыми.

Преимуществами конического сопла являются:

- 1) простота изготовления;
- 2) возможность перехода на большие или меньшие степени расширения;

Однако, из-за наличия неосевой составляющей происходит потеря удельного импульса, поэтому, с целью улучшения характеристик и уменьшения длины, принято профилированное сопло. В соплах такой конфигурации применяется участок быстрого расширения или радиального течения, который затем переходит в равномерный осевой поток у выходного сечения сопла. Профиль сопла изменяется достаточно плавно, так что косые скачки не возникают. Оптимальные контуры сопла могут быть достаточно точно аппроксимированы при правильном выборе исходных данных. Обычно, для проведения расчетов применяется методика, по которой составлены программы для ЭВМ и приведены таблицы расчетов.

Для реальной оценки действительного импульса сопла необходимо определить идеальный импульс сопла и коэффициент потерь в сопле. В общем случае ξ_c записывается как

сумма коэффициентов потерь импульса от всех факторов, учитывающих отличие реального течения от течения в идеальном сопле с идеальным процессом расширения:

$$\xi_c = \xi_f + \xi_{mp} + \xi_{vx} + \xi_{fu} + \xi_{ysl} + \xi_{кор}, \quad (1.30)$$

где ξ_f – коэффициент потерь импульса на рассеяние, связанное с непараллельностью вектора скорости к оси в выходном сечении сопла;

ξ_{mp} – коэффициент потерь на трение, связанных с течением вязкого газа в реальном сопле;

ξ_{vx} – коэффициент входных потерь, вследствие наличия неравномерности скорости течения в критическом сечении, которая, в свою очередь будет трансформироваться по сверхзвуковой части и в выходном сечении появляется дополнительная неравномерность потока, что и приводит к потере импульса;

ξ_{fu} – коэффициент потерь импульса за счет отклонения профиля из-за технологических и других соображений;

ξ_{ysl} – коэффициент потерь, связанных с течением в районе критики вязкого реального газа;

$\xi_{кор}$ – коэффициент потерь, связанных с конечными скоростями установления физико-химического равновесия в потоке газа.

Потери на рассеивание сводятся к минимуму при применении профилированных сопел. Каждая точка сверхзвукового контура для любой линии тока характеризуется следующими параметрами:

- абсциссой x (расстояние от критического сечения до данного);
- ординатой y (длина радиуса в данной точке, отнесенного к радиусу критического сечения);
- углом наклона контура θ к оси x в данной точке;

- значением числа Маха в данной точке контура;
- значением безразмерного интеграла сил давления по сверхзвуковой части сопла в данной точке;
- величиной боковой поверхности сверхзвуковой части сопла в данной точке - $\pi = 2 \int \frac{y dy}{\sin \theta}$;
- тремя значениями величины потери импульса, отнесенных к радиусу сопла в данной точке.

Алгоритм профилирования. Находят примерную координату крайней точки :

$$\bar{y} = \frac{D_a}{D_{кр}}. \quad (2.30)$$

2. Из таблиц выбирают три столбца со второй линией тока.

3. Для каждого столбца строят графики по трем точкам в районе найденной координаты \bar{y} для $x, y, \theta, \rho, \mu, T_1, T_2, T_3$, определяем их значения при заданном \bar{y} .

4. Так как основная часть потерь из сопел приходится на ξ_f и ξ_{mp} , то определяют их для трех заданных сопел по следующим формулам:

а) потери на рассеивание:

$$\xi_f = \frac{\varepsilon_{(1)} [L(\lambda_a) - 2] - 2P}{\varepsilon_{(1)} - L(\lambda_a)}, \quad (2.31)$$

где
$$\varepsilon_{(1)} = \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}};$$

б) потери на трение:

$$\xi_{mp} = \frac{2\bar{S}_a}{1 + \frac{1}{\kappa Ma^2}}, \quad (2.32)$$

где S_a - величина потери импульса, отнесенная к текущему радиусу.

Выбирают фактор теплообмена:

$$T_w = \frac{T_{cm}}{T_1} = 0,3;$$

5. Находят

$$\xi_{\Sigma} = \xi_f + \xi_{mp}.$$

Меньшее ξ_{Σ} соответствует M_2 , выбираем это сопло, так как оно обеспечивает меньшие потери.

6. Для построения выбранного сопла производят пересчет основных параметров (x, y, θ) в L и D ($\theta^0 = \bar{\theta} \cdot 57,3$).

Расчеты профиля сверхзвуковой части сопла сведены в табл. 2.8 . Камера сгорания показана на рис. 2.3.

Потери сопла:

$$\xi_f = 0,47; \quad \xi_{нсп} = 0,03; \quad \xi_{mp} = 0,34; \quad \xi_{вх} = 0,14; \quad \xi_c = 0,98;$$

Число Маха:

$$M_0 = \sqrt{\frac{\frac{n-1}{\varepsilon} \frac{n}{n-1} - 1}{\frac{n-1}{2}}} = \sqrt{\frac{3000^{0,138} - 1}{0,08}} = 5,02;$$

Принятое число Маха:

$$M = M_0 + (0,2 \div 0,3) = 5,02 + 0,2 = 5,22.$$

Таблица 2.8

№	L , м	D , м	θ ,
1	2	3	4
1	0	0,0798	32,2
2	0,00338	0,0801	32,38
3	0,005586	0,0871	34,22
4	0,01417	0,0992	35,67
5	0,02105	0,10917	36,29
6	0,035	0,1304	36,75
7	0,0496	0,1517	36,597
8	0,074	0,1875	35,66
9	0,1019	0,2264	34,17
10	0,1312	0,265	32,56
11	0,15026	0,28879	31,56
12	0,1916	0,33755	29,57
13	0,2149	0,3635	28,55
14	0,2578	0,40849	26,86
15	0,3040	0,4537	25,26
16	0,3666	0,510	23,38
17	0,4205	0,55516	21,99
18	0,5071	0,6218	20,03
19	0,60169	0,687	18,25
20	0,7294	0,7663	16,22
21	0,8395	0,8275	14,48
22	1,0026	0,90732	12,89
23	1,195	0,9887	11,07
24	1,4567	1,0813	9,059
25	1,677	1,146	7,63

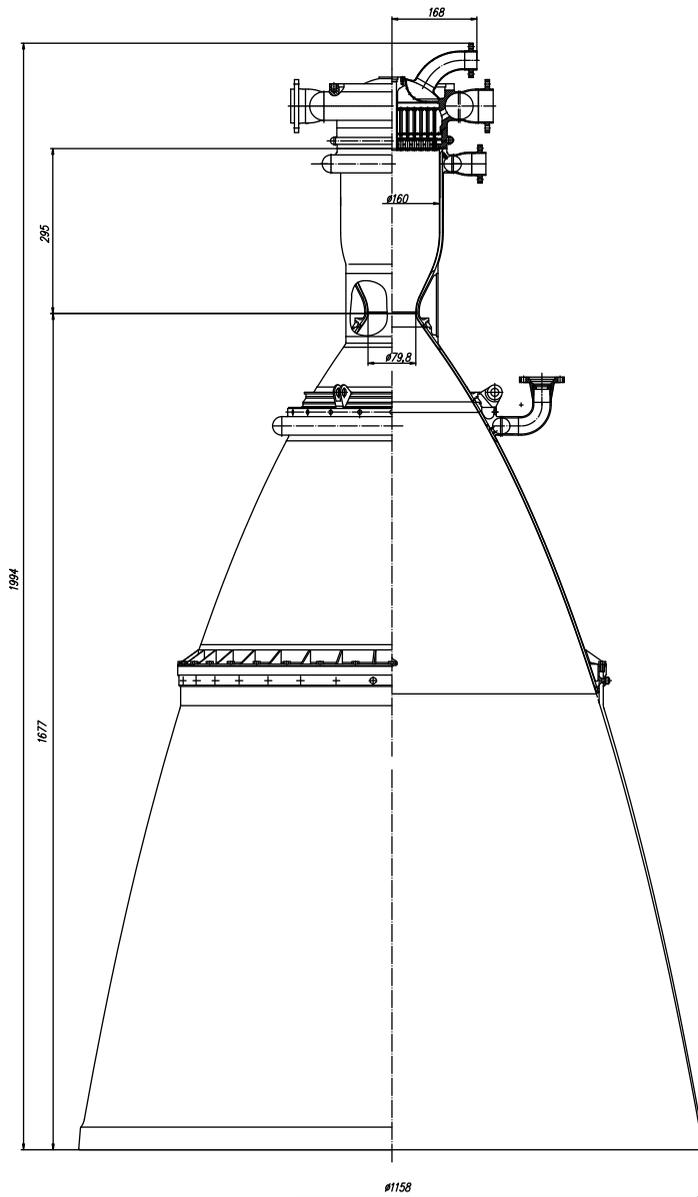


Рисунок 2.3 – Камера сгорания

2.7 Расчет охлаждения двигателя

2.7.1 Особенности охлаждения камеры сгорания ЖРД

Защита стенок камеры ЖРД от опасного перегрева - одна из самых важных и сложных проблем ракетной техники. Организация надежной защиты стенок современных высоконапряженных камер сгорания при небольших потерях удельного импульса - одна из трудных задач, возникающих при создании новых конструкций. Сложность проблемы защиты стенок современных камер ЖРД связана с тем, что продукты сгорания имеют высокие температуры (3500-4500 К), высокое давление и скорости движения ($a_{кр} = 1000 \div 1300 \text{ м/с}$). Разность температур между поверхностями стенки, несмотря на малую ее толщину может достигать огромных величин. Между газом и стенкой возникает интенсивный теплообмен, способный при недостаточной защите быстро нагреть стенку КС до температуры близкой к температуре газов. Если учесть, что большинство материалов стенки допускают весьма умеренные нагревы (1300-1500 К), то сложность проблемы становится очевидной.

В соответствии с основными понятиями теории теплообмена, тепловой поток q_{Σ} передаваемый от газа в стенку, в общем случае складывается из конвективного q_k и лучистого q_l тепловых потоков

$$q_{\Sigma} = q_k + q_l$$

Максимум теплового потока главным образом из-за влияния конвективной части достигается в дозвуковой части сопла, вблизи критического сечения. Характер распределения и величина суммарного теплового потока в основном определяется конвективной составляющей. Наиболее напряженным местом является входная часть сопла и особенно критическое сечение, которое имеет максимальный тепловой поток и поэтому нуждается в наибольшей защите. Максимальная чис-

ленная величина теплового потока в критическом сечении в основном определяется конвективной составляющей.

Наименее напряженный участок - конец сопла. Здесь тепловые потоки могут составить 0,1 от потоков в критическом сечении. Поэтому теплозащита конца сопла может быть облегченной.

Тепловые потоки в КС могут составлять $0,3 \div 0,5$ и более от потоков в критическом сечении, поэтому она по теплозащите может занимать близкое положение к критическому сечению.

Разрушение стенки камеры и сопла обычно происходит в виде размягчения материала или его оплавления, окисления материала или его выгорания, эрозии, размывания потоком.

Для предупреждения опасного перегрева огневой оболочки КС и защиты ее от разрушения в современных ЖРД применяют теплозащиту: наружное проточное, внутреннее, транспирационное (испарительное) охлаждение стенок, а также наружное радиационное охлаждение стенки, теплозащитные термостойкие покрытия, теплозащитные аблирующие покрытия, емкостное охлаждение.

Все перечисленные методы защиты стен или ЖРД применяются на практике, причем в большинстве случаев комплексно, совместно дополняя друг друга.

Несмотря на большое разнообразие схем защиты стенки КС в ЖРД наиболее распространенным является проточное наружное охлаждение совместно с внутренним.

Для охлаждения необходимо применять один из компонентов, так как наличие на борту ЛА специального охладителя нерационально. На организацию охлаждения влияет также род топлива, тип и назначение двигателя.

При работе ЖРД на низкокипящих компонентах организация наружного охлаждения стенок камеры усложняется. Охладитель, поступая в охлаждающий тракт, быстро превращается в пар и дальнейшее охлаждение происходит уже холодным паром. Задача надежного охлаждения стенок камеры

двигателя при этом сильно усложняется по следующим причинам:

1) при переходе охладителя из жидкого состояния в газообразное коэффициенты теплоотдачи от стенок к газу меньше, чем от стенки к жидкости;

2) удельный объем газообразного охладителя значительно больше, чем жидкого и сильно увеличивается с ростом температуры (в 2-3 раза), поэтому площадь сечения охлаждающего тракта должна быть переменной по длине для того, чтобы в каждом сечении тракта скорость охлаждающей жидкости была такой, чтобы обеспечивать требуемое значение $\alpha_{ж}$ соответствующее поступающему тепловому потоку;

3) решение задачи усложняется еще и тем, что при условиях, имеющих место в ЖРД охлаждение стенок камеры низкикипящими компонентами происходит в околокритической и сверхкритической области. При этом в околокритической области происходит резкое изменение физических свойств охладителя, что оказывает сильное влияние на теплообмен. Так, например, теплопроводность водорода в околокритической области увеличивается в $5 \div 10$ раз.

В проектируемом двигателе в качестве охладителя используется водород, который обладает хорошими охлаждающими свойствами, имеет высокие значения теплоемкости (примерно в 3 раза больше, чем у воды, в 4 раза больше, чем у кислорода).

Применение кислорода, как охладителя представляется затруднительным. Это обусловлено повышенной активностью кислорода по отношению к металлам.

Наиболее теплонапряженные участки изготавливают из бронзы БРХ08, имеющей высокий коэффициент теплопроводности ($\lambda = 250$ Вт/м·К).

Далее использованы обозначения:

T_k – температура в камере;

$T_{г.ст}$ – температура стенки со стороны горячих газов;

$T_{ж.ст}$ – температура стенки камеры со стороны жидкости (охладителя);

$T_{жс}$ – температура охладителя.

Тепло путем конвективного и лучистого теплообмена передается от горячих продуктов сгорания к стенке камеры. Таким образом, суммарный удельный тепловой поток от горячих газов к стенке камеры двигателя q_{Σ} складывается из двух тепловых потоков:

$$q_{\Sigma} = q_{к} + q_{л}.$$

Благодаря теплопроводности стенки тепло передается через стенку камеры:

$$q_{\Sigma} = \frac{\lambda}{\delta_{ст}} (T_{г.ст} - T_{ж.ст}), \quad (2.33)$$

где λ – теплопроводность стенки;

$\delta_{ст}$ – толщина стенки.

Путем конвекции тепло передается от стенки охладителю

$$q_{\Sigma} = \alpha_{жс} (T_{г.ст} - T_{ж.ст}), \quad (2.34)$$

где $\alpha_{жс}$ – коэффициент теплоотдачи от стенки к жидкости.

Методы расчета охлаждения даны в работах [2, 3, 9].

2.7.2 Внутреннее охлаждение

Чтобы обеспечить приемлемую температуру стенки, необходимо помимо наружного охлаждения применить и внутреннее. В этом случае температура стенки снижается либо благодаря защите ее жидкостной пленкой, либо газовым слоем с пониженной по сравнению с ядром потока температурой. Такой слой называется пристеночным. Температура этого слоя снижается за счет обогащения его одним из компонентов, как правило, горючим. Избыток горючего подается либо через периферийные форсунки, либо через пояса завесы, которые располагаются в различных местах камеры сгорания. В данном случае целесообразно применение периферийных форсунок.

Недостатком является резкое ухудшение их эффективности при увеличении длины камеры сгорания, что происходит в основном из-за отрыва пристеночного слоя. Для защиты камер возможно использование термостойких покрытий в сочетании с наружным охлаждением. Это позволяет увеличить допустимую температуру стенки.

Покрытие должно удовлетворять следующим требованиям:

- высокая температура плавления;
- стойкость к тепловым ударам;
- низкая теплопроводность;
- коэффициент линейного расширения близкий по значению коэффициенту линейного расширения основного материала;
- хорошая адгезия к основному материалу и хорошие антикоррозионные свойства.

2.7.3 Расчет лучистого теплового потока

Все тела, имеющие отличную от нуля температуру, излучают энергию в виде электромагнитных волн. Наибольшей излучательной способностью обладают многоатомные газы, входящие в состав продуктов сгорания. Для компонентов $O_{2Ж}$ и $H_{2Ж}$ наибольшую долю теплового потока составляют пары H_2O . В камере сгорания тепловой поток, получаемый стенкой за счет излучения, определяется формулой, соответствующей закону Стефана-Больцмана:

$$q_l = c_0 \left[\varepsilon_z \left(\frac{T_z}{100} \right)^4 - \varepsilon_{ст.эф} \left(\frac{T_{ст}}{100} \right)^4 \right], \quad (2.35)$$

где $\varepsilon_{ст.эф}$ – эффективная степень черноты стенки;

c_0 – коэффициентлучеиспускания абсолютно черного тела;

T_z – температура газа;

$T_{ст}$ – температура газовой стенки;

ε_z – степень черноты продуктов сгорания.

Для $O_{2Ж} + H_{2Ж}$:

$$\varepsilon_z = \varepsilon_{H_2O} = 1 - (1 - \varepsilon_{0H_2O}), \quad (2.36)$$

где

$\varepsilon_{H_2O} = f[T, (P_{H_2O} \cdot l)]$ – степень черноты продуктов сгорания при $P_{H_2O} \rightarrow 0$ и $P_2 = 10^5$ Па,

$K_{H_2O} = f(P_{H_2O} \cdot l)$ – коэффициент, учитывающий влияние давления на ε_{H_2O} .

Значение ε_{0H_2O} определяется по графикам. При наличии излучающего газа эффективная степень черноты $\varepsilon_{ст.эф}$ больше обычного значения $\varepsilon_{ст}$ и зависит еще и от степени черноты газа ε_2 , материала стенки и состояния ее поверхности.

2.7.4 Расчет наружного охлаждения

Для расчета наружного охлаждения необходимо знать:

- схему охлаждения,
- геометрию охлаждающего тракта,
- расход охладителя,
- конструкционные материалы.

Камера и сопло разбивается на некоторое количество участков, в пределах которых параметры считаются постоянными. Расчет охлаждения производится методом последовательных приближений и ведется в следующем порядке:

1. Определяются осредненные значения диаметра и относительно диаметра на каждом участке, а также длина участка. Определяем все параметры, которые характеризуют теплонапряженность оболочки камеры сгорания в центре каждого участка.

2. Рассчитывается геометрия охлаждающего тракта.

Средний диаметр участка:

$$D_{срi} = D + 2\delta_{ст} + h, \quad (2.37)$$

где $D_{срi}$ – средний диаметр для каждого участка;

D – внутренний диаметр оболочки сопла;

$\delta_{ст}$ – толщина внутренней оболочки;

h – высота охлаждающего тракта.

Шаг ребер:

$$t = \frac{\pi D_{cpi}}{n_p} \cos \alpha, \quad (2.38)$$

где n_p – число ребер;

α – угол закрутки.

Средний гидравлический диаметр:

$$d_z = \frac{2h(t - \delta_p)}{t - S_p + h}, \quad (2.39)$$

где δ_p – толщина ребра.

3. Определяется температура водорода на входе в охлаждающий тракт с учетом подогрева его в насосе.

4. По температуре охладителя и геометрии при заданном расходе охладителя, задаемся в первом приближении температурой стенки со стороны охладителя $T_{ст.к.}$ и определяем коэффициент теплоотдачи от стенки к жидкости $\alpha_{жс}$ по формуле:

$$\alpha_{жс} = \beta \left(\frac{\dot{m}_c}{F} \right)^{0,8} \cdot \left(\frac{1}{\alpha_z} \right)^{0,2}, \quad (2.40)$$

где β – комплекс, характеризующий теплофизические свойства охладителя и его давление. Значение β определяется из справочника.

F – проходная площадь тракта.

5. Коэффициент эффективности оребрения охлаждающего тракта рассчитывается по формуле (безучета искусственной шероховатости):

$$\eta_\alpha = \frac{1}{t} \left[t - S_p + \frac{2th(mh)}{m} \right], \quad (2.41)$$

$$m = \sqrt{\frac{\alpha_{жс}}{\lambda_{см} \delta_p}},$$

где $\lambda_{см}$ – теплопроводность материала оребренной стенки.

6. Определяются удельные конвективные тепловые потоки на каждом участке q_k методом пересчета с эталонного двигателя по формуле:

$$q_{ко} = q_{кэ} \left(\frac{P_{ко}}{P_{кэ}} \right)^{0,85} \left(\frac{D_{нр.эм}}{D_{нр.о}} \right)^{0,15} \frac{S_0}{S_{0эм}},$$

где $q_{ко}$, $q_{кэ}$ – удельные тепловые конвективные тепловые потоки в сходственных сечениях рассчитываемой и эталонной камеры ($\bar{D} = \frac{D}{D_{кр}}$ – средний безразмерный диаметр участка);

S_0 и $S_{0эм}$ – комплексы, характеризующие энергетические и теплофизические свойства топлива в зависимости от соотношения компонентов и $T_{см.г}$. Значения S_0 , определены по данным работ /13, 16/. За эталонный принят двигатель со следующими параметрами.

$$D_{э.г} = 175 \text{ а. т. а.},$$

$$D_{кр} = 0,975 \text{ м.},$$

$$T_{см.г.эм} = 750,$$

$$S_{эм} = 18,71,$$

$$\alpha_{см} = 0,8.$$

Тогда уравнение для конвективного потока можно переписать:

$$\frac{q_{ко}}{q_{к.эм}} = \kappa \frac{S_0}{S_{эм}}. \quad (2.42)$$

С другой стороны, конвективный поток определяется по следующей формуле:

$$q_{ко} = \frac{T_{см.г} - T_{жс}}{\frac{\delta_{см}}{\lambda_{см}} + \frac{1}{\alpha_{жс\etaп}}} - q_{л}.$$

Разделив обе части уравнения на $q_{эм}$ получим:

$$\frac{q_{ко}}{q_{эм}} = \frac{1}{q_{эм}} \left(\frac{T_{см.г} - T_{жс}}{\frac{S_{см}}{\lambda_{см}} + \frac{1}{\lambda_{жс}\etaп}} - q_{л} \right). \quad (2.43)$$

Чтобы определить действительные конвективные удельные тепловые потоки систему уравнений (1.42) и (1.43) решают графически.

7. Определяется температура стенки камеры сгорания со стороны охладителя:

$$T_{см.к} = T_{см.г} - \frac{\delta_{см}}{\lambda} \cdot q_{\Sigma}. \quad (2.44)$$

8. Эту температуру сравним с той, которой мы задавались ранее. Если разница между ними составляет больше 5%, то расчет необходимо повторить со второго пункта.

Определяется подогрев охладителя на участке:

$$\Delta T = \frac{q_{\Sigma} \cdot \Delta F}{3600 \dot{m} E_p}, \quad (2.45)$$

где ΔF – поверхность нагрева i -го участка камеры;

\dot{m} – расход охладителя;

c_p – средняя теплоемкость охладителя, взятая при температуре.

$$T_{cp} = \frac{T_{вх} + T_{вых}}{2}$$

9. Температура охладителя на следующем участке

$$T_{\text{жс.}n} = T_{\text{жс.}n-1} + \Delta T_n$$

10. Гидравлические потери на каждом участке охлаждающего тракта:

$$\Delta P_i = \xi_i \frac{\Delta l_i}{d_2} \cdot \frac{\gamma_i W_i}{2g}, \quad (2.46)$$

где ξ_i – коэффициент потерь, определяемый по [3];

Δl_i – длина участка по образующей;

γ – плотность охладителя;

W – скорость охладителя.

Результаты расчета охлаждения камеры сгорания сведены в таблицы 2.9, 2.10 и 2.11.

Топливо: O_2H_2 : охладитель: $H_{2\text{охл}}$.

$P_k = 100,0$ $T_{10} = 66$ $T_{prk} = 0,0$ $T_{prs} = 193,7$ $Km = 6,00$

$k_{ps} = 6,00$ $mi_{26} = 0,05$ $P_{10} = 400,0$

$P_{gink} = 399,7$ $P_{gins} = 0,0$ $P_{gps} = 311,4$ $D_{sh} = 55,00$ $m_{jush} = 0,850$
 $dP_{sh} = 0,28$ $dP_{ox1} = 88,32$ $T_{gng} = 1,0$ $k_{stex} = 7,937$

$Th_{2k} = 20,0$ $T_{gef} = 3795,9$ $R_{gef} = 57,22$ $d_{lef} = 2506,4$ $M_{asa} = 19,852$ $tw_{get} = 1000,0$ $ap_{set} = 0,800$ $set_{l1} = 3,568$ $T_{wsr} = 164,7$
 $s_{MwC} = 6680,7$ Дж/к

$c_{ge} = 1,000$ $c_{gkol} = 0,500$ $k_{geom} = 1,0000$ $c_{gk} = 248,274$ $k_{tox1} = 0,5000$
 $Q_{ss} = 8,29$ Met $d_{Tox1} = 127,68$ $V_{ls} = 1594$ л

Материалы: 1-БрХЦРТ 2-ЭП-666 3-ЭП-915 4-Я1Т 5-ЭП-750
 6-Титан 7-58мц-2

Ciamdast: 1-1.000 2-1.000 3-1.000 4-1.000 5-1.000 6-1.000
 7-1.000

Таблица 2.9

№	ml	Get	al	cal	est	ereo	S	aps	ql	Qs	Twg
ЦИЛИНДРИЧЕСКОЕ СЕЧЕНИЕ											
1	4.000	46.33	151011	1.85	1.63	1.63	3.346	0.643	0.845	92.01	1199
2	4.000	17.06	113824	1.99	1.58	1.58	3.531	0.700	1.647	84.19	1202
3	4.000	33.72	97839	2.07	1.56	1.56	3.587	0.720	1.781	80.48	1200
4	4.000	31.76	87211	2.14	1.55	1.55	3.616	0.731	1.781	77.99	1199
5	4.000	30.42	80362	2.19	1.54	1.54	3.638	0.738	1.781	76.48	1201
6	4.000	29.40	73971	2.25	1.54	1.54	3.653	0.743	1.781	75.02	1199
7	4.000	28.60	68431	2.31	1.54	1.54	3.663	0.747	1.781	73.88	1199
КРИТИЧЕСКОЕ СЕЧЕНИЕ											
8	4.000	30.94	68804	2.1	1.50	1.50	4.115	0.750	1.781	37.22	520
9	4.000	43.04	101103	2.0	1.59	1.59	4.061	0.753	1.781	50.56	561
10	4.000	65.31	62966	2.2	1.53	1.53	3.685	0.754	1.781	69.08	820
11	4.000	84.89	102795	2.0	1.62	1.62	3.689	0.755	1.306	88.88	820
12	4.000	90.38	117330	1.9	1.65	1.99	3.690	0.756	1.174	94.44	820
13	4.000	92.02	122049	1.9	1.65	1.65	3.691	0.756	1.113	96.11	820
СЕЧЕНИЕ КОЛЛЕКТОРА											
14	4.000	70.45	67646	2.2	1.54	1.54	3.691	0.756	0.918	73.63	820
15	4.000	35.69	35753	2.2	1.41	1.41	3.863	0.756	0.459	38.93	703
16	4.000	14.65	50491	1.1	1.43	1.43	3.345	0.756	0.211	13.94	1071
17	4.000	7.30	33524	1.2	1.34	1.34	3.799	0.756	0.106	7.89	746

Продолжение таблицы 2.9											
18	4.000	4.05	25403	1.2	1.27	1.27	4.120	0.756	0.057	4.72	527
19	4.000	2.45	20651	1.2	1.23	1.23	4.324	0.756	0.030	2.98	387
20	4.000	1.67	17826	1.2	1.19	1.19	4.440	0.756	0.018	2.09	308
21	4.000	1.22	22002	1.1	1.20	1.20	4.547	0.756	0.012	1.56	235
СЕЧЕНИЕ НА СРЕЗЕ											
22	8.000	0.96	38665	1.1	1.27	1.27	4.624	0.756	0.009	1.24	182
23	8.000	0.76	34340	1.1	1.25	1.25	4.654	0.756	0.006	0.99	162
24	8.000	0.65	31583	1.1	1.23	1.23	4.672	0.756	0.005	0.84	150
25	8.000	0.56	29348	1.1	1.22	1.22	4.686	0.756	0.004	0.73	140

Таблица 2.10

№	Twpp	Tw1	Twr	T1	dT1	dP1	P1	Pgk	cg	w1	Mat
ЦИЛИНДРИЧЕСКОЕ СЕЧЕНИЕ											
1	820	509	198	180.6	13.04	20.59	332.0	128.4	0.0455	349.9	1
2	820	541	184	168.8	11.83	10.57	342.0	128.4	0.0446	253.0	1
3	820	555	173	157.6	11.22	7.48	350.0	128.4	0.0443	209.9	1
4	820	565	163	146.7	10.90	5.96	356.0	128.4	0.0441	183.5	1
5	820	570	155	135.7	10.92	5.45	361.0	128.4	0.0440	170.5	1
6	820	575	147	124.7	11.02	5.00	366.0	128.4	0.0440	158.2	1
7	820	580	141	113.6	11.14	4.69	371.0	128.4	0.0440	147.5	1
КРИТИЧЕСКОЕ СЕЧЕНИЕ											

Продолжение таблицы 2.10											
8	520	361	110	107.9	5.63	2.77	373.9	128.0	0.0444	108.2	1
9	561	349	104	103.0	4.91	7.58	381.5	125.6	0.0508	156.1	1
10	820	598	123	99.1	3.91	2.01	383.5	117.6	0.0386	151.1	1
11	820	522	110	96.5	2.57	4.34	387.8	101.9	0.0422	241.8	1
12	820	500	107	95.0	1.54	3.64	391.5	91.49	0.0435	274.1	1
13	820	493	105	94.0	1.02	2.71	394.2	74.67	0.0438	284.1	1
СЕЧЕНИЕ КОЛЛЕКТОРА											
14	820	580	108	91.5	2.46	1.85	396.0	17.63	0.0404	164.2	1
15	703	567	118	87.5	4.00	0.52	596.7	13.43	0.0352	82.9	1
16	1071	317	84	84.0	3.56	1.53	398.2	4.20	0.0398	80.3	1
17	746	271	81	80.9	3.03	0.37	398.6	1.78	0.0349	49.1	1
18	527	229	78	78.1	2.84	0.15	398.7	0.87	0.0318	32.6	1
19	387	194	76	75.5	2.56	0.07	398.8	0.48	0.0302	23.8	1
20	308	171	73	73.3	2.22	0.04	398.8	0.31	0.0298	18.8	1
21	235	131	72	71.5	1.81	0.07	398.9	0.21	0.0338	18.7	1
СЕЧЕНИЕ НА СРЕЗЕ											
22	182	98	71	70.6	0.86	0.18	399.1	0.16	0.0326	32.0	1
23	162	94	70	70.0	0.69	0.11	399.2	0.12	0.0314	27.5	1
24	150	92	69	69.3	0.65	0.08	399.2	0.10	0.0306	24.9	1
25	140	90	69	68.8	0.53	0.06	399.3	0.9	0.0303	22.8	1

Геометрия тракта охлаждения

Материалы: 1-БрХЦРТ 2-ЭП-666 3-ЭП-915 4-Я1Т 5-ЭП-750

6-Титан 7-58МЦ-2

Таблица 2.11

ii	ds	dk	xs	xk	dx	dl	sb	Nr	cos	fl	dst
ЦИЛИНДРИЧЕСКОЕ СЕЧЕНИЕ											
1	160	90.0	15.0	30.0	30.0	30.0	0.008	148	1	0.00034	0.80
2	160	90.0	45.0	60.0	30.0	30.0	0.008	148	1	0.00043	0.80
3	160	90.0	75.0	90.0	30.0	30.0	0.008	148	1	0.00049	0.80
4	160	90.0	105.0	120.0	30.0	30.0	0.008	148	1	0.00052	0.80
5	160	90.0	135.0	150.0	30.0	30.0	0.008	148	1	0.00052	0.80
6	160	90.0	165.0	180.0	30.0	30.0	0.008	148	1	0.00053	0.80
7	160	90.0	195.0	210.0	30.0	30.0	0.008	148	1	0.00053	0.80
КРИТИЧЕСКОЕ СЕЧЕНИЕ											
8	157	77.1	225.0	240.0	30.4	31.4	0.008	148	1	0.00069	0.80
9	149	60.9	251.6	262.0	22.4	22.4	0.005	148	1	0.00046	0.80
10	142.0	49.4	271.2	279.6	16.8	17.7	0.003	74	1	0.00048	0.80
11	111.0	45.5	284.7	289.9	10.3	10.4	0.002	74	1	0.00028	0.80
12	88.0	44.0	292.9	295.9	6.0	6.1	0.001	74	1	0.00024	0.80
13	79.8	44.0	297.9	295.9	4.0	4.0	0.001	74	1	0.00023	0.80
СЕЧЕНИЕ КОЛЛЕКТОРА											
14	87.1	54.7	307.4	309.5	9.6	11.2	0.001	74	1	0.00040	0.80
15	151.7	80.5	319.6	329.8	20.3	24.4	0.005	74	1	0.00078	0.80
16	226.4	121.4	346.6	363.5	33.7	38.9	0.012	140	1	0.00079	0.80
17	288.7	163.5	381.1	398.7	35.2	41.3	0.018	140	1	0.00129	0.80
18	363.5	212.6	419.0	439.4	40.7	47.6	0.028	140	1	0.00187	0.80
19	453.7	262.9	462.6	485.8	46.4	52.2	0.039	140	1	0.00251	0.80

Продолжение таблицы 2.11											
20	555.1	311.8	509.4	533.0	47.2	53.3	0.048	140	1	0.00311	0.80
21	687	353.3	555.7	578.4	45.4	49.3	0.051	296	1	0.00308	0.80
СЕЧЕНИЕ НА СРЕЗЕ											
22	766.3	397.7	601.3	624.3	45.9	51.7	0.060	296	1	0.00358	0.80
23	827.5	434.8	646.1	668.0	43.7	46.8	0.061	296	1	0.00413	0.80
24	988.7	469.5	689.8	711.7	43.7	47.1	0.066	296	1	0.00456	0.80
25	1146	500.8	730.7	749.8	38.1	41.2	0.062	296	1	0.00498	0.80

2.8 Конструирование соосно-струйных форсунок

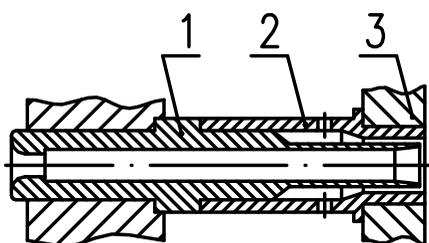
В смесительных головках кислородно-водородных ЖРД в основном применяются двухкомпонентные коаксиальные соосно-струйные форсунки.

Одной из основных проблем при создании форсунок является обеспечение предельно возможной полноты сгорания компонентов, что обеспечивается увеличением площади поверхности соприкосновения компонентов и уменьшением характерного поперечного размера струи одного из компонентов. В известных форсунках выполнение указанных условий приводит к значительному усложнению конструкции.

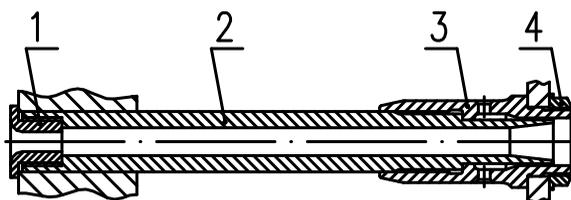
В соосно-струйной форсунке качество процесса распыла определяется скоростью разрушения центральной струи жидкого кислорода и средним диаметром формируемых капель (тонкостью распыла).

Общеизвестная коаксиальная соосно-струйная форсунка содержит наконечник в виде полого цилиндра, соединяющего полость кислорода с полостью камеры сгорания, втулку, охватывающую с кольцевым зазором наконечник и соединяющую полость газообразного горючего с полостью камеры сгорания.

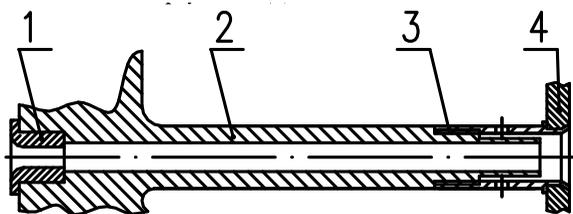
В данной форсунке окислитель подается по осевому каналу внутри наконечника, а горючее – по кольцевому зазору между газовой втулкой и наконечником. Форсунки такого типа применены во многих кислородно-водородных двигателях, например, РД0120, SSME, LE-5, Vulcan, НМ-60 и др. Несмотря на значительное количество конструкций форсунок, реализующих соосно-струйную схему подачи (рис. 2.3), выходная часть форсунки остается практически постоянной – полая втулка, охватывающая с кольцевым зазором наконечник (рис. 2.3,а).



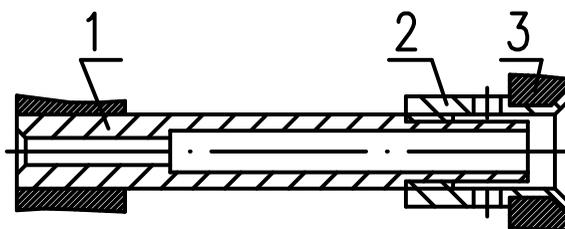
1 – форсунка окислителя; 2 – форсунка горючего;
3 – пористое огневое днище
а) Форсунка ЖРД LE-5



1 – жиклер; 2 – форсунка окислителя;
3 – форсунка горючего; 4 – гайка
б) Форсунка ЖРД Vulcain



1 – жиклер; 2 - форсунка окислителя;
3 – форсунка горячего; 4 – пористое огневое днище
в) Форсунка ЖРД J-2



1 – форсунка окислителя; 2 – форсунка горячего;
3 – огневое днище
г) Форсунка ЖРД M-1

Рисунок 2.3 – Форсунки, применяемые в наиболее известных ЖРД

При подаче окислителя через наконечник с круглым выходным сечением, на выходе из форсунки образуется достаточно длинная струя нераспавшейся части жидкости характерной формы (см. рис. 2.4), что не обеспечивает качественного распыла и перемешивания компонентов топлива, приводит к уменьшению коэффициента полноты сгорания топлива, и, соответственно, потерям удельного импульса тяги (табл.2.12).

Необходимо заметить, что в форсунках кислородно-водородных двигателей типа RL10 в кислородном канале установлен специальный завихритель для придания закрутки струе кислорода и улучшения условий разрушения струи. При профилировании наконечника окислителя форсунки улучше-

ние условий смесеобразования происходит за счет следующих факторов, влияющих на длину зоны перемешивания компонентов топлива:

- увеличение периметра контакта компонентов;
- уменьшение площади поперечного сечения центральной части струи;
- увеличение коэффициента начальной турбулентности струй.

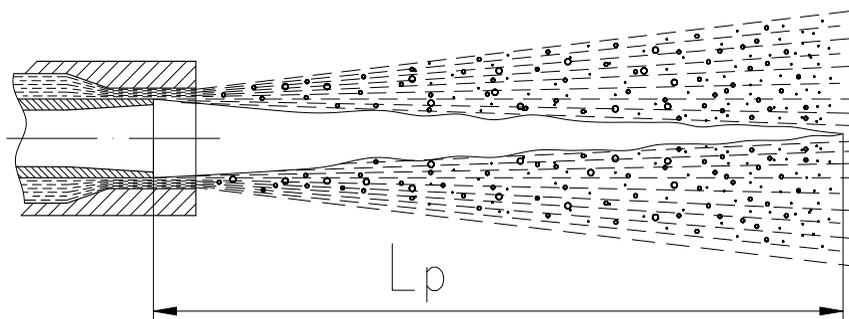


Рисунок 2.4 – Форма струи эталонной коаксиальной соосно – струйной форсунки

Максимальный периметр контакта при трансформации круглого сечения в профилированное при неизменной площади выходного сечения обеспечивается при образовании двух ребер, т.е. плоской симметричной щели, но при этом образованная щель может выходить за пределы газовой втулки.

Проведенные расчеты показывают, что для выходного сечения коаксиальной соосно-струйной форсунки, выполненного в виде плоской щели, периметр контакта увеличивается с $\Pi=1\Pi$, до $\Pi=(2,9\dots3,1)\Pi$, по сравнению с круглым выходным сечением, причем с увеличением толщины луча периметр контакта уменьшается.

Таблица 2.12 – Основные параметры кислородно-водородных ЖРД

Двигатель	Тип двигателя	Компоненты топлива	Коэффициент полноты смесеобразования, ϕ	Удельный импульс тяги, I_y , м/с
RL10A41	Безгенераторный	Кислород-водород	0,985	4490
RL10B-2	Безгенераторный	Кислород-водород	0,987	-
HM-60	Генераторный без дожигания	Кислород-водород	0,990	4312
SSME	Генераторный с дожиганием	Кислород-генераторный газ - водород	0,995	4535
РД0120	Генераторный с дожиганием	Кислород-генераторный газ - водород	0,996	4555

При трансформации круглого выходного сечения в плоскую щель струя имеет на выходе сечение одинаковой толщины, без центральной части. Несмотря на значительное увеличение периметра контакта компонентов и уменьшение характерного поперечного размера струи окислителя, в чистом виде такое решение применять нецелесообразно, так как это приводит к росту габаритных размеров наконечника, втулки, и, следовательно, уменьшению числа форсунок смесительной головки.

Для уменьшения габаритных размеров выходной части наконечника плоское выходное сечение может быть спрофилировано в круглое или Z-образное. В этом случае реализует-

ся схема подачи компонентов «горючее – окислитель - горючее».

Проведенный анализ показывает, что для форсунки с профилированным наконечником с тремя ребрами периметр контакта увеличивается с $\Pi=1\Pi$ до $\Pi=(1,6\dots1,8)\Pi$ по сравнению с эталонной форсункой, а для форсунки с профилированным наконечником с четырьмя ребрами - с $\Pi=1\Pi$ до $\Pi=(1,35\dots1,5)\Pi$ (рис. 1.9.3).

В настоящее время наиболее исследована форсунка с наконечником с четырьмя лучами (рис.1.9.4), так называемая «крестовая», что объясняется достаточно высокой технологичностью и незначительным ростом ее габаритных размеров при профилировании наконечника.

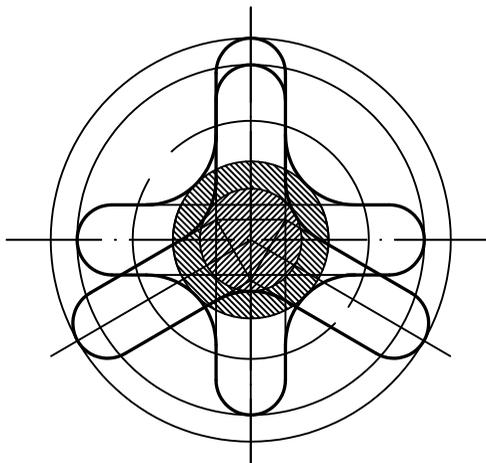
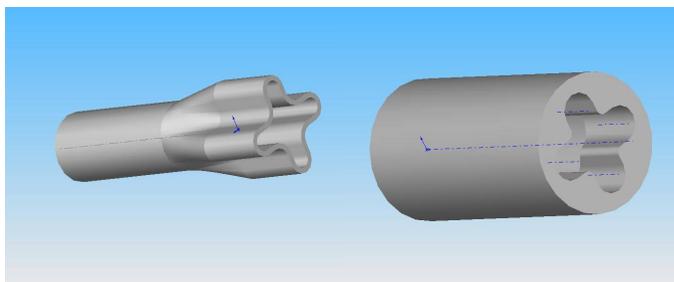
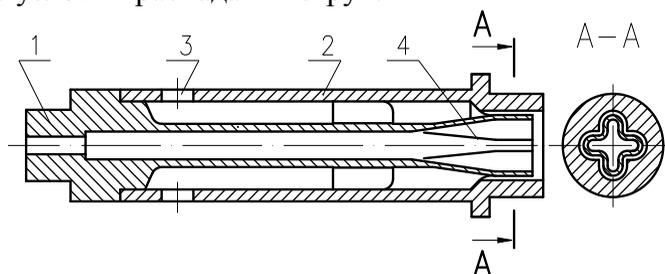


Рисунок 2.5 – Поперечное сечение круглой, трехлучевой и четырехлучевой струй равной площади поперечного сечения

Такое изменение формы выходного сечения, с круглого на четырех лучевое, с одной стороны, позволяет улучшить условия разрушения струи по сравнению с форсункой с круглой струей, с другой – наличие достаточно выраженной центральной части струи не позволяет в полной мере реализовать преимущества данного технического решения.

Коаксиальная соосно-струйная форсунка с профилированным наконечником с четырьмя лучами представлена на рис. 2.6.

В то же время, необходимо отметить, что при четырех лучах в струе окислителя появляется достаточно выраженная центральная часть, что приводит к ухудшению условий распада струи по сравнению с форсункой с тремя лучами. Проведенные исследования показали, что для форсунки с четырьмя лучами площадь центральной части струи увеличивается в 1,9 – 2 раза по сравнению с форсункой с тремя лучами для случая с плавными радиусами переходов и до 1,9 – 2,3 для случая с прямолинейными участками, что приводит к ухудшению условий распада струи.



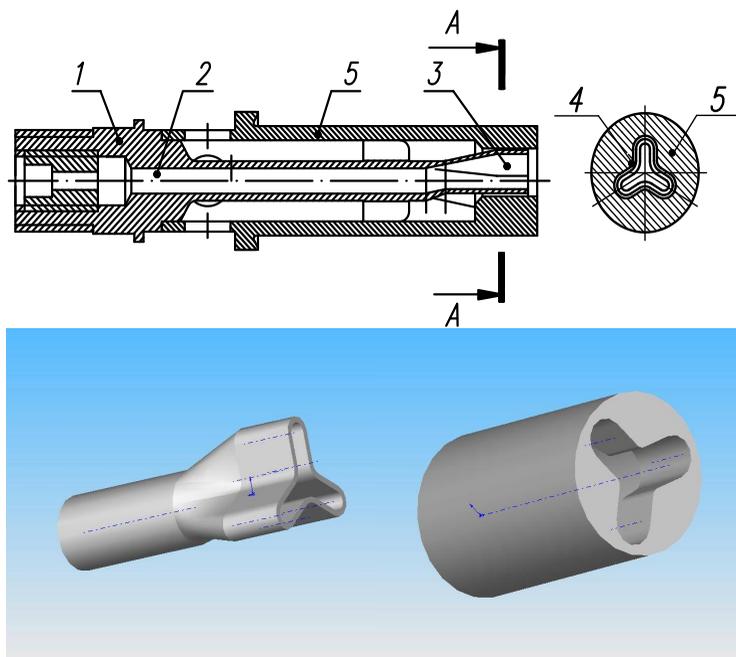
- 1 – корпус форсунки; 2 – кислородный канал;
 3 – профилированное выходное сечение;
 4 – эквидистантный зазор; 5 – втулка

Рисунок 2.6 - Соосно-струйная форсунка по патенту РФ на изобретение № 2161719

Площадь центральной части трех лучевой струи по отношению к площади эталонной форсунки составляет $(0,11 - 0,15)F_э$, а четырехлучевой – $(0,22 - 0,30)$.

Форсунки с профилированным наконечником с пятью лучами обес-печивают увеличение периметра контакта компонентов с $\Pi=1\Pi_э$ до $\Pi=(1,1...1,3)\Pi_э$ по сравнению с круглым выходным сечением. При этом поперечное сечение струи имеет ярко выраженную центральную часть с небольшими лучами, что практически не сказывается на условиях распада струи.

Коаксиальная соосно-струйная форсунка с профилированным наконечником с тремя лучами представлена на рис. 2.7.



1 – корпус форсунки; 2 – кислородный канал;
 3 – профилированное выходное сечение;
 4 – эквидистантный зазор; 5 – втулка
 Рисунок 2.7 – Соосно-струйная форсунка

Дальнейшее увеличение числа лучей более трех-четырёх представляется нецелесообразным, учитывая значительное усложнение технологии изготовления и незначительный эффект или полное его отсутствие от профилирования сечения.

Основные геометрические параметры для круглой струи и струй с трех/четырёх/пяти-лучевыми наконечниками при равной толщине луча приведены в табл. 2.13.

Таблица 2.13

Параметр	Форсунка с круглым выходным сечением	Форсунка с профилированным выходным сечением с тремя лучами	Форсунка с профилированным выходным сечением с четырьмя лучами	Форсунка с профилированным выходным сечением с пятью лучами
Площадь струи окислителя на выходе	$\frac{\pi \cdot d^2}{4}$	$\frac{\pi \cdot d^2}{4}$	$\frac{\pi \cdot d^2}{4}$	$\frac{\pi \cdot d^2}{4}$
Площадь центральной части струи окислителя на выходе	$\frac{\pi \cdot d^2}{4}$	(0,11-0,15) $\frac{\pi \cdot d^2}{4}$	(0,22-0,30) $\frac{\pi \cdot d^2}{4}$	(0,75-0,85) $\frac{\pi \cdot d^2}{4}$
Периметр контакта компонентов	$\pi \cdot d$	(1,6-1,8) $\pi \cdot d$	(1,25-1,5) $\pi \cdot d$	(1,1-1,3) $\pi \cdot d$
Максимальный габаритный размер струи на выходе	d	(1,25-1,8)d	(1,2-1,6)d	(1,1-1,2)d
Длина струи нераспавшейся части жидкости	L	(0,16-0,64)L	(0,4-0,8)L	(0,85-0,95)L

На рис. 2.8 представлен график зависимости $Z = Z(\bar{d})$, из которого следует, что предельное утонение $\bar{d} = d/D \rightarrow 0$ (уменьшение числа лучей с одновременным уменьшением толщины луча) и предельное утолщение (увеличение числа лучей с одновременным их утонением/утолщением, что ведет к росту площади центральной части) $\bar{d} = d/D \rightarrow 1$ ведут к увеличению Z_0 .

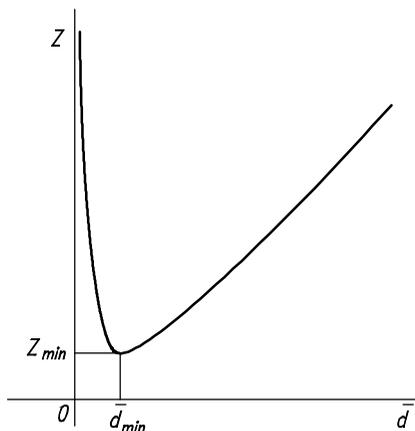


Рисунок 2.8 – График зависимости $Z = Z(\bar{d})$

Экстремум функции $Z = Z(\bar{d})$ находится из условия:

$$\frac{dZ}{d(\bar{d})} = 0.$$

$$(2A - a) - \frac{a}{\bar{d}^2} = 0, \text{ откуда}$$

$$\bar{d} = \sqrt{\frac{a}{2A - a}},$$

где $a = 1,8$

$$A = \frac{65 + 0,307(\rho_o / \rho_e)}{2,52 + \rho_o / \rho_e} - \text{коэффициент.}$$

Из анализа полученной зависимости видно, что минимальная длина струи обеспечивается при двух-четырех лучах, а дальнейшее увеличение числа лучей более трех-четырех представляется нецелесообразным, учитывая увеличение длины струи, значительное усложнение технологии изготовления и незначительный эффект или полное его отсутствие от профилирования сечения.

Представляет определенный интерес, на основании экспериментальных данных, полученных для эталонных форсунок с круглой струей и форсунок с профилированной струей окислителя с четырьмя лучами, определить изменение длины нераспавшейся части жидкости и полноты смесеобразования для форсунки с профилированным наконечником с тремя лучами.

Для анализа приняты следующие допущения:

-суммарный теплосъем со стенок модельной камеры не изменяется;

-скорости компонентов на выходе из форсунки постоянны во всех случаях;

-площадь выходного сечения форсунки окислителя постоянна во всех случаях;

-толщина луча h для трех и четырех лучевой струи постоянна, $h = \text{const}$;

-коэффициент начальной турбулентности для трех и четырех лучевой струи одинаков;

-на полноту смесеобразования в первую очередь влияют длина нераспавшейся части жидкости и периметр контакта компонентов.

Обозначим через Q_o и Q_f расходы компонентов - окислителя и горючего- через соответствующие им площади поперечного сечения S_o и S_f для цилиндрической струи окислителя и кольцевой струи горючего эталонной форсунки:

$$S_o = \pi d^2 / 4 \quad (2.47)$$

и

$$S_r = \frac{\pi(D^2 - d^2)}{4} \quad (2.48),$$

где d -диаметр наконечника форсунки окислителя;
 D -диаметр газовой втулки форсунки.

Заданное соотношение компонентов для получения требуемой полноты рабочего процесса для одиночной форсунки определяется как:

$$k_m^0 = Q_o / Q_a = \frac{\rho_o w_o S_o}{\rho_a w_a S_a}, \quad (2.49)$$

где Q_o – расход окислителя;

Q_r – расход горючего;

ρ_o, W_o – плотность и скорость окислителя;

ρ_r, W_r – плотность и скорость горючего.

Подставляя (1) и (2), получим:

$$k_m = Q_o / Q_r = \frac{\rho_o w_o d^2}{\rho_r w_r (D^2 - d^2)}, \quad (2.50).$$

В дальнейшем по тексту символы 0, 3, 4 обозначают, что данное выражение относится для струи с круглым, трех лучевым и четырех лучевым сечениями соответственно.

При трансформации круглого выходного сечения в профилированное, с тремя лучами, получим:

$$k_m^3 = \frac{\rho_o w_o \left(\frac{3}{2} hD - \pi \delta_3^2 / 4 \right)}{\rho_a w_a \left(\frac{\pi D^2}{4} - \frac{3hD}{2} + \frac{\pi \delta_3^2}{4} \right)}, \quad (2.51)$$

где δ_3 – диаметр окружности центральной части струи для профилированной струи с тремя лучами;

h – толщина луча при профилировании наконечника.

Аналогично для четырехлучевой струи

$$k_m^4 = \frac{\rho_o w_o (2hD - \pi\delta_4^2 / 4)}{\rho_a w_a \left(\frac{\pi D^2}{4} - 2Dh + \frac{\pi\delta_4^2}{4} \right)} \quad (2.52)$$

Полученные равенства являются ограничениями на скорости компонентов W_o и W_r и на геометрические размеры h профилированных струй. Необходимо отметить, что характерный диаметр $\delta_{3,4}$ центральной части струи определяется количеством струй и технологией формирования профилированного наконечника. С увеличением числа лучей и радиусов переходов между лучами $\delta_{3,4}$ увеличивается.

Для оценки качества смесеобразования для круглой, трехлучевой и четырехлучевой струи примем относительную длину нераспавшейся части струи. В качестве базовой, основной длины нераспавшейся части струи, будем считать длину L_0 цилиндрической струи, движущейся внутри круглого кольцевого потока с относительной скоростью $W_{\text{отн}}$ эталонной форсунки. Для определения длины не распавшейся части цилиндрической части струи можно использовать соответствующие формулы, например, формулу Коровина, которую для удобства преобразуем следующим образом:

$$L_o = d_o \left(1,8 + A \cdot \frac{d_o}{h_z} \right) \cdot B \cdot \frac{\rho_o \cdot W_o}{\rho_z \cdot W_z}, \quad (2.53)$$

где d_o – диаметр (характерный) поперечный размер струи окислителя;

h_r – характерный поперечный размер струи горючего;

$$A = \frac{65 + 0,307(\rho_o / \rho_z)}{2,52 + \rho_o / \rho_z} - \text{коэффициент};$$

$$B = \frac{1}{\rho W} \cdot \left(\frac{\eta_{\text{жс}}}{\eta_0} \right)^{0,15} \cdot \left(\frac{\sigma_{\text{жс}}}{\sigma_0} \right)^{-0,11} \cdot K_{\xi}, - \text{коэффициент}.$$

Преобразуем формулу (1.9.7) длины струи за счет введения в формулу площадей поперечного сечения S_o и S_r при обеспечении постоянного заданного соотношения компонентов:

$$L_o = d_o \left(a + A \cdot \frac{d_o}{h_e} \right) \cdot B \cdot k_m \cdot \frac{S_e}{S_o}, \quad (2.54);$$

где $a = 1,8$ – эмпирический коэффициент.

Обозначим через $\lambda = L/L_o$.

относительную длину нераспавшейся части струи и определим значения: λ_3 – для трехлучевой струи и λ_4 – для четырехлучевой струи. Очевидно, что для круглой струи: $\lambda = L_1/L_o = L_o/L_o = 1$.

Для случаев λ_3 и λ_4 найдем их выражение, используя выражение (9) для длины L . Очевидно, что удлинение неразмытой струи будет соответствовать $\lambda > 1$, а укорочение неразмытой части струи и ее большее размытие на длине L_o будет соответствовать значениям $\lambda < 1$. Тогда получим:

$$\lambda_i = \frac{d_{oi} \left(a + A \cdot \frac{d_{oi}}{h_{ei}} \right) \cdot S_{ei} \cdot S_{0i}}{d_{0i} \left(a + A \cdot \frac{d_{0i}}{h_{e1}} \right) \cdot S_{0i} \cdot S_{e1}} \quad (2.55),$$

где $i = 2, 3, 4$ – число лучей при профилировании выходного

$$L_3 = B \cdot k_m \cdot d_3 \cdot \left(a + A \frac{d_{03}}{h_{e3}} \right) \cdot \frac{\frac{\pi D^2}{4} - \frac{3h_{3e}D}{2} + \frac{\pi \delta_3^2}{4}}{\frac{3h_3D}{2} - \frac{\pi \delta_3^2}{4}} \quad 2.56$$

сечения наконечника.

$$L_4 = B \cdot k_m \cdot d_4 \cdot \left(a + A \frac{d_{04}}{h_{e4}} \right) \cdot \frac{\frac{\pi D^2}{4} - 2Dh_{4e} + \frac{\pi \delta_4^2}{4}}{2Dh_{4e} - \frac{\pi \delta_4^2}{4}} \quad 2.57$$

Используя выражения (2.54), (2.55), (2.56), (2.57), определим λ для струй с выходной частью в виде трех и четырех лу-

чей, т.е. насколько изменится длина нераспавшейся части трех/четырёх лучевых струй по отношению к длине нераспавшейся части круглой струи.

$$\lambda_{40} = \frac{L_4}{L}, \quad (2.58)$$

$$\lambda_{34} = \frac{L_3}{L_4}. \quad (2.59)$$

Вычисления, выполненные с использованием формул (2.58), (2.59), (1.9.14), (1.9.15), при постоянном коэффициенте начальной турбулентности для обеих струй, показывают, что длина четырехлучевой струи при принятых допущениях составляет $L_4=(0,4 - 0,8)L_0$.

Экспериментальные данные, полученные при исследовании нераспавшейся части струи с четырьмя лучами, показывают, что длина нераспавшейся части струи уменьшается в 0,6-0,8 раз при равном коэффициенте начальной турбулентности и в 5-6 раз при коэффициенте начальной турбулентности для четырехлучевой струи, определенным экспериментальным путем и равном 0,19-0,22, что показывает удовлетворительную сходимость теоретических и экспериментальных данных.

Вычисления, выполненные с использованием формул (1.9.14), (1.9.15), показывают, что длина трехлучевой струи соотносится с длиной четырех лучевой как $L_3=(0,4 - 0,8)L_4$ при равном коэффициенте начальной турбулентности K_ξ для обеих струй.

Данные, приведенные в [2], показывают, что с уменьшением длины нераспавшейся части жидкости в 4 - 6 раз и увеличением периметра контакта компонентов ориентировочно в 1,3 - 1,4 раза, коэффициент полноты смесеобразования увеличивается с $\varphi=0,996$ до 0,997 для форсунки с профилированным наконечником и цилиндрической втулкой.

Таким образом, на основании полученных теоретических исследований, достаточно хорошо подтвержденных ранее

проведенными экспериментальными исследованиями, можно предположить, с учетом ранее принятых допущений, что, при трансформации круглого выходного сечения в трехлучевое при увеличенном в 1,6 - 1,7 раз периметре контакта и уменьшении длины нераспавшейся части струи в 7-9 раз, коэффициент полноты смесеобразования для кислородно-водородных ЖРД, работающих по схеме с дожиганием генераторного газа, должен увеличиться с $\varphi = 0,996$ до $0,998 - 0,9985$ для форсунки с профилированным наконечником и цилиндрической втулкой и с $\varphi = 0,985 - 0,987$ до $0,989 - 0,992$ для форсунки с профилированными наконечником и втулкой для двигателей безгенераторной схемы.

Для улучшения условий смесеобразования может быть использована разработанная авторами соосно-струйная форсунка по патенту РФ №2319895, представленная на рис. 2.9 и 2.10.

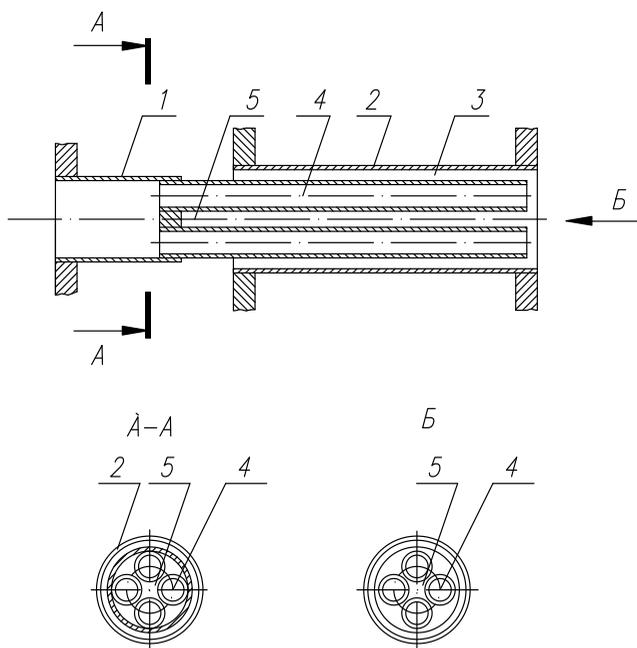


Рисунок 2.9 – Соосно-струйная форсунка по патенту РФ №2319895

На рис. 2.9 показан осевой разрез предложенной форсунки с поперечный разрезом соосно-струйной форсунки и видом на форсунку со стороны огневого днища, на рис. 2.10 - осевой разрез в варианте расположения каналов окислителя по винтовой линии с видом на форсунку со стороны огневого днища в варианте с профилированными выходными частями каналов окислителя и видом на форсунку со стороны огневого днища в варианте с профилированными выходными частями каналов окислителя, образующими кольцевую щель.

Основными элементами предложенной соосно-струйной форсунки являются:

- 1 – полый наконечник;
- 2 – втулка;
- 3 – кольцевой зазор;
- 4 – изолированный канал окислителя;
- 5 – зазор.

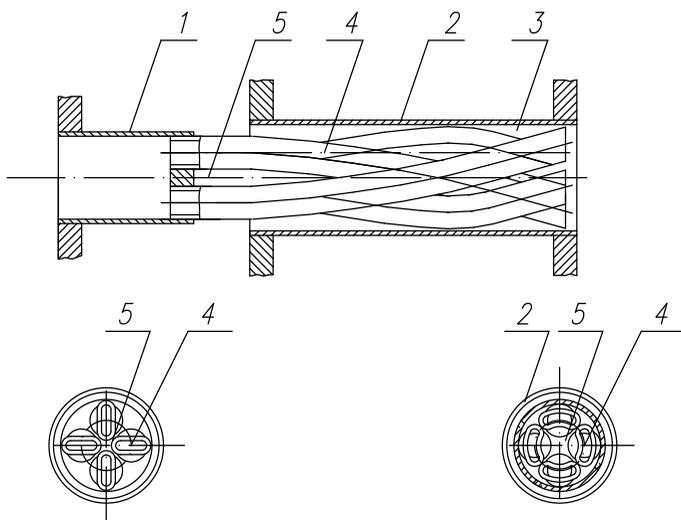


Рисунок 2.10 – Соосно-струйная форсунка по патенту РФ №2319895. Вариант исполнения

Предложенная соосно-струйная форсунка содержит полый наконечник 1, втулку 2, охватывающую с кольцевым зазором 3 наконечник и соединяющую полость горючего с зоной горения. Наконечник 1 разделен на несколько изолированных друг от друга каналов 4, между которыми имеется зазор 5 для прохождения горючего.

Предложенная форсунка работает следующим образом.

Горючее из полости горючего по кольцевому зазору 3, соединенному с зазором 5, подается в зону горения.

Окислитель подается в зону горения из полости окислителя по наконечнику 1. В выходной части полость наконечника 1 разделена на несколько изолированных каналов 4.

При такой подаче компонентов сплошная струя окислителя разделяется на несколько изолированных струй, при этом каждая изолированная часть струи окислителя оказывается окруженной потоком горючего. Длина и характерный размер нераспавшейся части струи окислителя уменьшаются, что приводит к улучшению условий смесеобразования.

При выполнении каналов расположенными по винтовой линии происходит дополнительная закрутка потока на выходе из каналов. При закрутке происходит увеличение радиальной составляющей скорости струи и струя быстрее распадается.

При профилировании каналов происходит изменение формы струи, что приводит к улучшению условий ее распада.

Наиболее оптимальные условия смесеобразования достигаются, когда профилированные выходные части образуют кольцевую щель.

Проведенные аналитические исследования показывают, что при разделении полости наконечника форсунки окислителя на 4 изолированные друг от друга части, периметр контакта компонентов увеличивается в два раза.

Использование предложенного технического решения позволит повысить удельный импульс тяги, экономичность и обеспечить устойчивость горения в камере сгорания на всех режимах работы двигателя.

На данную форсунку получен патент РФ №2319895.

Для определения оптимальных условий работы и возможности применения рассмотренных форсунок в ЖРД, необходима экспериментальная проверка теоретических предпосылок и предложенных технических решений

2.9. Расчет ГНА

2.9.1. Расчёт насоса горючего

Исходные данные:

- 1) рабочее тело – жидкий водород;
- 2) давление на входе в насос: $P_{вх} = 0,598 \text{ МПа}$;
- 3) давление на выходе из насоса: $P_{вых} = 9,762 \text{ МПа}$;
- 4) массовый расход горючего: $\dot{m}_2 = 4658 \text{ кг/с}$;
- 5) плотность водорода: $\rho_2 = 76,8 \text{ кг/м}^3$;
- 6) температура на входе: $T_1 = 21,6 \text{ К}$;
- 7) число лопастей крыльчатки: $L = 6$;
- 8) угол установки лопасти на входе: $\rho_{1,l} = 12,694$;
- 9) левая граница диапазона изменения частоты вращения ротора насоса: $n_l = 83780 \text{ об/мин}$;
- 10) коэффициент закрутки потока на входе: $\varphi = 0^\circ$;
- 11) коэффициент сопротивления корпуса входа:
 $\xi_{кв} = 0,296$;
- 12) угол атаки лопасти крыльчатки: $\Delta\alpha^* = 4,4$;
- 13) число каналов отвода: $\alpha_3^* = 1$;
- 14) толщина лопасти на входе: $\delta_\alpha^* = 2,5$.

Расчёт выполнен по методике базового предприятия и работы [10] на ЭВМ. Исходные данные для гидравлического расчёта насоса сведены в табл. 2.14 и 2.15.

Таблица 2.14 - Насос горючего

r_0	0	del/D_0	0,0027
ps	0	B/D_{cp}	2,5
cp	0	F_1	1,6
$visc$	0	$del2$	0,0025
alf	0	R_{0t}	1,025
m	4,658	$k_1 = D_1/D_0$	0,95
P_{0min}	0,598	$wt = w_2/w_1$	0,65
P_{0nom}	0,598	f_1	0,35
P_{02}	28,09	$dzbx$	0,8
t_1	21,6	$dzkd$	0,2
$kdsh$	4,3	Ke	0,0001
kdk	4,15	$bet21$	50
n	83780	Z_1	6
U_{max}	500	Z_2	12
N_{dop}	7000	Z_3	1
tau	300	P_f	1
D_0/D_{0sh}	1		

- Расчёт центробежного насоса
- Рабочее тело – водород. Насос со шнеком.

Таблица 2.15 – Исходные данные для 1 ступени

ro 0	ps 0	cp0	visc 0	alf 0
m 3.04	p0min 0.36	p0nom 0.41	p02 8.71	t1 22.2
kdsh 5.3	kdk 0	n 60000	Umax 450	Ndop 14000
tau 300	D0/D0sh 1.	del/D0 0.003	B/Dcp 1.5	Ft 1.3
del2 0.002	R0t 0	k1=D1/D0 1.	wt=w2/w1 0.7	fi 0.3
dzbx 0.4	dzkd .4	Ke 12.8e-6	bet2l 35	
Z1 6	Z2 12	Z3 5	Pf 1	

СТУПЕНЬ 1

Общие данные расчета.

Ns = 40.70316 Реактивность = .7103771 Kdsh = 5.3

Kdk = 4.957338

Расход m = 3.04 kg/c Q = 6.496426E-02 m3/c

Давление Pmin = .36 Pnom = .41 Pвых = 8.71 Мпа

Напоры h насоса = 12320.16 m ht = .6389091

h шнека = 1288.215 m

Обороты n = 60000 об/мин U2 = 435.1555 m/c

КПД Et шнека = .7142817

КПД Et g = .8326211 Et o = .8165712 Et d = .9250755

Сум.КПД Et s = .6289536

Кавит. х-ки Ckr = 2137.178 dh кр шнека = 143.9349

dh кр кол.= 1864.691

Мощн. ступени N = 583.8096 Сум. мощн. N сум= 14583.81

kWt

Напорные параметры.

- $b_2 / D_2 = 4.090809E-02$ $K_2 = 1.110323$
 $q_2 = .0857389$ $\Psi = .9441457$
 $M_{ю} = .8387289$ htt (коэф. теор. напора) = $.7668172$ $W_t = .7$
 $D_{1t} = .4261737$ $D_{0t} = .4261737$ $\Sigma = 0$

Энергетические характеристики.

$C_g / C_{2u} = .6570854$ $R_2 \rho_i t = 1.067779$ $R_{0t} =$
 $= 1.020417$ $Alf_2 = 4.476622$
 $\Phi = .1386182$ $E = .1150016$ $m = .9075425$ $h_{ц} = -.1635228$
 $\Delta z_{итр} = .1763666$ $K_{си\ отв} = .3278081$ $K_{си\ кол} = .342818$

Геометрические характеристики.

Диам. на вых. $D_2 = 134.0462$
Ширина $b_2 = 5.483573$ $b_{г} = 6.34866$
Число лопаток $Z_2 = 12$ Толщина лопатки $Del_2 = 2$
Число отводов $Z_3 = 5$ Диам. нач. отвода $D_3 = 139.5198$
Диам. вала $d = 43.79861$
Геом. шнека $D_0 \text{ ш} = 69.35422$ $L \text{ ш} = 30.60778$
 $d_{Bet \text{ ш}} = 0$ град.
Пар. входа $D_{0к} = 69.40342$ $D_1 = 69.40342$
 $b_1 = 13.58914$ $a_1 = 6.391952$
Зазор $del = .2082103$
Углы $Bet_1 = 27.50746$ $Bet_2 = 35$ град.

Свойства компонентов.

Плотности $R_{o1} = 68.84606$ $R_{o2} = 68.58717$
 $R_{o\ пол.} = 61.02817$ кг/м³
Давление насыщ. паров $P_s = 1.7254$ атм.

Вязкость $\text{Nu} = 1.253247\text{E-}07 \text{ m}^2/\text{c}$
 Температуры $T1 = 22.2 \quad T1 \text{ кр} = 22.91538$
 $T \text{ пол.} = 36.2968 \quad T2 = 32.94279$

 Кавитационные характеристики.

Лям.шнека $lsh = 4.869561\text{E-}02$ Лям.кол
 $lk = 1778531 \quad dh \text{ кол} = -1346.533$
 $C0t = .155509 \quad C1t = .1191755$
 $K \text{ зап} = -1.120363 \quad kyx = -2.579602$

 Характеристики шнека.

$Fi = .3493852 \quad \text{КПД ш макс} = .8094867$
 $\text{Bet cp} = 17.27664 \quad qe = .5$

Таблица 2.16 – Исходные данные для 2 - 3 ступени

ro 0	ps 0	cp 0	visc 0	alf 0
m 3.04	p0min 8.71	p0nom 8.71	p02 25.25	t1 32.9
kdsh 5.8	kdk 4.8	n 60000	Umax 450	Ndop 15000
tau 300	D0/D0sh 1.	del/D0 0.003	B/Dcp 0.0	Ft 1.1
del2 0.002	R0t 0	k1=D1/D0 1.	wt=w2/w1 0.58	fi 0.3
dzbx 0.4	dzkd .4	Ke 12.8e-6	bet21 36	
Z1 6	Z2 12	Z3 5	Pf 1	

СТУПЕНЬ 2

Общие данные расчета.

$N_s = 40.93137$ Реактивность = $.7103416$ $K_{dsh} = 5.8$ $K_{dk} = 4.8$
Расход $m = 3.04$ kg/c $Q = 4.429655E-02$ m³/c
Давление $P_{min} = 8.71$ $P_{nom} = 8.71$ $P_{вых} = 16.94987$ Мпа
Напоры h насоса = 12224.16 m $h_t = .6527777$ h шнека = 0 m
Обороты $n = 60000$ об/мин $U_2 = 428.8274$ m/c
КПД η_t шнека = 0
КПД $\eta_g = .8533106$ $\eta_o = .8183551$ $\eta_d = .92589$
Сум.КПД $\eta_s = .6465594$
Кавит. х-ки $C_{kr} = 519.961$ dh кр шнека = 0
 dh кр кол. = 734.1582
Мощн. ступени $N = 563.4871$ Сум. мощн. $N_{сум} = 11126.97$
kWt

Напорные параметры.

$b_2 / D_2 = 4.077175E-02$ $K_2 = 1.109127$ $q_2 = .0863025$
 $P_{си} = .9526709$
 $M_{ю} = .8368173$ htt (коэф. теор. напора) = $.7645978$ $W_t = .58$
 $D_{1t} = .4310083$ $D_{0t} = .4310083$ $\sigma = 0$

Энергетические характеристики.

$C_r / C_{2u} = .6565926$ $R_2 \rho t = 1.069149$
 $R_{0t} = 1.02048$ $Alf_2 = 4.688168$
 $\Phi = .1414847$ $E = .1128436$ $m = .9090259$ $h_{ц} = -.1486377$
 $Дзита\ tr = .1736719$ $K_{си\ отв} = .3261104$ $K_{си\ кол} = .3459423$

Геометрические характеристики.

Диам. на вых. $D_2 = 132.0969$ Ширина $b_2 = 5.385821$
 $b_\Gamma = 6.429068$
Число лопаток $Z_2 = 12$ Толщина лопатки $Del_2 = 2$

Число отводов $Z3 = 5$ Диам. нач. отвода $D3 = 137.5076$
Диам. вала $d = 40.02172$
Геом. шнека $D0$ ш = 0 L ш = 0 d_{Bet} ш = 0 град.
Пар. входа $D0$ к = 60.84813 $D1 = 60.84813$ $b1 = 9.511715$
 $a1 = 5.62497$
Зазор $del = .1825444$
Углы $Bet 1 = 28.59762$ $Bet 2 = 36$ град.

Свойства компонентов.

Плотности $Ro 1 = 68.62836$ $Ro 2 = 68.88084$
 Ro пол. = 63.7547 кг/м3
Давление насыщ. паров $Ps = 12.79194$ атм. Вязкость
 $Nu = 1.337613E-07$ м2/с
Температуры $T1 = 32.9$ $T1$ кр = 36.02995
 T пол. = 46.24704 $T2 = 42.75876$

Кавитационные характеристики.

Лям.шнека $lsh = 0$ Лям.кол $lk = .2244201$ dh кол = 0
 $C0t = 0$ $C1t = .1507076$
 K зап = 13.82666 $k_{ух} = 1.091663$

Характеристики шнека.

$Fi = .3$ КПД ш мах = 0 Bet ср = 0 $qe = 0$

СТУПЕНЬ 3

Общие данные расчета.

$Ns = 40.7801$ Реактивность = .7108166 $Kdsh = 5.8$ $Kdk = 4.8$
Расход $m = 3.04$ кг/с $Q = 4.413418E-02$ м3/с
Давление $Pmin = 8.71$ $Pnom = 16.94987$
 $P_{вых} = 25.25099$ Мпа

Напоры h насоса = 12224.16 m h_t = .6454391 h шнека = 0 m
Обороты n = 60000 об/мин U_2 = 431.2584 m/c
КПД E_t шнека = 0
КПД E_t g = .8423855 E_t o = .8182656 E_t d = .9234169
Сум.КПД E_t s = .6365067
Кавит. х-ки Sk_r = 519.9804 dh кр шнека = 0
 dh кр кол. = 732.3267
Мощн. ступени N = 572.3864 Сум. мощн.
 N сум= 11126.97 kWt

Напорные параметры.

- b_2 / D_2 = 4.011638E-02 K_2 = 1.108445
 q_2 = 8.555793E-02 Ψ = .9526709
 M_y = .8373176 h_{tt} (коэф. теор. напора) = .7656785 W_t = .58
 D_{1t} = .4275222 D_{0t} = .4275222 Σ = 0

Энергетические характеристики.

C_r / C_{2u} = .6470532 R_2 ρ t = 1.097302 R_{0t} = 1.02048
 Alf_2 = 4.641367
 Φ = .2009098 E = .1629112 m = .8814209 $h_{ц}$ = -.1496511
Дзита tr = .2230973 $K_{си}$ отв = .3552281 $K_{си}$ кол = .3457264

Геометрические характеристики.

Диам. на вых. D_2 = 132.8457 Ширина b_2 = 5.32929
 b_r = 10.20551
Число лопаток Z_2 = 12 Толщина лопатки Del_2 = 2
Число отводов Z_3 = 2 Диам. нач. отвода D_3 = 138.2871
Диам. вала d = 40.02172
Геом. шнека D_0 ψ = 0 L ψ = 0 d_{Bet} ψ = 0 град.
Пар. входа D_0 k = 60.84813 D_1 = 60.84813 b_1 = 9.511715
 a_1 = 5.62526
Зазор del = .1825444 Углы Bet_1 = 28.59881

Bet 2 = 36 град

Свойства компонентов.

Плотности Ro 1 = 68.88084 Ro 2 = 69.65041

Ro пол.= 65.21176 кг/м3

Давление насыщ. паров Ps = 30.17556 атм. Вязкость

Nu = 1.38977E-07 м2/с

Температуры T1 = 42.75876 T1 кр = 48.58749

T пол.= 56.56341 T2 = 52.77737

Кавитационные характеристики.

Лям.шнека lsh = 0 Лям.кол lk = .2244446 dh кол = 0

C0t = 0 C1t = .1507076

K зап = 13.86125 кyx = 1.091663

Характеристики шнека.

Fi = .3 КПД ш мах = 0 Bet cp = 0 qe = 0

2.9.2 Кислородный насос

Таблица 2.17 – Исходные данные

ro 1153.1	ps .03	cp 1.58	visc 2.12e-7	alf 3.6e-3
m 18.24	p0min 0.7	p0nom 0.84	p02 37.22	t1 81.5
kdsh 6.15	kdk 0.	n 60000	Umax 550	Ndop 600
tau 300	D0/D0sh 1.0	del/D0 0.0038	B/Dcp 2.5	Ft 1.3
del2 0.001	R0t 0.	k1=D1/D0 .95	wt=w2/w1 0.95	fi 0.3
dzbx 0.4	dzkd .2	Ke 12.8e-6	bet2l 25	
Z1 6	Z2 6	Z3 1	Pf 1	

СТУПЕНЬ 1

Общие данные расчета

$N_s = 64.46532$ Реактивность = .7641398 $K_{dsh} = 6.15$
 $K_{dk} = .763906$
Расход $m = 18.24$ kg/c $Q = 1.581823E-02$ m³/c
Давление $P_{min} = .7$ $P_{nom} = .84$ $P_{вых} = 37.22$ Мпа
Напоры h насоса = 3218.073 m $h_t = .5154257$
 h шнека = 90.2298 m
Обороты $n = 60000$ об/мин $U_2 = 247.6114$ m/c
КПД η_t шнека = .5373451
КПД $\eta_g = .832599$ $\eta_o = .8213624$ $\eta_d = .9284027$
Сум.КПД $\eta_s = .6349027$
Кавит. х-ки $C_{kr} = 3143.174$ dh кр шнека = 2.12162
 dh кр кол. = 539.8904
Мощн. ступени $N = 906.3865$ Сум. мощн.
 $N_{сум} = 506.386$ kWt

Напорные параметры

$-b_2 / D_2 = .0632389$ $K_2 = 1.060824$ $q_2 = .1437795$
 $P_{си} = 8599966$
 $M_{ю} = .7224619$ h_{tt} (коэф. теор. напора) = .6185868 $W_t = .95$
 $D_{1t} = .503764$ $D_{0t} = .5302779$ Сигма = 0

Энергетические характеристики

$C_r / C_{2u} = .6169834$ $R_2 \pi t = 1.196605$
 $R_{0t} = .032233$ $Alf_2 = 6.18585$
 $\Phi = .4188846$ $E = .1560386$ $m = .8925047$ h
 $\psi = .3756424$
Дзита тр = .2034354 $K_{си}$ отв = .2548274
 $K_{си}$ кол = 3071171

Геометрические характеристики

Диам. на вых. $D2 = 78.81722$ Ширина $b2 = 4.984314$
 $b\gamma = 12.95536$

Число лопаток $Z2 = 6$ Толщина лопатки $Del2 = 1$

Число отводов $Z3 = 1$ Диам. нач. отвода $D3 = 83.8982$

Диам. вала $d = 20.77602$

Геом. шнека $D0$ ш = 44.55191 L ш = 23.14878

$dBet$ ш = 1.871467 град.

Пар. входа $D0$ к = 44.5858 $D1 = 42.35651$

$b1 = 11.95028$ $a1 = 6.864336$

Зазор $del = .169426$

Углы $Bet1 = 20.76919$ $Bet2 = 25$ град.

Свойства компонентов

Плотности $Ro1 = 1153.1$ $Ro2 = 1153.1$

Ro пол. = 1153.1 кг/м³

Давление насыщ. паров $Ps = .306$ атм. Вязкость

$Nu = 2.12E-07$ м²/с

Температуры $T1 = 81.5$ $T1$ кр = 87.78977

T пол. = 96.62695 $T2 = 99.47976$

Кавитационные характеристики

Лям.шнека $lsh = 3.694531E-02$ Лям.кол $lk = .1136345$

dh кол = -507.531

$C0t = .1262969$ $C1t = 9.101341E-02$

K зап = 1.845061 $k_{yx} = 1$

Характеристики шнека

$Fi = .3$ КПД ш max = .6074051 Bet ср = 12.82267

$qe = .5548819$

29.3 Расчет турбины - результаты расчётов

1) $L_{0пч}=853813.946380$	16) $C_{1a}=251.008852$
2) $P_{2рк2}=11272000.000000$	17) $w_{1u}=356.145837$
3) $C_{0s}=1335.863185$	18) $w_1=435.712406$
4) $L_{01}=443983.252120$	19) $bet_{1ср}=35.175888$
5) $C_{01}=942.319746$	20) $lam(c1)=0.521045$
6) $P_{21}=13959615.508000$	21) $A=1.119566$
7) $C_1=812.281732$	22) $D_{пер}=0.137130$
8) $T_1=723.803756$	23) $гопер1=0.267573$
9) $P_1=14533270.503000$	24) $C_{1пер}=767.673676$
10) $r_{01}=7.249011$	25) $T_{1пер}=727.306988$
11) $alf_{11}=18.000000$	26) $P_{1пер}=14818452.842000$
12) $l_{11}=7.730041$	27) $го1пер=7.355655$
13) $ksi_1=0.093866$	28) $f_1=0.000045$
14) $f_i=0.951911$	29) $mpz_1=0.110590$
15) $C_{1u}=772.525837$	30) $mpk_1=5.543410$

*Здесь заканчивается расчет параметров потока на выходе из

СА 1 ступени {f_i и l₁}*

31) $w_2=549.354881$	46) $F_{d1}=1.173410$
32) $T_{21}=718.239367$	47) $dKПДрз=0.022730$
33) $ro_{21}=7.016822$	48) $D_{кор1}=0.118870$
34) $bet_{2ср}=23.060175$	49) $U_{кор}=385.889024$
35) $ksi_2=0.136988$	50) $N_{тр}=5.002985$
36) $psi_1=0.928984$	51) $dKПДтр=0.001992$
37) $l_{21}=9.130041$	52) $KПДi_1=0.783315$
38) $w_{2u}=505.458123$	53) $N_1=1966.340167$
39) $w_{2a}=215.181019$	54) $L_{i1}=347778.593440$
40) $C_{2u}=-89.078123$	55) $T_{21полн}=722.026470$
41) $C_2=232.890066$	56) $A_{кр2}=1522.910954$
42) $alf_{2доп}=-22.488005$	57) $A_{ocI}=0.000000$
43) $alf_{21}=67.511995$	58) $D_{нар1}=0.142130$
44) $L_{u1}=358754.656750$	59) $P_{21полн}=14150554.178$
45) $KПДu_1=0.808036$	60) $lam(c2)=0.152924$

* II ступень *

61) T02полн=722.026470	82) l22=11.347607
62) P02полн=14150554.178000	83) Dпер2=0.139348
63) L02=440900.258530	84) A2=1.149194
64) C02=939.042340	85) гопер2=0.295158
65) P2рк2=11272000.000000	86) C12пер=745.868876
66) C12=799.582432	87) lam(c12пер)=0.489765
67) lam(c12)=0.525036	88) tau(c12пер)=0.961701
68) tau(c12)=0.955987	89) T12пер=694.373887
69) T12=690.247690	90) P12пер=12072670.971000
70) Dнар2=0.144348	91) f2=0.000045
71) PI(lc12t)=0.832677	92) mрз2=0.099962
72) P12=11782838.190000	93) mрк2=5.554038
73) ro12=6.162844	94) w22=545.282606
74) l12=9.547607	95) T22=684.213647
75) ksi12=0.104918	96) ro22=5.947651
76) fi2=0.946088	97) bet2cp2=22.054571
77) C12u=764.644485	98) ksi22=0.134390
78) C12a=233.775272	99) psi2=0.930382
79) w12u=348.264485	100) mg=0.122612
80) w12=419.450866	101) mca2=5.531388
81) bet1cp2=33.871798	102) lam(c12перt)=0.517674

*Закончили определение угла
вет2ср и psi, при принятой госр2*

103) w22u=505.382450	115) Nтр2=3.865259
104) w22a=204.747893	116) dКПДтр2=0.001550
105) C22u=-89.002450	117) КПДи2=0.785275
106) C22=223.255763	118) N2=1957.572730
107) alf2доп2=-23.494242	119)
108) alf22=66.505758	Li2=346227.932520
109) Lu2=355441.510750	120) T2рк2полн=687.607095
110) КПДу2=0.806172	121) Акр22=1486.168752
111) Fd2=0.959368	122) AocII=0.000000
112) dКПДрз2=0.019347	123) lam(c22)=0.150222
113) Dкор2=0.116652	124) PI(lc22)=0.986977
114) Укор2=378.498132	125) P2рк2п=11420732.333

* Определение суммарных параметров
двухступенчатой турбины *

- 125) $N_{\text{сум}}=3923.912898$
- 126) $KПД_{\text{пч}}=0.812831$
- 127) $KПД_{\text{сум}}=0.777528$
- 128) $T_{2\text{вых}}=686.187754$
- 129) $го_{2\text{вых}}=5.920054$
- 130) $S_{2\text{вых}}=168.980071$
- 131) $\lambda_{\text{м}}(с_{2\text{вых}})=0.113702$
- 132) $PI(\lambda_{\text{м}}с_{2\text{в}})=0.992524$
- 133) $P_{2\text{вых.полн.}}=11336821.687$
- 134) $\sigma_{2\text{вых.}}=0.992653$
- 135) $F_{\text{вых.}}=0.005655$
- 136) $A_{\text{сум}}=0.000000$

Разработанный ТНА представлен на рис. 2.11.

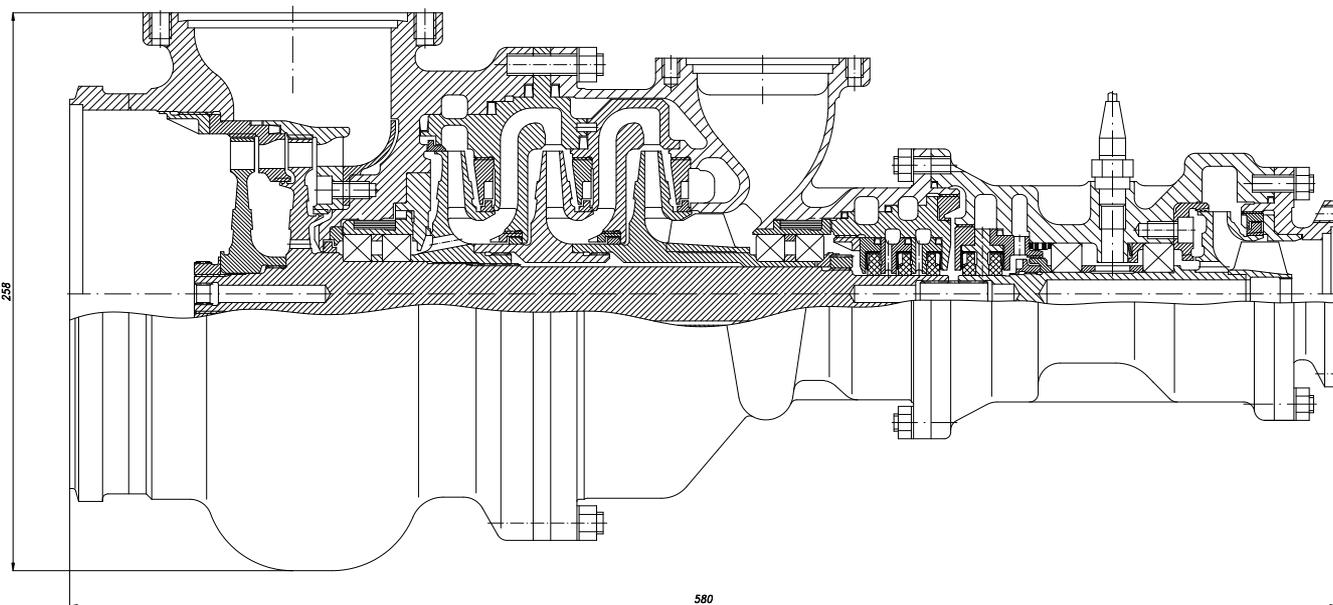


Рисунок 2.11 – ТНА

3 Организационно - экономическая часть проектирования

Оценка технического уровня ЖРД. При проектировании новых машин, приборов, аппаратов ПТН возникает необходимость в оценке технического уровня (ТУ) качества объектов техники. Результаты расчётов используются при проведении маркетинговых и рекламных исследований и компаний при проведении ФСА и др. плановых расчётах [13].

В качестве изделий – аналогов для сравнения применяются машины, аппараты, системы, предназначенные для решения идентичных технических или производственных задач и имеющие одинаковые или близкие между собой основные технические параметры.

Для количественного определения технического уровня ЖРД по обобщённому показателю возникает необходимость создания соответствующей методики. В настоящий момент не имеется общепринятой отраслевой методики оценки технического уровня по обобщённому показателю.

В предлагаемые методики для расчёта обобщённого показателя технического уровня выбраны параметры, существенно влияющие на энергетические характеристики ракеты в целом. Это масса ЖРД, тяга и удельный импульс тяги в пустоте. Вместе с тем, в методике учитываются конструктивные особенности конкретного двигателя, вытекающие из требований технического задания, существенно влияющие на величину технического уровня рассматриваемого ЖРД.

Показатель уровня массового совершенства двигателя сложной конструкции предлагается оценивать с использованием дополнительных коэффициентов, учитывающих возрастание его массы:

$K_k = 1$ - коэффициент конструкции, учитывающий возрастание массы двигателя при размещении его в баке ракеты;

$K_\phi = 1$ - коэффициент функциональности, учитывающий возрастание массы за счёт наличия кардана, агрегатов наддува и других агрегатов, определяемых требованиями ТЗ;

$K_n = 0,87$ - коэффициент пустотности, учитывающий изменение массы двигателя за счёт массы сопла по сравнению с соплом, рассчитанным при степени расширения газов в сопле $\varepsilon = 1000$.

Таким образом, при расчёте технического уровня необходимо использовать не фактическую массу двигателя m , а приведённую массу:

$$m_{\text{базовый}}^{np} = m \cdot K_k \cdot K_\phi \cdot K_n = 240 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 0,87 = 208,8 \text{ кг} \quad (3.1)$$

$$m_{\text{проект.}}^{np} = m \cdot K_k \cdot K_\phi \cdot K_n = 240 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 0,87 = 208,8 \text{ кг} \quad (3.2)$$

Кроме того, для сравнения земных и высотных двигателей необходимо пользоваться значением приведённой тяги и приведённого импульса тяги в пустоте:

$$P_n^{np.проект} = \frac{P_n^{проект}}{K_{np}} = \frac{10}{1,03505} = 9,66 \text{ тс}; \quad (3.3)$$

$$P_n^{np.баз.} = \frac{P_n^{баз.}}{K_{np}} = \frac{10}{1,03505} = 9,66 \text{ тс};$$

$$I_n^{np.проект} = \frac{I_n^{проект}}{K_{np}^{имп.}} = \frac{470}{1,00152} = 469,3; \quad (3.4)$$

$$I_n^{np.баз.} = \frac{I_n^{баз.}}{K_{np}^{имп.}} = \frac{463}{1,00152} = 462,3;$$

где $K_{np} = 1,03505$ и $K_{np}^{имп.} = 1,00152$ - коэффициенты, учитывающие изменение тяги и удельного импульса в пустоте по сравнению с двигателем, имеющим сопло, рассчитанное при степени расширения газа в сопле $\varepsilon = 1000$.

Формула обобщённого показателя технического уровня ЖРД имеет следующий вид (3.5) и (3.6):

$$U_{\text{э.м.}}^{\text{проект.}} = (I_n^{\text{пр.проект.}})^2 \cdot \sqrt[16]{\frac{P^{\text{пр.проект.}}}{m^{\text{пр.проект.}}}} = 469,3^2 \cdot \sqrt[16]{\frac{10}{208,8}} = \quad (3.5)$$

$$= 181751,926$$

$$U_{\text{э.м.}}^{\text{баз.}} = (I_n^{\text{пр.баз.}})^2 \cdot \sqrt[16]{\frac{P^{\text{пр.баз.}}}{m^{\text{пр.баз.}}}} = 462,3^2 \cdot \sqrt[16]{\frac{10}{208,8}} = 176370,4 \quad (3.6)$$

При проведении расчётов для конкретных двигателей, полученные значения обобщённого показателя технического уровня $U_{\text{э.м.}}$ необходимо нормировать относительно технического уровня двигателя – аналога:

$$U_{\text{э.м.}}^{\text{н.проект}} = \frac{U_{\text{э.м.}}^{\text{проект}}}{U_{\text{э.м.}}^{\text{пр}}} = \frac{181751,9265}{163056,56} = 1,11;$$

$$U_{\text{э.м.}}^{\text{н.базовый}} = \frac{U_{\text{э.м.}}^{\text{базовый}}}{U_{\text{э.м.}}^{\text{пр}}} = \frac{176370,4}{163056,56} = 1,05,$$
(3.7)

где $U_{\text{э.м.}}^{\text{н}}$ - нормированный обобщённый показатель технического уровня ЖРД;

$U_{\text{э.м.}}^{\text{пр}}$ - обобщённый показатель технического уровня двигателя, выбранного в качестве аналога – прототипа.

По данной методике были проведены расчёты технического уровней различных ЖРД. Полученные данные своды в таблицу 3.1.

Экономический эффект. Экономическая оценка и обоснование технических решений являются составной частью дипломных проектов по специальности «Ракетные двигатели». Основной задачей при выполнении этой части проекта является обоснование экономической целесообразности предлагаемых технических решений, доказательство в случае их использования повышения технико-экономических показателей производства.

Таблица 3.1 – Основные параметры ДУ

Наименование параметров	Проектируемый ЖРД	Базовый ЖРД
Тяга в пустоте $P^n, тс$	10	10
Удельный импульс тяги в пустоте, $I^n, \frac{кгс \cdot с}{кг}$	470	463
Давление в камере $P_k, Атм$	100	80
Давление на срезе сопла $P^a, \frac{кгс}{см^2}$	0,03	0,03
Масса сухая $m_{сух}, кг$	240	240
Движение камеры сгорания	по оси	по оси
Топливо	$O_2 + H_2$	$O_2 + H_2$
Приведённый импульс тяги в пустоте $I_n^{np}, \frac{кгс \cdot с}{кг}$	469,3	460,3
Приведённая тяга в пустоте $P_n^{np}, тс$	9,66	9,66
Масса приведённая $m_{np}, кг$	208,8	208,8
Коэффициент функциональности K_ϕ	1	1
Коэффициент пустотности K_n	0,87	0,87

Продолжение таблицы 3.1		
Коэффициент конструкции K_k	1	1
Обобщённый показатель технического уровня ЖРД $U_{э.м.}$	181751,93	176370,4
Нормированный обобщённый показатель технического уровня ЖРД $U_{э.м.}$	1,11	1,05
Массовый расход горючего	3,04	3,28
Массовый расход окислителя	18,24	20,214
Стоимость двигателя	10448000	10755000
Вес двигателя	240	240
Температура в камере сгорания	3623	3600

Решение о целесообразности создания, производства и использования новой техники (ЖРД, ЛА, технологии и т.д.) принимается на основе экономического эффекта, получаемого потребителем за весь срок эксплуатации и технического обслуживания новой техники. Величина экономического эффекта должна быть положительной.

Экономический эффект (Э) определяется по формуле, которая учитывает разницу цен базового и нового двигателя, а также экономию издержек у потребителя, которую новый двигатель позволяет получить в процессе эксплуатации:

$$\mathcal{E} = (K_{\bar{\sigma}} \times a) - K_{np} + \frac{(C_{\bar{\sigma}} \times a) - C_{np}}{P_{ам} + E_n}, \quad (3.8)$$

где $K_b, K_{пр}$ – капитальные вложения в производственные фонды на приобретение (разработку и изготовление) единицы базового и проектируемого варианта техники (двигателя), р.;

$C_b, C_{пр}$ – годовые эксплуатационные издержки потребителя на единицу базовой и проектируемой техники (двигателя), р.;

a – коэффициент эквивалентности нового и базового двигателей;

$P_{ам}$ – доля амортизационных отчислений;

E_n – нормативный коэффициент эффективности капитальных вложений (принимается равным 0,15).

Коэффициент эквивалентности определяется по формуле:

$$a = a_1 a_2 a_3 \dots a_n, \quad (3.9)$$

где $a_1, a_2 \dots a_n$ – коэффициенты, равные отношениям основных технических показателей, которые улучшаются в результате внедрения новой конструкции двигателя.

Таблица 3.2 – Калькуляция базового и проектируемого двигателя

Статьи расхода		Затраты на проектируемый образец, руб.	Затраты на базовый образец, руб.	Примечания
1	2	3	4	5
1	Материальные затраты, всего в том числе:	68304,64	69546,82	Сумма 1.1, 1.2, 1.3 и 1.4
1.1	Сырьё и материалы	64305,87	65475,29	Стоимость заготовки на одну деталь
1.2	Возрастные отходы (вычитываются)	3289,46	3349,28	Стоимость отходов на одну деталь
1.3	Транспортно - заготовительные расходы	709,34	722,25	Сумма транспортно – заготовительных расходов на материал

Продолжение таблицы 3.2				
1	2	3	4	5
2	Затраты на оплату труда, всего в том числе:	1120408,21	1140783,17	Сумма 2.1, 2.2 и 2.3
2.1	Основная заработная плата производственных рабочих	797611,62	812116,42	Основная заработная плата на одно изделие
2.2	Дополнительная зарплата	43635,47	44428,99	Дополнительная заработная плата на одно изделие
2.3	Прочие выплаты	279161,13	284237,75	30...40% от пункта 2.1
3	Отчисления на социальные нужды, всего в том числе:	398865,32	406118,8	28,1% от пункта 2
4	Общепроизводственные расходы	524272,48	533806,53	Итог общепроизв-х расходов на часовой фонд, умноженный на 100%. Получившийся процент множаем на пункт 2.1 и делим на 100%
5	Общехозяйственные расходы	3988058,092	4060582,53	500% от основной заработной платы на одно изделие
6	Производственная себестоимость	6099908,8	6210837,44	Сумма статей 1...7
7	Внепроизводственные расходы	91498,63	93162,56	1,5% от статьи 8
8	ИТОГО затрат	6191368,71	6303960,6	Сумма статей 8 и 9
9	Обязательные платежи	278613,33	283680	Сумма 11.1 и 11.2

Продолжение таблицы 3.2				
1	2	3	4	5
9.1	В фонд содействия конверсии	185742,22	189119,99	3% от статьи 10
9.2	В фонд поддержки науки	92871,1	94560	1,5% от статьи 10
10	Налоги	216679,97	220620,3	Сумма статей 12.1 и 12.2
10.1	Налог на пользователей автомобильных дорог	216679,9	220620,30	3,5% от статьи 10
11	Полная себестоимость	6686720	6808320	Сумма статей 10...12
12	Плановое накопление	1671680	1212760,0	25% от статьи 13
13	НДС	2089600	2127600	18% статьи 16
14	Свободная оптовая цена	10448000	10755000	Сумма статей 13...15

Таблица 3.3 – Калькуляция агрегата ТНА

№ п./п.	Статьи расхода	Затраты, руб.	Примечания
1	2	3	4
1	Материальные затраты, всего в том числе:	21900,9	Сумма 1.1, 1.2, 1.3 и 1.4
1.1	Сырьё и материалы	20618,74	Стоимость заготовки на одну деталь
1.2	Возрастные отходы (вычитаются)	10545,72	Стоимость отходов на одну деталь
1.3	Транспортно - заготовительные расходы	227,44	Сумма транспортно – заготовительных расходов на материал
2	Затраты на оплату труда, всего в том числе:	35924,26	Сумма 2.1, 2.2 и 2.3

Продолжение таблицы 3.3			
1	2	3	4
2.1	Основная заработная плата производственных рабочих	255742,6	Основная заработная плата на одно изделие
2.2	Дополнительная зарплата	13991	Дополнительная заработная плата на одно изделие
2.3	Прочие выплаты	89508,97	30...40% от пункта 2.1
3	Отчисления на социальные нужды, всего в том числе:	127890,38	28,1 % от пункта 2
4	Общепроизводственные расходы	168100,36	Итог общепроизв-х расходов на часовой фонд, умноженный на 100%. Получившийся процент умножаем на пункт 2.1 и делим на 100%
5	Общехозяйственные расходы	1278712,98	500% от основной заработной платы на одно изделие
6	Производственная себестоимость	1955847,3	Сумма статей 1...7
7	Внепроизводственные расходы	29337,7	1,5% от статьи 8
8	ИТОГО затрат	1985172,58	Сумма статей 8 и 9
9	Обязательные платежи	89333,2	Сумма 11.1 и 11.2
10.1	В фонд содействия конверсии	59555,5	3% от статьи 10

Продолжение таблицы 3.3			
1	2	3	4
10.2	В фонд поддержки науки	29777,8	1,5% от статьи 10
11	Налоги	69475,2	Сумма статей 12.1 и 12.2
11.1	Налог на пользователей автомобильных дорог	69475,2	3,5% от статьи 10
12	Полная себестоимость	2143999,8	Сумма статей 10...12
13	Плановое накопление	535999,94	25% от статьи 13
14	НДС	669999,93	18% статьи 16
15	Свободная оптовая цена	3350000	Сумма статей 13...15

$$PД = TНА * 6; TНА = 16,6(6)\%PД$$

Таблица 3.4 – Расчёт стоимости материалов агрегата

Наименование материалов	Ед. изм.	Норма	Цена, руб.	Сумма, руб.
1	2	3	4	5
Механосборочное производство				
Основные материалы				
Сталь 07Х16Н6	кг	4,96	71.20	353,23
Сплав ЭП810 – ВД	кг	1,095	183.80	201,35
Сплав ЭП666 – ВД	кг	2,21	994.85	2203
Бронза БРБ – 2	кг	1,3	287.00	375,8
Бронза БрАЖ МЦ10-3-1.5	кг	0,17	201.20	34,13
Медь М – 2	кг	0,016	129.00	2,16
Сталь 12Х18Н10Т	кг	0,27	70.00	18,9
Сталь 36НХТЮ	кг	0,01	486.20	5,04
Прирографит ПГИ (2 шт. на комплект)	кг	0,018	156976.00	2900
	кг	0,116	2860.00	332,5
Алюминий (сплав) АД1М, Д16Т ПП	кг	0,006	90.00	0,524
	кг	0,046	99.06	4,57
	кг	0,34	110.50	3,76

Продолжение таблицы 3.4				
1	2	3	4	5
Механосборочное производство				
Основные материалы				
Сталь 07Х16Н6	кг	4,96	71.20	353,23
Сплав ЭП810 – ВД	кг	1,095	183.80	201,35
Сплав ЭП666 – ВД	кг	2,21	994.85	2203
Бронза БРБ – 2	кг	1,3	287.00	375,8
Бронза БрАЖ МЦ10-3-1.5	кг	0,17	201.20	34,13
Медь М – 2	кг	0,016	129.00	2,16
Сталь 12Х18Н10Т	кг	0,27	70.00	18,9
Сталь 36НХТЮ	кг	0,01	486.20	5,04
Прирографит ПГИ (2 шт. на комплект)	кг	0,018	156976.00	2900
	кг	0,116	2860.00	332,5
Алюминий (сплав) АД1М	кг	0,006	90.00	0,524
Алюминий (сплав) Д16Т	кг	0,046	99.06	4,57
ПП	кг	0,34	110.50	3,76
Текстолит	кг	0,14	320.00	45,63
СВ – 04Х19Н11М3	кг	0,18	642.60	114,55
СВ – 06Х15460М15	кг	2,92	128.30	374,25
Сталь Р18	кг	3,9	184.00	715,64
Сталь Р6М5К5	шт.	3,01	533.84	1609,55
Манжета 51М.02 – 50.015	м	0,04	125.00	4,73
Контрольная проволока ТС 0.8				
Итого основных материалов:				9229,74
Вспомогательные материалы				
Гелий	куб.м.	0,76	69.40	52,5
Аргон газообразный	куб.м.	3,46	106.00	366,46
Хладон	л	0,32	45.50	14,75
Бензин (Нефрас)	л	5,72	15.60	89,32
Азот жидкий	л	0,85	4.95	4,23
Итого вспомогательных материалов				529,44
ПКИ				
Подшипник 35 – 206Ю15	шт.	1	255,7	255,7
Подшипник 35 – 206Ю3	шт.	1	288,1	288,1

Продолжение таблицы 3.4				
1	2	3	4	5
Подшипник 35 – 205Ю14	шт.	1	288,1	288,1
Подшипник 35 – 206Ю7	шт.	1	252	252
Подшипник технолог. 25– 205 БТ 1	шт.	1	36	36
Подшипник 35 – 205Ю7	шт.	1	252	252
Подшипник 25 – 205Ю2	шт.	1	216	216
Подшипник 25 – 206 БТ 1	шт.	1	41,05	41,05
Подшипник 35 – 206Ю3	шт.	1	288,1	288,1
Подшипник технолог. 35 – 206 Ю3	шт.	1	252	252
Манжета технолог. 51 М.02 – 10.080	шт.	5	30,25	0,25
Манжета технолог. Д4203.1066	шт.	1	36,12	36,12
Смазка ВНИИ НП 282ТУ	кг	0.168	106,18	106,18
Датчики оборотов ОГ 025 – 01	шт.	2	490,92	490,92
Термопара П101	шт.	2	743	743
Тахометр ТХА 436	шт.	1	384,6	384,6
Итого ПКИ:				3930,43
Транспортно – заготови- тельные расходы:				412,79
Всего по механосбороч- ному производству:				14172,4
Никель НО – Н1У	кг	2,97	411.00	1221
Молибден в штабиках				
МШВ –	кг	0,75	442.00	67,3
МШ1	кг	0,0001	431.00	0,44
Мишметалл МЦ 75	кг	0,0001	464.00	0,441
Никель – Бор НБ 1	кг	0,5	294.00	147,7
Хром Х99А – Х98	кг	0,09	464.75	40,2
Титан ТГ110 – ТГ130	кг	0,26	98.60	26
Алюминий А99 – А97	кг	0,84	514.80	433,82
Кобальт КО – К1А	кг	0,39	856.00	332,93
Вольфрам в штабиках	кг	0,09	14200.00	1227,3
ШВ-В-ШВ1	кг	0,027	230.80	6,23

Продолжение таблицы 3.4				
1	2	3	4	5
Ниобий НБИ – О Никель – Магний – Вольфрам Цирконий, сорт А, Б	кг	0,0009	3630.00	3,19
Итого шихтовых материалов:				3506,75
Материалы на изготовление капсул и обработку гранул				
Сталь СТ20	кг	11,016	12.50	137,7
Сталь 12Х18Н10Т	кг	0,32	70.00	22,7
Аргон газообразный	л	31,65	44.50	1408,6
Итого материалы для капсул и гранул:		1569		
Прочие материалы				
Аргон жидкий	л	9,7	5.60	54,15
Масло промышленное 20	л	11,7	7.84	91,5
Азот жидкий	л	23,2	3.36	78,04
Натр едкий	кг	2,3	13.55	30,74
Натр углекислый	кг	5,8	13.44	78,04
Тринатрийфосфат	кг	3,02	13.55	41
Жидкое стекло	кг	0,71	4.14	2,95
Кислота азотная	кг	11,9	5.38	63,93
Итого прочие материалы:		442,2		
Транспортно – заготовительные расходы:		165,54		
Всего по металлургическому производству:		5683,6		
Штампованные и литые заготовки:		2025,7		
Итого:		21901		

Продолжение таблицы 3.4				
1	2	3	4	5
Механосборочное производство				
Основные материалы				
Сталь 07Х16Н6	кг	4,96	71.20	353,23
Сплав ЭП810 – ВД	кг	1,095	183.80	201,35
Сплав ЭП666 – ВД	кг	2,21	994.85	2203
Бронза БРБ – 2	кг	1,3	287.00	375,8
Бронза БрАЖ МЦ10-3-1.5	кг	0,17	201.20	34,13
Медь М – 2	кг	0,016	129.00	2,16
Сталь 12Х18Н10Т	кг	0,27	70.00	18,9
Сталь 36НХТЮ	кг	0,01	486.20	5,04
Прирографит ПГИ (2 шт. на комплект)	кг	0,018	156976.00	2900
Алюминий (сплав) АД1М	кг	0,116	2860.00	332,5
Алюминий (сплав) Д16Т	кг	0,006	90.00	0,524
ПП	кг	0,046	99.06	4,57
Текстолит	кг	0,34	110.50	3,76
СВ – 04Х19Н11М3	кг	0,14	320.00	45,63
СВ – 06Х15460М15	кг	0,18	642.60	114,55
СВ – 06Х15460М15	кг	2,92	128.30	374,25
Сталь Р18	кг	3,9	184.00	715,64
Сталь Р6М5К5	шт.	3,01	533.84	1609,55
Манжета 51М.02 – 50.015	м	0,04	125.00	4,73
Контрольная проволока ТС 0.8				
Итого основных материалов:				9229,74
Вспомогательные материалы				
Гелий	куб.м.	0,76	69.40	52,5
Аргон газообразный	куб.м.	3,46	106.00	366,46
Хладон	л	0,32	45.50	14,75
Бензин (Нефрас)	л	5,72	15.60	89,32
Азот жидкий	л	0,85	4.95	4,23
Итого вспомогательных материалов				529,44
ПКИ				

Продолжение таблицы 3.4				
1	2	3	4	5
Подшипник 35 – 206Ю15	шт.	1	255,7	255,7
Подшипник 35 – 206Ю3	шт.	1	288,1	288,1
Подшипник 35 – 205Ю14	шт.	1	288,1	288,1
Подшипник 35 – 206Ю7	шт.	1	252	252
Подшипник технолог. 25– 205 БТ 1	шт.	1	36	36
	шт.	1	252	252
Подшипник 35 – 205Ю7	шт.	1	216	216
Подшипник 25 – 205Ю2	шт.	1	41,05	41,05
Подшипник 25 – 206 БТ 1	шт.	1	288,1	288,1
Подшипник 35 – 206Ю3	шт.	1	252	252
Подшипник технолог. 35 – 206 Ю3	шт.	5	30,25	30,25
	шт.	1	36,12	36,12
Манжета технолог. 51 М.02 – 10.080	кг	0.168	106,18	106,18
Манжета технолог. Д4203.1066	шт.	2	490,92	490,92
	шт.	2	743	743
Смазка ВНИИ НП 282ТУ	шт.	1	384,6	384,6
Датчики оборотов ОГ 025 – 01				
Термопара П101				
Тахометр ТХА 436				
Итого ПКИ:				3930,43
Транспортно – заготови- тельные расходы:				412,79
Всего по механосбороч- ному производству:				14172,4
Никель НО – Н1У	кг	2,97	411.00	1221
Молибден в штабиках				
МШВ –	кг	0,75	442.00	67,3
МШ1	кг	0,0001	431.00	0,44
Мишметалл МЦ 75	кг	0,0001	464.00	0,441
Никель – Бор НБ 1	кг	0,5	294.00	147,7
Хром Х99А – Х98	кг	0,09	464.75	40,2
Титан ТГ110 – ТГ130	кг	0,26	98.60	26
Алюминий А99 – А97	кг	0,84	514.80	433,82
Кобальт КО – К1А	кг	0,39	856.00	332,93

Продолжение таблицы 3.4				
1	2	3	4	5
Вольфрам в штабиках	кг	0,09	14200.00	1227,3
ШВ-В-ШВ1	кг	0,027	230.80	6,23
Ниобий НБИ – О	кг	0,0009	3630.00	3,19
Итого шихтовых материалов:				3506,75
Материалы на изготовление капсул и обработку гранул				
Сталь СТ20	кг	11,016	12.50	137,7
Сталь 12Х18Н10Т	кг	0,32	70.00	22,7
Аргон газообразный	л	31,65	44.50	1408,6
Итого материалы для капсул и гранул:		1569		
Прочие материалы				
Аргон жидкий	л	9,7	5.60	54,15
Масло промышленное 20	л	11,7	7.84	91,5
Азот жидкий	л	23,2	3.36	78,04
Натр едкий	кг	2,3	13.55	30,74
Натр углекислый	кг	5,8	13.44	78,04
Тринатрийфосфат	кг	3,02	13.55	41
Жидкое стекло	кг	0,71	4.14	2,95
Кислота азотная	кг	11,9	5.38	63,93
Итого прочие материалы:		442,2		
Транспортно – заготовительные расходы:		165,54		
Всего по металлургическому производству:		5683,6		
Штампованные и литые заготовки:		2025,7		
Итого:		21901		

Расходы на материал для изготовления ТНА соотносятся с расходами на материал для изготовления всего двигателя. Это выполняется по следующей формуле:

$$S_{м.}^{де.} = S_{м.}^{ТНА} \cdot \frac{m_{де.}}{m_{ТНА}} \cdot K_{пер.} = 21901 \cdot \frac{240}{44} \cdot 0,9988 = 118302.05 \text{ руб.}$$

(3.10)

Стоимость материалов на двигатель указывается в графе «Материальные затраты всего» в калькуляции двигателя. При расчёте использованы исходные данные, базирующиеся на технико – экономических показателях деятельности предприятия и постановлениях вышестоящих органов соответствующих условиям и ценам марта 2009 г. Фонд оплаты труда (ФОТ) рассчитан исходя из среднемесячной заработной платы одного работающего в размере 5200 руб. согласно нормативам, утверждённым заказчиком. Затраты на материалы рассчитаны в соответствии с производственной необходимостью. Расходы на служебные командировки не предусмотрены. Накладные расходы составляют 593,8% согласно нормативам, утверждённым Генеральным заказчиком.

Прибыль определена от себестоимости собственных работ без учёта покупных сырья и материалов в размере 25% в соответствии с нормативами, утверждёнными Генеральным заказчиком.

Определение цены товарного двигателя. При расчёте цены товарного двигателя использована формула межведомственной методики определения затрат:

$$C_n = \frac{C_{КВИ} + n \cdot (C_{ст.} \cdot K_{пр.} + C_{КТИ-I} + C_{КТИ-II})}{n - 1}, \quad (3.11)$$

где C_n - цена проектируемого двигателя;

$C_{КВИ}$ - стоимость проведения КВИ;

n - количество двигателей в товарной партии;

$C_{ст.}$ - стоимость стендового образца двигателя;

$C_{КТИ-I}, C_{КТИ-II}$ - стоимость проведения КТИ-I КТИ-II;

$K_{пр.}$ - коэффициент преемственности (на начало товарных поставок $K_{пр.} > 1$).

Продолжительность КВИ – 10 пусков с наработкой 3200 с, продолжительность КТИ – I и КТИ – II по 90 с. Цена стенового образца была рассчитана и составляет 10448000 руб.

Заключение

В учебном пособии изложены основы расчета и конструирования агрегатов ЖРД. Подробно рассмотрены общие вопросы проектирования, основные узлы и агрегаты ЖРД, теоретические основы расчёта агрегатов ЖРД. Приведены критерии выбора схемы двигателя, дан сравнительный анализ энергетических параметров пневмогидравлических схем двигателя с дожиганием окислительного генераторного газа и двигатель с дожиганием восстановительного генераторного газа Рассмотрены основные этапы запуска ЖРД.

Функциональное проектирование включало разработку ПГС с рассмотрением последовательности запуска и остановки двигателя, выбор функциональных схем управления и регулирования ЖРД. В качестве примера выполнения выпускной квалификационной работы приводится расчет агрегатов и проектирование ЖРД с компонентами топлива «водород + кислород».

Для двигательной установки составлена оптимальная ПГС, позволяющая использовать данное изделие в составе третьей ступени ракеты носителя. В ПГС предусмотрены присоединительные места подключения дополнительной схемы питания рулевых приводов качания камеры в кардане для управления вектором тяги. Проведен расчет КС и сопла, выбрана их оптимальная геометрия, обеспечивающая минимальные размеры камеры.

Расчет охлаждения камеры и ТНА выполнен с использованием САПР жидкостных ракетных двигателей и программного обеспечения. ТНА, используемый в схеме, обеспечивает заданные расходы компонентов топлива и требуемое давление в КС.

В качестве научно исследовательской части рассмотрен вопрос полноты смесеобразования в кислородно-водородных ЖРД

конструирования соосно-струйных форсунок. На предлагаемую конструкцию форсунки получен патент РФ.

Организационно-экономическая часть обеспечивает вместе с техническими разделами комплексный характер проекта и является неотъемлемой составляющей проекта. При выполнении организационно-экономической части использовались экономико-математические методы и электронно-вычислительная техника.

По полученным результатам расчета агрегатов и проектирования ЖРД можно сделать вывод, что разработанная ДУ полностью соответствует предъявляемым к ней требованиям, являясь при этом конкурентоспособной на мировом рынке высоких технологий.

Список литературы

1 Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов/ М. В. Добровольский; под ред. Д.А. Ягодникова. - 2-е изд., перераб. и доп. - М.: МГТУ им. Баумана, 2006. - 488 с.

2 Алемасов В.Е. Теория ракетных двигателей: Учебник для вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; Под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.

3. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: Учебник для вузов / Г.Г. Гахун, В.И. Баулин, В.А. Володин и др.; Под ред. Г.Г. Гахуна. - М.: Машиностроение, 1989. 424 с.

4 Ефимочкин А.Ф. Проектирование принципиальных пневмогидравлических схем жидкостных ракетных двигателей: Учеб. пособие / А. Ф. Ефимочкин. - Воронеж: ГОУВПО "Воронежский государственный технический университет", 2010. - 264 с.

5 Булыгин Ю.А. Теплообмен в жидкостных ракетных двигателях: Учеб. пособие / Ю. А. Булыгин, А. А. Гуртовой. - Воронеж: ГОУВПО "Воронежский государственный технический университет", 2007. - 149 с.

6 Рубинский В.Р. Теория, расчет и проектирование ЖРД: Учеб. пособие / В. Р. Рубинский, А. В. Кретинин, И. Г. Дроздов. - Воронеж: ГОУВПО "Воронежский государственный технический университет", 2010. - 144 с.

7 Бережинский Р.А. Конструкция и проектирование ЖРД: Учеб. пособие / Р.А. Бережинский, С.Г. Валюхов, В.А. Коробченко. – Воронеж: ВГТУ, 2002. – 165 с.

8 Иванов А.В. Расчет и профилирование шнекоцентробежного насоса турбонасосного агрегата ЖРД: Учеб. пособие / А.В. Иванов. - Воронеж: ГОУВПО "Воронежский государственный технический университет", 2010. - 120 с.

9 Егорычев В.С. Теория, расчёт и проектирование ракетных двигателей: [Электронный ресурс]: электрон. учеб. посо-

бие / В.С. Егорычев; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текст. и граф. дан. (3,25 Мбайт). – Самара, 2011. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

10 Иванов А.В. САПР жидкостных ракетных двигателей: Учеб. пособие / А. В. Иванов, Г. И. Скоморохов. - Воронеж: ГОУВПО "Воронежский государственный технический университет", 2010. - 206 с.

11 Саламатов Ю.П. Система развития законов техники /Шанс на приключение/ Сост. А.Б. Селюцкий. Петрозаводск: Карелия. 1991. С. 5-174.

12 Пат. 2319895 Российская Федерация, С1 МПК *F23D 11/10, F02K 9/52*. Соосно-струйная форсунка / Г.И. Скоморохов, Ю.П. Лукин, В.А. Коробченко, В.В. Черниченко, В.В. Черниченко, Д.Г. Авсицеров – №2006135973/06; Опубл. 2008.03.08. – 3 с.: ил.

13 Билинкис В.Д. Методы оценки технического уровня и конкурентоспособности продукции: Учеб. пособие / В.Д. Билинкис. – Воронеж: ВГТУ, 2000. – 89 с.

Оглавление

Введение.....	3
1 Основы расчёта и конструирования агрегатов ЖРД.....	7
1.1 Общие вопросы проектирования	7
1.2 Основные узлы и агрегаты ЖРД.....	10
1.3 Теоретические основы расчёта агрегатов ЖРД.....	13
1.4 Сравнительный анализ энергетических параметров пневмогидравлических схем двигателя.....	30
1.4.1 Критерии выбора схемы двигателя	30
1.4.2 Двигатель с дожиганием окислительного генераторного газа.....	35
1.4.3 Двигатель с дожиганием восстановительного генераторного газа.....	38
1.4.4 Сравнительный анализ схем ЖРД.....	41
1.4.5 Основные этапы запуска ЖРД.....	43
2 Расчёт и конструирование кислородно- водородного жидкостного ракетного двигателя.....	45
2.1 Обоснование выбора топливной пары.....	45
2.2 Основные физико-химические и теплофизические свойства компонентов топлива ЖРД.....	48
2.3 Пневно-гидравлическая схема (ПГС) двигателя.....	51
2.3.1 Обоснование выбора схемы.....	51
2.3.2 Циклограмма работы двигателя.....	62
2.4 Выбор давления в камере сгорания.....	65
2.5 Термодинамический расчет.....	67
2.5.1 Общие сведения	67
2.5.2 Расчет параметров продуктов сгорания в камере.....	69
2.5.3 Термодинамический расчет процесса истечения продуктов сгорания из сопла.....	74
2.6 Определение формы и размеров камеры сгорания... ..	79
2.6.1 Профилирование дозвуковой части.....	85
2.6.2 Профилирование сверхзвуковой части сопла.....	88
2.7 Расчет охлаждения двигателя.....	94

2.7.1 Особенности охлаждения камеры сгорания ЖРД.....	94
2.7.2 Внутреннее охлаждение.....	98
2.7.3 Расчет лучистого теплового потока.....	99
2.7.4 Расчет наружного охлаждения.....	
2.8 Конструирование соосно-струйных форсунок	109
2.9. Расчет ТНА.....	127
2.9.1. Расчет насоса горючего.....	127
2.9.2 Кислородный насос.....	135
2.9.3 Расчет турбины - результаты расчётов.....	138
3 Организационно - экономическая часть проектирования	145
Заключение.....	162
Список литературы.....	163

Учебное пособие

Гуртовой Андрей Александрович
Иванов Андрей Владимирович
Скоморохов Геннадий Иванович
Шматов Дмитрий Павлович

РАСЧЕТ И КОНСТРУИРОВАНИЕ
АГРЕГАТОВ ЖРД

В авторской редакции

Компьютерный набор Г.И. Скоморохова

Подписано к изданию 15.04.2016.
Объем данных 1,9 Мб.

ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический
университет»
394026 Воронеж, Московский просп., 14