

МГТУ им. Н.Э. Баумана
Факультеты «Энергомашиностроение», «Ракетно-космическая техника»
Кафедра Э1 – «Ракетные двигатели»

Дорофеев А.А.

Проектирование и расчет параметров и характеристик камеры жидкостного ракетного двигателя

Учебное пособие

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана

Москва 2016

Рекомендовано к изданию в качестве учебного пособия кафедрой «Ракетные двигатели» и методической комиссией факультета «Энергомашиностроение»
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рецензент:
к.т.н., доцент В.Е. Медведев
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Дорофеев А.А. Проектирование и расчет параметров и характеристик камеры жидкостного ракетного двигателя: Учебное пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016

Приведены методические указания по курсовому проектированию и рекомендации по методике определения основных параметров и характеристик жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) на основе результатов термодинамического расчета: условно оптимальное соотношение компонентов, удельный импульс, расход топлива и размеры камеры сгорания и сопла с приближенно оптимальным профилем, полные расходные и высотные характеристики камеры. Проектирование как процесс и результат представлено в качестве прикладного научного исследования на этапе определения возможности выполнения технического задания на разработку ЖРД как наукоемкого изделия.

Предназначено в качестве учебно-методического пособия по выполнению курсового проекта по дисциплине «Общая теория ракетных двигателей» студентами старших курсов, обучающихся преимущественно по образовательным технологиям с компетентностным целеполаганием, блочно-модульным структурировании учебного материала и рейтинговой формой оценки успеваемости. Может быть полезным также при дипломном проектировании.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	5
ВВЕДЕНИЕ	6
1. Методические указания по курсовому проектированию	10
1.1.Задание на проектирование	10
1.2. Содержание расчетно-пояснительной записки и графической части проекта	12
1.3.Порядок контроля выполнения, защиты и оценки курсового проекта	15
2. Методические рекомендации по выполнению курсового проекта	19
2.1. Раздел ВВЕДЕНИЕ	19
2.2. Выбор прототипа. Схема газожидкостных систем и её описание	20
2.3. Условная оптимизация соотношения компонентов по пустотному удельному импульсу	22
2.4. Проектирование проточной части камеры ЖРД	28
2.4.1. Расчет распределения параметров рабочего тела по длине сопла	
2.4.2. Камера сгорания и сужающаяся часть сопла	30
2.4.3. Коническое сопло с оптимальным углом наклона образующей	34
2.4.4. Профилированное сопло с угловым входом	38
2.4.5. Основные параметры и размеры камеры с учетом потерь	41
2.5. Расчет и построение характеристик ЖРД	42
2.5.1. Дроссельные характеристики	42
2.5.2. Высотные характеристики	46
2.6. Научно-исследовательская часть проекта	50
2.6.1. Математическое моделирование предельного влияния скорости химических реакций в рабочем теле на характеристики потока	50
2.6.2. Варианты специальных заданий	56
2.7. Сравнение результатов проектирования с прототипом и анализ причин рассогласования. Выводы.	57
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	59
РЕКОМЕНДУЕМЫЕ ИСТОЧНИКИ ИНФОРМАЦИИ	60

ПРИЛОЖЕНИЕ

Приложение А. Титульный лист расчетно-пояснительной записки	63
Приложение Б. Пример содержания (оглавления) расчетно-пояснительной записки курсового проекта	64
Приложение В. Пример основной надписи («углового штампа») графической части курсового проекта	66
Приложение Г. Пример выполнения схемы газо-жидкостных систем ЖРД (лист 1)	67
Приложение Д. Пример компоновки графиков характеристик (лист 2)	67
Приложение Е. Пример компоновки графиков, отражающих научно-исследовательскую часть проекта (Листы 3 и 4)	68
Приложение Ж. Примерные вопросы и задания для подготовки к защите курсового проекта	69
Приложение И. Примерные варианты исходных данных для курсового проектирования	75
И-1. Типовые задания	75
И-2. Индивидуальное задание ИЗ № РД-0120	77
И-3. Индивидуальное задание ИЗ № НК-33	80

ПРЕДИСЛОВИЕ

Данное учебно-методическое пособие по выполнению курсового проекта является результатом существенной переработки предшествующих двух изданий учебного пособия (2002 и 2004 г.г.) того же предназначения [7], которые активно применялись и применяются кафедрой «Ракетные двигатели» в учебном процессе на факультетах «Энергомашиностроение» и «Ракетно-космическая техника» до настоящего времени. При этом собственно методика проектирования вполне апробирована, как и содержание, порядок выполнения и защиты курсового проекта студентами.

Однако изменившиеся за эти годы отечественные образовательные стандарты ставят в ряд образовательных целей наряду с приобретаемыми знаниями, умениями и навыками еще и формируемые на их основе компетенции, что требует внесения корректив в образовательные технологии, в частности, в их инструментарий – литературу учебного назначения. Кроме того внедрено блочно-модульное структурирование учебного материала, увеличилась доля самостоятельной работы и стала обязательной рейтинговая оценка успеваемости, повысилась роль научно-исследовательской компоненты образования с элементами творчества, при том, что вышли 2-е (2010 г.) и 3-е (2014 г.) издания основного учебника по базовой дисциплине данного курсового проекта «Общая теория ракетных двигателей» [6], появились новые программные средства и сетевые электронные источники информации, а также обновились действующие нормативные документы научно-технического регламента (ГОСТ, ОСТ).

Это привело к необходимости разработать учитывающее изменения настоящее учебное пособие, в составе которого наряду с упомянутыми информационными материалами использованы графики из курсовых проектов студентов Е. Маслова (группа РКТ5-71, 2013) и В. Иванова (группа Э1-71, 2016 г.), а также учтены замечания и предложения, сделанные преподавателями и студентами, за что автор остается им благодарен.

ВВЕДЕНИЕ

Курсовой проект «Проектирование и расчет параметров и характеристик камеры жидкостного ракетного двигателя», выполняется на 7-м семестре синхронно второй части лекционного курса базовой дисциплины «Общая теория ракетных двигателей», которая, являясь пропедевтической, не только дает теоретические основы системного описания работы теплового ракетного двигателя, понятийного аппарата и терминологии, но и определяет в основном структуру учебного плана в части дисциплин специальности и специализации.

В соответствии с программой базовой дисциплины **целью данного курсового проекта** является деятельностьное самостоятельное и под руководством преподавателя **освоение** студентом приобретенных **теоретических знаний до уровня умений и навыков их практического применения как компонентов формируемых образовательных и профессиональных компетенций** в их целостном проявлении при сочетании анализа и синтеза с элементами творчества, притом что у будущего специалиста пополняется ментальный банк знаний и формируется целостный образ ракетного двигателя как основного объекта будущей профессиональной деятельности.

Цель курсового проекта достигается путем решения ряда системно связанных образовательных задач, основная из которых состоит в обучении практическому применению основных подходов, методов и методик теоретического описания и проблемно-функционального анализа характеристик жидкостных ракетных двигателей (ЖРД).

Студент конкретно осваивает методики, приобретает профессионально ценные **умения на репродуктивном уровне с элементами анализа**:

рассчитывать параметры химически активного рабочего тела (температуры, давления, плотности, скорости и расхода) в различных сечениях сопла при одномерном течении;

рассчитывать полную энтальпию топлива, в том числе для различных схем подачи компонентов жидкого топлива;

рассчитывать тягу и удельный импульс при различных режимах работы сопла (номинальном, расчетном и нерасчетном при безотрывном течении, а также при наличии отрывных явлений на режимах с большими степенями перерасширения);

построения профиля камеры сгорания, конических и профилированных сопел на однофазном рабочем теле для разных моделей течения (равновесной, частично неравновесной и неравновесной);

выбора основной схемы газо-жидкостных систем подачи для заданных компонентов жидкого ракетного топлива с обоснованием назначения таких агрегатов как клапаны, дроссели, жидкостные газогенераторы, теплообменники, редукционные клапаны (газовые редукторы) и учетом экологических характеристики рабочих тел;

расчета и анализа полных дроссельных (расходных) и высотных характеристик ЖРД.

Входящие в эти **умения** производить газо- и термодинамические расчеты сгорания и одномерного истечения рабочего тела в области высоких температур для различных ракетных топлив осваиваются **до состояния навыков на репродуктивном уровне с элементами анализа** для различных моделей течения при использовании типового программного обеспечения, входящего в информационную и программно-инструментальную учебную и профессиональную среду (справочная литература [10]; сетевая база данных «Термические Константы Веществ» [20]; программные комплексы «Терра» [27] и/или «Астра» [28], или NASA Chemical Equilibrium with Applications v.2 [29]).

Приобретенные в процессе решения перечисленных задач знания, умения и навыки (ЗУН) интегрируются в формируемые у студента такие **общепрофессиональные (включая научно-исследовательские) компетенции**, как способность и готовность:

использовать основные законы термо- и газодинамики, применять методы математического анализа и моделирования, теоретического и экспериментального исследования для решения задач типового программного проектирования (камеры сгорания и сопла ЖРД), расчета и анализа основных характеристик ЖРД как объекта будущей профессиональной деятельности;

собирать и анализировать научно-техническую информацию применительно к камере ЖРД как объекту проектирования, в том числе, работать с информацией в глобальных компьютерных сетях;

учитывать современные тенденции развития и использовать достижения отечественной и зарубежной науки, техники и технологии при решении задач из области профессиональной деятельности с эвристическими элементами.

Формируемые профессиональные **профильно-специализированные компетенции** в процессе и в результате выполнения данного курсового проекта будут дополнены приобретенными способностями, ментальной готовностью проводить функционально-параметрический **анализ** характеристик ЖРД, выявлять лимитирующие факторы, включая экологические, ограничивающие возможности и показатели эффективности рабочих процессов; обосновывать требования к основным параметрам агрегатов и узлов системы подачи ЖРД и на этой основе **синтезировать** субъективно новые параметрические и/или схемные решения, возможно, с фрагментами, элементами объективно нового информационного содержания как результата творчества.

Причем в составе приобретаемых компетенций студент должен обязательно освоить **на уровне навыков** умения свободно пользоваться профессиональными понятийным аппаратом и терминологией применительно к рабочим процессам, устройству и характеристикам ЖРД [12], распространяемым в общей части на тепловые ракетные двигатели, использующие топлива другого агрегатного состава или источники энергии нехимической природы.

При этом **воспитываются**, совершенствуются **личностные компетенции** с конкретизацией в учебном процессе и в области будущей профессиональной деятельности в части совершенствования владения навыками коммуникации: аргументировано и ясно строить устную и письменную речь, общаться с достижением взаимопонимания в социально-общественной и производственной деятельности. Этому способствует организация ритмичной работы в течении семестра и не только индивидуальное, но и бригадное выполнения курсовых проектов, когда задание на проектирование предусматривает согласованную работу нескольких исполнителей, необходимо взаимодействующих на разных фазах проектирования. Значительный вклад в личностные компетенции дает также публичная защита результатов.

Специфической **компонентой** приобретаемой, формируемой, наращиваемой в процессе курсового проектирования **профессиональной компетенции** является готовность и способность представления результатов исследования и проектирования согласно действующим нормативам технического регулирования применительно к объектам и процессам, подпадающим под действие ЕСКД и ЕСТД: международным и федеральным ГОСТ, ОСТ, стандартам предприятия, рекомендациям и др. [1, 12–19].

Решение данной системы образовательных задач с диагностируемыми результатами (ЗУН и компетенциями в области будущей профессиональной деятельности) осуществляется в процессе **учебной по целям деятельности** студента (выполнения курсового проекта) в условиях, **моделирующих** будущую **производственную** (проектно-созидательную и/или исследовательскую)

деятельность. При этом в определенной мере достигается общность или схожесть учебной и производственной деятельности в части предметно-проблемной области (объект исследования и проектирования и цели деятельности), инструментально-информационной среды (источники информации и программные средства, нормативно-техническая и другая документация технического регулирования) при частичном воспроизведении социально-технологической стороны межличностных коммуникаций (работа в коллективе, отношения партнерства с элементами конкуренции, консультант – консультируемый, начальник – подчиненный, руководитель – исполнитель и др.).

Учебная по целям проектная деятельность моделирует присущий разработке наукоемкой техники (ракетные двигатели, в частности, ЖРД) **этап, относимый к прикладным научным исследованиям**, притом что государственным стандартом установлены три основные стадии проектирования: техническое предложение, эскизный и затем технический проект с последующими опытно-конструкторскими разработками (ОКР), испытаниями и т.д. Однако, создание инновационной техники носит итерационный характер и является так называемой задачей с открытым решением, когда цель ставится первоначально (техническое задание, в котором определено назначение и область применения создаваемого объекта, технические, конструктивные, эксплуатационные, включая экологические требования и др., задающее полный жизненный цикл: от технического задания до утилизации или, в терминах инициативы CDIO – 4 П: Планирование, Проектирование, Производство и Применение), но затем может корректироваться с возвращением на предшествующие стадии разработки.

В частности, на стадии технического предложения производится научно обоснованный анализ известных и перспективных технических решений, патентный поиск, анализ и комбинаторный синтез возможных вариантов выполнения технического задания с их параметрической оптимизацией, из которой следует выработка требований для последующих этапов или стадий

разработки – технического проекта, или предложения по корректировке технического задания.

Во времени разработка технического задания и стадии технических предложений и эскизное проектирование перекрываются и объединяются в части их научно-исследовательского обоснования, **цель** которого, как и **данного учебного проекта**, состоит в определении принципиальной и технической возможности выполнения технического задания с использованием известных технических решений, инфраструктуры и технологического обеспечения, что дает основание считать выполнение **задания на учебное проектирование вариантом прикладного научного исследования** с соответствующим оформлением результатов как отчета о научном исследовании [14].

1. Методические указания по курсовому проектированию

1.1. Задание на проектирование

Задание на проектирование включает следующие номинальные численные значения, характеризующие проектируемый ЖРД:

тягу, развиваемую однокамерным или многокамерным двигателем;

давление в камере;

давление в выходном сечении или геометрическую степень расширения сопла;

номинальное давление окружающей среды и/или назначение двигателя (первая или последующие ступени ракеты-носителя; двигатель космического назначения: разгонного блока, межорбитального маневра, перевода на посадочную траекторию и др.; самолетный двигатель-ускоритель и др.);

компоненты топлива при определенной температуре (стандартная или отличная от стандартной температура задается специально, например, переохлажденные компоненты, в том числе с возможностью содержания твердой фазы) с указанием на экологически существенные свойства.

В качестве специальных условий задаются параметры дорасширительного насадка или сопловой вставки, уменьшающей геометрическую степень расширения сопла при работе при повышенных давлениях окружающей среды.

Как правило, номинальные параметры, исключая дорасширительный насадок и компоненты топлива, соответствуют конкретному известному

отечественному или иностранному ЖРД, который должен быть выявлен студентом при обзоре литературы и сетевых источников информации и может быть принят в качестве аналога или прототипа разрабатываемого двигателя. При этом изученные схемные решения дополняют ментальный банк профессиональных знаний и данных будущего инженера, и формируют личностную оценку отечественных достижений как задающих передовой уровень мирового ракетного двигателестроения.

Примерные варианты задания на проектирование приведены в Приложении И, где в таблице представлены более 40 типовых вариантов и в текстовом формате – пример индивидуальных заданий на проектирование, снабженных дополнительными сведениями о ЖРД РД-0120 и НК-33, которые могут служить прототипом проектируемых двигателей.

Представляется предпочтительным преднамеренно вводить отличия в задание на проектирование по отношению к прототипу в части состава топлива с заменой его на современное отечественное, иностранное или перспективное, а также в установке соплового дорасширительного насадка или вставки. Это обеспечит новизну и приближение к современному уровню получаемых при проектировании результатов при сохранении возможности использования в качестве основы схемы газожидкостных систем прототипа.

Задание нескольким студентам на проектирование ЖРД, отличающееся только топливом, например, составом углеводородного горючего (УВГ) – одним из представленных в таблице (Приложение Е), или замена жидкого водорода жидким метаном при одном и том же окислителе, в частности, жидком кислороде, может представлять собой вариант организации группового взаимодействия. На выполнение бригадой их 2-х или 3-х человек рассчитаны курсовые проекты по разработке двухтопливных ЖРД (сдвоенные варианты 17/18 и 40/41).

Для расширения числа вариантов исходных данных на курсовое проектирование или целенаправленное внесение отличий от известных прототипов рекомендуется:

конкретизировать горючее, названное в таблице УВГ, одним из перечисленных углеводородных горючих – (1) «синтин» $C_{10}H_{16}$; (2) отечественное ракетное горючее типа керосина «РГ-1» $C_{12,3}H_{23,9}$ или аналогичное по назначению и близкое по свойствам зарубежное (3) «RP-1» $C_{11,7}H_{22,8}$; или перспективное

синтетическое горючее (4) «Боктан» C_8H_{14} , т.е. один набор исходных данных может задаваться в 4-х аналогичных, но различных по топливу вариантах;

задавать окислитель, отличный от базового варианта, например, АК-20 заменить на АК-27 или АК-27И и/или наоборот;

задавать температуру компонентов, отличную от данных прототипа (например, переохлажденные жидкие кислород или/и водород, высококипящие компоненты, такие как УВГ, НДМГ).

Собственно проектирование включает:

выбор прототипа проектируемого двигателя;

условную оптимизацию соотношения компонентов топлива;

проектирование проточной части камеры ЖРД, работающего на номинальном режиме;

расчет и построение полных дроссельной и высотной характеристик ЖРД;

математическое моделирование рабочих процессов в сопле.

Выполненные исследовательские и проектные действия должны быть достаточны для формулирования вывода о возможности (или невозможности) выполнения технического задания с указанием параметров необходимого оборудования для отработки спроектированного ЖРД.

Последовательность и состав этапов проектирования отражается типовым оглавлением расчетно-пояснительной записки (РПЗ), приведенным в Приложении Б, а об объеме графической части курсового проекта можно ориентировочно судить по примерам, представленным в приложениях В, Г, Д и Е.

1.2. Содержание расчетно-пояснительной записки и графической части проекта

Выполненная согласно представленному в Приложении Б оглавлению (содержанию) РПЗ к курсовому проекту (без учета приложения и спецификаций чертежей это 20...40 стр. шрифтом 12 через полуторный интервал, т.е. 50000...100000 знаков с пробелами) оформляется в соответствии с ГОСТ 7.32 – 2001 Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу (СИБИД). «Отчет о научно-исследовательской работе. Структура и правила оформления» [14].

При этом, с учетом учебного характера курсового проекта как прикладного исследования, титульный лист РПЗ выполняется по образцу (см. Приложение А),

где опущены такие структурные элементы отчета, как список исполнителей (приведены на титульном листе), реферат, определения, обозначении и сокращения (по умолчанию применяются согласно ГОСТ 17655-89. «Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определения» [12] и Межгосударственный стандарт ГОСТ 2.701—2008 ЕСКД «Схемы. Виды и типы. Общие требования к выполнению» [17] , а также ОСТ 92-0039-74 «Системы гидравлические и пневматические. Условные обозначения элементов» [18]). В РПЗ сохраняются предусмотренные стандартом структурные элементы: введение, основная часть, заключение, список использованных источников и приложения.

Содержание структурных элементов раскрывается в соответствии с нормативными документами, поименованными в указанных стандартах (например, требования к списку использованных источников, шрифту текста и формул, выполнения рисунков в тексте и на чертежах или плакатах – графики или диаграммы и др.) и согласно заданию на прикладное научное исследования как этап проектирования наукоемкой техники.

Под рубрикой **Список использованных источников** должны быть представлены источники информации (научно-техническая и учебная литература, электронные, в том числе, сетевые источники и примененные программные продукты), на которые есть ссылки в тексте РПЗ. Ссылки на источники информации в тексте РПЗ приводятся или с указанием только порядкового номера в списке в квадратных скобках, если из источника берется неколичественная информация, например, рекомендация по приближенному построению экстремального контура сопла [6], или в скобках через запятую указывается еще номер страницы, на которой в этом источнике приведены взятые отсюда количественные данные, например, значение полной энтальпии компонента [6, с. 229] или приводится буквальная цитата – фрагмент текста «в кавычках». При этом в списке литературы источники информации располагаются в порядке обращения к ним в тексте. Допускается приводить перечень нормативно-технической документации (ГОСТ, ОСТ, нормали, сортаменты, технические условия) согласно ГОСТ [14] без связи с порядком ссылок на неё в тексте.

Описание источников информации в списке составляется согласно требованиям ГОСТ Р 7.0.5 – 2008 СИБИД «Библиографическая ссылка. Общие требования и правила составления» [15], примером применения которого может

служить информация об издании, приводимая на обороте титульной страницы (например, для учебника [6]: **Дорофеев А.А.** Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование: учебник / А.А. Дорофеев. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. –571 с). При этом, как правило, используется и дается ссылка на последнее издание источника информации, если иное не обосновано специально.

В располагаемом после списка литературы Приложении помещаются распечатки результатов расчетов в полном объеме или в сокращенном виде, т.е. без приведения информации, которая не использовалась для построения графиков или формулировании выводов. Например, расчеты по условной оптимизации соотношения компонентов могут помещаться в приложение без данных о составе продуктов сгорания.

Минимальное содержание приложений к РПЗ (см. Приложение Б) соответствует пяти содержательным заголовкам:

Приложение А. Условная оптимизация соотношения компонентов для трех моделей течения

Приложение Б. Распределение параметров потока по длине сопла для равновесной модели течения

Приложение В. Распределение параметров потока по длине сопла для частично равновесной модели течения («приближение Брея»)

Приложение Г. Распределение параметров потока по длине сопла для неравновесной модели течения

Собственно основные результаты курсового проектирования представляется **графически в виде схемы газо-жидкостных систем подачи топлива ЖРД, проектного чертежа проточной части камеры и полного комплекта её расходных и дроссельных характеристик**, которые являются базисом для презентации проекта в процессе защиты и в качестве основы последующих этапов: разработки обоснованного скорректированного технического задания и выполнения эскизного и технического проектов.

Графическая часть курсового проекта выполняется в одном из доступных графических компьютерных редакторов с выводом на графопостроителе на 3-х или 4-х листах формата А1 или 3-х листах формата А1 и 1-го листа формата А2, на которых приводятся:

схема газо-жидкостных систем ЖРД, выполняемая согласно Межгосударственному стандарту ГОСТ 2.701—2008 ЕСКД «Схемы. Виды и типы. Общие требования к выполнению» [17] и ОСТ 92-0039-74 «Системы гидравлические и пневматические. Условные обозначения элементов» [18];

чертеж контура камеры и рассчитанные дроссельная и высотные характеристики спроектированного ЖРД;

результаты математического моделирования рабочих процессов (оптимизация соотношения компонентов топлива, обоснование выбора угла наклона образующей конического сопла, распределение параметров потока по длине сопла для разных моделей рабочего процесса) в виде графиков, выполненных согласно рекомендациям Р50-77-80 ЕСКД «Правила выполнения диаграмм» [19].

На каждом листе графической части проекта выполняется основная надпись («угловой штамп»), а на лист с изображением схемы газо-жидкостных систем выносится перечень элементов схемы в форме таблицы, пример которых приведен в Приложении В.

Листы графической части складываются согласно ГОСТ 2.501-88 ЕСКД «Правила учета и хранения» [16] или по упрощенному типу «в папку», или для непосредственной брошюровки в РПЗ.

По разрешению руководителя курсового проекта допускается выполнение всех графических материалов на листах формата А3 и А4, помещаемых в текст основной части или брошюруемых в приложение РПЗ. В этом случае обязательно дополнительно к РПЗ готовится компьютерная презентация курсового проекта для его представления и защиты на CD-диске, являющемся неотъемлемой частью курсового проекта и сдаваемого на ответственное хранение в архив вместе с РПЗ.

1.3. Порядок контроля выполнения, защиты и оценки курсового проекта

Освоение системы ЗУН и формирование профессиональных и личностных компетенций как основных компонент образовательной цели происходит в процессе ритмичной работы над курсовым проектом синхронно изучению базовой дисциплины «Общая теория ракетных двигателей». По отношению к этой дисциплине курсовое проектирование выступает как когнитивный контекст, т.е.

актуализирует образовательные цели лекционного курса, переводит получение нового знания из цели в ранг средства, необходимого для проектирования.

Ритмичности работы способствует регулярные консультации и обязательный текущий контроль со стороны руководителя за выполнением курсового проекта с оценкой выполненной работы в долях от всего объема, включающего не только собственно вычисления, анализ и представление результатов в графической форме, но и последовательное составление письменного отчета в РПЗ.

В частности, 25% соответствует обзор публикаций по теме проекта и выбор двигателя-прототипа, выполнение схемы его газо-жидкостных систем и описание их работы, а также условная оптимизация соотношения компонентов топлива для трех моделей течения рабочего тела в сопле.

Для приближения к половине всей работы по трудоемкости, т.е. примерно 50%, следует спрофилировать камеру ЖРД, выполнить чертеж её проточной части и рассчитать коэффициенты, учитывающие отличие реального протекания рабочих процессов в ЖРД от их идеального представления с соответствующей корректировкой размеров.

До 75 % необходимо рассчитать и построить полные высотные и дроссельные характеристики спроектированной камеры ЖРД, а для многокамерных ЖРД – дроссельную характеристику двигательной установки при последовательном дросселировании условно автономных камер.

Завершающая, собственно научно-исследовательская часть проектирования включает в себя численное моделирование трех вариантов протекания рабочих процессов в сопле и формирование итогов проектирования с формулировкой выводов, чему соответствует завершение составления РПЗ и графической части курсового проекта с простановкой личной подписи студента как исполнителя-разработчика, консультанта (если таковой был назначен) и передачей подписанных материалов на проверку руководителю.

Полное выполнение курсового проекта фиксируется резолюцией руководителя проекта «*К защите*» на титульном листе РПЗ.

Как правило, защита проекта проходит в виде публичного (например, в присутствии других студентов или иных заинтересованных лиц) краткого сообщения студента комиссии (включающей не менее двух преподавателей) о техническом задании на проектирование и его результатах, и в ответах студента

на предварительно полученные от комиссии вопросы, при том, что на подготовку к защите отводится не менее 45 минут.

Целью защиты выполненного курсового проекта является проявление студентом приобретенных ЗУН и сформированных компетенций, и итоговая оценка образовательных достижений студента как степень приближения к образовательным целям, предусмотренным программой дисциплины, которые рекомендуется представить в виде 5 групп показателей, каждой из которых соответствуют вопросы одноименной группы (Приложение Ж).

В частности, оценка *по 1-й группе* показателей, характеризующих профессиональные **компетенции** в части готовности и способности **представления результатов** исследования и проектирования **согласно действующим нормативам технического регулирования**, т.е. выполнение требований международных и федеральных ГОСТ, ОСТ, стандартов предприятия, рекомендаций ЕСКД, ЕСТД и др., проставляется руководителем до защиты по результатам проверки РПЗ и графической части проекта. При этом проверяется правомерность текстовых заимствований, корректность цитирования как отсутствие плагиата, наличие которого считается значительным недостатком с соответствующим снижением оценки или возвращение РПЗ на переработку.

По 2-й группе показателей, которые проявляются в основном применительно к принятым схемным решениям (лист 1), проверяются необходимые компоненты профессиональной компетенции студента в части трактовки условных обозначений и понимания функционального назначения элементов схем газожидкостных систем ЖРД, контролируются умения на репродуктивном уровне с элементами анализа объяснить принцип действия и установить характерные соотношения между рабочими параметрами таких агрегатов, как дроссели, жидкостные газогенераторы, теплообменники, автоматические редукционные клапаны (газовые редукторы) и др.

3-я группа выявляемых компонент компетентности студента касается практических умений **на репродуктивном уровне** рассчитывать, графически изображать и интерпретировать **с элементами анализа** полные характеристики ЖРД (лист 2), а также на этой основе **синтезировать субъективно новое знание**, например, в форме графиков ожидаемых показаний дополнительно установленных виртуальных измерительных приборов. При этом ситуационная формулировка такого задания, так называемая кейс-форма, может быть

преднамеренно информационно некорректной, например, нести избыточную информацию или требовать дополнения данных на основе качественной оценки проблемной ситуации или казуса, что требует от студента **элементов творчества** при выполнении.

Оценка приобретенных научно-исследовательских компетенций ведется по вопросам *4-й группы*, относящихся к материалам, представленным на 3-м и/или 4-м листах графической части проекта.

Вопросы *5-й группы* должны выявлять умения пользоваться, применять типовое программное обеспечение базовых газо- и термодинамических расчетов, которые должны выполняться на уровне навыков.

Причем возможны вопросы, относящиеся одновременно к нескольким группам, поскольку ответ на них должен содержать сведения, касающиеся нескольких аспектов проекта.

Апробированные многолетней практикой примерные вопросы и задания как для подготовки к защите, так и для собственно защиты курсового проекта, включая ситуационные кейс-варианты, приведены в Приложении Ж, где часть вопросов снабжена тезисно сформулированными возможными ответами-подсказками (например, вопрос 1 2-й группы, вопросы 15, 16 и 20 3-й группы, 37 4-й группы). При этом несколько последних вопросов в группе, как правило, частично касаются аспектов, являющихся основными для вопросов следующей группы, т.е. один вопрос может раскрывать подготовленность студента по нескольким группам показателей.

Выявлению приобретенных компонент профессиональной компетентности в их системном представлении, т.е. сразу по большинству групп показателей, служат ситуационные задания (в так называемых кейс-формулировках). Приведенным в этом же приложении ситуационным заданиям, касающимся построения графиков прогнозируемых результатов измерения, соответствуют в целом более 40 различных конкретных вопросов-заданий. В частности, они могут отличаться типом соплового насадка: дорасширительный насадок или вставка (см. например, индивидуальные задания НК-33 и РД-0120 в Приложении И), а также состоянием насадка: в рабочем или в отключенном (транспортном) положении. При этом считается, что датчик может измерять абсолютное статическое давление на стенке сопла или разность между измеряемым давлением и давлением окружающей среды, а манометр или mano-вакууметр

может устанавливаться как в н утри, так и вне барокамеры, в которой снимается высотная характеристика (конкретный вариант типа датчика или установки манометра или мано-вакууметра назначается преподавателем).

Ответы студента на относительно несложные вопросы 2-й...5-й групп, охватывающие в системной связи всю совокупность достигаемых образовательных целей, должны дать комиссии представление о приобретенных при выполнении курсового проекта ЗУН и сформированных профессиональных и личностных компетенциях студента, при том, что ответы на большинство вопросов могут быть с проявлением усвоенных знаний на разном уровне – от узнавания до творческого применения. Поэтому при экспертной оценке ответа на каждый вопрос по непрерывной шкале от 0 до 5 баллов (при минимальной оценке для успешного ответа не ниже 2,5 баллов) и с учетом оценки за выполнение технического регламента (ГОСТ, ОСТ) от 2,5 до 5 баллов, успешная защита курсового проекта может дать вклад в рейтинговую сумму по дисциплине в целом от 12,5 до 25 баллов с возможным её масштабированием для приведения к заданной доли пропорционально трудоемкости, например, в зачетных единицах или часах, или в традиционной шкале: 12,5...17,4 – «удовлетворительно», 17,5...22,4 – «хорошо» и «отлично» за большие набранные баллы как оценка типа «дифференцированный зачет».

2. Методические рекомендации по выполнению курсового проекта

2.1. Раздел ВВЕДЕНИЕ

Согласно ГОСТ [14], в разделе **ВВЕДЕНИЕ** дается краткая оценка современного состояния ракетного двигателестроения по отношению к решаемой актуальной научно-технической проблеме освоения космического пространства (пилотируемые и непилотируемые полеты по орбитам искусственного спутника Земли, межорбитальные и межпланетные перелеты, полеты на другие небесные тела с посадкой) с учетом её экономических (уменьшение стоимости доставки полезного груза, удешевление разработки и производства ракетно-космической техники, в частности, ракетных двигателей) и экологических аспектов (снижение экологического риска, снижение непосредственного и последующего, отложенного или отдаленного экологического воздействия) на фоне межгосударственной

конкуренции. Указываются характеристики и параметры ракетных двигателей, существенные для решения актуальных задач (удельный импульс, кратность использования, надежность, технологичность, минимальные затраты на разработку, производство и эксплуатацию, включая реновацию и утилизацию).

Приводятся исходные данные для курсового проектирования как конкретный вариант проблемы (назначение ЖРД, особенности топлива) с обоснованием актуальности и новизны задачи и возможности использования в качестве основы известных технических решений (современные экологические и экономические требования, новые топлива, новые технологии, использование отработанных решений и имеющегося оборудования, инфраструктуры).

2.2. Выбор прототипа. Схема газожидкостных систем и её описание.

Как основание для выбора прототипа выполняется обзор известных решений – разработанных отечественными и зарубежными организациями ЖРД аналогичного назначения с проектными характеристиками, близкими к заданным для курсового проектирования. Обзор делается по доступным студентам печатным и сетевым источникам информации, среди которых должны быть в качестве обязательных приведенные в списке рекомендованных источников литература [2–4, 5, 8, 9, 11] и сайты разработчиков ракетных двигателей [21–26].

Выполнение этого курсового проекта студентами, обучающимися по программе с непрерывной научно-производственной практикой на базовом предприятии-заказчике, связывается с обязательным привлечением известных технических решений-аналогов и нормативно-технической документации, программно-инструментальной и информационной сред, действующих на предприятии, где студент проходит практику, при консультировании сотрудниками предприятия, выполняющими аналогичные реальные разработки.

Выбор прототипа как ближайшего аналога производится по сомасштабности, соразмерности или количественному совпадению, близости значений номинальных тяги, давления в камере и степени расширения рабочего тела в сопле, а также по назначению двигателя и качественному соответствию компонентов топлива (одно- и двух- и многокомпонентные топлива, криогенные, высоко- или низкокипящие компоненты, углеводородные горючие, не самовоспламеняющиеся или самовоспламеняющиеся топливные пары и др.).

Описывается функциональное назначение двигателя-прототипа и особенности его применения, которые нашли отражение в разработанном варианте газо-жидкостных систем и камеры ЖРД, в частности, в принятых нетиповых технических решениях, являющихся особенностью данной разработки.

Система подачи для проектируемого ЖРД выбирается такой же, как у двигателя-прототипа с внесением в неё изменений, необходимых для учета отличий параметров прототипа и заданных в техническом задании на проектирование ЖРД (например, пирофакельное зажигание через сопло заменяется химическим зажиганием пусковым горючим и др.). Выбранная и доработанная схема газо-жидкостных систем изображается на листе 1 (см. Приложения В и Г) согласно [17] в условных обозначениях ГОСТ ЕСКД или ОСТ [18], причем в случае противоречий в требованиях этих технических регламентов, предпочтение отдается ГОСТ, а при разночтениях между разными ГОСТ выбирается вариант из стандарта, который имеет межгосударственный статус.

Причем допускаемое упомянутыми техническими регламентами изображение на схеме агрегата или элемента жидкостно-газовых систем в виде, из которого ясен принцип действия, может применяться студентом только по разрешению руководителя проекта.

При этом возможно упрощение схемы так, чтобы информации о связях в системе подачи было достаточно для расчета полных энтальпий компонентов как условий однозначности термодинамических расчетов и для обоснования технических заданий на проектирование таких известных студентам по назначению и принципу действия агрегатов как жидкостный газогенератор (ЖГГ) однозонного и двухзонного типа, турбонасосный агрегат (ТНА), теплообменник, смеситель, редукционный клапан и др.

Состав выбранной схемы газожидкостных систем описывается в статическом состоянии как перечень и связи (последовательно соединены или дополнительно выборочно связаны, сообщены полости, имеют общие элементы, размещены в объеме и др.) элементов, образующих ряд основных подсистем: подачи окислителя, горючего, газогенерации рабочего тела турбины (одно- или двухкомпонентные ЖГГ), основные и бустерные ТНА, образование газа наддува топливных баков (теплообменники, теплообменники-испарители, смесители, ЖГГ), устройства или функциональные подсистемы воспламенения, регулирования (датчики расхода, управляемые дроссели или регуляторы расхода,

датчики или сигнализаторы давления, температуры и др.). Причем названия элементов или агрегатов, отмеченных номером или буквенно-цифровым обозначением на схеме (позицией), берется по источнику информации о выбранном прототипе, и в описании дается его функциональная характеристика, например, нормально-открытый жидкостный клапан с пиропроводом, редуктор газовый постоянной настройки, изменяющий гидравлическое сопротивление магистрали дроссель с приводом от электромотора с управлением от системы поддержания кажущейся скорости летательного аппарата и т.п. Обозначение каждого элемента или агрегата на схеме по возможности выбирается из перечня приведенных в ОСТ или генерируется по правилам ОСТ [18], исходя функционального назначения (например, нормально-закрытый клапан снабжается приводом конкретного типа из ряда возможных: гидро-, пневмо-, пиро- или электромагнитным).

Далее описывается работа газо-жидкостных систем, включая описанные подсистемы, на стационарном номинальном режиме с характеристикой состояния элементов и агрегатов (открыт, закрыт, функционирует с обеспечением заданных параметров и др.) со ссылками на обозначения на схеме, представленной на листе 1 (см. Приложение Г).

Примером описания состава и работы газожидкостных систем, составленного с соблюдением современных технических нормативов, может служить техническая документация к имеющему лучшие в мире технические показатели эффективности в своем классе двигателей отечественному ЖРД РД-170 [4], который может быть принят в качестве прототипа для варианта 20 типовых заданий на курсовое проектирование (Приложение И).

2.3. Условная оптимизация соотношения компонентов по пустотному удельному импульсу

При отсутствии данных о летательном аппарате, в составе которого планируется применять проектируемый ЖРД, и специальных требований, в качестве критерия условной оптимизации соотношения компонентов принимается максимальное значение пустотного удельного импульса, рассчитанное в предположении полного сгорания топлива до получения равновесного состава продуктов сгорания и одномерного равновесного течения в сопле при отсутствии

потерь энергии и удельного импульса для номинальных давлений в камере и в выходном сечении сопла.

Компоненты топлива для проектируемого ЖРД указываются в задании на проектирование (Приложение И) под условными названиями или обозначениями (керосины Т-1, РГ-1 отечественного или РР-1 иностранного производства как смеси углеводородов, или индивидуальные углеводороды как ракетное горючее – УВГ; гептил, он же несимметричный диметилгидразин – НДМГ; азотно-кислотный окислитель – АК-27; жидкий кислород – $O_{2ж}$, азотный тетроксид, АТ или АТИН – N_2O_4 и др.), тогда как состав соответствующего компонента ракетного топлива и его энергетическая характеристика в виде значения полной энтальпии I_n в общем случае должны браться с учетом реального химического состава из справочной литературы, например, удельная формула $N_{53,91}O_{14,48}Ar_{0,324}C_{0,01045}$ и полная энтальпия 1,0469 кДж/кг воздуха [10, т. III, с. 393]. Однако, ввиду малого влияния на рассчитываемые термодинамические характеристики продуктов сгорания примесей в таких компонентах, как жидкие кислород и водород, равно – особенности УВГ, энергетические характеристики и условная формула которых уже учитывает все составляющие, удельные формулы и значения полной энтальпии этих компонентов могут приниматься по таблице 18.1 учебника [6, с. 229] и/или для УВГ – согласно Приложения И.

Для компонента, в составе которого находятся несколько веществ (например, окислители типа АК, высококонцентрированные водные растворы пероксида водорода, горючие типа НДМГ, гидразина и другие компоненты топлив ЖРД, приведенные в [10]), должна быть получена отражающая состав компонента его **условная** или **удельная** формулы.

Например, в некотором азотнокислотном окислителе Ак-27 содержится 27% по массе азотного тетроксид N_2O_4 и 2% воды. Применяя правила записи химических реакций, получим удельную (приведенную к условной молярной массе, равной 1000 г) формулу этого компонента по соотношению:

$$710/\mu_{HNO_3} HNO_3 + 270/\mu_{N_2O_4} N_2O_4 + 20/\mu_{H_2O} H_2O = H_xN_yO_z, \quad (1)$$

где: μ_{HNO_3} , $\mu_{N_2O_4}$, μ_{H_2O} – молярные массы (в граммах) азотной кислоты, азотного тетроксид и воды соответственно, а коэффициенты удельной формулы рассчитаны по формулам

$$x = 1 \cdot 710/\mu_{HNO_3} + 2 \cdot 20/\mu_{H_2O},$$

$$y = 1 \cdot 710/\mu_{HNO_3} + 2 \cdot 270/\mu_{N_2O_4},$$

$$z=3 \cdot 710/\mu_{\text{HNO}_3}+4 \cdot 270/\mu_{\text{N}_2\text{O}_4}+1 \cdot 20/\mu_{\text{H}_2\text{O}}.$$

Соответственно удельная формула окислителя Ак-27 примет вид: $\text{H}_{13,49}\text{N}_{17,14}\text{O}_{46,66}$.

Для компонентов топлива с известными условными (в том числе удельными) или химическими формулами стехиометрическое (теоретическое) соотношение компонентов в общем случае может быть рассчитано по уравнению условной химической реакции, идущей до полного окисления всех горючих элементов всеми окислительными элементами с проявлением максимальных стандартных валентностей, т.е. углерод окисляется до CO_2 , водород – до H_2O , а азот ведет себя как инертный элемент.

Например, для рассмотренного окислителя Ак-27 с удельной формулой $\text{H}_{13,49}\text{N}_{17,14}\text{O}_{46,66}$ и углеводородного горючего с условной формулой $\text{C}_{10}\text{H}_{20}$ (эта топливная пара не находит практического применения и выбрана с методическими целями) можно составить уравнение



где K'_{m0} – мольное стехиометрическое соотношение компонентов, моль_{ок}/моль_г.

Выравнивая число грамм-атомов в левой и правой частях этого уравнения при сохранении равным 1 мольного коэффициента перед формулой горючего, получим численное значение K'_{m0} , причем коэффициент X_{N_2} перед N_2 в правой части уравнения можно не определять, получим



Согласно этому уравнению массовое стехиометрическое соотношение компонентов K_{m0} вычисляется через удельные (химические условные) мольные массы окислителя $\mu_{\text{ок}}$ и горючего $\mu_{\text{г}}$:

$$K_{m0}=K'_{m0} \mu_{\text{ок}}/\mu_{\text{г}}. \quad (4)$$

Для уравнений (2) и (3) $K_{m0}=K'_{m0} \mu_{\text{ок}}/\mu_{\text{г}}=0,75 \cdot 1000/140=5,73$.

Отметим, что при такой методике расчета стехиометрического соотношения компонентов никакие ограничения на их состав не накладываются.

Поскольку выравнивание количества грамм-атомов веществ отражает равенство нулю суммы валентностей элементов в окислителе и горючем, вместо методики на основе уравнений условных химических реакций (2)...(4) можно рассчитать K_{m0} непосредственно из балансового уравнения [6]:

$$K_{m0}=\frac{-\mu_{\text{ок}} \cdot (\sum A_i \cdot v_i)_{\text{г}}}{\mu_{\text{г}} \cdot (\sum A_i \cdot v_i)_{\text{ок}}}=\frac{-\mu_{\text{ок}} \cdot (A_{\text{C}} \cdot 1+A_{\text{H}} \cdot 1,956)_{\text{г}}}{\mu_{\text{г}} \cdot (A_{\text{O}} \cdot 2)_{\text{ок}}}=\frac{-32 \cdot (-4 \cdot 1-1 \cdot 1,956)}{14 \cdot (2 \cdot 2)}=3,43 \quad (5)$$

где числовые значения соответствуют ракетному горючему керосину Т-1 с условной формулой и окислителю – жидкому кислороду без примесей O_2):

$\mu_{ox} \approx 32$ – молекулярная масса окислителя; $\mu_T \approx 14$ – молекулярная масса горючего; $\Delta_C = -4$ – валентность атома $\Delta_H = -1$ – валентность атома водорода; $\Delta_O = 2$ – валентность атома кислорода; – число грамм-атомов в условной химической формуле.

Отметим, что соотношение (5) невозможно использовать при расчете стехиометрического соотношения компонентов для топлив, в которых вода как результат полного окисления водорода, т.е. с нулевой суммой валентности и соответственно с нулем в знаменателе формулы (5), является окислителем, например, по отношению к металлам Al или Mg. Для таких топливных пар задача расчета стехиометрического соотношения компонентов может быть решена с помощью условных химических реакций, аналогичным (2)...(4).

Отметим, что программные комплексы «Астра» [28] и «Терра» [27] также по балансу валентности вычисляют и выводят на печать стехиометрическое (теоретическое) соотношение компонентов, задаваемых (декларируемых, объявляемых) как горючее FUEL и окислитель OX при задаваемом ряде коэффициентов избытка окислителя α (ALPHA). Причем для первого значения α вычисляется и выводится на печать удельная формула топлива, называемая брутто-формулой, при этом, как и при расчете теоретического соотношения компонентов, массы грамм-атомов берутся с учетом всех значащих цифр, вследствие чего эти результаты могут незначительно отличаться от полученных при ручном счете.

Согласно правилам формирования файла исходных данных [28], для решения задачи определения соотношения компонентов, при котором пустотный удельный импульс принимает максимальное значение, условия однозначности записываются в виде (пример для топливной пары: горючее $C_{10}H_{20}$ и окислитель с удельной формулой $H_{13,49}N_{17,14}O_{46,66}$ для заданных давлений в камере 12,5 МПа и в выходном сечении сопла 0,07 МПа):

$$\begin{aligned} I &= 0, \quad p = 12.5, \quad p_a = \text{KP}, 0.07, \\ \text{FUEL} &= (C_{10}H_{20} [-1700]), \\ \text{OX} &= (H_{13.49}N_{17.14}O_{46.66} [-2000]), \\ \text{ALPHA} &= 0.7, 0.8, 0.85, 0.86, 0.87, 0.88, 0.9, 1., 1.1; \end{aligned} \quad (6)$$

При этом буквы КР означают задание рассчитать параметры потока и в выходном, и в минимальном (критическом) сечениях сопла, например, расходный комплекс β , а запись $I=0$ означает, что числа в квадратных скобках задают значения полной энтальпии компонентов, горючего и окислителя соответственно.

Как для вытеснительных, так и для турбонасосных систем подачи компонентов с дожиганием рабочего тела турбины числовые значения полных энтальпий берутся для стандартных условий, например, непосредственно из [10] или [6]. Для насосных систем подачи без дожигания рабочего тела турбины значения полной энтальпии для стандартных условий должны корректироваться с учетом дополнительной энергии ΔI , полученной компонентом в системе подачи в виде прироста давления и температуры в насосах, что можно оценить в первом приближении по соотношению

$$\Delta I = \frac{\Delta p_H}{\rho_{cp} \eta_H}, \quad (7)$$

где: Δp_H – прирост давления компонента в насосе, ρ_{cp} – среднее значение плотности компонента, η_H – коэффициент полезного действия насоса, значения которых можно брать близкими к данным двигателя-прототипа.

Если известна мощность N_H , потребляемая этим насосом при подаче компонента с расходом \dot{m} , то прирост энтальпии вычисляется как

$$\Delta I = \frac{N_H}{\dot{m}}. \quad (8)$$

При этом, поскольку удельная работа сжатия жидкостей, кроме жидкого водорода, мала по сравнению с изменением полного энергосодержания вещества в цикле теплового ракетного двигателя, то, как показывают оценки, допускается не проводить корректировку полной энтальпии компонентов по формулам (7) или (8) для расчета ЖРД с насосной системой подачи без дожигания рабочего тела турбины с давлениями в камере, меньшими 8 МПа.

Для нахождения условно оптимального соотношения компонентов для ЖРД с теми же параметрами, что введены в файле (6), но в предположении отсутствия химических реакций в рабочем теле сопла (так называемое «замороженное течение»), файл исходных данных формируется в виде:

<FREX>

I=0, p=12.5, p_a=0.07,
FUEL=(C10H20[-1700]),
OX=(H13.49N17.14O46.66[-2000]),
ALPHA=0.7,0.8,0.85,0.86,0.87,0.88,0.9,1.,1.1; (9)

Модели частично неравновесного течения, когда в сужающейся части сопла течение равновесное, а в расширяющейся части – замороженное, так называемое «приближение Брея», соответствует файл

<FREX>

I=0, p=12.5, p_a=KР,0.07,
FUEL=(C10H20[-1700]),
OX=(H13.49N17.14O46.66[-2000]),
ALPHA=0.7,0.8,0.85,0.86,0.87,0.88,0.9,1.,1.1; (10)

В файлах исходных данных (8...10) минимальное значение и шаг изменения α выбирается, исходя из цели – нахождение оптимального соотношения компонентов, с учетом того, что реальная погрешность поддержания этого параметра, как правило, не менее 1%, что делает нерациональным назначение шага изменения α даже вблизи максимума, меньшим 0,01.

Результаты расчетов помещаются в таблицы, где для равновесного приближения, файл (6), каждому значению α ставят в соответствие температуру, газовую постоянную и расходный комплекс, а для других моделей течения, файлы (9) и (10) – только значение пустотного удельного импульса.

Распечатки выполненных расчетов помещаются в Приложении А к РПЗ, а табличные данные иллюстрируются графически.

Пример представления результатов условной оптимизации в виде графиков приведен на рисунке 1, где, согласно рекомендациям ЕСКД [19], отмечены в качестве координат характерных точек значения условно оптимальных соотношений компонентов (пары значений K_m и α) и соответствующие значения развиваемого пустотного удельного импульса в предположении неравновесного, частично равновесного и равновесного течения рабочего тела в сопле. Зависимость величин температуры торможения продуктов сгорания, газовой постоянной и расходного комплекса от соотношения компонентов для равновесного течения (в диапазоне $0 < \alpha < 1$ температура T_k увеличивается, а значение газовой постоянной R_k снижается) объясняет природу немонотонного изменения пропорциональных $(R_k T_k)^{0.5}$ расходного комплекса и

удельного импульса в функции и от соотношения компонентов и существование условно оптимального соотношения компонентов (оптимальных значений соотношения компонентов $K_{m\text{ optim}}$ и коэффициента избытка окислителя α_{optim}) для конкретной модели течения.

Оптимизация соотношения компонентов

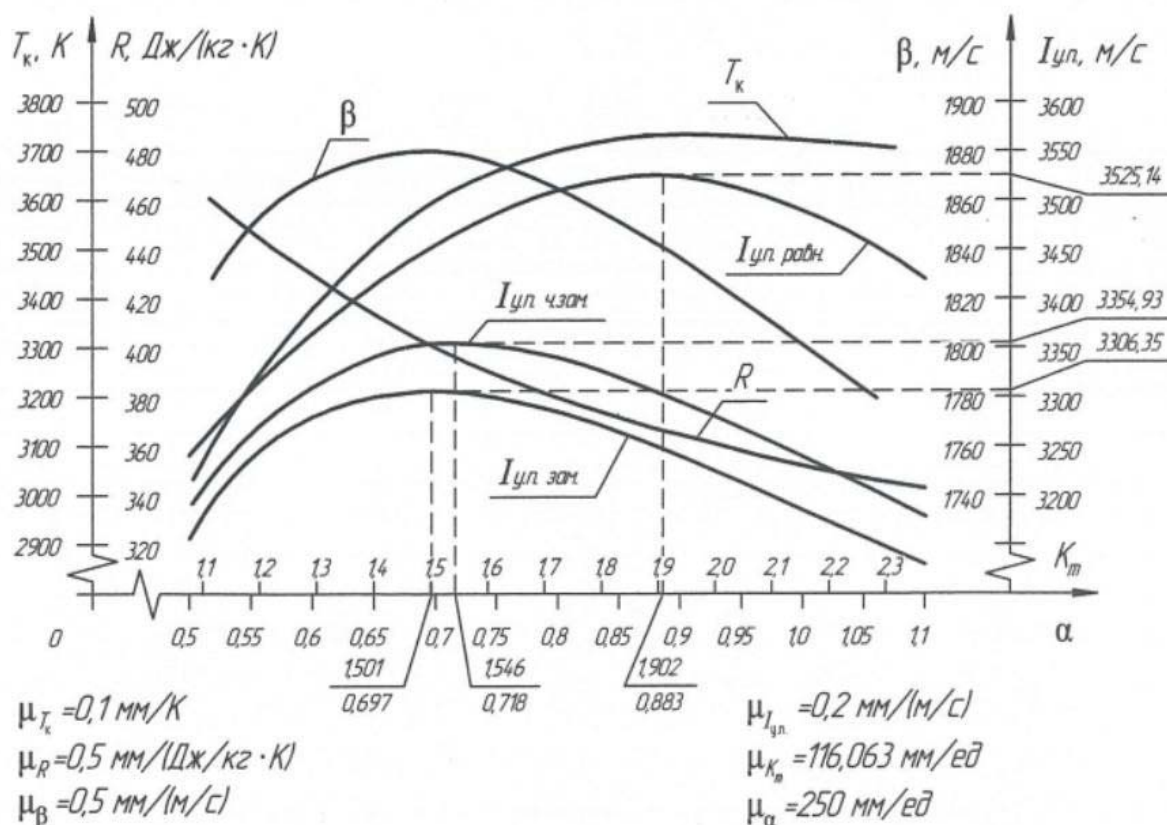


Рис. 1. К оптимизации соотношения компонентов топлива при разных моделях течения рабочего тела в сопле

Поскольку разрабатываемые ЖРД не относятся к ЖРД малой тяги (ЖРД МТ), в качестве основной модели дальнейших расчетов рабочих процессов принимается модель равновесного течения, для которой определено условно оптимальное соотношение компонентов α_{optim} , принимаемое постоянным во всех дальнейших расчетах.

2.4. Проектирование проточной части камеры ЖРД

2.4.1. Расчет распределения параметров рабочего тела по длине сопла

В проектирование проточной части камеры ЖРД входит предварительный расчет основных размеров в предположении равновесного течения рабочего

тела: по рассчитанному для принятого оптимального соотношения компонентов α_{optim} пустотному удельному импульсу $I_{y,n}$ и заданной пустотной тяге одной камеры P_n определяется номинальный расход топлива $\dot{m}_n = P_n / I_{y,n}$, а затем при рассчитанных удельных площадях $F''_{\text{кр}}$ и F''_a вычисляются площади критического $F_{\text{кр}} = \dot{m}_n F''_{\text{кр}}$ и выходного $F_a = \dot{m}_n F''_a$ сечений сопла, а, следовательно, и соответствующие диаметры.

Затем рассчитывается распределение параметров рабочего тела: скорости W_i , плотности ρ_i , числа Маха M_i , давления p_i и температуры T_i по длине проточной части сопла, т.е. для различных относительных площадей $F_{\text{отн } i} = F_i / F_{\text{кр}}$. Причем расчетные сечения выбираются таким образом, чтобы большее их число находилось в области наибольших градиентов параметров, т.е. в трансзвуковой области.

Примерная схема разбиения сопла на участки представлена на рис. 2, где первый расчетный участок ($j=1$) образован выходным сечением камеры сгорания (оно же первое входное сечение сопла с номером $i=1$) и вторым расчетным сечением сопла с $i=2$, а последний расчетный участок ограничен выходным сечением (индекс a) и предпоследним расчетным сечением сопла.

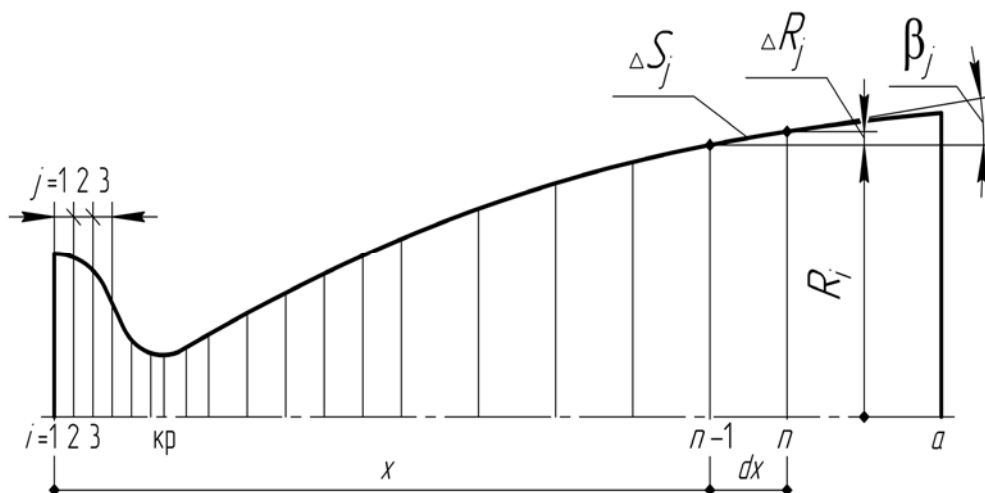


Рис. 2. Схема разбиение сопла на участки и расчетные сечения

Типовой файл исходных данных для этой задачи имеет вид:

<PRG>

```
I=0, p=12.5, pa=12,10,8,7,кр,5,4,3,2,1,0.5,0.07,
FUEL=(C10H20[-1700]),
OX=(H13.49N17.14O46.66[-2000]),
ALPHA=0.87;
```

(11)

Здесь значение $\alpha = 0.87$ соответствует определенному оптимальному значению (см. п. 2.3), а ряд давлений $p_a = 12, 10, 8, 7, 5, 4, 3, 2, 1, 0.5, 0.07$ может корректироваться, если в дальнейшем выяснится, что расчетных данных в области больших градиентов недостаточно. В частности, целесообразно провести расчет для входного сечения сопла, а также для сечения, в котором число $M = 1.4 \pm 0.05$. Кроме того, одно из расчетных сечений должно соответствовать выходному сечению насадка, т.е. быть в заданное число раз больше или меньше площади номинального выходного сечения, чему отвечает такое же соотношение относительных площадей $F_{отн}$. Директива <PRG> обеспечивает вывод на печать состава рабочего тела в расчетных сечениях в массовых долях g .

Необходимые для дальнейших расчетов данные сводятся в таблицу 1, а распечатки результатов расчета помещаются в Приложении Б к РПЗ.

Таблица 1. Распределение параметров потока по длине проточной части сопла. Равновесное приближение

Номер сечения	P_i , МПа	T_i , К	ρ_i , кг/м ³	W_i , м/с	F_i^{II} , м ² /((кг/с))	$F_{отн\ i}$	M_i	λ_i	$I_{y.п\ i}$, М/с
камера сгорания	p_k	T_k	ρ_k	0	-	-	0	0	-
$i=1$									
...
КР						1	1	1	
...
Выходное сечение	p_a								

2.4.2. Камера сгорания и сужающаяся часть сопла

Контур проточной части камеры, включающий камеру сгорания, сужающуюся и транззвуковую части сопла, может быть приближенно представлен как сочетание отрезков прямых и дуг окружностей с радиусами R_1 , R_2 и R_3 , притом что расширяющаяся часть сопла может выполняться как конической – поверхность образуется вращением прямой, наклонной под углом β_a к оси вращения (рис. 3), так и профилированной – парабола как образующая поверхности (рис. 6).

Исходя из системной функции сужающейся части сопла [6, 9] для ЖРД с тягой, большей 1600 Н (т.е. для всех представленных в Приложении И вариантов задания на курсовое проектирование), её образующая может быть выполнена или радиусно-конической – когда дуги окружностей с радиусами R_1 и R_2

сопряжены отрезком прямой касательной, расположенной под углом $\alpha_{вх}$ к оси вращения (рис. 4), или радиусной – когда $\Delta X=0$ и дуги сопрягаются непосредственно с общей касательной в точке сопряжения [9], углы наклона которой должны находиться в том же диапазоне, что и для радиусно-конической образующей: $50^\circ < \alpha_{вх} < 80^\circ$.

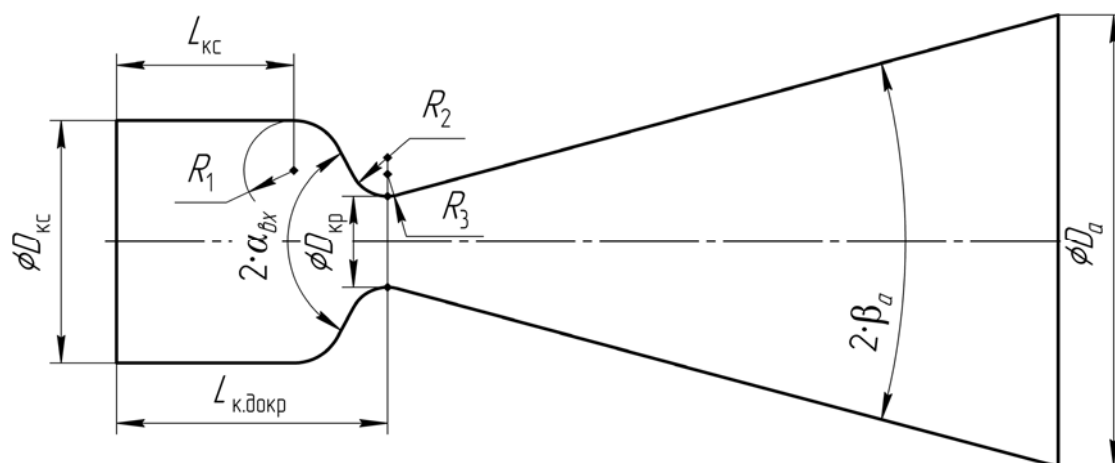


Рис. 3. Схема построения проточной части камеры с коническим соплом

Значения радиуса входа в сопло задаются в долях радиуса камеры сгорания $R_{КС}$ в интервале $R_1 \approx (0,8 \dots 1,2) R_{КС}$, а радиус образующей контура вблизи трансзвуковой области сопла выражают через $R_{кр}$ – радиус минимального (критического) сечения сопла: $R_2 \approx (0,8 \dots 1,2) R_{кр}$.

Назначение диаметра $\phi D_{КС}$ камеры сгорания ведется в предположении практически изобарных рабочих процессов в ЖРД без дожигания рабочего тела турбины, для чего обеспечивается неравенство $F_{КС}/F_{кр} > 3 \dots 4$, имея в виду, что современные конструкции смесительных головок обеспечивают большую расходонапряженность, чем у двигателей-прототипов, большинство которых разрабатывалось в 1960-е...1980-е годы. У ЖРД с дожиганием рабочего тела турбины камеры сгорания, как правило, приближаются к скоростным с относительной площадью $2,5 < F_{КС}/F_{кр} < 3$, однако в данном курсовом проекте и скоростные камеры рассчитывают в предположении изобарного горения топлива. Выбранное в качестве первого приближения значение относительной площади камеры $F_{КС}/F_{кр}$ при дальнейшем проектировании может корректироваться, например, с учетом конструкции смесительной головки и др. особенностей, но в рамках настоящего курсового проекта принимается постоянным, а входному

сечению сопла как характерному сечению отвечает относительная площадь $F_{отн} = F_{кс}/F_{кр}$.

Для камеры с известным радиусом камеры сгорания $R_{кс}$ выбор конкретных значений R_1 и R_2 из рекомендуемых диапазонов, в том числе в сочетании, когда нет конического участка и $\Delta X=0$ [9], на практике определяется анализом компоновки ТНА и камеры, конструкцией смесительной головки, особенностью внутреннего охлаждения камеры и обеспечением в ней устойчивости рабочего процесса и стабильности пристеночного слоя, от которого во многом зависит эффективность охлаждения. Поскольку в настоящем курсовом проекте эти вопросы не рассматриваются, в первом приближении можно считать предпочтительным радиусный вход для камер с давлением в камере p_k , большим 12 МПа, а также и для меньших давлений, если такой профиль реализован в двигателе-прототипе.

Расчет осевых размеров сужающейся части сопла с радиусно-конической образующей может вестись или с использованием процедур применяемого программного продукта, например, «Компас», или вычисляться планиметрически, согласно рис. 4.

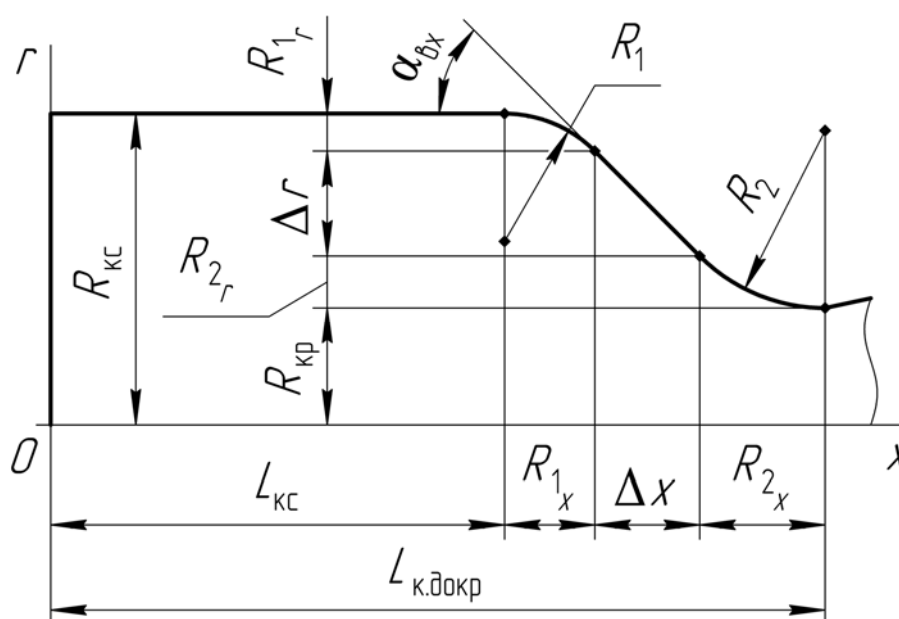


Рис. 4. Схема расчета размеров камеры сгорания и сужающейся части сопла

Длину докритической части камеры находят по формуле, следующей из чертежа (см. рис. 4)

$$= L_{\text{KC}} + R_{1x} + \Delta x + R_{2x}, \quad (12)$$

где: R_{1x} – проекция части окружности с радиусом R_1 на ось x ; R_{2x} – проекция конической образующей на ось x ; R_{2x} – проекция части окружности с радиусом R_2 на ось x , а длина цилиндрической части L_{KC} , т.е. собственно камеры сгорания, будет рассчитана в дальнейшем.

Проекция части окружности с радиусом R_1 на ось x

$$R_{1x} = R_1 \cdot \sin \alpha_{\text{ex}}. \quad (13)$$

Проекция конической образующей на ось x

$$\Delta x = \Delta r \cdot \operatorname{tg}(90^\circ - \alpha_{\text{ex}}) = (R_{\text{KC}} - R_{1r} - R_{2r} - R_{\text{кр}}) \cdot \operatorname{tg}(90^\circ - \alpha_{\text{ex}}), \quad (14)$$

где Δr – проекция конической образующей на ось ординат r ; R_{1r} – проекция части окружности с радиусом R_1 на ось ординат r ; R_{2r} – проекция части окружности с радиусом R_2 на ось ординат r .

Таблица 2. Требуемая приведенная длина камеры сгорания и время пребывания в камере сгорания ракетного топлива [6, с. 338]

№ п/п	Топливо	$L_{\text{пр}}, \text{ м}$	$\tau_{\text{пр}}, \text{ мс}$
1	Водород – кислород	0,25...0,6	0,26...0,62
2	Керосин – кислород	1,08...2,0	1,50...2,78
3	НДМГ – кислород	1,4...2,1	1,88...2,82
4	НДМГ – N_2O_4	1,0...2,0	1,44...2,88
5	НДМГ – АК	1,5...2,25	2,24...3,35
6	Керосин – АК	1,5...2,5	2,35...3,90
7	Аммиак – фтор	1,0...1,5	1,10...1,65

Примечание: АК – окислитель на основе азотной кислоты и тетраоксида азота, например аналогичный Ак-27.

Полученное значение длины сужающейся части сопла проверяется по чертежу проточной части, выполненному в масштабе по правилам построения геометрических кривых.

Длина камеры сгорания L_{KC} рассчитывается, исходя из обеспечения необходимого времени пребывания топлива в части камеры, объединяющей камеру сгорания с объемом V_{KC} и сужающуюся часть сопла известных размеров и, следовательно, объема $V_{\text{суж}}$.

Необходимое условное время пребывания топлива $\tau_{пр}$ или соответствующее ему значение приведенной длины

$$L_{пр} = (V_{кс} + V_{суж}) / F_{кр} \quad (14)$$

для большинства топлив может быть взято из таблицы 2 с учетом рекомендаций [6], или принято таким же, как у камеры ЖРД-прототипа.

Для взятой для конкретного топлива приведенной длины $L_{пр}$ и вычисленного по соотношению (14) необходимого суммарного объема $(V_{кс} + V_{суж})$ при известности значения $V_{суж}$ вычисляется требуемая длина камеры сгорания как

$$L_{кс} = (L_{пр} F_{кр} - V_{суж}) / F_{кс}. \quad (15)$$

Если известно только значение необходимого времени пребывания $\tau_{пр}$, то минимальная длина цилиндрической камеры сгорания вычисляется по соотношению

$$L_{кс} = [(\tau_{пр} R_k T_k F_{кр}) / \beta - V_{суж}] / F_{кс}, \quad (16)$$

где значения параметров продуктов сгорания в камере R_k , T_k и расходного комплекса β берутся по результатам термодинамического расчета для принятого оптимального соотношения компонентов – файл (11).

При этом для одинаковых топлив и прочих равных условий требуемые время пребывания $\tau_{пр}$ или приведенная длина камеры сгорания $L_{пр}$ обратно пропорциональны давлению в камере в степени 0,5, т.е. при четырехкратном увеличении давления в камере p_k и время пребывания, и приведенная длина камеры могут быть уменьшены примерно в 2 раза.

Полученные расчетом значения $L_{кс}$ округляются в большую сторону и берутся из ряда предпочтительных размеров с учетом возможных технологически обусловленных отклонений. Размеры на чертеже проточной части камеры проставляются, исходя из условия однозначного воспроизведения контура в конструкторской документации для вариантов с коническим и профилированным соплами.

2.4.3. Коническое сопло с оптимальным углом наклона образующей

С методическими целями в курсовом проекте рассматривается вариант камеры двигателя с конической расширяющейся частью сопла, оптимизированной по углу наклона образующей по критерию максимального значения коэффициента сопла

$$\varphi_c = \varphi_{тр} \varphi_p, \quad (17)$$

где: $\varphi_{\text{тр}}$ – коэффициент, учитывающий потери на трение, φ_p – коэффициент, учитывающий потери тяги из-за непараллельности потока в выходном сечении сопла (так называемые потери на рассеяние или с радиальной скоростью).

Потери на рассеяние рассчитываются по приближенной формуле

$$\varphi_p = (1 + \cos \beta_a) / 2. \quad (18)$$

Потери на трение учитываются коэффициентом, определяемым как:

$$\varphi_{\text{тр}} = 1 - \Delta R_{\text{тр}x} / R_{\text{п.и}}, \quad (19)$$

где: $\Delta R_{\text{тр}x}$ – проекция на ось симметрии сопла суммарной силы трения, действующей на стенки сопла от входа до критического сечения и далее – до выходного сечения; $R_{\text{п.и}}$ – пустотная идеальная тяга, развиваемая камерой при отсутствии трения (в нашем случае – равная заданной номинальной пустотной тяге).

Для сопла, разбитого на расчетные сечения (i) и участки (j), согласно представленной на рис. 2 схеме, проекция на ось симметрии сопла суммарной силы трения $\Delta R_{\text{тр}x}$, действующей на стенки сопла, вычисляется как сумма проекций на ось симметрии X сил трения ΔR_j , приложенных к поверхностям сопла на расчетных участках. При этом образующая для каждого расчетного участка заменяется отрезком прямой, наклонной к оси симметрии под углом β_{xj} , а поверхность ΔS_j каждого расчетного участка вычисляется как поверхность соответствующего усеченного конуса

$$\Delta S_j = |F_{i+1} - F_i| / \sin \beta_{xj}, \quad (20)$$

где под знаком модуля – разность проходных площадей расчетных сечений для j -того расчетного участка: $\Delta F_j = |F_{i+1} - F_i|$.

Тогда проекция на ось X силы трения на расчетном участке с номером j ΔR_{jx} выражается как

$$\Delta R_{jx} = \Delta R_j \cdot \cos \beta_{xj} = \Delta S_j \tau_{\text{тр}j} \cos \beta_{xj}, \quad (21)$$

а напряжение трения $\tau_{\text{тр}j}$ вычисляется для осредненных для участка с номером j значений плотности ρ_j , скорости потока W_j и рассчитанного для этих значений коэффициента трения $C_{f,j}$ по соотношению

$$\tau_{\text{тр}j} = C_{f,j} (\rho_j W_j^2 / 2). \quad (22)$$

В свою очередь коэффициент трения $C_{f,j}$ для участка с номером j рассчитывается по соотношению Авдуевского [6, с. 367]

$$C_{f,j} = C_{f0} (T_{\text{ст}j} / T_j)^{-0,35} [1 + 0,44 (k_j - 1) M_j^2]^{-0,55}, \quad (23)$$

в которое подставляются значения коэффициента трения для несжимаемой изотермической среды на технически гладкой поверхности $C_{f0}=0,005$, при том, что осредненные значения $\rho_j=1/\bar{V}_j$, k_j и M_j определяются по данным расчета (таблица 1), а температуру стенки на расчетном участке $T_{ст j}$ принимается равной 1000 К, если температура рабочего тела $T_j > 1000$ К, или $T_{ст} = T_j$ для $T_j < 1000$ К. При этом из соотношения (23) следует, что наличие системы охлаждения приводит к увеличению напряжений трения и появлению дополнительных потерь тяги как следствие неизотермичности течения.

Для вычисленных по выражениям (20), (21), (22) и (23) значений промежуточных величин для каждого из участков рассчитывается значение осевой составляющей силы трения ΔR_{xj} и суммы для сужающейся части сопла

$$\Delta R_{x \text{ суж}} = \sum_{j=1}^{j_{кр}} 6F_j \tau_{тр j} \operatorname{ctg} \beta_{xj}, \quad (24)$$

где суммирование ведется по расчетным участкам от первого с $j=1$ до того участка, в котором правое расчетное сечение совпадает с критическим $j = j_{кр}$.

Тогда для расширяющейся части сопла расчетное выражение принимает аналогичный вид

$$\Delta R_{x \text{ расш}} = \sum_{j=j_{кр}+1}^{j_a} 6F_j \tau_{тр j} \operatorname{ctg} \beta_{xj}, \quad (25)$$

где суммирование ведется от расчетного участка $j = j_{кр} + 1$, левое расчетное сечение которого совпадает с критическим $F_{кр}$, до расчетного участка, правое расчетное сечение которого совпадает с выходным сечением сопла F_a (см. рис. 2).

Расчет для одного участка приводится в РПЗ с подстановкой чисел в формулы (20)...(23), а результаты для этого и других участков сносятся в таблицу 3 с применением, там, где это целесообразно, масштабных коэффициентов, например, для ΔF_j , $\tau_{тр j}$ и ΔR_{xj} .

Таблица 3. Расчетные данные для потерь на трение в сужающейся части сопла

j	ρ_j , кг/м ³	W_j , м/с	T_j , К	M_j	ΔF_j , м ²	β_{xj} , градусы- минуты	$\operatorname{ctg} \beta_{xj}$	C_{fj}	$\tau_{тр j}$, Н/м ²	ΔR_{xj} , Н
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$j = 1$										
...
$j = j_{кр}$										

Для сопла в целом выражение (19) примет вид

$$\varphi_{\text{тр}} = 1 - \Delta R_{\text{тр.х}} / R_{\text{п.и}} = 1 - (\Delta R_{\text{х суж}} + \Delta R_{\text{х расш}}) / R_{\text{п.и}} \quad (26)$$

Расчет потерь на трение в расширяющейся части сопла ведется по этой же методике с учетом того, что для конического сопла угол наклона образующей не меняется для каждого варианта $\beta_{\text{х}} = \beta_{\text{а}} = \text{const}$ и $\text{ctg}(\beta_{\text{х}}) = \text{const}$ как постоянный множитель в выражении (25), и поэтому наличие столбцов 7 и 8 в таблице 3 становится нецелесообразным.

С учетом постоянства множителя $\text{ctg}(\beta_{\text{х}})$ в выражении (25) увеличению угла наклона образующей $\beta_{\text{х}} = \beta_{\text{а}}$ как параметра отвечает снижение потерь на трение, т.е. коэффициент $\varphi_{\text{тр}}$ монотонно возрастает, тогда как увеличивается радиальная компонента скорости и, согласно выражению (18) монотонно уменьшается значение коэффициента $\varphi_{\text{р}}$, учитывающего потери на рассеяние. Эти две противоположные тенденции изменения сомножителей $\varphi_{\text{с}} = \varphi_{\text{тр}} \varphi_{\text{р}}$ (17) обуславливают существование значения угла $\beta_{\text{х}} = \beta_{\text{а}} = \beta_{\text{optim}}$, при котором потери минимальны и, соответственно, коэффициент $\varphi_{\text{с}}$ принимает максимальное значение.

Задаваясь рядом значений угла $\beta_{\text{х}} = \beta_{\text{а}}$, например, с шагом 1° в интервале $5^\circ \leq \beta_{\text{а}} \leq 20^\circ$ и $30'$ вблизи максимума $\varphi_{\text{с}}$, и вычисляя для каждого из них коэффициенты $\varphi_{\text{р}}$ и $\varphi_{\text{тр}}$, с учетом ранее рассчитанного $\Delta R_{\text{х суж}} = \text{const}$ и переменного $\Delta R_{\text{х расш}} = \text{var}$, их произведение $\varphi_{\text{с}}$, находим значение β_{optim} , округляемое в большую сторону, имея в виду технологически обусловленные погрешности выполнения конусной поверхности. Расчеты для одного значения угла $\beta_{\text{а}}$ приводят в РПЗ с подстановкой чисел в формулы. Полученные для ряда углов данные помещают в таблицу, примером которой может служить таблица 4.

Таблица 4. Условная оптимизация конического сопла

$\beta_{\text{а}}$	5°	6°	7°	...	10°	$10^\circ 30'$	11°	$11^\circ 30'$	12°	...	20°
$\varphi_{\text{р}}$											
$\Delta R_{\text{х расш}}$											
$\varphi_{\text{тр}}$											
$\varphi_{\text{с}}$											

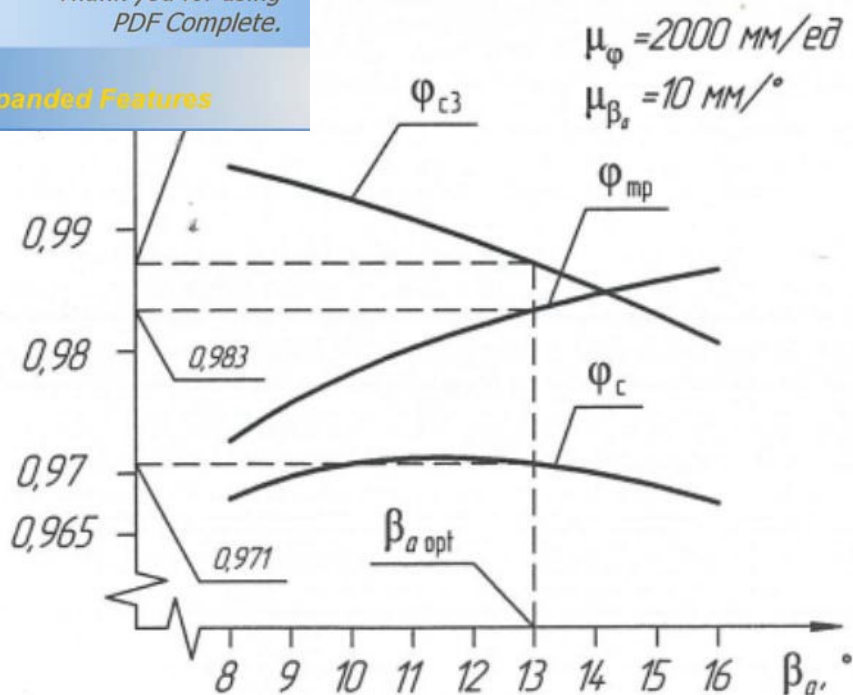


Рис. 5. Оптимизация конического сопла

Результаты оптимизации иллюстрируются графически по схеме, аналогичной примеру, представленному на рис. 5: кривыми, отражающими зависимости $\varphi_p(\beta_a)$, $\varphi_{тр}(\beta_a)$ и $\varphi_c(\beta_a)$ с обозначением в качестве характерной точки β_{optim} и соответствующего максимального значения $\varphi_{с\text{ max}}$.

Представляется полезным отметить, что максимальное значение коэффициента конического сопла $\varphi_{с\text{ max}}$ меньше этого же показателя для двигателя-прототипа, снабженного соплом с профилированной расширяющейся частью, которое к тому же имеет меньшие осевые габариты, чем у условно оптимального конического сопла.

2.4.4. Профилированное сопло с угловым входом

В качестве приближенного варианта оптимального сопла с профилированной расширяющейся частью проектируется сопло с образующей в виде кривой МА (рис. 6), соответствующей параболе второго порядка, которая строится геометрически, методом касательных, по известным координатам двух точек – М и А и углам наклона касательных в этих точках – β_m и β_a , соответствующих, как и длина X_a , оптимальному профилю [5, 6, 9].

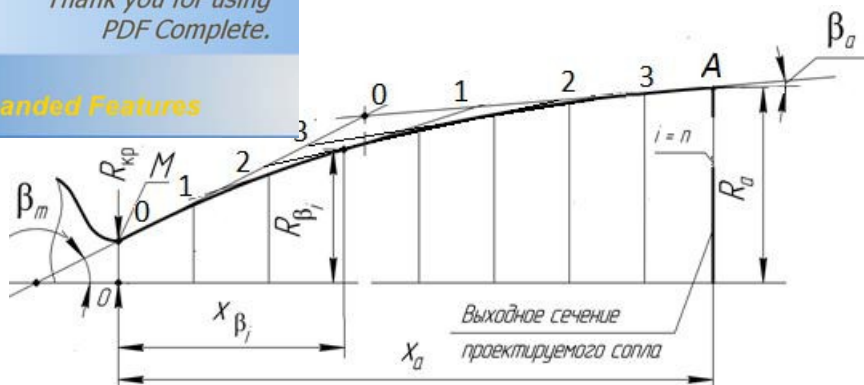


Рис 6. Профилирование расширяющейся части сопла с угловым входом

Для выбора углов β_m и β_a и длины расширяющейся части сопла X_a используются безразмерные параметры оптимальных параболических профилей, представленные в таблицах [9, кн. 1, с. 355...362] для показателя адиабаты (или изоэнтропы) $k=1,1\dots1,25$ и диапазона углов $0\leq\beta_a\leq26^\circ$. При этом относительные диаметры $D_{\text{отн}}=D_a/d_{\text{кр}}$ изменяются в диапазоне $1,1<D_{\text{отн}}<100$, который охватывает степени расширения сопел проектируемых ЖРД. Показатель адиабаты k приравнивается к условному показателю изоэнтропы $n_{\text{усл}}$, значение которого получено в результате термодинамического расчета для выходного сечения сопла в предположении равновесного течения $n_{\text{усл}} = n_a$.

Необходимое для построения оптимального профиля сопла значение угла β_a выбирается по таблице 5 или, по согласованию с руководителем проекта и консультантом, берется по данным прототипа.

Таблица 5. Соответствие степени расширения рабочего тела и близкого к оптимальному угла наклона образующей в выходном сечении сопла

p_{κ}/p_a	10	50	100	500	1000	2000
$\beta_{a \text{ optim}}$	6°	9°	9° 30'	10°	11° 30'	12°

По таблице [9, кн. 1, с. 355...362] для рассчитанных $k=n_{\text{усл}}$, относительного диаметра $D_{\text{отн}}=R_a/R_{\text{кр}}=(F_a/F_{\text{кр}})^{0,5}$ и выбранного угла β_a определяется относительная длина расширяющейся части сопла X_a и угол входа β_m . При этом данные из таблицы интерполируются линейно для учета отличий табличных и имеющихся

значений параметров и методом от касательных (см. рис. 6) строится образующая сопла с угловым входом, т.е. $R_3=0$.

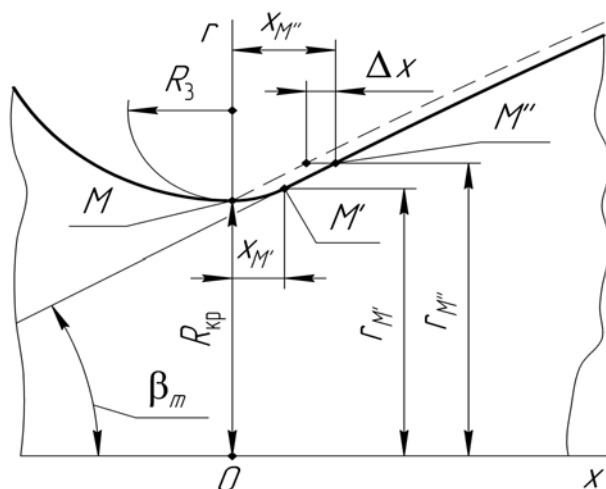


Рис. 7. Построение трансзвуковой части сопла с «закругленной угловой точкой», $R_3 \neq 0$.

По ряду причин (сложность стабилизации пристеночного слоя, опасность возгорания острой кромки в окислительной среде, технологические трудности изготовления и сохранения и др.) угловая точка M с нулевым радиусом ($R_3=0$) не может быть выполнена в конструкции и поэтому она скругляется радиусом $R_3 \neq 0$ (см. рис. 7). В этом случае профиль, построенный для варианта с острой кромкой (пунктирная линия на рис. 7), смещается вдоль оси симметрии X параллельно на значение Δx и точке M ставится в соответствие точка M' и соответственно осевой габарит сопла увеличивается незначительно, т.е. на эту же малую величину Δx , рассчитываемую планиметрически по схеме, приведенной на рис. 7.

В виду приближенности оптимизации сопла указанные уточнения с закруглением углового входа отражать на чертеже проточной части спроектированной камеры и учитывать при расчете коэффициента сопла не представляется целесообразным, а размеры расчетных участков определяются по чертежу (рис. 6), выполненному в удобном масштабе.

Коэффициент сопла с параболическим профилем рассчитывается по описанной методике, расчет для одного участка расширяющейся части сопла приводится в РПЗ с подстановкой числовых данных в формулы, а результаты для всех участков представляются в форме, аналогичной таблице 3.

2.4.5. Основные размеры и параметры камеры с учетом потерь

Размеры проточной части, найденные в предположении одномерности течения и идеального протекания рабочих процессов в камере, должны корректироваться с учетом значений коэффициентов, отражающих отличие реальных процессов в камере сгорания и сопле от их идеального описания: φ_k – в камере сгорания и φ_c – в сопле. И, если значение коэффициента сопла рассчитывается по описанной выше методике, то в виду отсутствия на текущем этапе проектирования сведений о конструкции смесительной головки и организации внутреннего охлаждения камеры и, поэтому, невозможности рассчитать коэффициент камеры φ_k , его значение берут по данным двигателя-прототипа или, если достаточных сведений нет, назначают в первом приближении из диапазона $\varphi_k=0,96\dots0,985$.

Значение действительного пустотного удельного импульса (буква d – действительный в нижнем индексе) вычисляется по соотношению

$$I_{y.p.d} = \varphi_k \varphi_c I_{y.p.i}, \quad (27)$$

где величины с буквой i – идеальный в нижнем индексе получены термодинамическим расчетом для принятого оптимальным соотношения компонентов в предположении равновесного течения в сопле.

Тогда действительный расход топлива вычисляется как

$$\bar{m}_d = \frac{\bar{m}_i}{\varphi_k \varphi_c},$$

а размеры критического и выходного сечений сечения корректируются по соотношениям

$$F_{кр.д} = \frac{F_{кр.и}}{\varphi_c} \text{ и } F_{a.д} = \frac{F_{a.и}}{\varphi_c}.$$

Рассчитанные линейные размеры (диаметры критического и выходного сечений) округляются в большую сторону до соответствующих значений из предпочтительного ряда с учетом технологически обусловленной точности их выдерживания при изготовлении. При этом в виду приближенности полуэмпирических методик дальнейших расчетов, в частности – характеристик ЖРД с отрывными течениями в сопле, а также, учитывая ограниченную точность

представления результатов на графиках, выполняющих в основном презентационную и иллюстрирующую функцию, корректировку размеров можно не учитывать, кроме итогового сравнения результатов проектирования и данных двигателя-прототипа.

2.5. Расчет и построение характеристик ЖРД

2.5.1. Дроссельные характеристики

Дроссельной или расходной характеристикой конкретного ракетного двигателя называется зависимость тяги и удельного импульса от расхода одного и того же топлива (или давления в камере) при постоянном давлении окружающей среды, в данном случае – атмосферном давлении на уровне моря [13], $p_h \approx 0,1$ МПа.

Практическое назначение расчета и построения дроссельных характеристик – определить предельную границу уменьшения расхода топлива (давления в камере) и, соответственно, тяги и удельного импульса и оценить возможность испытания камеры с насадком или без него без нарушения безотрывности течения в сопле при атмосферном давлении на уровне моря, т.е. без имитации высотных условий. При выполнении расчетов принимается допущение о полном завершении всех рабочих процессов в камере сгорания и равновесном течении в сопле на всех режимах.

Для участков характеристик с безотрывным течением вычисляются координаты характерных точек, соответствующих номинальному давлению в камере сгорания $p_{к. ном}$, а также давлениям в камере, при которых сопла работают на расчетных режимах: $p_{к.рр1}$ и $p_{к.рр2}$ (без насадка и с насадком). К характерным режимам относится также работа при давлении в камере $p_{к.п}$, при котором камеры с соплами без и с дорасширительным насадком развивают одинаковую тягу (точка пересечения графиков дроссельных характеристик камер без насадка $F_a = F_{a1}$ и с насадком $F_a = F_{a2}$). Это давление $p_{к.п}$ находится из уравнения:

$$\frac{p_{к.п} F_{кр}}{\beta_{у.п1}} I - F_{a1} p_{h0} = \frac{p_{к.п} F_{кр}}{\beta_{у.п2}} I - F_{a2} p_{h0}. \quad (28)$$

На участке отрывных течений в сверхзвуковой части сопла при больших степенях перерасширения течение приближенно описывается соотношениями, полученными для конических сопел с углами наклона образующих $\beta_a \geq 15^\circ$, для

которых характерно восстановление давления на стенке сопла за системой скачков до давления окружающей среды [6, 9]. При этом граница работоспособности камеры ЖРД в сторону уменьшения давления в камере p_k от номинального $p_{k. \text{ ном}}$ до $p_{k. \text{ min}}$ определяется положением сечения отрыва потока в сечении сопла с числом Маха $M_{\text{min}}=1,4\pm 0,05$, тогда как возможность увеличения давления p_k условно считается неограниченной, но в методических целях признается целесообразным ограничиться давлением p_k , превышающим на 5...10% то давление $p_{k. \text{ п}}$, при котором камеры с насадком и без насадка развивают одинаковую тягу.

Во всем диапазоне давлений в камере $p_k = \text{var}$ ($\bar{m} = \text{var}$) расходный комплекс β считается не меняющим значение, т.е. $\beta = \text{const}$, а во всех сечениях сопла F_i (см. рис. 2) с безотрывным течением принимаются постоянными значения отношения давлений $\pi_i = p_i/p_k = \text{const}$, числа Маха $M_i = \text{const}$, а также значения пустотного удельного импульса $I_{y. \text{ п}} = \text{const}$, рассчитанные для номинального режима (см. таблицу 1). При таких допущениях расчет нелинейного участка дроссельной характеристики тяги от давления в камере ведется, исходя из определения давления в камере p_{ki} , при котором система скачков давления вызывает отрыв потока в расчетном сечении F_i с числом Маха M_i из диапазона $1,4\pm 0,05 \leq M_i \leq M_a$ с известным относительным давлением π_i по соотношению

$$p_{ki} = \frac{p_{h0}}{\pi_i(0,39 + 0,73M_i)} \quad (29)$$

На этом участке тяга P_i и удельный импульс $I_{y. i}$ при отрыве потока в сечении F_i рассчитываются по соотношениям

$$P_i = \frac{p F}{\beta} I_{y. \text{ п}} - F_i p_{h0} = \bar{m}_i I_{y. \text{ п}} - F_i p_{h0} \quad \text{и} \quad (30)$$

$$I_{y. i} = \frac{P_i \beta}{p_{ki} F_{\text{кр}}} = \frac{P_i}{\bar{m}_i} \quad (31)$$

В РПЗ помещаются расчеты координат характерных точек дроссельных характеристик по описанной методике с подстановкой численных данных в расчетные формулы, а результаты расчета для режимов с безотрывным течением приводятся в таблице, примером которой может служить таблица 6.

Таблица 6. Расчетные данные к построению дроссельной характеристики для режимов безотрывного течения

p_k ,	\bar{m} ,	P_1 ,	I_{y1} ,	P_2 ,	I_{y2} ,
МПа	кг/с	КН	м/с	КН	м/с
$n_v=0$	0				
$p_{k\text{ ск } 1}$					
$p_{k\text{ ск } 2}$					
$p_{k.\text{ном}}$					
$p_{k.\text{pp}1}$					
$p_{k.\text{pp}2}$					
$p_{k.\text{п}}$					
$p_{k.\text{max}}$					

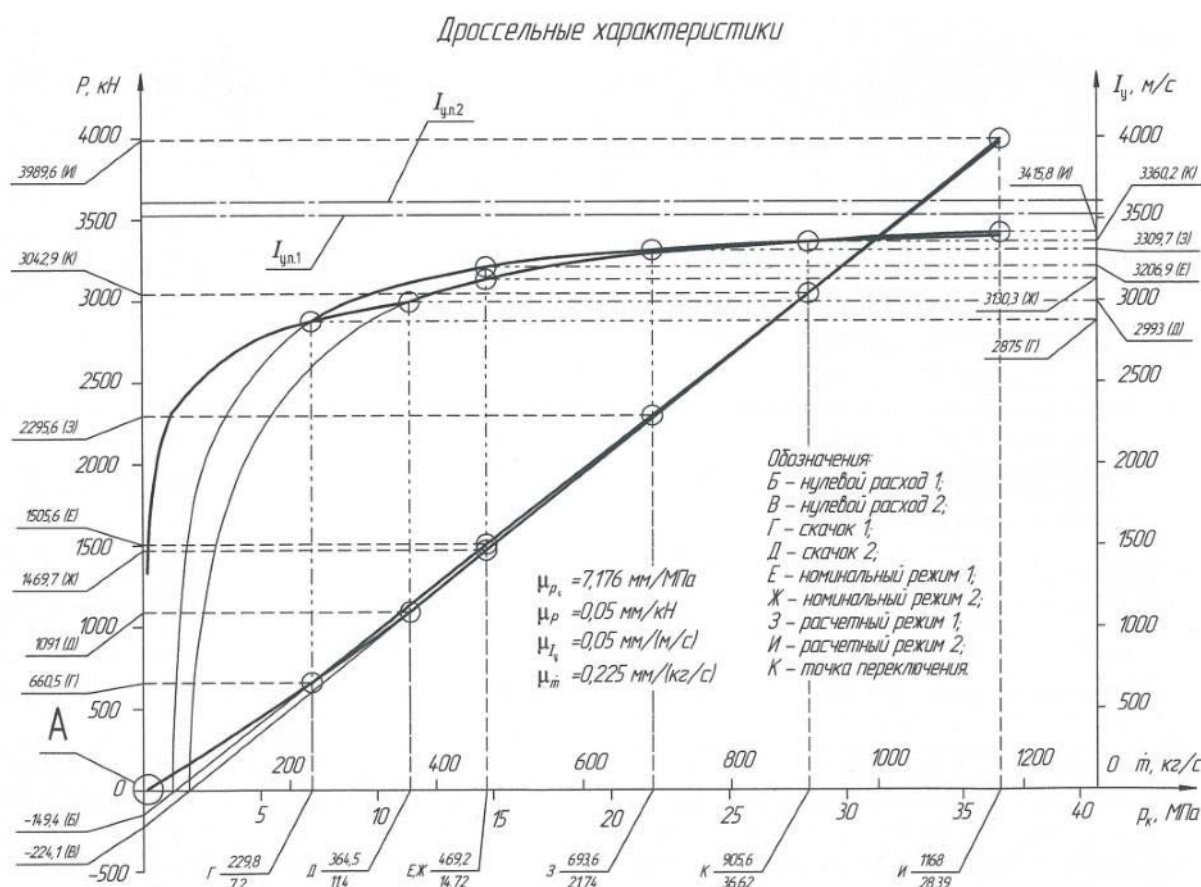
Для режимов с отрывным течением в сопле в качестве аргумента при расчете дроссельной характеристики представляется удобным брать число Маха M_i с соответствующим безразмерным давлением π_i и $I_{y.\pi i}$ для расчетных сечений, выбранных согласно рис. 2 из распечатки термодинамического расчета или таблицы 1, полагая скачок находящимся в этом сечении. Тогда для каждого сечения F_i по соотношению (29) находятся соответствующее давление в камере p_{ki} и расход \bar{m}_i , а также по формулам (30) и (31) вычисляются развиваемая тяга и удельный импульс. В РПЗ помещаются расчеты для одного сечения с подстановкой численных данных в расчетные формулы, а результаты расчета для режимов течения с отрывом потока от стенок сопла приводятся в таблице, аналогичной таблице 7.

Таблица 7. Расчетные данные к построению дроссельной характеристики для режимов течения с отрывом потока от стенок сопла

$M_{\text{ск } i}$	π_i	p_{ki} , МПа	\bar{m} , кг/с	F_{ai} , м ²	$I_{y.\pi i}$, м/с	P_1 , КН	I_{y1} , м/с	P_2 , КН	I_{y2} , м/с
1,4		$p_{k\text{ min}}$							
...
M_{a1}		$p_{k\text{ ск } 1}$		F_{a1}					
...	-	-

M_{a2}		$p_{к\text{ ск } 2}$		F_{a2}				-	-
----------	--	----------------------	--	----------	--	--	--	---	---

По рассчитанным координатам характерных точек строятся графики зависимостей тяги и удельного импульса на единой оси абсцисс с общим нулем, совмещающей шкалы давления в камере и пропорциональные значения расхода топлива, а, значит, и продуктов сгорания, и рабочего тела. Пример таких графиков



приведен на рисунке 8.

Рис. 8. Примерные графики полных дроссельных характеристик единой камеры ЖРД

Если проектируется многокамерный ЖРД, то для него строится дроссельная характеристика, соответствующая поочередному дросселированию условно автономных камер от номинального до минимально возможного давления в камере (отрыв потока в сечении с $M=1,4\pm 0,05$). Методика расчета такой характеристики основывается на первоначальном построении линейных участков для тяги от расхода с последующей корректировкой для участков с отрывным

течением в сопле при дросселировании единичной камеры, согласно представленным в таблице 7 данным [6, стр. 100...106 и 410...411].

Пример графика дроссельной характеристики многокамерной двигательной установки с ЖРД при поочередном дросселировании условно автономных камер представлен в Приложении Д (правый нижний угол).

2.5.2. Высотные характеристики

Полная высотная характеристика камеры представляет собой зависимости тяги $P_y(p_h)$ и удельного импульса $I_y(p_h)$ от давления окружающей среды $p_h = \text{var}$, которое изменяется от нуля до максимального значения $p_{h \max}$, соответствующего отрыву потока глубоко внутри сопла вблизи границы трансзвуковой области, а именно в сечении с числом Маха $M=1,4 \pm 0,05$.

При этом до тех пор, пока не появятся отрывные процессы в выходном сечении сопла, что происходит при давлениях $p_{h \text{ ск } 1}$ или $p_{h \text{ ск } 2}$, характеристики линейны и описываются соотношениями

$$P(p_h) = \bar{m}I_{y.n} - F_a p_h \quad \text{и} \quad (32)$$

$$I_y(p_h) = \frac{P(p_h)}{\bar{m}}. \quad (33)$$

При этом рассчитываются также координаты характерных точек, к которым дополнительно к $p_{h \text{ ск } 1}$ и $p_{h \text{ ск } 2}$ относят номинальное давление окружающей среды $p_{h \text{ ном}}$, давления, соответствующие работе сопла на расчетном режиме $p_{h \text{ pp } 1}$ и $p_{h \text{ pp } 2}$, а также так называемая точка переключения – давление $p_{h \text{ п}}$, при котором сопло без дорасширительного насадка, и сопло с подключенным дорасширительным насадком развивают одинаковую тягу. Значение этого давления находят из уравнения

$$\bar{m}I_{y.n1} - F_{a1}p_{hп} = \bar{m}I_{y.n2} - F_{a2}p_{hп}. \quad (34)$$

Полезными точками, упрощающими построение графиков характеристик, являются те, в которых продолжаемые прямые линии пересекают ось абсцисс: для камеры с соплом без насадка p_{h01} и p_{h02} для камеры с подключенным насадком.

Расчеты для одного значения приводят в РПЗ с подстановкой чисел в формулы, а результаты для всех характерных точек представляют в таблице, аналогичной таблице 8.

Для режимов с отрывным течением в сопле в качестве аргумента при расчете высотной характеристики представляется удобным брать число Маха M_i с соответствующим статическим давлением p_{ai} для расчетных сечений, выбранных согласно рис. 2 из распечатки термодинамического расчета или таблицы 1, полагая скачок находящимся в этом сечении. Тогда для каждого сечения $F_{ск i}$ находится давление окружающей среды $p_{h ск i}$, при котором сечение отрыва будет находиться в этом сечении сопла

$$p_{hск} = p_{ai}(0,39 + 0,73M_i) \quad (35)$$

Таблица 8. Расчетные данные к построению высотной характеристики для режимов безотрывного течения

p_h , МПа	H или h км / м	P_1 , кН	I_{y1} , м/с	P_2 , кН	I_{y2} , м/с
1	2	3	4	5	6
0					
$p_{h ном}$					
$p_{h pp 2}$					
$p_{h п}$					
$p_{h pp 1}$					
$p_{h ск 1}$					
$p_{h ск 2}$					
$p_{h 0 1}$		0	0		
$p_{h 0 2}$		-	-	0	0

Для каждого найденного значения $p_{h ск i}$, развиваемые тяга и удельный импульс вычисляются по формулам (30) и (31), в которые для постоянного номинального расхода топлива $\dot{m} = \text{const}$ (камера сгорания работает на номинальном режиме) вместо p_{h0} подставляются $p_{h ск i}$.

В РПЗ помещаются расчеты для одного сечения с подстановкой численных данных в расчетные формулы, а результаты расчета для режимов течения с отрывом потока от стенок сопла приводятся в таблице, аналогичной таблице 9.

Таблица 9. Расчетные данные к построению высотной характеристики для режимов течения с отрывом потока от стенок сопла

$M_{ск i}$	$p_{a i},$ МПа	$p_{h ск i},$ МПа	H или h км / м	$F_{a ск i},$ м ²	$I_{y. п i},$ м/с	$P_1,$ кН	$I_{y 1},$ м/с	$P_2,$ кН	$I_{y 2},$ м/с
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1,4		$p_{h max}$						-	-
...	-	-
M_{a1}		$p_{h ск 1}$		F_{a1}					
...	-	-
M_{a2}		$p_{h ск 2}$		F_{a2}				-	-

По данным, представленным в таблицах 8 и 9 строят графики, примеры которых приведены на рисунке 9.

ные характеристики в функции от p_h

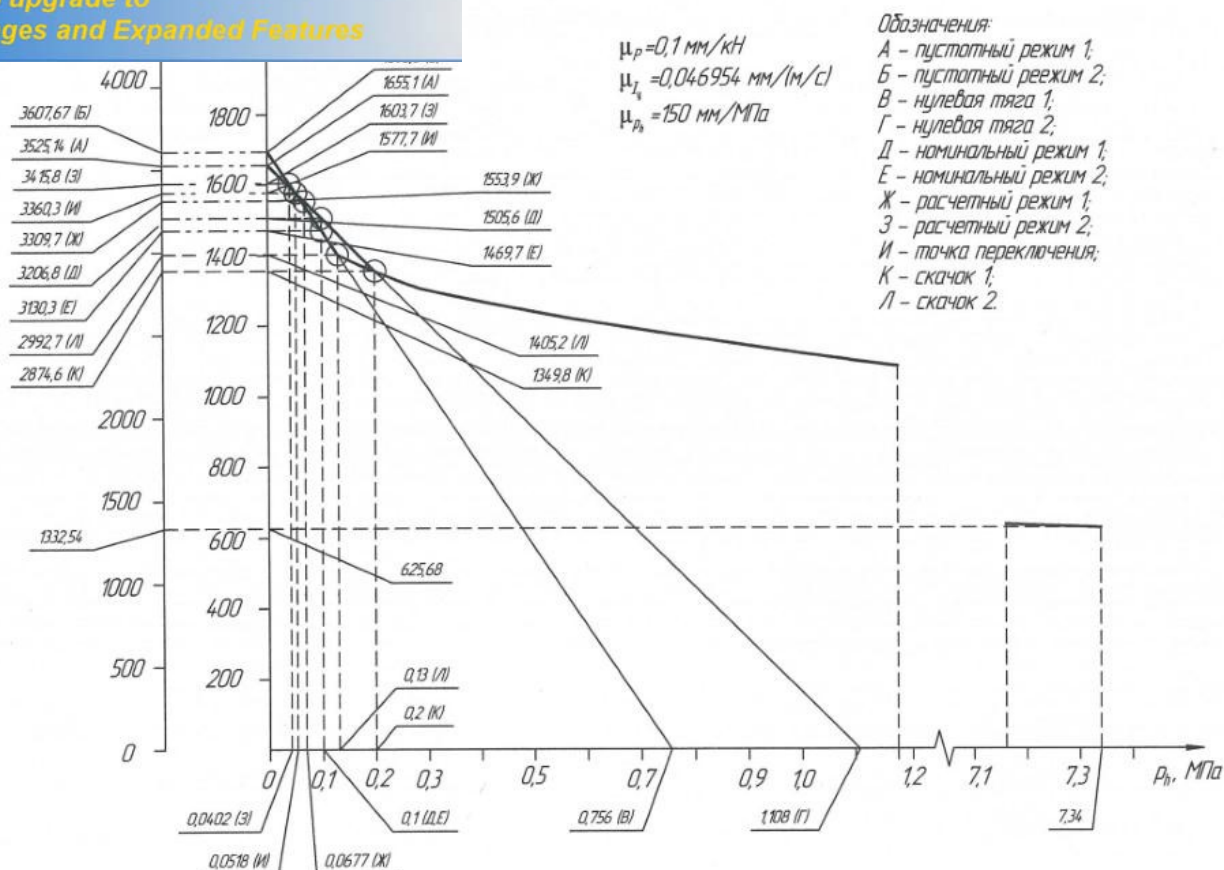


Рис. 9. Графики полных высотных характеристик в зависимости от давления окружающей среды

Высотные характеристики строятся также от высоты полета H , км и глубины хода, h , м. Соответствующие характерным давления условные значения высоты полета H , км находятся по таблицам стандартной атмосферы [13] или по аппроксимирующим формулам [6, с. 70]. Давлениям, большим давления на уровне моря, соответствует условная глубина хода h , м, которая вычисляется, исходя из повышения давления на 1 атмосферу при погружении на каждые 10 метров. Полученные значения вносят в столбцы 2 и 4 таблиц 8 и 9 соответственно. Графики высотных характеристик строятся на оси абсцисс, по которой справа от нуля откладывается высота полета в километрах, а влево – глубина подводного погружения или глубина хода в метрах. В этой же координатной плоскости наносятся горизонтальные прямые, ординаты которых соответствуют значениям пустотного импульса и тяги камер с номинальным соплом, и соплом с подключенным дорасширительным насадком. При этом в тонких линиях сохраняются дополнительные построения.

Пример графиков высотных характеристик в координатах: высота полета H , км и глубина хода h , м представлен на рисунке 10. Чертеж контура спроектированной камеры и графики дроссельных и высотных характеристик составляют основное содержание листа №2 графической части проекта, пример которого приведен в Приложении Д к настоящему учебному пособию.

По данным проделанных расчетов для высотных характеристик делается вывод о возможности или невозможности испытания спроектированного ЖРД без соплового насадка или с подключенным дорасширительным насадком в атмосфере на уровне моря, исходя из условия отсутствия отрывных явлений в проточной части сопла. При необходимости использования стендовых вакуумирующих устройств указываются значения давления, которые должны быть ими созданы для обеспечения безотрывного течения в сопле.

2.6. Научно-исследовательская часть проекта

2.6.1. Математическое моделирование предельного влияния скорости химических реакций в рабочем теле на характеристики потока

Научно-исследовательская часть проекта может выполняться в двух вариантах: типовом и индивидуальном. При этом типовое задание также индивидуализируется за счет того, что выполняется применительно к спроектированному двигателю.

В типовое задание входит проведение математического эксперимента по моделированию течения рабочего тела по соплу спроектированного двигателя при различных допущениях относительно соотношения времени релаксации,

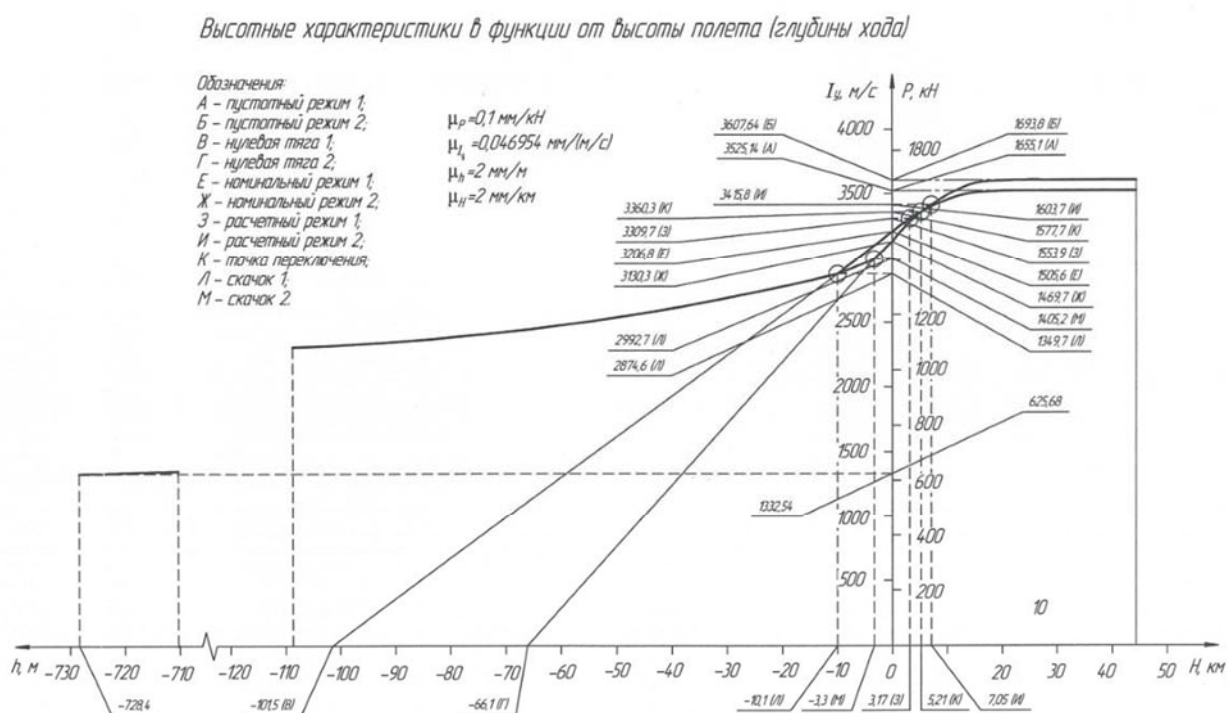


Рис. 10. Пример высотных характеристик камеры в зависимости от высоты полета и глубины хода

определяющего полноту химических превращений, и периода нахождения химически активного потока в соответствующих зонах сопла, т.е. для разных моделей течения в проточной части: равновесной и предельно неравновесной, так называемой «замороженной».

Равновесная модель отражает ситуацию, когда в текущем в сопле рабочем теле успевают произойти все возможные химические превращения до установления полного равновесия в каждом расчетном сечении, чему соответствует значение скоростей превращений $W_{\text{хим}}$, близкое к бесконечным, т.е. $W_{\text{хим}} \approx \infty$.

Модели предельно неравновесного, «замороженного» течения, когда химический состав рабочего тела не меняется при его течении на всем протяжении проточной части сопла, отвечает равенство нулю скорости химических превращений, т.е. $W_{\text{хим}} = 0$.

Модель частично неравновесного или кусочно-неравновесного течения представляет собой сочетание равновесного течения на участке сужающейся части сопла и предельно неравновесное – в расширяющейся части сопла. Такое приближение называют «приближением Брея».

Математический эксперимент состоит в расчете и построении графиков, отражающих распределения параметров рабочего тела по длине сопла для трех описанных вариантов допущений, анализ которых дает возможность проектировщику или разработчику двигателя выявить возможные причины потери пустотного удельного импульса $I_{y,п}$ как основного показателя эффективности: неполного, по отношению к возможному, переводу тепловой и химической энергии рабочего тела в полезную форму энергии – кинетическую, которая и дает основной вклад в образование тяги двигателя. При этом выявляются химико-физические процессы, объясняющие количественные и качественные характеристики и параметры таких потерь.

Расчет распределения параметров рабочего тела по длине сопла для равновесной модели течения, заданию которой соответствует файл исходных данных (11), проведен и использован при расчете коэффициентов, учитывающих потери на трение в коническом и профилированном сопле (см. п. 2.4.1).

Результаты расчета по этой модели, использованы также при расчете дроссельной и высотной характеристик двигателя (см п. 2.5.1. и 2.5.2.).

В соответствии с действующими нормативами [12] и рекомендациями [6, 9, 10] данные расчетов на основе модели равновесного течения выступают в качестве базовых при сравнении результатов, полученных для других моделей.

Для применяемого программного обеспечения термо-газодинамических расчетов [27, 28] модели частично неравновесного течения, так называемому «приближению Брея», соответствует файл исходных данных

```
<FLEX>
I=0, p=12.5, Foth=*,*,*,*,1,*,*,*,*,*,*,*,
FUEL=(C10H20[-1700]),
OX=(H13.49N17.14O46.66[-2000]),
ALPHA=0.87;
```

(36)

где условия расширения в сопле задаются значением относительной площади сопла F_{oth} , численно равной геометрической степени расширения, рассчитанной для данного сечения в расширяющейся части сопла.

При этом значения F_{oth} берутся из результатов расчета для исходных данных, приведенных в файле (11). Это обеспечивает расположение расчетных точек на графиках распределения параметров потока в одних и тех же сечениях для равновесной и частично неравновесной моделей течения.

Файл исходных данных для расчета параметров потока в приближении замороженного течения во всех сечениях сопла не должен содержать признаков критического сечения ни непосредственно в виде сокращения КР, ни косвенно – через задание F_{oth} , которое предусматривает определение критического сечения для равновесной модели, которая реализуется применительно к определению критических параметров во всех версиях программных комплексов «Астра» и «Терра» [27, 28]. Таким образом, остается единственный вариант задания условий расширения в сопле – через абсолютное давление в расчетном сечении.

Примером формы файла исходных данных для расчета распределения параметров потока по длине проточной части сопла в предположении замороженного течения может служить запись:

```
<FLEX>
I=0, p=12.5, pa=12,10,8,7,*,*,*,5,4,3,2,1,0.5,0.07,*,*,*,
FUEL=(C10H20[-1700]),
OX=(H13.49N17.14O46.66[-2000]),
```

Здесь давления, до которых расширяется поток в сопле, взяты теми же, что в расчетных сечениях для модели равновесного течения, реализованной согласно файлу (11), но этим давления будут соответствовать другие относительные площади, отличные от рассчитанных для равновесного приближения и «приближения Брея» и расчетное сечение будет расположено в другом сечении сопла.

Для расчета относительной площади потока, а значит – относительной площади сопла, которое соответствует заданному давлению, необходимо определить сечение, в котором удельная площадь потока F'' (площадь для расхода 1 кг/с). Для этого задается ряд значений давлений вблизи значения, соответствующего критическому сечению, определенному в равновесном приближении – знаки *,*,* в структуре файла (37) и в качестве критического выбирается сечение с F''_{\min} . И, поскольку для каждого давления p_a рассчитывается значение удельной площади F'' , сечение, соответствующее этому давлению, можно задать через относительную площадь, рассчитываемую «в ручную» как $F_{\text{отн}} = F'' / F''_{\min}$, что дает возможность найти это сечение в сопле, по длине которого строится распределение параметров потока.

Аналогичным образом, заданием ряда давления вблизи давления p_a , ищется расчетное сечение, соответствующее выходному сечению сопла, рассчитанному в равновесном приближении: соответствие устанавливается по равенству геометрической степени расширения сопла $F_{\text{отн } a}$, заданной в исходных данных или вычисленной в равновесной приближении, и вычисленной для одного из давлений из ряда *,*,*, меньших, чем давление p_a (в примере $p_a = 0,07$ МПа): $F_{\text{отн } a} = F'' / F''_{\min}$.

Результаты расчетов по файлам исходных данных приводятся в приложениях к РПЗ в виде распечаток, которые целесообразно уменьшить в объеме, например, уменьшив кегль (размер) шрифта и/или межстрочное расстояние, или удалив информацию, избыточную по отношению к решаемым задачам.

Графически представляются распределения параметров потока: давления – p , МПа, температуры – T , К, плотности – ρ , кг/м³, скорости – W , м/с, расходонапряженности – $\rho W = 1/F''$, кг/с/м², а также безразмерных величин:

приведенной скорости – λ и числа Маха – M и, только для равновесной модели течения, массовых долей (в %) основных семи компонентов рабочего тела сопла – g . При этом ось абсцисс связывается с размерами и характерными сечениями (вход в сопло, минимальное сечение, сечение с числом Маха $M=1,4\pm0,05$, выходное сечения номинального сопла и сечение подключения дорасширительного насадка) проточной части камеры, а расчетное сечение, для которого получены и откладываются как точка графика конкретные данные, определяется по местной геометрической степени расширения сопла, измеряемой по выполненному в удобном для снятия размеров масштабе чертежу камеры или, для конического сопла с $R_3=0$, вычисляемой по формулам планиметрии.

Причем необходимо учесть, что используемые программные комплексы вычисляют критические параметры потока только в равновесном приближении и поэтому для участков расчетов, где реализуется модель замороженного течения, местная скорость звука должна вычисляться по формуле

$$a = \sqrt{kRT}, \quad (38)$$

где значения величин берутся по полученным согласно модели течения данным термодинамического расчета для текущего сечения.

В частности, при расчете распределения относительной скорости λ на участках замороженного течения полученное расчетом значение скорости потока W относится к вычисленному согласно формуле (38), куда подставляются параметры потока в минимальном сечении сопла.

Можно рекомендовать, в виду отличия массовых содержаний компонентов рабочего тела на несколько порядков, выбирать логарифмическую шкалу по оси ординат. Для увеличения расстояния между кривыми распределения параметров потока, рассчитанных по разным моделям, можно рекомендовать выбирать разные масштабы по осям ординат для разных участков сопла, тогда как для графиков расходонапряженности pW предпочтительным представляется относительный масштаб – когда разница в координатах текущей зависимости и базовой, в нашем случае – полученной по равновесной модели, откладывается в увеличенном на порядок масштабе.

Примером графического представления результатов математического эксперимента может служить варианты компоновки листов 3 и 4, представленные в Приложении Е к настоящему учебному пособию.

Анализ результатов численного эксперимента, составляющего основу типового варианта научно-исследовательской части проекта, включает:

выявление основных отличий в распределении параметров потока по длине камеры (выше, ниже, левее, правее или больше, меньше), полученных расчетом для разных моделей течения и объяснение причин отмеченных различий с приведением в качестве обоснования предложенного взаимодействия конкретных изменений состава и свойств рабочего тела.

Отличия в распределении параметров по длине проточной части камеры при разных моделях течения можно объяснить различием состава смеси газов (т.е. кажущейся молекулярной массы) в одних и тех же сечениях сопла. При этом равновесное течение будет мажорантой, а химически замороженное – минорантой реальных процессов, сопровождающихся превращениями, идущими с конечными, но не нулевыми скоростями.

В первом случае – равновесного приближения – при движении по соплу возрастает число оксидов – продуктов полной реакции окисления, т.е. относительно сложных «тяжелых» молекул. Таким образом, согласно принципу Ле Шателье-Брауна, находящаяся в равновесии термодинамическая система реагирует на внешнее возмущение состояния равновесия – снижение температуры (влияние температуры по экспоненциальному закону – закон Аррениуса – превалирует над влиянием снижения давления).

При этом в процессе перехода к новому состоянию равновесия над эндотермическими реакциями диссоциации будут преобладать экзотермические реакции рекомбинации, частично компенсирующие снижение температуры из-за перехода тепловой энергии рабочего тела в кинетическую. В результате этого увеличатся энергетические показатели двигателя, поскольку происходит внутренняя регенерация: теплота, затраченная в камере сгорания на термическую диссоциацию сложных молекул, возвращается в сопле в результате экзотермических реакций рекомбинации, идущих с увеличением кажущейся молекулярной массы.

В РПЗ записке студент должен подтвердить эти качественные положения примерами и количественной информацией, взятой из результатов

термодинамических расчетов, выполненных для конкретного двигателя при различных допущениях (моделях). Данные для трех моделей течения, но для одних и тех же давления в камере и соотношения компонентов приводятся в таблице, аналогичной таблице 10.

Таблица 10. *К сравнению результатов расчета параметров потока в характерных сечениях номинальной камеры для трех моделей течения*

Модель течения	Минимальное сечение сопла			Выходное сечение сопла			$l_{y. п, м/с}$
	$p_{кр}, \text{ МПа}$	$T_{кр}, \text{ К}$	$W_{кр}, \text{ м/с}$	$p_a, \text{ МПа}$	$T_a, \text{ К}$	$W_a, \text{ м/с}$	
Равновесная							$l_{y. п(11)}$
«По Брею»							$l_{y. п(36)}$
Замороженная							$l_{y. п(37)}$

С точностью, достаточной для предварительного расчета, по результатам проведенного математического эксперимента можно оценить потери на химическую неравновесность, предполагая равновесность течения на докритическом участке сопла и замороженное течение на участке сверхзвукового течения, т.е. по формуле:

$$\varphi_c = \varphi_{с\text{ хим}} = l_{y. п(36)} / l_{y. п(11)}, \quad (39)$$

где: $l_{y. п(36)}$ – значение удельного пустотного импульса, рассчитанного «в приближении Брею» (см. файл исходных данных 36), а $l_{y. п(11)}$ – пустотный удельный импульс, рассчитанный в равновесном приближении при одном и том же давлении в камере и одинаковой геометрической степени расширения сопла (см. файл исходных данных 11).

2.6.2. Варианты специальных заданий на научно-исследовательскую часть проекта

Задание на научно-исследовательскую часть курсового проекта может быть индивидуальным не только в отношении разных, уникальных для каждого студента сочетаний диапазонов изменения параметров химически активного потока в сопле, но и в содержательной части.

Например, может быть поставлена задача исследования продвижения по соплу системы скачков давления и соответствующего сечения отрыва потока численными методами газодинамики или по формулам, учитывающим, кроме

местного значения числа Маха $M_{ск}$, угол наклона образующей контура сопла β_a и число Маха в выходном сечении M_a :

$$p_{\kappa} = \frac{9}{(0,39 + 0,73 M_{ск})} \left\{ \frac{0,192}{\sin \beta_a} - 0,7 \left[1 - \frac{M_{ск}}{M_a} \right] \right\} \pi (M_{ск}, n) \quad (40)$$

Может быть поставлена индивидуальная задача оптимизации соотношения компонентов топлива по критериям, отличным от получения максимального пустотного удельного импульса, например, с учетом плотности топлива, ограничений на температуру или на содержание потенциально экологически опасных составляющих рабочего тела.

Исследовательская компонента курсового проекта может состоять в проектировании камеры ЖРД с учетом процессов потери полного давления в скоростной камере сгорания, которые свойственны большинству современных ЖРД с турбонасосной системой подачи топлива.

Желательно, чтобы задание на научно-исследовательскую работу студента (НИРС) включало проведение экспериментов на оборудовании кафедры или базового предприятия. Для студентов, проходящих обучение по программе с непрерывной научно-производственной практикой на базовом предприятии-заказчике, содержание задания на исследование должно определяться с учетом тематики работы подразделения, где проходит непрерывную практику студент, выполняя при этом курсовое проектирование и НИРС.

Отчет по индивидуальной научно-исследовательской работе может включаться в расчетно-пояснительную записку к курсовому проекту или оформляться отдельно.

2.7. Сравнение результатов проектирования с прототипом и анализ причин рассогласования. ВЫВОДЫ

В этом разделе РПЗ формулируется вывод о том, доказана ли принципиальная и техническая возможность разработки ЖРД, отвечающего техническому заданию, и отмечается наличие прототипа, опыт создания которого может быть использован при разработке спроектированного ЖРД.

Полученные при проектировании значения характерных параметров камеры ЖРД (удельный импульс, линейные и угловые размеры, соотношение и расходы

компонентов, значения коэффициентов камеры, сопла, удельного импульса и др.) анализируются и сравниваются с данными прототипа. Предлагается конкретное обоснование выявленных различий (привести и сопоставить количественные данные), например: несовпадение исходных данных, отличия в характеристиках топлива, неполный учет тех или иных особенностей (внутреннее и/или наружное охлаждение, разные профили сопла, разные значения коэффициентов потерь и т.д.), применение разных методик расчета и т.п. При этом обязательно используются результаты научно-исследовательской части проекта, из которой берутся числовые данные о параметрах течения рабочего тела и его составе, влияющие на достигаемую эффективность работы двигателя.

Делается вывод (со ссылками на соответствующие разделы РПЗ) о возможности испытаний спроектированного двигателя с подключенным и отключенным дорасширительным насадком в земных условиях с указанием требований к наружному давлению вблизи выходного сечения сопла (давлению в барокамере или кормовом диффузоре), исключающему отрыв потока в сопле при номинальном давлении в камере.

Также (со ссылками на соответствующие разделы РПЗ) указывается допустимый диапазон дросселирования камеры при нормальном атмосферном давлении окружающей среды, исходя из отсутствия отрыва потока в сопле как без дорасширительного насадка, так и с насадком в рабочем положении.

Для ЖРД без дожигания генераторного газа (рабочего тела турбины турбонасосной системы подачи) отмечается возможность учета тяги, создаваемой выхлопными устройствами турбины и целесообразность минимизации расхода топлива на привод турбины.

Указывается на приближенный характер конкретных расчетов (например, времени пребывания, коэффициентов потерь в камере сгорания и сопле и др.) и целесообразность разработки и применения более точных методик проектирования, учитывающих большее число влияющих факторов с примерами, связанными с проектированием ЖРД с конкретными заданными параметрами.

В частности, полученное расчетом охлаждения распределение температуры огневой стенки камеры, отличное от принятого в настоящем проекте – указать, какое именно в данном проекте – позволит более точно рассчитать потери удельного импульса на трение. Двумерное моделирование поля течения в сверхзвуковой части сопла с учетом неизотермического пограничного слоя вместо

использованного при проектировании одномерного приближения позволит уточнить распределение плотности и скорости потока на стенке и, следовательно, повысить точность расчета потерь на трение и рассеяние, а также моделировать отрывное течение в сопле на режимах с большой степенью перерасширения потока в сопле и т.п.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Эти выводы должны стать основанием для осознания актуальности и личностной ценности задачи дальнейшего углубленного изучения, исследования рабочих процессов и методик моделирования и проектирования тепловых ракетных двигателей как наукоемких объектов инновационных разработок в составе будущей профессиональной деятельности и способствовать формированию у него субъективной потребности дальнейшего формирования и дополнения приобретаемой профессиональной компетентности, личностного самосовершенствования и развития.

РЕКОМЕНДУЕМЫЕ ИСТОЧНИКИ ИНФОРМАЦИИ

ЛИТЕРАТУРА

1. Аверьянихин А.Е., Власов А.И., Журавлева Л.В., Зинченко Л.А., Соловьев В.А. ПРИМЕНЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЙ ТЕХНИЧЕСКОГО РЕГЛАМЕНТА для оформления конструкторско-технологической документации при выполнении домашних заданий, курсовых работ и проектов / под ред. В.А. Шахнова. - М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. - 53 с.
2. Альбом конструкций ЖРД. Часть III. Составители: С.П. Агафонов, А.Д. Вебер, Г.А. Вельт и др. Под руководством академика В.П. Глушко. – М.: Военное изд-во Министерства обороны СССР, 1969 – 204 с.
3. Альбом конструкций ЖРД. Часть IV. Составители: С.П. Агафонов, А.Д. Вебер, Г.А. Вельт и др. Под руководством академика В.П. Глушко. – М.: Военное изд-во Министерства обороны СССР, 1972 – 212 с.
4. Двигатель РД-170. Техническое описание. Составители: Чванов В.К., Сафонов А.В., Трофимов В.Ф. и др. Под общей ред. д.т.н., проф. Б.И. Каторгина.– М.: НПО «Энергомаш» им. академика В.П. Глушко, 1995–123 с.
5. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов. – 2-е изд., перераб. и доп./ Под ред. Д.А. Ягодникова. –М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 488 с.
6. Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование: учебник/А.А. Дорофеев. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. – 571, [5] с.
7. Дорофеев А.А. Проектирование и расчет параметров и характеристик камеры ракетного двигателя: Учебное пособие, Изд. 2-е, испр. –М.: Изд-во «Логос», 2004. – 52 с.
8. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: Учеб. для вуз. по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки»/ Г.Г. Гахун, В.И. Баулин, В.А. Володин и др.; Под общ. ред. Г.Г. Гахуна. – М.: Машиностроение, 1989. – 424 с.

9. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: Учеб. для авиац. спец. вузов: В 2 кн. 4-е изд., перераб. и доп. – А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов и др.: Под. ред. В.М. Кудрявцева.–М.: Высшая школа, 1993
- 10.Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: Справочник: В 10 Т. / Под ред. В.П. Глушко.–М.: ВИНТИ АН СССР, 1971–1979.
- 11.Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе: Пер. с англ. – М.: Мир, 1990. – 294 с.

НОРМАТИВНЫЕ ДОКУМЕНТЫ

- 12.ГОСТ 17655-89. Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определения
- 13.ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры
- 14.ГОСТ 7.32 – 2001 Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу (СИБИД). Отчет о научно-исследовательской работе. Структура и правила оформления
- 15.ГОСТ Р 7.0.5 – 2008 СИБИД Библиографическая ссылка. Общие требования и правила составления
- 16.Межгосударственный стандарт ГОСТ 2.501-88 ЕСКД «Правила учета и хранения»
- 17.Межгосударственный стандарт ГОСТ 2.701—2008 ЕСКД Схемы. Виды и типы. Общие требования к выполнению
- 18.ОСТ 92-0039-74 Системы гидравлические и пневматические. Условные обозначения элементов
- 19.РЕКОМЕНДАЦИИ ЕСКД Правила выполнения диаграмм Р50-77-80

СЕТЕВЫЕ РЕСУРСЫ

20. База данных «Термические Константы Веществ» (электронный аналог Справочника «Термические Константы Веществ» в 10 томах; под ред. В.П. Глушко, 1965...1982 гг.). Рук. работы д.т.н. В.С. Юнгман: www.chem.msu.ru/cgi-bin/tkv.pl?show=welcome.html/welcome.html
21. Официальный сайт НПО «Энергомаш» им. академика В.П. Глушко: www.npoenergomash.ru/

22. Официальный сайт ОА О Конструкторского бюро химавтоматики (КБХА, Воронеж, РФ): www.kbha.ru/
23. Официальный сайт Самарского научно-технического комплекса им. Н.Д. Кузнецова: www.ssau.ru/partners/sntk/
24. Официальный сайт ФГУП «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша»: www.kerc.msk.ru/ipg/development/development.shtml
25. Сайт «Научно-производственное объединение «Искра», Федеральный Научно-производственный центр: www.npoiskra.ru/index.php?main=production&id_parent=9
26. Сайт Pratt & Whitney Rocketdyne: www.pw.utc.com/

ПРОГРАММНЫЕ ПРОДУКТЫ

27. Трусов Б. Г. Программа термодинамического расчета состава фаз произвольных гетерогенных систем «TERRA». Редакция 3.9., 2003
28. Трусов Б. Г. Программный комплекс «Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах» («Астра.4/pc», Версия 1:16), 1996
29. NASA Lewis (ныне - Glenn) Research Center Bonnie J. McBride и Sanford Gordon Программа CEA2 ... для термодинамического расчета двигателя (CEA2 - Chemical Equilibrium with Applications v.2) : www.grc.nasa.gov.

Приложение А. Титульный лист расчетно-пояснительной записки

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования
**«Московский государственный технический университет имени
Н.Э. Баумана» (МГТУ им. Н.Э. Баумана)**

Факультет «Энергомашиностроение» («Ракетно-космическая техника»)

Кафедра «Ракетные двигатели» (Э1)

РАСЧЁТНО-ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА

**к курсовому проекту по дисциплине:
ОБЩАЯ ТЕОРИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

**На тему: Проектирование и расчет параметров и характеристик
камеры жидкостного ракетного двигателя**

Вариант задания_____.

Студент: _____
(Подпись, дата) (И.О.Фамилия)

Руководитель: _____
(Подпись, дата) (И.О.Фамилия)

Консультант : _____
(Подпись, дата) (И.О.Фамилия)

Москва 20__

Приложение Б. Пример содержания (оглавления) расчетно-пояснительной записки курсового проекта

ВВЕДЕНИЕ

1. Задание на проектирование
2. Выбор прототипа. Схема газожидкостных систем и её описание
3. Условная оптимизация соотношения компонентов по пустотному удельному импульсу
 - 3.1. Расчет стехиометрического соотношения компонентов
 - 3.2. Подготовка данных, расчет и построение графиков зависимости от соотношения компонентов K_m (α) пустотного удельного импульса I_{yp} для трех моделей рабочего процесса и T , R и β для равновесной модели
4. Проектирование проточной части камеры ЖРД
 - 4.1. Расчет распределения параметров рабочего тела по длине сопла для равновесной модели течения
 - 4.2. Камера сгорания и сужающаяся часть сопла
 - 4.3. Коническое сопло с оптимальным углом наклона образующей
 - 4.4. Профилированное сопло с угловым входом
 - 4.5. Расчет основных параметров и размеров камеры с учетом потерь
5. Расчет и построение характеристик ЖРД
 - 5.1. Дроссельные характеристики (единичной камеры, многокамерного ЖДР при поочередном дросселировании условно автономных камер)
 - 5.2. Высотные характеристики (в зависимости от давления окружающей среды; от высоты полета и глубины хода)
6. Научно-исследовательская часть проекта (для типового задания: «Математическое моделирование предельного влияния скорости химических реакций в рабочем теле на характеристики потока»)
 - 6.1. Моделирование частично неравновесного потока («приближение Брея»). Расчет, результаты и описание построения
 - 6.2. Моделирование предельно неравновесного течения. Расчет, результаты и описание построения

6.3. Сравнительный анализ результатов для трех моделей течения и обоснование выявленных особенностей

7. Сравнение результатов проектирования с прототипом и анализ причин рассогласования.

ВЫВОДЫ

Использованные источники информации

ЛИТЕРАТУРА

СЕТЕВЫЕ РЕСУРСЫ

ПРОГРАММНЫЕ СРЕДСТВА

Приложение

Приложение А. Условная оптимизация соотношения компонентов для трех моделей течения

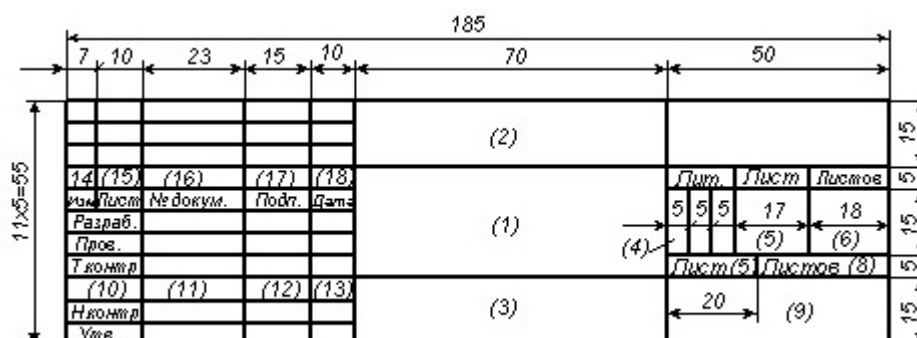
Приложение Б. Распределение параметров потока по длине сопла для равновесной модели течения

Приложение В. Распределение параметров потока по длине сопла для частично равновесной модели течения («приближение Брея»)

Приложение Г. Распределение параметров потока по длине сопла для неравновесной модели течения

Приложение В. Пример основной надписи («угловой штамп») графической части курсового проекта и таблицы перечня элементов

Угловой штамп



Графа 1 (объединяется с графой 3) – название графической части работы: «Схема газожидкостных систем ЖРД», «Характеристики двигателя», «Распределение параметров потока по длине сопла», «Распределение концентраций составляющих рабочего тела по длине сопла».

Графа 2 (объединяется с графой 15 X 50) – Курсовой проект по дисциплине «Общая теория ракетных двигателей»

Графа 9 – МГТУ им. Н.Э. Баумана, группа Э1-71 или Э1-72, или РКТ5-71.

Графа *Разраб.* – Фамилия и инициалы студента, подпись, дата подписи.

Графа *Пров.* – Фамилия и инициалы консультанта, подпись, дата подписи.

Графа *Утв.* – Фамилия и инициалы руководителя проекта, подпись, дата подписи.

Таблица перечня элементов схемы

Поз. обозначение	Наименование	Кол.	Примечание
20	110	10	
185			

Таблица перечня элементов схемы располагается выше основной надписи (углового штампа) на расстоянии не менее 12 мм.

Нумерация элементов в таблице – сверху вниз.



[illegible]

Приложение Ж. Примерные вопросы и задания для подготовки к защите курсового проекта

ВОПРОСЫ

Вопросы группы 2

1. Охарактеризуйте экологически существенные свойства компонентов топлива и опишите учитывающие их принятые технические решения в системе подачи (например, сбор и безопасное удаление или сжигание утечек токсичных компонентов, дожигание остатков токсичного компонента до падения ступени или др.).
2. Изменится ли температура продуктов сгорания во входном сечении сопла, если вместо жидкого кислорода в камеру сгорания подать кислород, газифицированный в регенеративной системе охлаждения, а горючее и соотношение компонентов оставить прежними (не изменится)?
3. Изменится ли температура продуктов сгорания во входном сечении сопла, если вместо жидкого кислорода в камеру сгорания подать кислород, газифицированный с использованием стороннего источника теплоты, а горючее и соотношение компонентов оставить прежними (увеличится)?
4. Как следует изменить диаметры камеры сгорания, критического и выходного сечений сопла, объем камеры сгорания, спроектированного двигателя, если в исходных данных будет увеличено давление в камере?
5. Как следует изменить диаметры камеры сгорания, критического и выходного сечений сопла, объем камеры сгорания спроектированного двигателя, если схему двигательной установки заменить схемой с дожиганием (или схемой без дожигания)?
6. Обоснуйте возрастание удельного импульса при увеличении расхода от номинального.
7. Как следует изменить диаметры камеры сгорания, критического и выходного сечений сопла, объем камеры сгорания спроектированного двигателя, если при сохранении соотношения компонентов топлива их температура возрастает за счет теплоподвода от стороннего

источника энергии?

8. Как следует изменить диаметр камеры сгорания, критического и выходного сечений сопла, объём камеры сгорания спроектированного двигателя, если при сохранении соотношения компонентов топлива они подаются в камеру нагретыми в системе охлаждения этого же двигателя?
9. Для каких схем двигательных установок с ЖРД дроссельные характеристики камеры и двигателя (двигательной установки) совпадают?
10. В каких случаях вытеснительная система подачи компонентов жидкого ракетного топлива предпочтительнее систем подачи других типов?
11. В каких случаях турбонасосная система подачи компонентов жидкого ракетного топлива предпочтительнее систем подачи других типов?
12. В каких случаях предпочтительнее турбонасосная система подачи компонентов жидкого ракетного топлива без дожигания рабочего тела турбины?
13. В каких случаях предпочтительнее турбонасосная система подачи компонентов жидкого ракетного топлива с дожиганием рабочего тела турбины?
14. Установите и обоснуйте соответствие (больше, меньше, равно или однозначно не определено) между температурами, давлениями, коэффициентами избытка окислителя (окислительных элементов для однокомпонентного топлива) в указанных преподавателем точках схемы двигательной установки, например в камере сгорания, в газогенераторе, в полости наддува баков и др.

Вопросы группы 3

15. Влияет ли значение расхода топлива на значение пустотного удельного импульса для данной камеры ракетного двигателя при постоянном соотношении компонентов (незначительно повышается с ростом давления)?
16. Какие параметры камеры не зависят или зависят слабо от режима работы камеры по давлению (пустотный удельный импульс, скорость истечения, число Маха в выходном сечении сопла, отношение давления в данном сечении и давления в камере и др.)?
17. Почему (и когда, при каких условиях?) удельный импульс камеры растёт с увеличением расхода топлива (рекомендация: применить принцип Ле

Шателье-Брауна)?

18. Как изменятся (или не изменятся) параметры камеры (пустотная тяга, давление в камере, удельный пустотный импульс, скорость истечения), если расход топлива будет уменьшен от действительного номинального до расчетного идеального значения
19. Нужно ли стремиться к повышению термического коэффициента полезного действия при выборе параметров камеры ракетного двигателя?
20. Что такое условно оптимальное соотношение компонентов топлива ракетного двигателя (развивается максимальный пустотный удельный импульс по массовому или объемному расходу топлива; достигается большая скорость Циолковского и др.)?
21. Чем определяется максимальное значение удельного пустотного импульса для заданной топливной пары?
22. Зависит ли скорость истечения рабочего тела от давления в камере при одном и том же соотношении компонентов одного и того же топлива?
23. Зависит ли наружная составляющая тяги ракетной камеры от закона распределения давления по корпусу летательного аппарата?
24. Зависит ли наружная составляющая тяги ракетной камеры от наличия или отсутствия отрывного течения в сверхзвуковой части сопла?
25. Оцените снижение тяги спроектированного двигателя при удалении расширяющейся части сопла.
26. Зависит ли значение расходного комплекса и(или) характеристической скорости от профиля сужающейся (трансзвуковой, сверхзвуковой) части сопла?
27. На какие параметры и характеристики камеры ракетного двигателя может повлиять ржавление внутренней поверхности сопла?
28. Что будет с тягой камеры, если из-за изменения соотношения компонентов топлива и расхода давление в камере сгорания, кажущаяся молекулярная масса и осредненный по процессу показатель изэнтропии сохранятся, а температура продуктов сгорания возрастет на 20%? Как изменятся (или не изменятся) при этом значения удельного импульса, удельного пустотного импульса, скорости истечения?
29. Чему равен удельный импульс камеры с идеально регулируемым соплом, у которого площадь выходного сечения сопла изменяется так, что

- давление в выходном сечении равно давлению окружающей среды?
30. В каком случае развиваемый удельный импульс камеры будет выше, чем на расчетном режиме?
31. Дайте сравнительную оценку изобарной и скоростной камер. Как изменятся размеры характерных сечений проточной части камеры и ее характеристики при переходе от изобарной к скоростной камере?
32. Дайте сравнительную характеристику профилированного и конического сопл (на примере сопл, спроектированных при выполнении курсового проекта).
33. Дайте сравнительную характеристику профилированных сопл с угловым и радиусным входом в расширяющуюся часть (на примере сопла, спроектированных при выполнении курсового проекта).
34. На чертеже спрофилированного методом парабол сопла построить контур сверхзвуковой части, аппроксимированный дугой окружности.
35. Объяснить смысл термина «точка переключения» высотной характеристики.
36. Установите и обоснуйте соответствие между значениями скорости истечения, удельного пустотного импульса, удельного импульса на номинальном и расчетном режимах. Используйте результаты выполненных при проектировании термодинамических расчетов.

Вопросы группы 4

37. Почему с ростом давления в камере увеличивается температура продуктов сгорания, а кажущаяся газовая постоянная уменьшается (рекомендация: применить принцип Ле Шателье-Брауна)?
38. При течении рабочего тела по соплу химическая энергия отдельных газов не меняется, химическая энергия рабочего тела меняется, полная энтальпия рабочего тела уменьшается. Верны ли эти заключения?
39. Дайте физическое истолкование применимости допущений идеальности газа и адиабатности и изоэнтропности процесса?
40. Установите соответствие между значениями показателя изоэнтропы и адиабаты для равновесной и замороженной моделей течения рабочего тела и подтвердите его результатами термодинамических расчетов.
41. Укажите пределы изменения концентраций компонентов рабочего тела, давления, температуры, плотности, скорости истечения, чисел

Маха и X при неограниченном увеличении площади выходного сечения сопла. Как при этом будут изменяться тяга и удельный пустотный импульс?

42. Установить и обосновать соответствие между значениями скорости истечения, пустотного удельного импульса, удельного импульса на номинальном и расчетном режимах, полученными термодинамическим расчетом при различных допущениях. В каком направлении (в сторону увеличения концентрации продуктов реакций диссоциации или рекомбинации) смещается динамическое равновесие при перемещении рабочего тела в сторону выходного сечения сопла? Обоснуйте и проиллюстрируйте ответ результатами термодинамических расчетов.

Вопросы группы 5

43. Расшифруйте обозначения и назовите размерности величин, приведенных в распечатке результатов термодинамического расчета.
44. Укажите общее и особенно в допущениях, принятых при расчетах параметров камеры для моделей неравновесного (замороженного), равновесного и частично равновесного течения рабочего тела.
45. По результатам термодинамического расчета вычислите константу равновесия химической реакции, указанной преподавателем и подтвердите её слабую зависимость от давления.
46. По результатам термодинамического расчета вычислите значения константы равновесия химической реакции, указанной преподавателем, для разных температур и обоснуйте выявленный характер зависимости (на основе принципа Ле-Шателье - Брауна).
47. Рассчитайте скорость потока, используя данные, приведенные в распечатке результатов термодинамических расчетов.
48. Сформируйте исходные данные для термодинамического расчета при различных допущениях о наличии химического равновесия в потоке для указанной преподавателем равновесной, неравновесной и частично равновесной моделей течения.
49. Сформируйте файлы исходных данных для термодинамического расчета при различных допущениях о наличии химического равновесия в потоке для указанной преподавателем равновесной, неравновесной и частично равновесной моделей течения для программного комплекса «Астра», «Терра» или другого,

освоенного при выполнении курсового проекта.

50. Используя данные результатов термодинамических расчетов (распечатку), подтвердите реализацию программным комплексом принятых допущений: одномерности, стационарности, равновесности, адиабатности для камеры сгорания и сопла, изоэнтальпийности или изоэнтропности, модели идеального газа.

Примерные ситуационные задания (кейс-формы) к защите курсового проекта

1. Постройте график прогнозируемых показаний датчика давления, осевого усилия или манометра, установленного на камеру (в месте, указанном преподавателем, например, в сечении присоединения дорасширительного насадка, вблизи выходного сечения, вблизи смесительной головки или в другом характерном сечении) **при снятии полной дроссельной характеристики** камеры при отсоединенном дорасширительном насадке или с дорасширительным насадком в рабочем положении.
2. Постройте график прогнозируемых показаний датчика давления, осевого усилия или манометра, установленного на камеру (в месте, указанном преподавателем, например, в сечении присоединения дорасширительного насадка, вблизи выходного сечения, вблизи смесительной головки или в другом характерном сечении) **при снятии полной высотной характеристики** камеры при отсоединенном дорасширительном насадке или с дорасширительным насадком в рабочем положении.

Приложение И. Примерные варианты исходных данных для курсового проектирования

И-1. Типовые задания

Исходные данные к курсовому проектированию

№	ОКИСЛИТЕЛЬ	ГОРЮЧЕЕ	$P_{п, кн}$	$P_{к, мпа}$	P_A МПА ($F_A/F_{кр}$)	P_{H_2} МПА (СТУПЕНЬ)	$F_{НАС}$, отн	N
1	O ₂ , ж	УВГ (4)	627,8	5,89	0,059	0,1	2,5	1
2	O ₂ , ж	УВГ (3)	645,5	5,89	0,039	0,05	1,5	1
3	O ₂ , ж	УВГ (2)	1000	5,86	0,039	0,05	1,5	4
4	O ₂ , ж	УВГ (1)	941,8	5,1	0,033	0,04	1,5	4
5	O ₂ , ж	НДМГ	101,6	7,75	0,01	0,005	0,5	1
6	O ₂ , ж	НДМГ	105,6	7,9	0,0062	0,001	0,5	1
7	O ₂ , ж	УВГ (4)	1628	7,85	0,059	0,08	2,5	4
8	O ₂ , ж	НДМГ	1089	14,72	0,049	0,07	2,8	4
9	O ₂ , ж	НДМГ	1138	14,72	0,0098	0,005	0,5	1
10	O ₂ , ж	НДМГ	1654	14,72	0,0677	0,1	1,5	1
11	O ₂ , ж	НДМГ	1726	14,72	0,0157	0,006	0,5	1
12	O ₂ , ж	УВГ (4)	7776	7,78	0,05(16)	I с.	0,5	1
13	O ₂ , ж	H ₂ , ж	1023	5,38	0,01(27,5)	II-III с.	0,5	1
14	N ₂ O ₄	НДМГ	1635	14,7	0,061	I с.	1,5	1
15	O ₂ , ж	H ₂ , ж	2090	20,5	0,0175(77,5)	0,1....0	0,5	1
16	O ₂ , ж	H ₂ , ж	66,72	2,76	0,004(57)	II-IV с.	4	1
17+	O ₂ , ж	УВГ(3) /	3466/	20	(35)	II-III с.	5,71	1
18		H ₂	3779					
19	O ₂ , ж	H ₂ , ж	103,5	3,7	(8,48)	II с.	16,5	1
20	O ₂ , ж	УВГ (4)	8060	25	0,07	I с.	1,5	4
21	O ₂ , ж	УВГ (4)	1500	3,75	(8)	I с.	1,5	2
22	O ₂ , ж	NH ₃ , ж	250	4,12	—	—	1,5	1
23	АК-27	НДМГ	1095	15,0	0,048	I с.	0,5	1
24	АК-27	НДМГ	1140	15,0	0,095	II-III с.	0,25	1
25	АК-27	НДМГ	1666	15,0	0,061	I с.	0,8	1
26	АК-27	НДМГ	1730	15,0	0,014	II-III с.	0,35	1

№ П/П	Окис- литель	Горючее	$P_{п,}$ кН	$P_{к,}$ МПа	$P_{a,}$ МПа ($F_{отн}$)	$P_{h,}$ МПа (ступ)	$F_{нас}$ отн.	N
27	$O_{2,-210\text{ C}}^0$	УВГ (1)	85,0	7,90	(94, 37)	IV	1,81	1
28	$O_{2,ж}$	УВГ (4)	1510,7	14,83	(27, 6)	1 с.	2,88	1
29	АТ	НДМГ	500,0	14,7	0,059	2-3 с	3,9	1
30	$O_{2,ж}$	$H_{2,ж}$	1853,5	20,38	(85,7)	1-2 с.	$F_{вст}<1$	1
31	АК-27и	НДМГ	874,76	7,36	0,0275	2 с.	1,25	2
32	АК-27и	НДМГ	2593	7,36	0,043	1 с.	1,25	6
33	АК-27и	НДМГ	1728,5	7,76	0,043	1 с.	1,25	4
34	АК-27и	УВГ(3)	729,9	4,36	0,0687	1 с.	1,5	4
35	АК-27и	УВГ(2)	686,7**	4,66	0,093	СУ	1,5	4
36	АК-27и	УВГ(3)	559,2**	3,924	0,0785	СУ	1,25	4
37	АК-20и	УВГ(4)	642,5	3,924	0,059	1 с.	1,25	4
38	АК-27и	НДМГ	29,86	2,354	0,0981	ЗУР	1,5	1
39	АК-27и	НДМГ	98,541	2,354	0,0981	ЗУР	1,5	1
40 + 41	$O_2, ж$	УВГ $H_2, ж$ 73,7/26,3	1: 4001 2: 1569	I:29,43 II:11,97	0,0687	1 с, 2-3 с.	0,81	2

* УВГ – углеводородное горючее, например, (1) «синтин» $C_{10}H_{16}$ с удельной теплотой образования (при 1 атм. и 25°C) +980 кДж/кг; (2) «РГ-1» $C_{12,3}H_{23,9}$, – 1810 кДж/кг; (3) «РР-1» $C_{11,7}H_{22,8}$, –1750 кДж/кг; (4) «Боктан» C_8H_{14} , +300 кДж/кг.

** – задана тяга на уровне моря

И-2. Индивидуальное задание ИЗ №РД-0120
по дисциплине «Общая теория ракетных двигателей»

Индивидуальное задание на курсовое проектирование
по дисциплине «Общая теория ракетных двигателей» –
Однокамерный ЖРД с дожиганием генераторного газа.

1. Компоненты топлива: окислитель – кислород жидкий (O_2 , $I_n = -398,3$ кДж/кг);
горючее – водород жидкий (H_2 , $I_n = -4353,9$ кДж/кг)
2. Тяга в пустоте 1853,5 кН
3. Давление в камере 20,38 МПа, геометрическая степень расширения сопла 85,7. Компенсационная вставка уменьшает геометрическую степень расширения сопла в 2,65 раза для исключения работы на малых высотах на режимах отрывного течения в сопле, так называемое сопло с компенсацией потерь от перерасширения

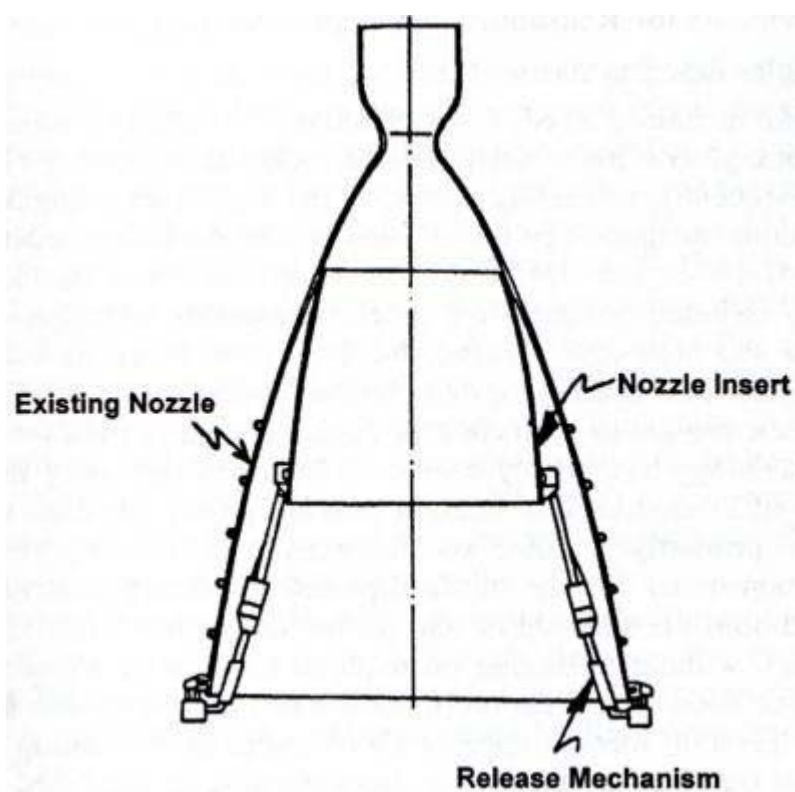


Рис.1 Сопло с вставкой

Данные возможного прототипа: ЖРД РД-0120

Таблица 1. Технические параметры двигателя РД-0120

Параметр	Значение		Единицы
	Номинальный режим (100%)	Эксплуатационный режим (106%)	
Тяга			
у Земли	147,6	155,6	тонн
	1447,5	1526	кН
в пустоте	189	200	тонн
	1853,5	1961,3	кН
Давление в камере сгорания		21,9	МПа
		223,5	атм
Удельный импульс тяги			
у Земли	3463,7	3471,5	м/с
	353,2	354	с
в пустоте	4462	4462	м/с
	455	455	с
Расход топлива			
водород		62,8	кг/с
кислород		376,8	кг/с
Массовое соотношение компонентов	6		
Регулирование соотношения компонентов	±7 (max ±10)		%
Время работы	480-500		с
в нештатном режиме полета ракеты	до 750		с
Габариты			
высота	4550		мм
диаметр	2420		мм

"



1 — бустерный насос окислителя; 2 — насос окислителя; 3 — бустерный насос горючего; 4 — насос горючего; 5 — турбина; 6 — газогенератор; 7, 9 — воспламенительные устройства; 8, 15 — клапаны окислителя; 10, 13 — клапаны горючего; 11 — клапан отсечки магистрали циркуляции горючего; 12 — камера; 14 — узел качания; 16 — теплообменник; 17 — дроссель; 18 — регулятор тяги

1. РД-0120 на сайте КБХА – <http://www.kbkha.ru/?cat=8&p=8&prod=34>

3. ЖРД РД-0120 – http://pre.de/kbkha/RD-0120/index.htm#flow_schematic

И-3. Индивидуальное задание ИЗ № НК-33
по дисциплине «Общая теория ракетных двигателей»

Исходные данные для проектирования однокамерного ЖРД с дожиганием генераторного газа:

Окислитель – жидкий кислород (O_2 , $I_{\text{п}} = - 398,3$ кДж/кг)

Горючее – УВГ (керосин РГ-1: $C_{12,3}H_{23,9}$, $I_{\text{п}} = - 1810$ кДж/кг)

Тяга на уровне моря – 154000 кгс (1510,7 кН)

Давление в камере – 14,83 МПа

Геометрическая степень расширения сопла – 27,6

Дорасширительный насадок $F_{\text{а нас}}/F_{\text{а ном}} = 2,88$

Таблица 1. Технические параметры двигателя НК-33 как возможного прототипа проектируемого ЖРД по ИЗ № НК-33

Параметр	Значение	Единицы
Тяга		
у Земли	154 000	кгс (1,51 МН)
в пустоте	171 475	кгс (1,68 МН)
Пределы дросселирования тяги	50...105	%
Давление в камере сгорания	14,83	МПа
Удельный импульс тяги		
у Земли	297,23	с (2916 м/с)
в пустоте	331	с (3247 м/с)
Расход компонентов топлива через двигатель		
суммарный	517,3	кг/с
Соотношение компонентов	2,62	кг _о /кг _г
Время работы	365	с
Масса двигателя		
сухого	1240	кг
залитого	1393	кг
Габариты		
высота	3705	мм
диаметр среза сопла	1490,5	мм

Таблица 2. Технические параметры камеры ЖРД НК-33

Параметр	Значение	Единицы
Диаметр камеры сгорания	430	мм
Диаметр минимального сечения сопла	281	мм
Диаметр выходной части сопла	1490,5	мм
Геометрическая степень расширения сверхзвуковой части сопла	27,6	
Давление в камере	14,83	МПа

ЖРД НК-33-1 (по материалам журнала «Новости космонавтики») является модификацией базового двигателя НК-33, которая включает в себя систему качания, сопла крена, теплообменники для наддува баков окислителя и горючего, бустерный насосный агрегат окислителя и выдвижной сопловой насадок.

В рамках программы модернизации с использованием технически апробированных решений намечено: форсировать НК-33 по тяге до 185000 кгс (1815 кН); обеспечить качание двигателей для управления вектором тяги; улучшить высотные характеристики НК-33 путем использования выдвижного насадка сопла.

На двигателе НК-33-1 предлагается увеличить геометрическую степень расширения сопла с $F_a=27,6$ до $F_a=79,5$ с помощью выдвижного соплового насадка. В этом случае на участке полета до 10 км будет работать «земное» сопло, а с высоты примерно $H=10$ км – «земное» сопло с подключенным выдвижным сопловым насадком, обеспечивающим вышеуказанное расширение. При этом удельный импульс тяги ЖРД с выдвижным сопловым насадком в пустоте возрастает на приблизительно на 14 с (137 м/с), а тяга соответственно на 8000 кгс (78 кН).

Таблица 3. Технические параметры двигателя НК-33-1

Параметр	Значение	Единицы
Давление в камере	175	кгс/см ² (17,2 МПа)
Тяга		
у Земли	185	тс (1,815 МН)
в пустоте	202,6	тс (1,987 МН)
Удельный импульс		
у Земли	304,9	с (2991 м/с)
в пустоте	333,9	с (3275 м/с)

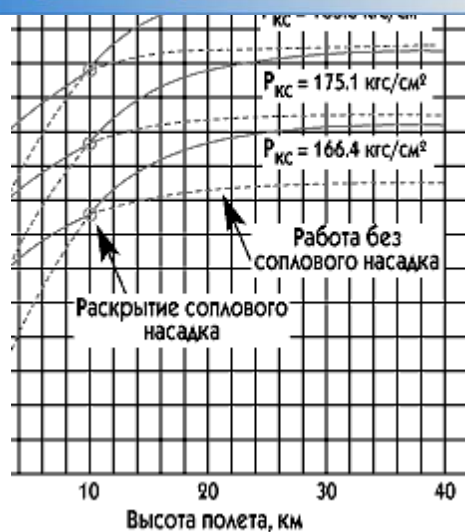


Рис. 1 Высотные характеристики НК-33-1 (для различных давлений в КС)

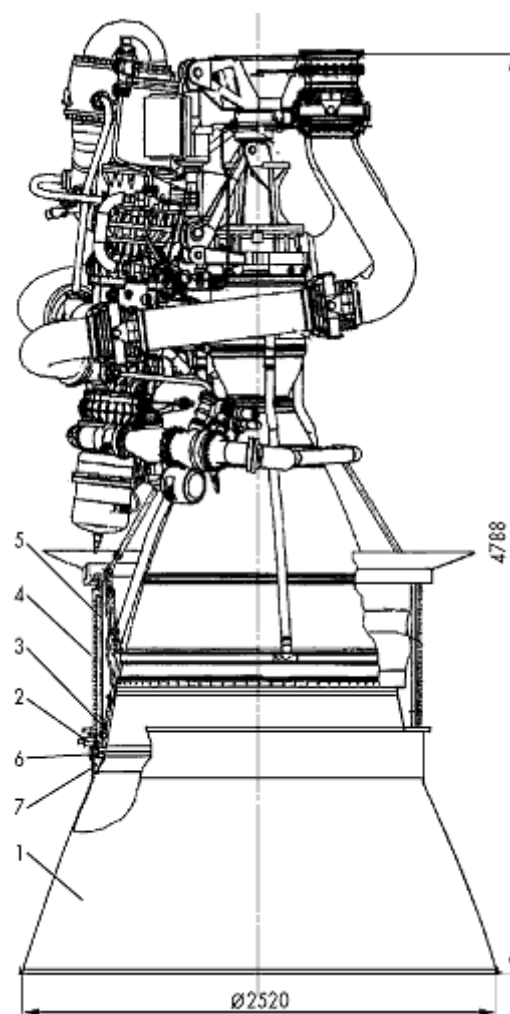


Рис. 2 Двигатель НК-33-1 с сопловым насадком.

1 – сопловой насадок, 2 – привод, 3 – подвеска, направляющая рейка, 5 – стойка силовая, 6 – уплотнение, 7 – неподвижная часть соплового насадка

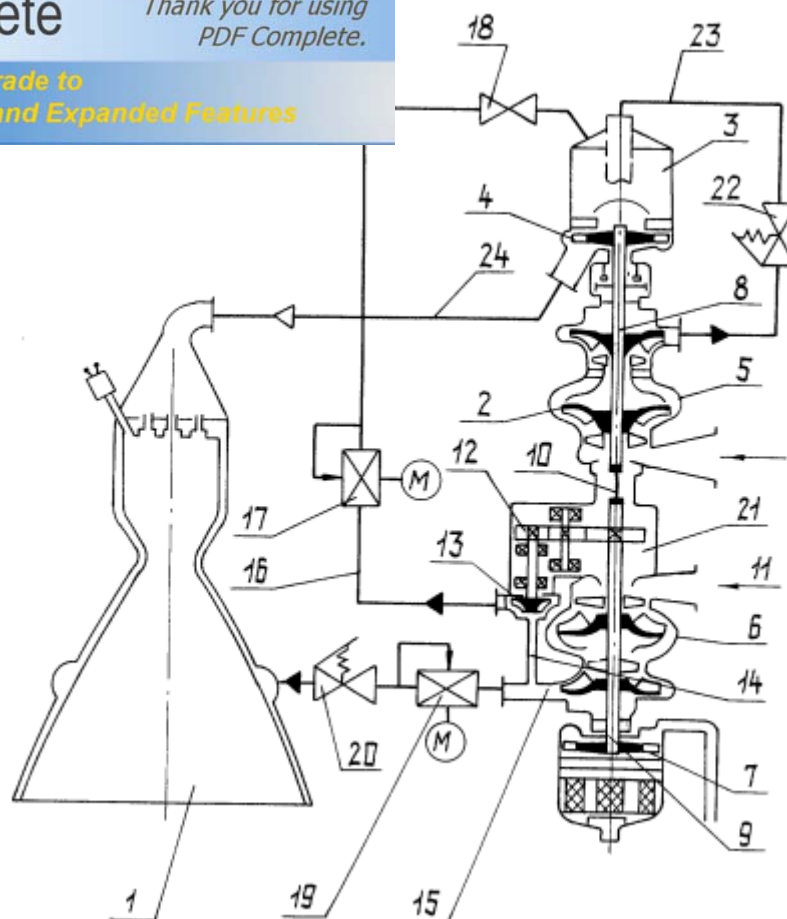


Рис. 3. Схема газо-жидкостных систем ЖРД НК-33 (вариант)

1 – камера; 2 – турбонасосный агрегат; 3 – газогенератор; 4 – турбина; 5 – насос окислителя; 6 – основной насос горючего; 7 – турбина пусковая; 8 – вал насоса окислителя; 9 – вал основного насоса горючего; 10 – рессора; 11 – подвод горючего; 12 – мультипликатор; 13 – дополнительный насос горючего; 14 – вход дополнительного насоса горючего; 15 – выход основного насоса горючего; 16 – линия питания горючим; 17 – регулятор тяги; 18 – отсечной клапан; 19 – регулятор соотношения компонентов; 20 – клапан; 21 – полость корпуса мультипликатора; 22 – клапан; 23 – трубопровод; 24 – газовод.

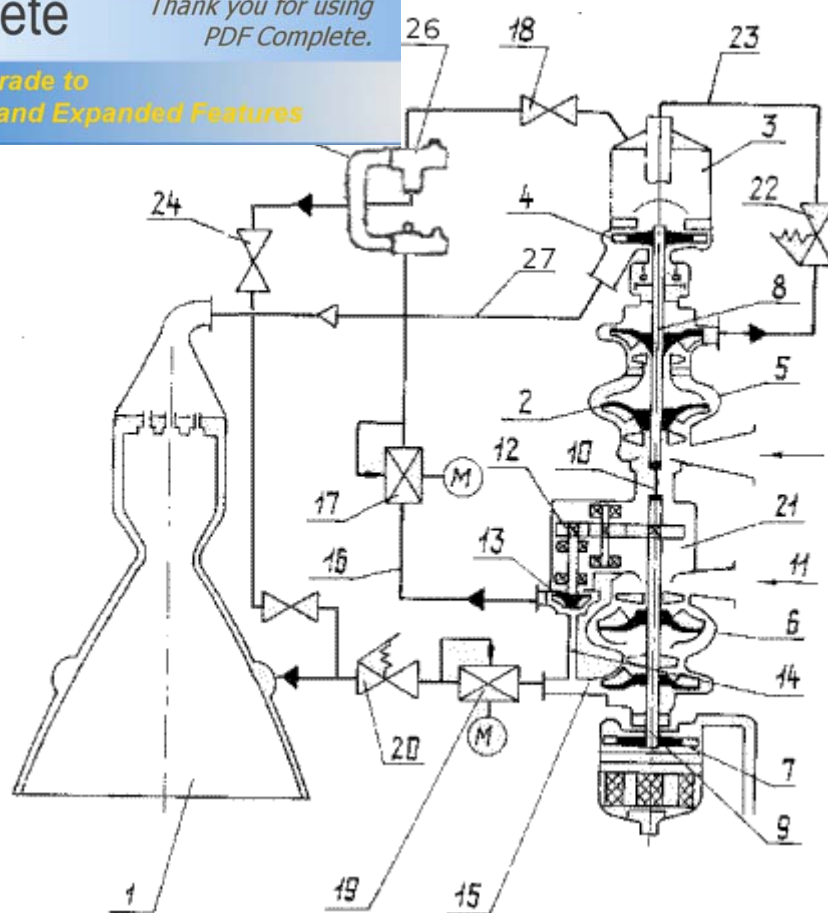


Рис. 4. Модернизированная схема газо-жидкостных систем ЖРД НК-33 (вариант): 24 – клапан; 25 – ампула с пусковым горючим; 26 – пусковые клапаны; 27 – газопровод