

ББК 39.65
Д69

*Рекомендовано методической комиссией кафедры
«Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана к изданию
в качестве методического пособия*

Издание подготовлено к печати автором
с участием студента 7-го курса Р.Р. Ахметжанова

Рецензент:
докт. техн. наук, профессор Б.Б. Петрикевич
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Дорофеев А.А.

Д69 Проектирование и расчет параметров и характеристик
камеры ракетного двигателя: Учеб. пособие. – М.: Логос,
2002. – 52 с.: ил.

ISBN 5-94010-198-4

В учебном пособии приведен порядок расчета основных параметров и характеристик ракетного двигателя: удельного импульса, расхода топлива, размеров камеры сгорания и сопла на основе результатов термодинамического расчета, выполняемого с использованием программного комплекса «Астра 4» [6] при различных допущениях. Даны методики расчета и построения полных расходных и высотных характеристик камеры. Изложены методики приближенного профилирования сопел.

Предназначено для студентов старших курсов в качестве учебного пособия при выполнении курсового проекта по дисциплине «Общая теория ракетных двигателей». Может быть полезным также при дипломном проектировании.

ББК 39.65

ISBN 5-94010-198-4

© Дорофеев А.А., 2002
© «Логос», 2002

Оглавление

Введение	5
Основные условные обозначения.....	9
1. Задание на проектирование. Исходные данные	10
2. Выбор прототипа проектируемого двигателя. Схема ПГС ДУ или ЖРД, описание ее состава и работы на установившемся режиме.....	11
3. Условная оптимизация соотношения компонентов по удельному пустотному импульсу.....	12
3.1. Расчет стехиометрического соотношения компонентов.....	12
3.2. Подготовка данных, расчет и построение графиков R , $T_{кз}$, β , $I_{у.л}$ в зависимости от α и K_m при разных допущениях о равновесности процесса	15
4. Проектирование проточной части камеры	17
4.1. Сопло с конической сверхзвуковой частью и оптимальным углом раскрытия	19
4.2. Сопло с профилированной сверхзвуковой частью	23
5. Расчет основных параметров и размеров камеры двигателя с учетом потерь.....	24
6. Расчет и построение характеристик камеры.....	25
6.1. Дроссельные характеристики.....	25
Характеристика единичной камеры.....	25
Характеристика многокамерного ЖРД при поочередном дросселировании камер.....	27
6.2. Высотные характеристики	27
Высотные характеристики в функции от p_h	27
Высотные характеристики в функции от высоты полета (глубины хода)	29
7. Подготовка данных, расчет и построение распределения параметров p , T , ρ , M , λ , W , ρW и равновесных массовых концентраций основных составляющих рабочего тела по длине сопла	29

8. Научно-исследовательская часть проекта	32
8.1. Типовое задание на научно-исследовательскую часть проекта «Математическое моделирование предельного влияния скорости химических реакций в рабочем теле»	32
<i>Расчет и построение распределения параметров рабочего тела p, T, ρ, W, ρW по длине профилированного сопла при различных допущениях о скоростях химических реакций в потоке</i>	<i>33</i>
<i>Анализ особенностей распределения параметров по длине проточной части камеры при разных моделях течения и объяснение причин их появления с учетом изменения состава рабочего тела.....</i>	<i>35</i>
<i>Оценка возможных потерь на неравномерность течения в сопле</i>	<i>36</i>
8.2. Специальное задание на научную часть проекта	36
8.3. Выводы. Сравнение результатов проектирования с параметрами двигателя-прототипа. Анализ причин рассогласования	37
Литература.....	38
Приложения.....	39
<i>Приложение 1. Пример оглавления расчетно-пояснительной записки к курсовому проекту</i>	<i>39</i>
<i>Приложение 2. Исходные данные к проектированию</i>	<i>41</i>
<i>Приложение 3. Пример компоновки графической части проекта</i>	<i>43</i>
<i>Приложение 4. Пример заполнения угловых штампов графической части курсового проекта.....</i>	<i>46</i>
<i>Приложение 5. Примерные контрольные вопросы для подготовки к защите курсового проекта.....</i>	<i>48</i>

Введение

Учебная дисциплина «Общая теория ракетных двигателей» является системообразующей для комплекса дисциплин специальности, цель изучения которых – формирование необходимых профессиональных знаний, умений и навыков, применяемых специалистом на различных этапах (фазах) жизненного цикла ракетного двигателя.

Исходя из занимаемого дисциплиной места в комплексе профессиональной подготовки, цель ее может быть сформулирована как обучение специалиста основным принципам и методам теоретического описания характеристик ракетных двигателей различного типа и схем, а также наиболее общим подходам к количественным оценкам возможных видов преобразования энергии и достижения требуемых параметров ракетных двигателей.

По месту в учебном плане и с учетом сформулированной цели настоящий курс является пропедевтическим в полном цикле подготовки дипломированных инженеров и может быть основным и завершающим в рамках учебного плана подготовки бакалавра авиа- и ракетостроения.

По окончании изучения дисциплины студент на уровне репродуктивной деятельности должен уметь:

- 1) анализировать последовательность преобразования энергии в ракетных двигателях различных типов и принципиальных схем;
- 2) рассчитывать основные параметры камер ракетных двигателей с учетом реальных коэффициентов эффективности рабочих процессов;
- 3) рассчитывать и строить газодинамический профиль камер ракетных двигателей с коническими или профилированными соплами, работающими на однофазном рабочем теле;
- 4) рассчитывать полные высотные и дроссельные характеристики камер ракетных двигателей при параметрически задаваемых коэффициентах, характеризующих систему подачи топлива;
- 5) выполнять термодинамические расчеты и анализировать их результаты применительно к области высоких температур для различных ракетных топлив.

Программа дисциплины «Общая теория ракетных двигателей» предусматривает контекстное (в одном и том же семестре согласо-

вано во времени с изучением завершающей части дисциплины) выполнение курсового проекта «Проектирование и расчет параметров и характеристик камеры ракетного двигателя». Проект примерно соответствует стадии научных исследований, когда определяются принципиальная возможность выполнения технического задания, облик и основные характеристики ракетного двигателя, оцениваются условия и возможности его наземной отработки. Эта стадия предшествует выработке технического предложения при реальном проектировании ракетного двигателя.

Студент на начальном этапе выполнения проекта использует знания и формирует навыки их приложения к определению основных параметров двигателя как тепловой машины. При этом одновременно у студента формируется мотивация изучения конкретных разделов теории, потребность в которых возникает в процессе выполнения проекта.

В качестве исходных данных задаются компоненты топлива и основные номинальные параметры проектируемого двигателя. Пример оглавления расчетно-пояснительной записки к курсовому проекту и исходных данных приведены в приложениях 1 и 2 соответственно.

При выполнении проекта рекомендуется использование конспектов лекций по дисциплине «Общая теория ракетных двигателей», учебников и учебных пособий [1–3, 6, 8], программного комплекса «Астра 4» [6] и справочной литературы [7] для задания свойств компонентов ракетного топлива с учетом присутствующих примесей. При этом допускается использование параметров компонентов, приведенных в учебно-методической литературе [1, 2, 6].

Расчетно-пояснительная записка оформляется в соответствии с требованиями, предъявляемыми к отчетам по научно-исследовательским работам стандартом ГОСТ 7.32–91 (ИСО 5966–82) и его версиями последующих лет (см. пример оглавления расчетно-пояснительной записки, приложение 1). Следует обратить внимание на то, что в оглавлении не указывается, но обязательно помещается в расчетно-пояснительную записку реферат работы. Список использованной литературы также должен соответствовать ГОСТу, причем рекомендуется та полнота библиографического описания литературного источника, с которой приводятся библиографические данные на обороте титульного листа. Объем основного текста записки, не считая приложений, примерно 1,5 печатных листа, т.е. приблизительно 30 страниц по 30 строк на странице и 60 знаков в строке. В приложении помещаются распечатки результатов расчетов, выполненных на ЭВМ.

Расчетно-пояснительную записку рекомендуется представлять в редакторе Microsoft Word или аналогичном с включением фраг-

ментов, выполненных с использованием других программных средств (MathCAD, Microsoft Excel, Paintbrush и т.п.), не требующих для интерпретации этих фрагментов знаний языков программирования. Допускается представлять расчетно-пояснительную записку в рукописном виде.

Графическая часть проекта оформляется на стандартных листах чертежной бумаги общей площадью 3–3,5 листа формата А1. На ЭВМ эту часть рекомендуется выполнять в одном из доступных графических редакторов. Допускается выполнение чертежей и графиков вручную карандашом или тушью при соблюдении соответствующих стандартов.

На листы выносятся:

- схема газожидкостных систем двигателя (рекомендуется выполнять схему в обозначениях отраслевого стандарта ОСТ 2.2.608–77 и его последующих версий, применяемых для стендовых вариантов двигателей; допускается изображение агрегатов двигателя в виде их схематичных изображений, из которых виден принцип действия);

- графики зависимости R , T_k , β , $I_{у.п}$ для равновесного течения в сопле и $I_{у.л}$ при частично и полностью неравновесном течении в функции от α и K_m ;

- контуры проточной части камеры с профилированным и коническим соплом номинальных размеров, необходимые и достаточные для последующей фазы проектирования;

- полные высотные характеристики в функции от высоты (глубины);

- полные высотные характеристики в функции от давления окружающей среды;

- полные расходные характеристики для единичной камеры и для двигательной установки при поочередном дросселировании камер при давлении окружающей среды 0,1 МПа;

- распределение параметров p , T , ρ , M , λ , W , ρW и массовых концентраций основных составляющих рабочего тела (продуктов сгорания) по длине сопла в предположении равновесного истечения.

Все дроссельные и высотные характеристики рассчитываются и строятся для сопел номинального размера с дорасширительным насадком. При этом определяются и наносятся на график координаты характерных точек (номинального режима; расчетного режима для камер с соплами при работающих и неработающих дорасширительных насадках; «точки переключения» на высотной характеристике; точки пересечения на расходной характеристике; точки, соответствующие началу вхождения скачка в сопло и размещению скачка в сечении с числом Маха $M \approx 1,4$).

Примеры компоновки графической части проекта и заполнения угловых штампов приведены в приложениях 3 и 4 соответственно.

Значительный объем расчетной работы и необходимость привлечения знаний, получаемых при изучении завершающих разделов дисциплины «Теория ракетных двигателей» в том же семестре, в котором выполняется проект, требуют регулярной и планомерной работы над проектом. При этом в первом приближении 20% всей работы включают в себя выбор двигателя-прототипа, выполнение схемы его пневмо-гидросистем (ПГС) в тонких линиях и определение условно-оптимального соотношения компонентов; 40% – расчет основных размеров камеры без учета потерь и построение линейных участков расходных и высотных характеристик. До рубежа 60% должна быть проведена оптимизация угла раскрытия конического сопла, рассчитаны и построены полные высотные и расходные характеристики. Готовность курсового проекта 80% означает представление всей графической части в тонких линиях, а расчетно-пояснительной записки – в черновике в полном соответствии с примерным оглавлением. Проект считается выполненным полностью, т.е. на 100%, когда графическая часть и расчетно-пояснительная записка подписаны руководителем проекта «к защите».

Курсовой проект защищается студентом перед комиссией. В процессе защиты студент должен проявить: понимание физической сути рабочих процессов, характеристики которых рассчитаны при проектировании; умение обосновать правильность выбранных расчетных методик и выражений; умение пользоваться нормативами, рекомендуемыми стандартами. Защита, как правило, проходит в форме собеседования комиссии и студента. При защите студенту могут быть предложены вопросы, не требующие громоздких вычислений задачи по теме курсового проекта [2, 9], в том числе – по практическому применению программного комплекса (ПК) «Астра 4» [6]. По разрешению членов комиссии при подготовке к ответу студент может пользоваться расчетно-пояснительной запиской или иными источниками.

По итогам защиты проставляется дифференцированный зачет.

Рекомендуется согласовывать темы научно-исследовательской работы студентов (НИРС) и курсового проекта. При достаточной общности тем отчет по НИРС может входить в состав расчетно-пояснительной записки в виде раздела, а графическая часть проекта увеличивается на 0,5 либо 1 лист формата A1, на котором помещается материал, иллюстрирующий НИРС.

Основные условные обозначения

a – скорость звука	M – количество вещества в молях
c – массовая концентрация, массовая доля	\dot{m} – секундный массовый расход
\bar{c} – характеристическая скорость	\bar{m} – относительный расход
c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении	n – показатель изоэнтропы
c_v – удельная теплоемкость при постоянном объеме	N – мощность, число камер
c_f – коэффициент трения	p – давление
d, D – диаметр	P – тяга, сила тяги
F – площадь	q – расходонапряженность камеры сгорания
F'' – удельная площадь потока	R – газовая постоянная, радиус
h – глубина погружения, глубина хода	S – поверхность, площадь
H – высота полета	T – температура абсолютная
I_y – удельный импульс тяги, удельный импульс	v – удельный объем
$I_{y,n}$ – удельный пустотный импульс	V – объем
$k = c_p / c_v$ – показатель адиабаты	W – скорость
K_m – соотношение компонентов массовое	α – коэффициент избытка окислителя, угол
K' – соотношение компонентов мольное	β – расходный комплекс, угол
L – длина	η – коэффициент полезного действия
M – число Маха	λ – приведенная скорость
	ρ – плотность
	τ – напряжение трения
	φ – коэффициент

Индексы

г – горючее	р – расчетный
вх – вход	с – сопло
и, ид – идеальный	ск – относящийся к скачку
к – камера	тр – трение
кр – критический	у – удельный
к.с. – камера сгорания	я – ядро
о – окислитель	a – выходное сечение
отн – относительный	h – на высоте h
п – пустотный	h_0 – на уровне моря
пр – приведенный	s – относящийся к пристенному слою
п.с. – продукты сгорания	

1. Задание на проектирование.

Исходные данные

Задание на проектирование включает в себя общую текстовую часть, которая отвечает оглавлению расчетно-пояснительной записки, и исходные данные для каждого варианта:

- компоненты топлива – окислитель и горючее;
- P_n – значение тяги в пустоте или P_h – при заданном давлении окружающей среды, кН;
- P_k – давление в камере, МПа;
- P_a – давление в выходном сечении сопла, МПа;
- P_h – номинальное значение давления окружающей среды, МПа;
- $F_{отн}$ – относительная площадь дорасширительного насадка;
- N – число камер в двигательной установке или в многокамерном двигателе.

Исходные данные могут быть взяты из [2]. Пример исходных данных для 25 вариантов приведен также в приложении 2. При этом с методическими целями давление окружающей среды и относительная площадь дорасширительного насадка сопла могут задаваться отличными от прототипа.

В состав курсового проекта входят следующие разделы:

- 1) выбор прототипа проектируемого двигателя, описание состава схемы ПГС двигательной установки (ДУ) или жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) и ее работы на установившемся режиме;
- 2) расчет стехиометрического соотношения компонентов топлива, условная (по пустотному удельному импульсу) оптимизация соотношения компонентов в предположении равновесного и полностью и кусочно химически замороженного течения в сопле;
- 3) расчет и построение графиков R , T_k , β , $I_{y,n}$ для равновесного течения в сопле и $I_{y,n}$ при полностью и кусочно химически замороженном течении в сопле в функции от α и K_m ;
- 4) проектирование проточной части сопла с конической сверхзвуковой частью и оптимальным по удельному импульсу углом и сопла с профилированной сверхзвуковой частью;
- 5) расчет основных параметров двигателя и размеров камеры с профилированным соплом с учетом потерь;
- 6) расчет и построение полных характеристик спроектированной камеры (дроссельных характеристик единичной камеры;

дроссельной характеристики при поочередном дросселировании камер; высотных характеристик в функции от давления окружающей среды и высоты полета или глубины хода);

7) расчет и построение графиков распределения параметров p , T , ρ , M , λ , W , ρW и состава продуктов сгорания в массовых долях по длине сопла.

Примерное оглавление расчетно-пояснительной записки к курсовому проекту, соответствующее его содержанию, приведено в приложении 1.

Задание на проектирование и, соответственно, содержание проекта могут быть изменены по отношению к типовому руководителем проекта с сохранением направленности и примерного объема.

2. Выбор прототипа проектируемого двигателя.

Схема ПГС ДУ или ЖРД, описание ее состава и работы на установившемся режиме

Большинству исходных данных к проектированию (см. приложение 2) соответствуют отечественные или зарубежные жидкостные ракетные двигатели, основные параметры которых опубликованы в доступной студентам литературе.

Выбор прототипа проектируемого двигателя производится по качественному соответствию компонентов топлива и номинальным давлениям в камере сгорания и на срезе сопла. Для проектируемого двигателя принимается схема ПГС двигателя-прототипа. Степень детализации ПГС должна быть достаточной для расчета полных энтальпий компонентов топлива как исходных данных для термодинамического расчета.

Состав ПГС рекомендуется описывать по следующей примерной схеме со ссылкой на названия агрегатов согласно документации на двигатель-прототип и номера позиций, соответствующих графической части проекта: системы подачи окислителя, горючего и для каждой из них перечисляются последовательно составляющие агрегаты. Аналогично описываются системы генерации рабочего тела турбины, газа наддува баков и др., если сведения об этом указаны в документации на двигатель-прототип. Далее характеризуются состояния агрегатов каждой из систем, соответствующие работе на стационарном режиме.

Указывается область применения или предназначения двигателя-прототипа. Если описание двигателя-прототипа содержит

сведения об особых условиях, учитываемых при его проектировании и отразившихся в виде принятия нетиповых технических решений, то это также указывается в соответствующем разделе расчетно-пояснительной записки.

3. Условная оптимизация соотношения компонентов по удельному пустотному импульсу

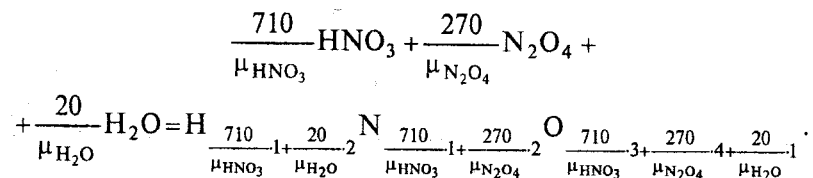
В качестве условного критерия оптимизации соотношения компонентов жидкого ракетного топлива принимается максимальное значение удельного пустотного импульса, рассчитанное для номинального режима камеры в предположении равновесного одномерного течения на всем протяжении проточной части камеры двигателя без учета потерь всех видов.

Определенное в качестве оптимального соотношение компонентов топлива задается через массовое стехиометрическое K_{m0} и коэффициент избытка окислителя α , или как действительное соотношение K_m .

В методических целях проводятся расчеты по определению условно оптимального соотношения компонентов в предположении химической неравновесности (химически замороженное течение) на всем протяжении проточной части камеры, а также для равновесного течения на дозвуковом участке и химически замороженном – на сверхзвуковом участке течения.

3.1. Расчет стехиометрического соотношения компонентов

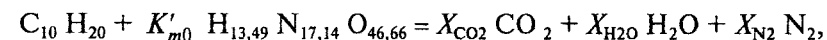
Расчет стехиометрического соотношения компонентов рекомендуется проводить с учетом их основного состава и содержания примесей в компонентах, указанных в справочной литературе [7]. Например, в некотором азотнокислотном окислителе содержится 27% по массе азотного тетроксид и 2% воды. Применяя правила записи химических реакций, получим удельную (т.е. условную, приведенную к условной молекулярной массе, равной 1 кг) формулу азотнокислотного окислителя:



Удельная формула окислителя примет вид $\text{H}_{13,49} \text{N}_{17,14} \text{O}_{46,66}$.

Допускается использовать приближенные, т.е. не учитывающие примеси, данные о составе компонентов топлива, приведенные в учебной литературе, например [1, 2, 6].

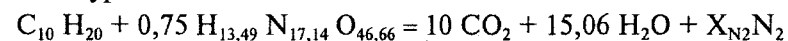
Для компонентов топлива с известными условными (в том числе удельными) или химическими формулами стехиометрическое соотношение в общем случае может быть рассчитано по уравнению условной химической реакции полного окисления горючих элементов окислительными элементами с проявлением стандартных валентностей, т.е. углерод окисляется до CO_2 , водород – до H_2O , азот ведет себя как инертный элемент. Например, для окислителя $\text{H}_{13,49} \text{N}_{17,14} \text{O}_{46,66}$ и углеводородного горючего с условной формулой $\text{C}_{10} \text{H}_{20}$ (эта топливная пара не находит практического применения и выбрана с методическими целями) составим уравнение



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

Выравнивая число грамм-атомов в левой и правой частях уравнения, получим численное значение K'_{m0} , причем коэффициент X_{N_2} перед N_2 в правой части уравнения можно не определять.

Для рассматриваемого примера: в одном моле окислителя содержится 40 грамм-атомов избыточного кислорода: $46,66 - 13,49/2 = 40$ (вычитаемое равно числу молей кислорода, необходимого для окисления входящего в состав окислителя водорода до H_2O), а для окисления содержащихся в одном моле горючего 10 грамм-атомов углерода и до воды 20 грамм-атомов водорода до углекислого газа требуется соответственно 20 и 10 грамм-атомов, т.е. всего 30 грамм-атомов кислорода, находящегося в окислителе. Поскольку в одном моле окислителя содержится 40 избыточных грамм-атомов кислорода, то для окисления одного моля горючего $\text{C}_{10} \text{H}_{20}$ требуется 30/40 молей окислителя $\text{H}_{13,49} \text{N}_{17,14} \text{O}_{46,66}$, что отражается уравнением



Массовое стехиометрическое соотношение компонентов K_{m0} вычисляется через удельные (условные) мольные массы окислителя μ_o и горючего μ_g :

$$K_{m0} = K'_{m0} \frac{\mu_o}{\mu_g}. \quad (1)$$

Для рассматриваемого примера $K_{m0} = K'_{m0} \frac{\mu_o}{\mu_g} = 0,75 \frac{1000}{140} = 5,37$.

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

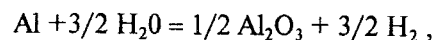
Массовое стехиометрическое соотношение компонентов K_{m0} можно получить также из соотношения, вытекающего из баланса валентностей окислительных и горючих элементов [1, 2, 8]:

$$K_{m0} = -\frac{\mu_o \sum_i b_{\pi} v_i}{\mu_r \sum_i b_{io} v_i}, \quad (2)$$

где v_i – валентность i -го элемента с учетом ее знака; b_{π} и b_{io} – число грамм-атомов i -го элемента в условной формуле горючего и окислителя соответственно.

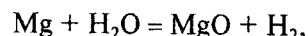
Отметим, что это соотношение невозможно использовать при расчете стехиометрического соотношения компонентов для топлив, в которых вода (результат полного окисления водорода, т.е. с нулевой суммой валентности и соответственно с нулем в знаменателе) является окислителем, например, по отношению к металлам Al или Mg. Задача может быть решена с помощью условных химических реакций.

Для алюминия в качестве гидрореагирующего горючего запишем:



откуда следует, что мольное стехиометрическое соотношение компонентов $K'_{m0} = 1,5$ и массовое $K_{m0} = 1,5 \cdot 18 / 27 = 1$.

Для магния как гидрореагирующего горючего условная реакция имеет вид



откуда следует, что $K'_{m0} = 1$ и $K_{m0} = 1 \cdot 18 / 24,3 = 0,741$.

Для рассмотренного примера, углеводородное горючее и азотнокислотный окислитель, получим:

$$K_{m0} = -\frac{\mu_o \sum_i b_{\pi} v_i}{\mu_r \sum_i b_{io} v_i} = -\frac{1000}{140} \frac{-4 \cdot 10 + -1 \cdot 20}{-1 \cdot 13,49 + 2 \cdot 46,66 + 0 \cdot 46,66} \approx 5,37.$$

Отметим, что программный комплекс «Астра 4» [6] также по балансу валентности вычисляет и выводит на печать стехиометрическое соотношение компонентов, задаваемых (декларируемых, объявляемых) как горючее **FUEL** и окислитель **OX** при известном коэффициенте избытка окислителя α (**ALPHA**), причем для перво-

го значения вычисляется и выводится на печать удельная формула топлива (в терминах ПК «Астра 4» [6] – **брутто-формула**). При этом используются массы грамм-атомов, взятые с учетом всех значащих цифр, вследствие чего результаты могут незначительно отличаться от полученных при ручном счете.

Если вещества нельзя декларировать в качестве горючего или окислителя, в частности воду как окислитель, то программный комплекс допускает общую форму задания топлива через массовые доли компонентов, которых может быть несколько. Например, рассмотренную выше топливную пару можно задать как совокупность (270%N2O4), (20%H2O), (710%H1N1O3), (N1%C10H20), где для суммы массовых долей составляющих окислителя 1000 значение множителя **N1** соответствует расходу горючего в граммах при расходе окислителя 1000 г/с, т.е. массовое соотношение компонентов $K_m = 1000/\text{N1}$ (знак % не означает процентное содержание, но имеет смысл разделителя между формулой компонента и его массовой долей, при этом сумма массовых долей не обязательно равна 100). Если известны условные (удельные) формулы компонентов (например, горючее $\text{C}_{10}\text{H}_{20}$, окислитель $\text{H}_{13,49}\text{N}_{17,14}\text{O}_{46,66}$), то возможна запись состава топлива (1%C10H20), (N1% H13.49N17.14O46.66), в которой значение коэффициента **N1** равно массовому соотношению компонентов K_{m0} .

3.2. Подготовка данных, расчет и построение графиков R , T , β , $I_{y,n}$ в зависимости от α и K_m при разных допущениях о равновесности процесса

Расчеты выполняются с использованием каталогизированного программного комплекса «Астра 4», сведения о котором, достаточные для пользователя, изложены в учебном пособии [6]. Исходные данные однозначно определяют задачу термодинамического расчета, если для конкретного состава топлива (или для каждого состава из ряда заданных значениями коэффициента избытка окислителя **ALPHA** или коэффициента **N1**) вводятся значения давления в камере и в выходном сечении сопла, а также полные энтальпии компонентов.

Для задаваемых компонентов топлива полные энтальпии в типовых условиях известны [1, 2, 6, 7]. В схеме ЖРД с дожиганием рабочего тела турбины турбонасосного агрегата (ТНА) эти же значения входят в условия однозначности термодинамического расчета. Для схем ЖРД без дожигания рабочего тела турбины необхо-

димо учитывать повышение энтальпии компонента в насосах ΔI_n , рассчитываемое по формуле

$$\Delta I_n \approx \Delta p_n / (\rho \eta_n), \quad (3)$$

где Δp_n – повышение давления компонента в насосе, ρ – средняя плотность компонента, η_n – коэффициент полезного действия насоса, или

$$\Delta I_n \approx N_n / \dot{m}, \quad (4)$$

если для двигателя-прототипа известны мощность насоса N_n и расход компонента \dot{m} . Поскольку работа сжатия жидкости, кроме жидкого водорода, мала и изменение полной энтальпии компонента в насосе незначительно, допускается его не учитывать при давлениях в камере меньше 8 МПа.

Типовой файл исходных данных для расчетов в равновесном приближении имеет вид:

I = 0, p = 12.5, pa = KP, 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;

Для расчетов в предположении частично неравновесного течения, т.е. равновесного течения до критического сечения и замороженного – на сверхзвуковом участке сопла, исходные данные можно представить в виде:

<FLEX>
I = 0, p = 12.5, pa = KP, 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;

Для расчетов в предположении замороженного течения на всем протяжении проточной части камеры исходные данные имеют вид:

<FLEX>
I = 0, p = 12.5, pa = 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;

Здесь полужирным шрифтом выделены данные, в общем случае разные для каждого варианта, а именно: p – давление в камере, МПа; pa – давление в выходном сечении сопла, МПа; услов-

ная или удельные формулы горючего и окислителя и их полные энтальпии в условиях подачи, кДж/кг. Шаг изменения α вблизи его оптимального значения не более 0,01.

Выбираемые из распечаток результаты расчетов представляются в виде таблицы: для равновесного приближения – значений R , T_k , β , $I_{y,п}$, а для расчетов по моделям неравновесного (химически замороженного) и кусочно неравновесного истечения – только $I_{y,п}$ для ряда α и K_m , по которым строятся графики.

В результате проведенных расчетов принимаются условно-оптимальные значения коэффициента избытка окислителя α_{opt} и соотношение компонентов $K_{m, opt}$, соответствующий им максимальный пустотный удельный импульс $I_{y,п}$, а также значения расходного комплекса β и удельных площадей (площадей, рассчитанных для расхода топлива 1 кг/с) F^* критического и выходного сечений, геометрической степени расширения (относительной площади выходного сечения сопла) $F_{отн}$, для которых ведется дальнейшее проектирование.

Полученные в предположении замороженного течения условно оптимальное соотношение компонентов и соответствующее значение пустотного удельного импульса можно интерпретировать как характерные для ЖРД малых тяг (ЖРДМТ), а одноименные данные, полученные в равновесном приближении, – как предельные для полноразмерных ЖРД при одинаковых с ЖРДМТ давлениях в камере и выходном сечении сопла.

4. Проектирование проточной части камеры

Проектированию проточной части сопла предшествует расчет основных размеров камеры ЖРД в предположении равновесного течения рабочего тела: по рассчитанному $I_{y,п}$ и заданной пустотной тяге одной камеры P_n определяется расход топлива $\dot{m} = P_n / I_{y,п}$, а затем площади критического $F_{кр} = \dot{m} F_{кр}^*$ и выходного $F_a = \dot{m} F_a^*$ сечений сопла, а следовательно, и соответствующие диаметры. Рассчитывается также распределение параметров рабочего тела – скорости W , плотности ρ , числа Маха M , давления p и температуры T по длине проточной части сопла, т.е. для различных относительных площадей $F_{отн i} = F_i / F_{кр}$. Причем расчетные сечения выбираются таким образом, чтобы большее их число находилось в области наибольших градиентов параметров, т.е. в трансзвуковой области.

Типовой файл исходных данных для этой задачи имеет вид:

$I = 0$, $p = 12.5$, $p_a = 12, 10, 8, 7, \text{КР}, 5, 4, 3, 2, 1, 0.07$,
 $\text{FUEL} = (\text{C10H20}[-1700])$,
 $\text{OX} = (\text{H13.49N17.14O46.66}[-2000])$,
 $\text{ALPHA} = 0.87$;

Здесь значение $\text{ALPHA} = 0.87$ соответствует выбранному оптимальному значению, а ряд давлений $p_a = 12, 10, 8, 7, \text{КР}, 5, 4, 3, 2, 1, 0.07$ может корректироваться при повторном расчете, если в дальнейшем выяснится, что расчетных данных в области больших градиентов недостаточно. В частности, целесообразно провести расчет 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 $F_{\text{отн}}$. Целесообразно провести расчет распределения параметров потока по длине проточной части, задавая расчетные сечения через относительную площадь, т.е. вместо ряда давлений $p_a = \text{КР}, 5, 4, 3, 2, 1, 0.07$, в файл исходных данных включают последовательность $\text{FOTH} = 1, *, *, *, *$, (числовое значение относительной площади номинального сопла), $*, *$, (числовое значение относительной площади выходного сечения дорасширительного насадка), где указываются полученные расчетом относительные площади, соответствующие ранее заданным давлениям.

Расчетным сечениям присваиваются индексы $i = 1, 2, 3, 4, 5\text{-КР}, 6, 7, 8, 9, 10, 11\text{-}a$ и т.д. Примерная схема разбиения сопла на участки представлена на рис. 1, где первый расчетный участок об-

разован выходным сечением камеры сгорания и первым расчетным сечением сопла, а последний расчетный участок ограничен выходным сечением и предпоследним расчетным сечением сопла.

Распечатки результатов расчета помещаются в приложении к расчетно-пояснительной записке, а необходимые для дальнейших расчетов данные сводятся в табл. 1.

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

Номер сечения	p , МПа	T , К	$F_{\text{отн}}$	W , м/с	F'' , $\text{м}^2 \cdot \text{с/кг}$	a , м/с	M	λ	$I_{y.p.}$, м/с	n
0-кс			—	—	—		0	0	—	—
1										
.....										
кр			1				1	1		
.....										
a										

4.1. Сопло с конической сверхзвуковой частью и оптимальным углом раскрытия

Проектирование включает в себя на исходном этапе выбор относительной площади камеры сгорания $F_{\text{отн.кс}} = F_{\text{кс}}/F_{\text{кр}}$. Для изobarических камер рекомендуется принимать $F_{\text{отн.кс}} \geq 4$.

Проектирование скоростной камеры — более сложное, поэтому может рассматриваться как специальное задание повышенной трудности.

Оценить относительную площадь камеры сгорания можно по формуле

$$F_{\text{отн.кс}} = \frac{p_{\text{кс}}}{q\beta}, \quad (5)$$

где $q = m/F_{\text{кс}} \approx 1/F_{\text{кс}}''$ — расходонапряженность камеры сгорания.

Допускается назначать $F_{\text{отн.кс}}$ равным этому параметру у двигателя-прототипа или ориентироваться на значения расходонапряженности, достигнутые на прототипе при его разработке.

Профилирование докритической части сопла (рис. 2, где в частном случае конический участок может отсутствовать) начинают с трех ее основных размеров: диаметров $D_{\text{кс}}$, $D_{\text{кр}}$ и длины камеры сгорания $L_{\text{кс}}$. Последний параметр можно найти, зная объем камеры сгорания $V_{\text{кс}}$, который обычно определяется с включе-

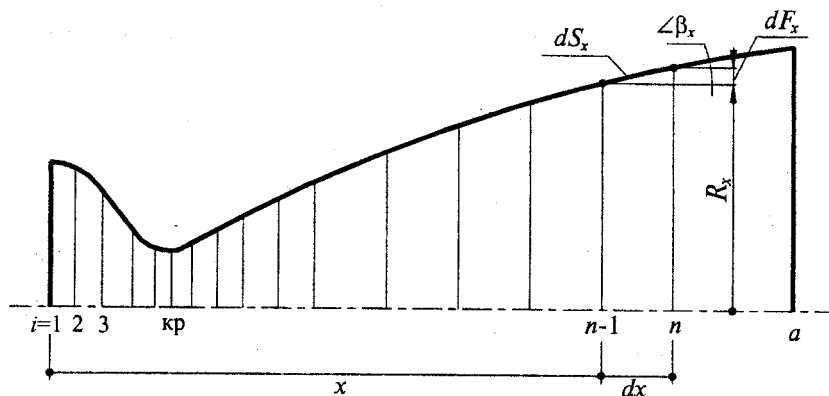


Рис. 1. Схема разбиения сопла на участки

нием в него условно и объема докритической части сопла, или характерные диаметры $D_{кс}$, $D_{кр}$ и приведенную длину камеры сгорания $L_{пр} = V_{кр} / F_{кр}$.

Для наиболее распространенных жидких ракетных топлив величины $L_{пр}$ имеют следующий порядок (табл. 2).

Таблица 2. Требуемая приведенная длина $L_{пр}$ для ракетных топлив

Топливо	$L_{пр}$, м
Керосин – кислород	1,5...2
Водород – кислород	0,25...0,5
НДМГ – АК*	2...2,25
Керосин – АК	2...3,5

* АК – азотнокислотный окислитель

Для одного и того же топлива и схемы ЖРД меньшие значения соответствуют большим давлениям в камере сгорания ($L_{пр} \approx \text{const} \cdot p_{кс}^{-0,5}$).

При проектировании дозвуковой части сопла можно использовать следующие соотношения:

$$R_1 = 0,5 \dots 1,25 D_{кр}, R_2 = R_3 = 0,7 \dots 1,0 D_{кр}, D_{кс} \geq 2,0 \dots 2,5 D_{кр}, 2\alpha_{кс} = 45^\circ \dots 80^\circ.$$

Выбор оптимального угла раскрытия конической сверхзвуковой части ведется методом минимизации коэффициента сопла,

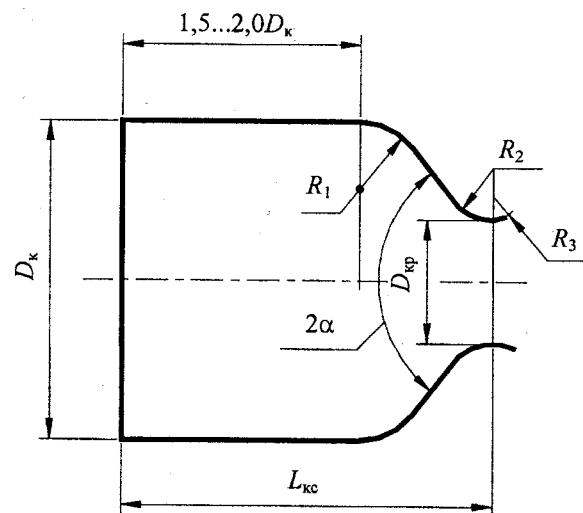


Рис.2. Схема построения упрощенного контура камеры сгорания и сужающейся части сопла

представляемого как $\varphi_c = \varphi_{тр} \varphi_{сз}$, где каждый из сомножителей зависит от угла β_a . Коэффициент, учитывающий потери на рассеивание, вычисляется по формуле

$$\varphi_{сз} = (\cos \beta_a + 1) / 2, \quad (6)$$

а коэффициент $\varphi_{тр}$, учитывающий потери на трение, по формуле

$$\varphi_{тр} = 1 - \Delta P_{тр} / P_{п.и}, \quad (7)$$

где $\Delta P_{тр}$ – проекция на ось симметрии сопла суммарной силы трения, действующей на стенки сопла; $P_{п.и}$ – пустотная тяга, развиваемая камерой при отсутствии трения (для данного расчета $P_{п.и}$ численно равна заданной пустотной тяге проектируемого двигателя).

Проекция на ось симметрии сопла суммарной силы трения $\Delta P_{тр}$, действующей на стенки сопла, вычисляется как интегральная сумма проекций на ось симметрии x напряжений трения $\tau_{тр}$, приложенных к элементарным коническим участкам с площадью dS , составляющим контур сопла $R(x)$ (см. рис. 1):

$$\Delta P_{тр} = \int_S \tau_{тр} \cos(\beta_x) dS, \quad (8)$$

где β_x – угол наклона образующей контура $R(x)$ в точке с осевой координатой x .

Напряжение $\tau_{тр}$ выражается через коэффициент трения C_f и скоростной напор $\rho W^2 / 2$, рассчитанные для этой же точки:

$$\tau_{тр} = C_f \frac{\rho W^2}{2}. \quad (9)$$

Коэффициент трения определяется по известным формулам, например по соотношению В.С. Авдеевского:

$$C_f = C_{f0} \left(\frac{T_{ст}}{T} \right)^{-0,35} \left(1 + 0,88 \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{-0,55}, \quad (10)$$

где C_{f0} – коэффициент трения, рассчитанный без учета сжимаемости для параметров потока вне пограничного слоя; $T_{ст}$ и T – температура стенки и рабочего тела вне пограничного слоя; M – местное значение числа Маха; k – показатель адиабаты. Причем для расчетов в первом приближении коэффициент трения C_{f0} можно считать постоянным и принимать равным для полированных поверхностей 0,002, а для технически гладких – от 0,003 до 0,005, температуру стенки сопла в сечениях, где $T > 1000$ К, принимать равной $T_{ст} \approx 1000$ К, а если $T < 1000$ К, то $T_{ст} = T$.

Численное значение интеграла (8) определяется, например, методом трапеций. При этом существенным является шаг разбиения проточной части сопла на участки (см. рис.1), в пределах ко-

торых параметры и свойства рабочего тела можно принять постоянными, равными среднему арифметическому значению в расчетных сечениях, ограничивающих расчетный участок.

Заменяя $dS \approx \Delta S_j \approx (F_j - F_{j-1})/\sin \beta_j$, где F_j и F_{j-1} – площади сечений, образующих расчетный участок с индексом j , а β_j – наклон образующей сопла на расчетном j -м участке, и переходя от интеграла к сумме, получим расчетное выражение

$$\varphi_{\text{тр}} = 1 - \frac{\Delta P_{\text{тр}}}{P_{\text{пн}}} = 1 - \frac{\sum_{j=1}^N \frac{C_f \rho_j W_j^2 \Delta S_j}{2} \cos \beta_j}{I_{\text{у.п}} \dot{m}}, \quad (11)$$

где N – число расчетных участков.

Очевидно, что для конического сопла $\cos \beta = \text{const}$ может быть вынесено за знак суммы и при этом исключен соответствующий столбец в таблице. Данные расчета сводим в таблицу, аналогичную табл. 3.

Таблица 3. К расчету потерь на трение

Номер участка, J	C_f	ρ , кг/м ³	W , м/с	$\cos \beta$	ΔS , м ²	$C_f \rho W^2 \Delta S \cos \beta / 2$, кН
1						
.....						
N						

Выполняя расчеты для ряда углов наклона образующей расширяющейся части сопла β_a , получим данные, позволяющие построить графики $\varphi_{\text{тр}}$, $\varphi_{\text{сз}}$ и $\varphi_{\text{с}}$ в функции от угла β_a и выбрать значение оптимального угла $\beta_{a \text{ опт}}$, для которого коэффициент сопла $\varphi_{\text{с}} = \varphi_{\text{тр}} \varphi_{\text{сз}}$ принимает максимальное значение. В пояснительной записке приводят таблицу для одного угла. Для других углов расчеты выполняют аналогично, а результаты представляют в таблице, аналогичной табл. 4.

Таблица 4. Оптимизация угла наклона β_a образующей конического сопла

β_a	5°	6°	7°	30°
$\varphi_{\text{сз}}$						
$\Delta P_{\text{тр}}$						
$\varphi_{\text{тр}}$						
$\varphi_{\text{с}}$						

4.2. Сопло с профилированной сверхзвуковой частью

В качестве профиля докритической части принимается тот же профиль, что и для сопла с конической сверхзвуковой частью (см. рис.2). Оптимальным будем считать профиль сверхзвуковой части сопла с заданной геометрической степенью расширения, для которого коэффициент сопла, учитывающий потери на трение и рассеивание, максимален.

Методика приближенного построения такого профиля для рабочего тела постоянного состава и свойств включает в себя нахождение углов β_m , β_a и относительной длины расширяющейся части, а образующая описывается параболой общего вида, которая строится геометрическим методом по координатам двух точек и касательным в них. При этом полученный профиль проточной части имеет излом в точке стыка расширяющейся и сужающейся частей сопла и называется профилем с угловым входом (см. рис. 2, $R_3 \approx 0$).

По результатам термодинамического расчета определяем радиусы критического $R_{\text{кр}}$ и выходного R_a сечений, а также значение показателя изобэнтропии n , осредненного по процессу в интервале давлений $p_k - p_a$.

Для ЖРД второй и последующих ступеней ракет угол β_a может быть найден из приближенного соотношения

$$\sin 2\beta_a = \frac{p_a - p_h}{0,5 \rho_a W_a^2} \operatorname{ctg} \left(\arcsin \frac{1}{M_a} \right) = \frac{p_a - p_h}{0,5 \rho_a W_a^2} \sqrt{M_a^2 - 1}, \quad (12)$$

где параметры потока в выходном сечении сопла берутся из результатов термодинамического расчета в равновесном приближении, а давление окружающей среды – из исходных данных на проектирование.

Для ЖРД первой ступени ракет, а также в случаях, когда номинальное давление окружающей среды не задано, угол β_a может быть задан исходя из профиля сопла двигателя-прототипа или данных табл. 5.

Таблица 5.

p_k / p_a	50	100	500	1000	2000
$2\beta_a$	18°	19°	20°	23°	24°

По таблицам [1] для значений показателя адиабаты $k_1 < n < k_2$ (где n – показатель изобэнтропии, рассчитанный для условно-оптимального соотношения компонентов), зная радиусы $R_{\text{кр}}$, R_a и углу β_a ,

получим значения угла β_m и относительные длины сверхзвуковой части сопла. Затем путем линейной интерполяции находим для $k = n$ значения β_m и относительную длину, которые принимаются в качестве условно-оптимальных. Результирующее построение контура образующей сопла проводится геометрическим методом парабол, причем на чертеже сохраняются вспомогательные линии.

Для построенного профиля по методике, аналогичной описанной для конического сопла, с сохранением выбранных расчетных сечений вычисляем коэффициент сопла $\varphi_c = \varphi_{тр} \varphi_{сз}$, который будет использован при расчете размеров камеры с учетом потерь. Результаты расчетов представляются в пояснительной записке в виде таблицы, аналогичной табл. 3.

5. Расчет основных параметров и размеров камеры двигателя с учетом потерь

Потери условно разделяются на потери в камере сгорания и в сопле.

Потери в камере сгорания отразим коэффициентом $\varphi_k = \varphi_{неполн} \varphi_s$, где коэффициент $\varphi_{неполн}$ учитывает потери из-за незавершенности химических реакций и неидеального распределения соотношения компонентов по сечению в ядре камеры, а φ_s учитывает преднамеренно созданную неравномерность распределения соотношения компонентов для организации внутреннего охлаждения.

Если не заданы специальные условия на проектирование, то φ_k принимается таким же, как у двигателя-прототипа. Если задано или рассчитано соотношение расходов в ядре и пристенном слое, то

$$\dot{m}_\Sigma = \dot{m}_я + \dot{m}_с, \quad (13)$$

и значения соответствующих характеристических скоростей или равных им при принятых допущениях расходных комплексов $c_{я^*} = \beta_я$ и $c_с = \beta_с$. Тогда φ_s рассчитывается по формуле

$$\varphi_{сз} = \varphi_s = 1 - \frac{\dot{m}_с}{\dot{m}_\Sigma} \left[1 - \frac{c_{с^*}}{c_{я^*}} \right] = 1 - \overline{m}_с \left[1 - \frac{c_{с^*}}{c_{я^*}} \right], \quad (14)$$

где $\overline{m}_с = \dot{m}_с / (\dot{m}_я + \dot{m}_с)$ – относительный расход топлива, подаваемый для создания пристенного слоя, а $\varphi_{неполн}$ принимается таким же, как у двигателя-прототипа.

В сопле потери учитываются введением коэффициента сопла $\varphi_c = \varphi_{тр} \varphi_{сз}$, рассчитываемого по описанным выше методикам.

Зная коэффициенты φ_k , φ_c и полученные в идеальном приближении номинальные размеры, можно определить действительные номинальные размеры камеры и расход топлива:

$$I_{у.д} = \varphi_k \varphi_c I_{у.ид}; \quad \dot{m}_д = \dot{m}_{ид} / (\varphi_k \varphi_c), \quad (15)$$

$$F_{кр.д} = F_{кр.ид} / \varphi_c; \quad F_{а.д} = F_{а.ид} / \varphi_c, \quad (16)$$

где параметры с нижним индексом «ид» получены термодинамическим расчетом в равновесном приближении.

Соответствующие рассчитанным площадям диаметры рассчитываются и округляются до ближайшего из ряда рекомендуемых стандартом предпочтительных чисел с учетом требуемой точности.

Отметим, что дроссельные и высотные характеристики камеры могут быть построены с достаточной для учебного проектирования точностью по номинальным размерам, рассчитанным без учета потерь.

6. Расчет и построение характеристик камеры

6.1. Дроссельные характеристики

Практическое назначение построения дроссельных характеристик – определить предельно допустимый диапазон изменения тяги и удельного импульса и оценить возможность испытания камеры с насадком или без него при атмосферном давлении, т.е. без имитации высотных условий. При этом принимается допущение о полном завершении всех рабочих процессов в камере сгорания и равновесном течении в сопле на всех режимах, соответствующих линейному участку характеристики. А на участке отрывных течений в сверхзвуковой части сопла при больших степенях перерасширения течение приближенно описывается соотношениями, полученными для конических сопел с углами наклона образующих более 15° , для которых характерно восстановление давления за системой скачков до давления окружающей среды.

Характеристика единичной камеры

Полные, т.е. содержащие линейный и нелинейный участки, расходные (дроссельные) характеристики $P(\dot{m})$, $I_y(\dot{m})$ и $P(p_k^*)$, $I_y(p_k^*)$ при $p_h = 0,1$ МПа = const и условно-оптимальном коэффициенте избытка окислителя $\alpha = \alpha_{опт} = \text{const}$ для номинальной камеры и камеры с дорасширительным насадком рассчитываются и строятся для диапазона давлений $p_{k \min} \leq p_k \leq p_{k \max}$. Минимальное давление соответствует положению мостообразной системы скачков уп-

лотнения вблизи сечения сопла с местным числом $M_{\min} = 1,4 \pm 0,05$, а максимальное давление $p_{k, \max}$ превышает на 5–10 % то давление, при котором камеры с дорасширительным насадком и без него развивают одинаковую тягу (ось абсцисс снабжается шкалами давления в камере и расхода топлива). При этом параметры потока в расчетных сечениях, где $M_{\min} \leq M_{\text{ск}} \leq M_a$, берутся по результатам термодинамического расчета (см. табл. 1). На нелинейном участке соотношение между давлением в камере p_k и положением системы скачков в конкретном расчетном сечении имеет вид

$$p_k = \frac{p_h}{(0,39 + 0,73M_{\text{ск}}) \left[1 + \left(0,192 \frac{1}{\sin \beta_a} - 0,7 \right) \left(1 - \frac{M_{\text{ск}}}{M_a} \right) \right] \pi(M_{\text{ск}}, n)}. \quad (17)$$

При этом рекомендуется принимать равным 1 выражение в квадратных скобках, учитывающее влияние угла наклона образующей сопла и максимальное число M_a , в качестве независимой переменной задаваться числом Маха в сечении скачка, а газодинамическую функцию $\pi(M_b, n) = p_i / p_k^* = \text{const}$ считать не зависящей от давления в камере и принимать по результатам термодинамического расчета для номинального режима, т.е. брать из табл. 1.

В этом случае тягу с учетом расположения скачка в сечении с площадью F_i при давлении в камере p_k , можно рассчитать по формуле

$$P_i = \frac{p_{ki} F_{\text{кр}}}{\beta} I_{y, pi} - F_i p_h, \quad (18)$$

где значения пустотного удельного импульса $I_{y, pi}$ и расходного комплекса β принимаются не зависящими от давления в камере и равными рассчитанным для номинального давления величинам.

Для всех вариантов расчетов координаты характерных точек, а также точек, по которым строится нелинейный участок графика, сводятся в таблицу с аргументами: давление в камере и расход топлива.

На графике наносятся и координируются по оси абсцисс все характерные точки (не менее 7). Для нелинейного участка – это точки, соответствующие расположению системы скачков в сечении с $M \approx 1,4$, выходном сечении сопла с дорасширительным насадком и сечении стыка номинального сопла и дорасширительного насадка.

Характерные точки линейного участка графика соответствуют: номинальному значению давления в камере, расчетному режиму работы сопла без дорасширительного насадка, расчетному режиму работы сопла с дорасширительным насадком, давлению в камере, при котором равны тяги камер с дорасширительным сопловым насадком и без него.

Характеристика многокамерного ЖРД при поочередном дросселировании камер

Если рассматривается многокамерный ЖРД или многокамерная двигательная установка, то дополнительно к расходной характеристике одной камеры $P(\dot{m})$ и $I_y(\dot{m})$ рассчитывается и строится расходная характеристика многокамерного ЖРД $P_{\Sigma}(\dot{m}_{\Sigma})$ и $I_{y\Sigma}(\dot{m}_{\Sigma})$ при поочередном дросселировании камер в предположении сохранения полноты сгорания топлива и коэффициентов сопла каждой камеры в том же диапазоне давлений, что и для единичной камеры, т.е. $p_{k, \min} \leq p_k \leq p_{k, \max}$. При этом считается, что по достижении минимального давления $p_{k, \min}$ в дросселируемой камере последняя отключается.

По оси абсцисс откладываются значения суммарного расхода топлива двигательной установкой \dot{m}_{Σ} . В поле осей координат, в которых строятся графики расходной характеристики, оставляют выполненные тонкими сплошными линиями вспомогательные построения, а участки графиков, которые могли бы реализоваться при безотрывном течении, изображаются штриховыми линиями.

6.2. Высотные характеристики

Высотные характеристики в функции от p_h

Полные, т.е. содержащие линейный и нелинейный участки, высотная характеристика $P(p_h)$ и $I_y(p_h)$ для номинальной камеры и камеры с дорасширительным насадком строятся для диапазона давлений $0 \leq p_h \leq p_{\max}$, где максимальное давление окружающей среды соответствует положению мостообразной системы скачков уплотнения вблизи сечения с местным числом $M_{\min} = 1,4 \pm 0,05$. При этом параметры потока в расчетных сечениях, где $M_{\min} \leq M_{\text{ск}} \leq M_a$, берутся по результатам термодинамического расчета (см. табл. 1). На нелинейном участке соотношение между давлением окружающей среды p_h и положением системы скачков в конкретном расчетном сечении имеет вид:

$$p_h = p_{\text{ск}} (0,39 + 0,73M_{\text{ск}}) \left[1 + \left(0,192 \frac{1}{\sin \beta_a} - 0,7 \right) \left(1 - \frac{M_{\text{ск}}}{M_a} \right) \right]. \quad (19)$$

При этом рекомендуется принимать равным 1 выражение в квадратных скобках, учитывающее влияние угла наклона образующей сопла и максимальное число M_a . Тяга и удельный импульс рассчитываются так же, как и при построении дроссельной характеристики, т.е. в предположении восстановления давления за скачком до текущего давления окружающей среды.

Координаты точек, по которым строится нелинейный участок графика высотной характеристики, рассчитываются и сводятся в таблицу, аналогичную табл. 6.

Таблица 6. К расчету нелинейного участка высотной характеристики

Номер сечения	p_i , МПа	$M_i = M_{ск}$	$F_{i\text{отн}} = F_{i\text{скотн}}$	$p_{h\text{ск}}$, МПа
1		1,4		$p_{h\text{max}}$
....				
5		M_{a1}		
.....				
$N+4$		M_{a2}	1	

Окончание

$I_{y.i}$, м/с	$F_i = F_{ск}$	$P_{пуст}$, кН	$F_i p_h$, кН	P , кН	$I_{y.i}$, м/с
				—	—
	(F_{a1})				
	(F_{a2})	1	1		

Здесь сечение 1 соответствует максимальному давлению окружающей среды, для которого выполняются принятые допущения, сечение 5 совпадает с сечением стыка дорасширительного насадка и номинального сопла, а давление p_h – инициации отрывного течения вблизи выходного сечения сопла. Для дорасширительного насадка сечение $N + 4$ и давление p_h соответствуют координате перехода линейного участка графика в нелинейный.

Характерными точками линейных участков графика являются значения тяги (P_{n1} и P_{n2}) и удельного импульса ($I_{y.n1}$ и $I_{y.n2}$) в пустоте для камер с номинальным соплом ($F_a = F_{a1}$) и камеры со снабженным дорасширительным насадком соплом ($F_a = F_{a2} = F_{a1} \bar{F}_{нас}$), удельные импульсы и тяги на расчетном режиме ($p_{h1p} = p_{a1}$ и $p_{h2p} = p_{a2}$), а также точка переключения с равными для камер с насадком и без него удельными импульсами и тягами, развиваемыми при некотором давлении $p_{hп}$, определяемом из уравнения

$$I_{y.n1} - \frac{F_{a1} p_{hп}}{\dot{m}} = I_{y.n2} - \frac{F_{a2} p_{hп}}{\dot{m}}. \quad (20)$$

Рассчитанные координаты точек высотной характеристики, по которым строится график, сводятся в табл. 7. Здесь указаны семь характерных значений давлений p_h ; значения давлений между ха-

рактерными точками нелинейных участков характеристик берутся из табл. 6.

Таблица 7. К построению высотной характеристики

p_h , МПа	0	P_{a2}	$P_{hп}$	P_{a1}	$P_{h\text{ск}2}$	$P_{h\text{ск}1}$	$P_{h\text{max}}$
P_1 , кН							
I_{y1} , м/с							
P_2 , кН							
I_{y2} , м/с							

Выполняемый в основном с методической целью монотонный участок характеристики, соответствующий течению со скачками давления в сопле, при построении может быть сокращен введением разрыва оси абсцисс графика.

Высотные характеристики в функции от высоты полета (глубины хода)

Здесь используется «стандартная атмосфера» (ГОСТ 4401–64 и его варианты последующих лет). За нулевую высоту принят уровень моря, барометрическое давление на этой высоте считается равным 1,03332 бар $\approx 0,1$ МПа. В учебных целях допускается использовать отражающие стандартную атмосферу аппроксимирующие зависимости [2] или сокращенные таблицы, связывающие высоту и давление [15].

Для каждого давления p_h в табл. 7 отыскиваются соответствующие высота полета H [км] или глубина хода под водой h [м] и по табличным данным строятся графики. При этом по оси абсцисс откладывается вправо от нуля высота полета, а влево – глубина хода. В этой же координатной плоскости наносятся горизонтальные прямые, ординаты которых соответствуют значениям удельного пустотного импульса и тяги камер с номинальным соплом и соплом с дорасширительным насадком. Так же, как и в предыдущем случае, сохраняются линии дополнительных построений.

7. Подготовка данных, расчет и построение распределения параметров ρ , T , p , M , λ , W , ρW и равновесных массовых концентраций основных составляющих рабочего тела по длине сопла

Распределение основных параметров по длине проточной части сопла строится по результатам расчета, приведенным в табл. 1. Там же можно найти типовой файл исходных данных для опреде-

ления параметров рабочего тела на соответствующем режиме работы камеры ракетного двигателя.

Примерный вид распределения основных параметров по длине проточной части сопла показан на рис. 3. В качестве аргумента на участке сверхзвукового течения рассматривается текущая геометрическая степень расширения сопла $F_a/F_{кр}$, а на сужающейся части сопла – площадь проходного сечения сопла, отнесенная к площади критического сечения (в начале координат равна 4).

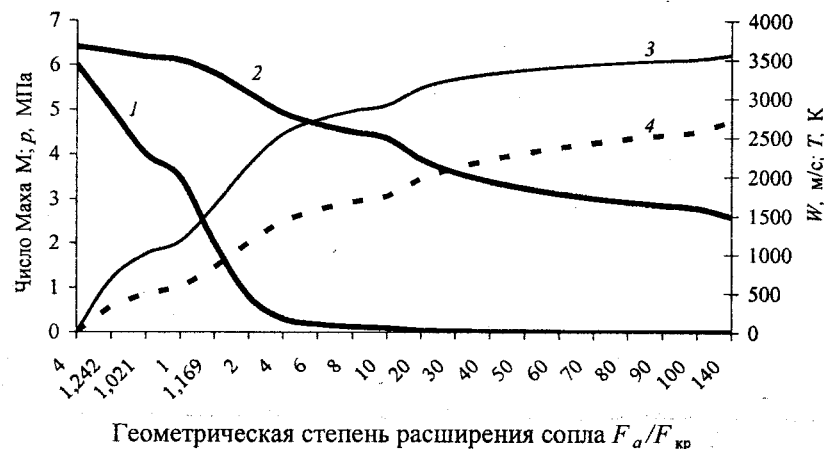


Рис. 3. Изменение давления, температуры, скорости и числа Маха потока рабочего тела по длине проточной части сопла: 1 – давление, МПа; 2 – температура, К; 3 – скорость потока продуктов сгорания, м/с; 4 – число Маха

В графической части проекта ось абсцисс декартовых координат графиков давления, температуры, скорости потока и числа Маха соотносится с осью симметрии камеры в соответствующем линейном масштабе – по существу строится зависимость указанных параметров рабочего тела сопла от линейной координаты сечения, т.е. по длине камеры от входного до выходного сечений сопла.

Из распечатки результатов термодинамического расчета (директива <PrM>) определяют мольную концентрацию M_{Xi} [моль/кг] каждого X -го компонента из преобладающих (первых семи или восьми по массовой доле в камере сгорания) в i -м сечении сопла. Целесообразно при выполнении соответствующих расчетов в файле исходных данных ПК «Астра 4» [6] указывать директиву <Prdom> – вывод только преобладающих в этих условиях равно-

весных мольных концентраций (если директива не исполняется по умолчанию).

Качественная картина распределения состава продуктов сгорания для топливной пары «жидкий кислород O_2 и керосин Т-1 ($CH_{1,956}$)» при $\alpha = 1,25$ представлена на рис. 4.

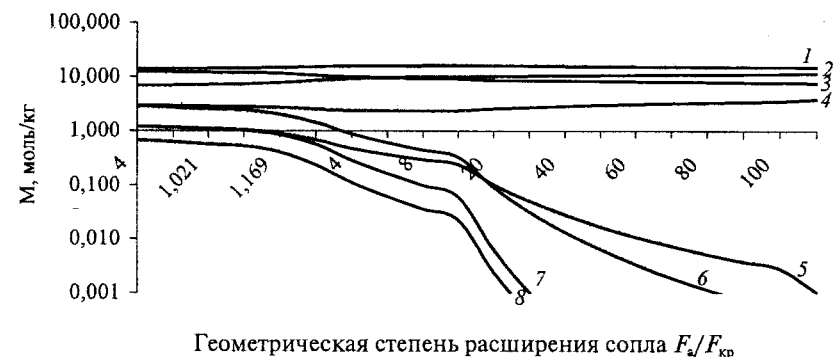


Рис. 4. Изменение мольных концентраций компонентов смеси газов рабочего тела по длине проточной части сопла: 1 – H_2O ; 2 – CO_2 ; 3 – CO ; 4 – H_2 ; 5 – H ; 6 – OH ; 7 – O_2 ; 8 – O .

Массовая концентрация компонента в граммах на килограмм продуктов сгорания рассчитывается по соотношению

$$m_{Xi} = \mu_X M_{Xi}, \quad (21)$$

где μ_X – молекулярная масса X -го составляющего рабочего тела, г/моль.

Массовую концентрацию можно определить также, зная из результатов термодинамического расчета парциальные давления каждого X -го рассматриваемого компонента смеси газов. Для этой цели в списке исходного файла «Астра 4» [6] указывают директиву <PrP>, тогда состав смеси газов будет выведен на печать в парциальных давлениях (атм или МПа). Дальнейший расчет проводят, используя формулу из теории идеального газа для массовой доли газа в смеси:

$$g_{Xi} = \mu_X P_{Xi} / \sum_{i=1}^n \mu_X P_{Xi}, \quad (22)$$

где n – общее число рассматриваемых компонентов смеси газов рабочего тела.

Искомая массовая концентрация индивидуального вещества в 1 кг продуктов сгорания составит, г:

$$m_{Xi} = 1000 g_{Xi}. \quad (23)$$

В графической части курсового проекта графики, отражающие распределение концентраций основных компонентов продуктов сгорания по длине сопла, строятся в координатах: ось абсцисс – ось симметрии камеры, ось ординат – концентрация основных компонентов в массовых долях или процентах.

Значения плотности ρ_i и комплекса $\rho_i W_i$ (расходонапряженности) рабочего тела в i -м сечении сопла определяют по формулам

$$\rho_i = 1/v_i \text{ и } \rho_i W_i = 1/F_i''. \quad (24)$$

Используя результаты расчета по формулам (24), строят распределение плотности ρ и расходонапряженности (комплекса ρW) вдоль оси сопла. Экстремум (максимум) комплекса ρW будет в минимальном сечении потока, которое совпадает с критическим сечением сопла.

8. Научно-исследовательская часть проекта

8.1. Типовое задание на научно-исследовательскую часть проекта «Математическое моделирование предельного влияния скорости химических реакций в рабочем теле»

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 задание входит проведение математического эксперимента по моделированию течения рабочего тела по соплу спроектированного двигателя при различных допущениях относительно соотношения времени релаксации определяющих химических превращений и периода нахождения химически активного потока в соответствующих зонах сопла.

Дополнительно к ранее проведенным расчетам в рамках равновесного приближения с помощью программного комплекса «Астра 4» [6] выполняются расчеты для двух моделей течения: кучочно-неравновесного, т.е. равновесного в сужающейся части сопла и химически замороженного в расширяющейся части, и неравновесного, т.е. химически замороженного на всем протяжении проточной части сопла.

Полученные в результате расчета распределения параметров по длине сопла при разных допущениях сравниваются между собой. На основе анализа изменения химического состава выявляется возможный физический механизм потерь удельного импульса.

Расчет и построение распределения параметров рабочего тела ρ , T , p , W , ρW по длине профилированного сопла при различных допущениях о скоростях химических реакций в потоке

1. Модели равновесного течения на дозвуковом и химически замороженного течения (скорость химических превращений близка к нулю) на сверхзвуковом участках сопла.

Файл исходных данных для решения задачи термодинамического расчета при таких допущениях, в зарубежной литературе иногда называемых приближением Брея, с использованием комплекса «Астра 4» [6] формируется в виде:

<FREX>

I = 0, p = 12.5, FOTH = 1, ***, ***,

FUEL = (C10H20[-1700]),

OX = (H13.49N17.14O46.66[-2000]),

ALPHA = 0.87;

Здесь 1 соответствует критическому сечению сопла. Значения относительной площади сопла в расчетных сечениях берутся из результатов решения задачи в приближении равновесного течения, при этом обязательно должны вводиться относительные площади выходных сечений сопла и дорасширительного насадка. Такой вариант позволяет упростить построение графиков в части определения осевой координаты сечения, так как расчеты выполняются для тех же сечений, что и в приближении равновесного течения.

Преимуществом задания расчетных сечений через статическое давление в них является возможность прямой проверки результатов построения сравнением давлений – ординаты расчетных точек должны совпадать, а абсциссы отличаться.

Особенностью программного комплекса «Астра 4» [6] является расчет выводимой на печать скорости звука в равновесном приближении независимо от принятой модели течения по соплу. Вследствие этого построению распределения числа М для участков химически замороженного течения должны предшествовать расчеты скоростей звука в сечениях и собственно самих чисел М по формуле

$$M_i = \frac{W_i}{\sqrt{k_i R_i T_i}}, \quad (25)$$

где все значения параметров с индексом i берутся по результатам расчета параметров в i -м сечении в предположении химически замороженного течения.

Распределение параметров равновесного потока на докритическом участке строится по результатам расчета, приведенного в табл. 1.

2. *Модель химически замороженного течения (скорость химических реакций в потоке близка к нулю) на всем протяжении проточной части сопла.*

Наиболее простая форма файла исходных данных, соответствующих таким допущениям, имеет вид:

<FREQ>

I = 0, p = 12.5, p_a = 12, 10, 8, 7, *, *, *, 5, 4, 3, 2, 1, 0.07,

FUEL = (C10H20[-1700]),

OX = (H13.49N17.14O46.66[-2000]),

ALPHA = 0.87;

Файл отличается от аналогичного, задающего расчет в приближении равновесного течения, наличием директивы <FREQ>, предваряющей собственно числовые данные, и записью вместо признака критического сечения символа КР нескольких числовых значений, среди которых среднее равно давлению в критическом сечении, взятому по результатам расчета в равновесном приближении. Анализируя соотношения удельных площадей F'' , рассчитанных для давлений вблизи критического сечения, находят минимальное F''_{\min} , которое принимается за критическое $F''_{\min} = F''_{\text{кр}}$. При этом можно считать достаточной точность, соответствующую разности между минимальным и соседними значениями удельной площади менее 0,1%. Если выводимого на печать числа значащих цифр удельной площади недостаточно для выявления минимального сечения с заданной точностью, то его можно определить по максимальному значению расходонапряженности $(\rho W)_{\max} = (W/v)_{\max}$ или равенству местной скорости потока и местной скорости звука, вычисляемой по формуле

$$a = \sqrt{kRT}, \quad (26)$$

где значения всех величин берутся по результатам термодинамического расчета для текущего сечения.

Соответствующие i -м расчетным сечениям относительные площади рассчитываются по формуле

$$F_{\text{отн}} = F_i'' / F''_{\text{кр}}. \quad (27)$$

Зная относительную площадь $F_{\text{отн}}$ и диаметр минимального сечения сопла, можно найти координату расчетного сечения по по-

строенному графику распределения параметров потока, расширяющегося в сопле при неизменном химическом составе (замороженное течение).

Расход топлива определяется по значению удельной площади потока в критическом сечении и известным размерам минимального сечения камеры:

$$\dot{m} = F_{\text{кр}} / F''_{\text{кр}}. \quad (28)$$

Числа Маха во всех расчетных сечениях определяются так же, как для сечений на участке замороженного течения, рассчитанного при допущениях Брея. При расчете приведенной скорости λ местная скорость делится на скорость потока в сечении с минимальным значением удельной площади F''_{\min} .

Следует иметь в виду, что приведенные в распечатке результатов расчета значения λ , M и относительных площадей сечений получены по другой методике, поэтому будут отличаться от рассчитанных с использованием удельных площадей.

Анализ особенностей распределения параметров по длине проточной части камеры при разных моделях течения и объяснение причин их появления с учетом изменения состава рабочего тела

Отличия в распределении параметров по длине проточной части камеры при разных моделях течения обусловлены различием состава смеси газов (т.е. кажущейся молекулярной массы μ_{Σ}) в одних и тех же сечениях сопла. При этом равновесное течение будет мажорантой, а химически замороженное – минорантой реальных процессов, сопровождающихся превращениями, идущими с конечными, 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 (см. рис. 4). Таким образом, согласно принципу Ле Шателье, 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 внутрен-

ная 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 случае химически замороженного течения кажущаяся молекулярная масса рабочего тела при течении рабочего тела по соплу сохраняется той же, что и в камере сгорания, т.е. $\mu_{\Sigma} = \text{const}$, и характерные параметры потока p и T определяются только местной геометрической степенью расширения. Общие тенденции изменения параметров потока вдоль камеры показаны на рис. 3.

Следует отметить, что рассмотренные две модели являются предельными по скорости химических реакций, поэтому реальные кривые лежат между ними. В пояснительной записке студент должен подтвердить эти качественные положения количественной информацией, взятой из результатов термодинамических расчетов, выполненных для конкретного двигателя при различных допущениях (моделях).

Одна из возможных качественных трактовок и количественные оценки этих процессов приведены в [3], и знакомство с ними представляется полезным при подготовке студентов к защите настоящего курсового проекта.

Оценка возможных потерь на неравновесность течения в сопле

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

$$\Phi_{\text{хим}} = I_{\text{у.п.хх}} / I_{\text{у.п.равн}}, \quad (29)$$

где в числителе – значение удельного пустотного импульса, рассчитанного в приближении Брея, а в знаменателе – то же, в равновесном приближении при одном и том же давлении в камере и одинаковой геометрической степени расширения сопла.

8.2. Специальное задание на научную часть проекта

Научно-исследовательская часть проекта, как правило, выполняется по *индивидуальным заданиям* с написанием реферата или отдельного отчета. Задание может включать проведение экспериментов на оборудовании кафедры или базового предприятия. Тематика задания должна определяться с учетом тематики работы

подразделения, где проходит непрерывную практику студент. Отчет по НИРС может включаться в расчетно-пояснительную записку к курсовому проекту.

8.3. Выводы. Сравнение результатов проектирования с параметрами двигателя-прототипа. Анализ причин рассогласования

В этом разделе курсового проекта делается вывод о том, возможно или нет выполнение технического задания. Например: выполненные проектные расчеты подтверждают принципиальную возможность создания ракетного двигателя, удовлетворяющего заданным требованиям.

Отмечается, с конкретной ссылкой на соответствующие расчеты, возможность или невозможность испытания спроектированного двигателя в наземных условиях без применения оборудования, имитирующего высотные условия на стенде (вакуумной камеры или кормовых диффузоров), на номинальном режиме с дорасширительным сопловым насадком или без него. Указывается необходимое давление в вакуумной барокамере при испытании двигателя на номинальном режиме с дорасширительным сопловым насадком или без него.

При известности прототипа сравниваются рассчитанные и известные параметры и размеры камер. Объясняются причины рассогласования, например: неполным учетом тех или иных особенностей (внутреннее завесное охлаждение, различие в полученных расчетом и экспериментально коэффициентов сопла и камеры, разный профиль сопла и др.), различием в исходных данных, рассогласованием характеристик топлива, применением разных методов расчета при проектировании и др.

Для каждого конкретного варианта указываются свои причины и анализируются конкретные качественные и количественные рассогласования.

Литература

1. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: В 2 кн. Учебник/А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов и др.; Под ред. В.М. Кудрявцева. Изд. 4-е, перераб. и доп. — М.: Высшая школа, 1993.
2. Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей (Общая теория ракетных двигателей): Учебник. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999.
3. Гостев В.А. Параметры и характеристики камеры ЖРД. Методология исследования.: Учеб. пособие.—М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000.
4. ГОСТ 17665—80. Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определения
5. Государственный стандарт Союза ССР. Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Отчет о научно-исследовательской работе. Структура и правила оформления. ГОСТ 7.32—91 (ИСО 5966—82).
6. Трусов Б.Г., Медведев В.Е. Рабочий процесс и проектирование термических спецдвигателей : Учеб. пособие /Под ред. Г.Б. Синярева. — М.: РИО МВТУ, 1988.
7. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: Справочник АН СССР: В 10 т./Научн. ред. В.П. Глушко. — М., ВИНТИ, 1971—1979.
8. Расчет параметров и характеристик камеры двигателя: Учеб. пособие/А.А. Дорофеев, Г.Т. Лоскутникова, Л.А. Филимонов, В.А. Чернухин; Под ред. А.И. Бабкина. — М.: Изд-во МГТУ, 1990.
9. Сборник задач и вопросов по основам теории и расчета ракетных двигателей. Учеб. пособие/Е.Л. Березанская, В.А. Буркальцев, В.Т. Волков и др.; Под ред. В.М. Кудрявцева и А.А. Дорофеева. — М.: Изд-во ЦНИИ НТИ КПК, 1995.
10. Альбом конструкций ЖРД. — М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1969. Ч.3.
11. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: Учебник/ Г.Г. Гахун, В.И. Баулин, В.А. Володин и др. — М.: Машиностроение, 1989.
12. Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе: Пер. с англ. — М.: Мир, 1990.
13. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. — М., Машиностроение, 1968.
14. Альбом конструкций ЖРД. — М.: Воениздат, 1972. Ч.4.
15. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полета. Изд. 2-е — М.: Наука, 1981.

Приложения

Приложение 1

Пример оглавления расчетно-пояснительной записки к курсовому проекту

Введение

1. Задание на проектирование. Исходные данные
2. Выбор прототипа проектируемого двигателя. Описание состава и работы схемы ПГС ДУ (ПГС ЖРД) на установившемся режиме
3. Условная оптимизация соотношения компонентов по максимальному пустотному удельному импульсу
 - 3.1. Расчет стехиометрического соотношения компонентов
 - 3.2. Подготовка данных, расчет и построение графиков R , T_k , β , $I_{y,n}$ в зависимости от α и K_m при разных допущениях о равновесности процесса
4. Проектирование проточной части сопла
 - 4.1. Сопло с конической сверхзвуковой частью с оптимальным углом раскрытия
 - 4.2. Сопло с профилированной сверхзвуковой частью
5. Расчет основных параметров двигателя и размеров камеры двигателя с учетом потерь
6. Расчет и построение характеристик камеры
 - 6.1. Дроссельные характеристики
 - 6.1.1. Характеристика единичной камеры
 - 6.1.2. Характеристика многокамерного двигателя при поочередном дросселировании камер
 - 6.2. Высотные характеристики
 - 6.2.1. Высотные характеристики в функции от p_n
 - 6.2.2. Высотные характеристики в функции от высоты полета (глубины хода)

7. Подготовка данных, расчет и построение распределения параметров $p, T, \rho, M, \lambda, W, \rho W$ и равновесных массовых концентраций основных составляющих рабочего тела по длине сопла

8. Научно-исследовательская часть проекта

8.1. Типовое задание на научно-исследовательскую часть проекта «Математическое моделирование предельного влияния скорости химических реакций в рабочем теле»

8.1.1. Расчет и построение распределения параметров рабочего тела $p, T, \rho, M, \lambda, W, \rho W$ по длине профилированного сопла при различных допущениях о скоростях химических реакций в потоке

8.1.2. Анализ особенностей распределения параметров по длине проточной части камеры при разных моделях течения и объяснение причин их появления с учетом изменения состава рабочего тела

8.1.3. Оценка возможных потерь на неравновесность течения в сопле двигателя

8.2. Специальное задание на научную часть проекта

9. Выводы. Сравнение результатов проектирования с параметрами двигателя-прототипа. Анализ причин рассогласования

Литература

Приложения

Приложение 2

Исходные данные к проектированию

№ п/п	Окислитель	Горючее	$P_{г0}$, кН	$P_{к0}$, МПа	$P_{г0}$ -МПа ($F_{г0}/F_{сп}$)	$P_{г0}$, МПа (ступень)	$F_{нас}$, отн	N	Двигатель, л-ра []
1	O ₂ , ж	Керосин	627,8	5,89	0,059	0,1	2,5	1	РД105 [10]
2	O ₂ , ж	Керосин	645,5	5,89	0,039	0,05	1,5	1	РД106 [10]
3	O ₂ , ж	Керосин	1000	5,86	0,039	0,05	1,5	4	РД107 [10]
4	O ₂ , ж	Керосин	941,8	5,1	0,033	0,04	1,5	4	РД108 [10]
5	O ₂ , ж	НДМГ	101,6	7,75	0,01	0,005	0,5	1	РД109 [10]
6	O ₂ , ж	НДМГ	105,6	7,9	0,0062	0,001	0,5	1	РД119 [10]
7	O ₂ , ж	Керосин	1628	7,85	0,059	0,08	2,5	4	РД111 [10]
8	O ₂ , ж	НДМГ	1089	14,72	0,049	0,07	2,8	4	РД112 [10]
9	O ₂ , ж	НДМГ	1138	14,72	0,0098	0,005	0,5	4	РД113 [10]
10	O ₂ , ж	НДМГ	1654	14,72	0,0677	0,1	1,5	1	РД114 [10]
11	O ₂ , ж	НДМГ	1726	14,72	0,0157	0,006	0,5	1	РД115 [10]
12	O ₂ , ж	УВГ	7776	7,78	0,05(16)	I с.	0,5	1	F1 [11]
13	O ₂ , ж	H ₂ , ж	1023	5,38	0,01(27,5)	II-III с.	0,5	1	J-2 [11]
14	N ₂ O ₄	НДМГ	1635	14,7	0,061	I с.	1,5	1	РД253 [11]

Продолжение									
№ п/п	Окислитель	Горючее	$P_{пр}$, кН	$P_{к3}$, МПа	$P_{к3}$, МПа ($F_d/F_{к3}$)	$P_{н3}$, МПа (ступень)	$F_{нас}$, отн	N	Двигатель, л-ра []
15	O ₂ , ж	H ₂ , ж	2090	20,5	0,0175 (77,5)	0,1...0	0,5	1	SSME [11]
16	O ₂ , ж	H ₂ , ж	66,72	2,76	0,004(57)	II-IV с.	4	1	RL10 [11]
17	O ₂ , ж	УВГ / H ₂	3466/3779	20	(35)	II-III с.	5,71	1	2T [12]
18	O ₂ , ж	H ₂ , ж	103,5	3,7	(8,48)	II с.	16,5	1	LE5 [12]
19	O ₂ , ж	Керосин	8060	25	0,07	I с.	1,5	4	РД170 [11]
20	O ₂ , ж	Керосин	1500	3,75	(8)	I с.	1,5	2	RZ2 [13]
21	O ₂ , ж	NH ₃ , ж	250	4,12	—	—	1,5	1	XPL99 [13]*
22	AK-27	НДМГ	1095	15,0	0,048	I с.	0,5	1	РД220 [14]
23	AK-27	НДМГ	1140	15,0	0,095	II-III с.	0,25	1	РД221 [14]
24	AK-27	НДМГ	1666	15,0	0,061	I с.	0,8	1	РД222 [14]
25	AK-27	НДМГ	1730	15,0	0,014	II-III с.	0,35	1	РД223 [14]

* Двигатель маршевый ракетный самолета с высотой полета до 30 км. Тяга, регулируемая в диапазоне 0,3 – 1 от номинальной.

Пример компоновки графической части проекта

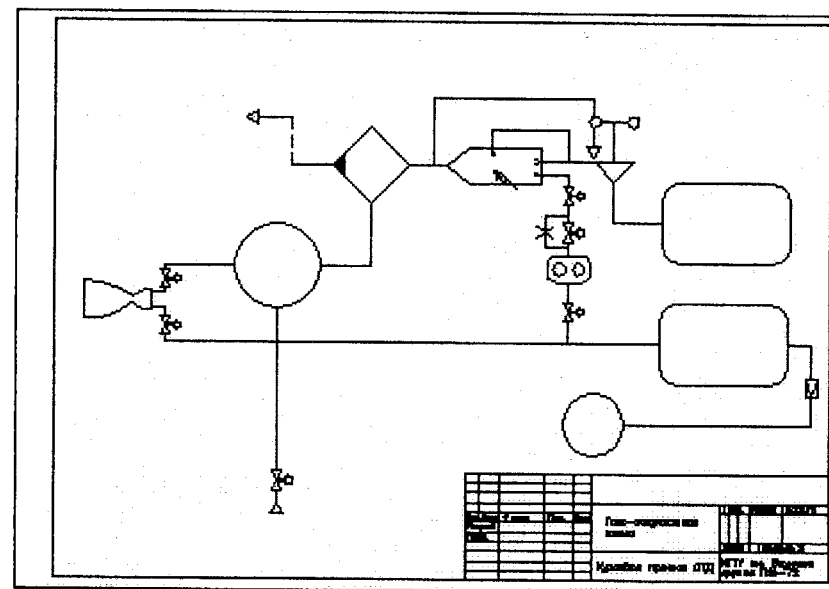


Рис.5. Схема газожидкостных систем ДУ (лист 1)

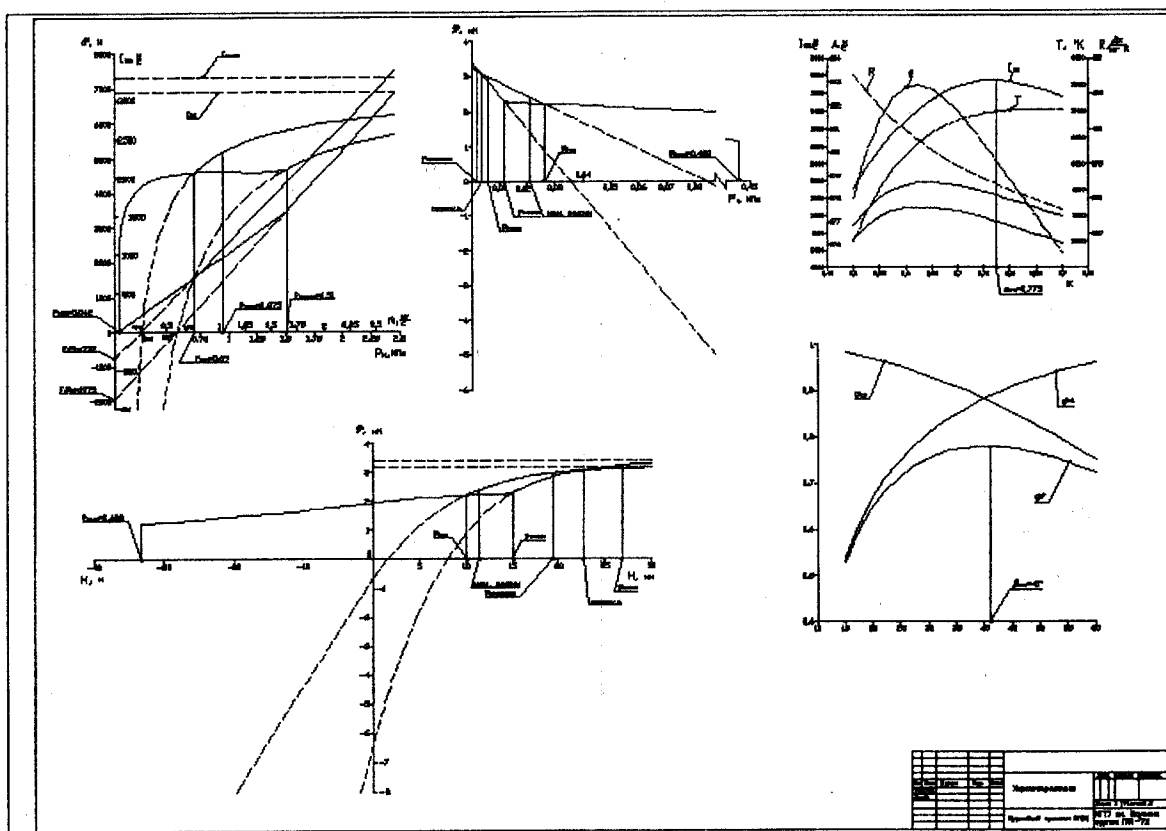


Рис.6. Характеристики двигателя (лист 2)

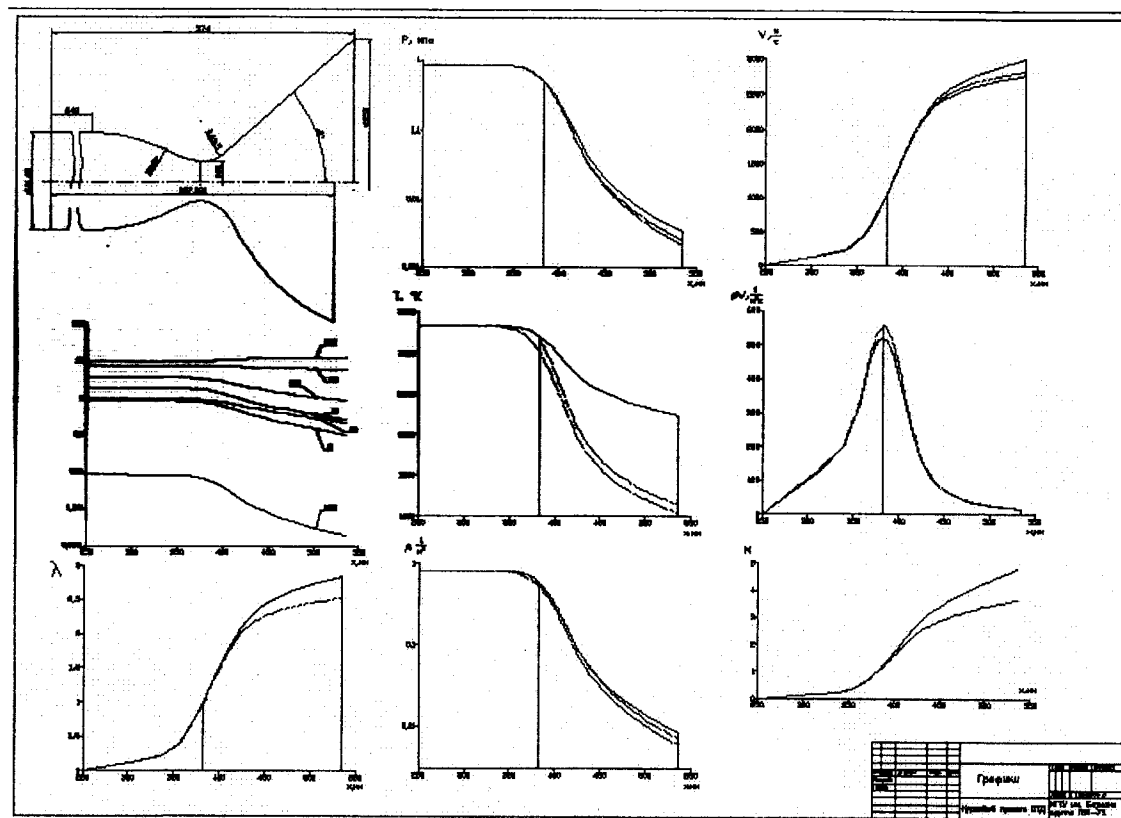


Рис.7. Распределение параметров потока по соплу камеры двигателя (лист 3)

Пример заполнения угловых штампов графической части курсового проекта

					Курсовой проект по дисциплине «Общая теория ракетных двигателей»			
					Схема Газожидкостных систем ДУ	Литер	Масса	Масшт.
			Подпись	Дата				
Студент	Иванов И.И.							
Руководитель	Петров П.П.							
						Лист 1	Листов 3	
						МГТУ им. Н.Э. Баумана Группа ПЭ1-71		

					Курсовой проект по дисциплине «Общая теория ракетных двигателей»			
					Характеристики двигателя	Литер	Масса	Масшт.
			Подпись	Дата				
Студент	Иванов И.И.							
Руководитель	Петров П.П.							
						Лист 2	Листов 3	
						МГТУ им. Н.Э. Баумана		
						Группа ПЭ1-71		

					Курсовой проект по дисциплине «Теория ракетных двигателей» Научно-исследовательская часть			
			Подпись	Дата	Распределение параметров потока по соплу камеры	Литер	Масса	Масшт.
Студент	Иванов И.И.							
Руководитель	Петров П.П.							
						Лист 3	Листов 3	
						МГТУ им. Н.Э. Баумана Группа ПЭ1-71		

**Примерные контрольные вопросы
для подготовки к защите курсового проекта**

1. Влияет ли значение расхода топлива на $I_{y,n}$ для данной камеры ракетного двигателя при постоянном соотношении компонентов?
2. Какие параметры камеры не зависят или зависят слабо от режима работы камеры по давлению?
3. Почему (и когда?) удельный импульс камеры растет с увеличением расхода топлива?
4. 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 $\dot{m} = \frac{p_k F_{кр}}{\beta_{ид}}$?
5. 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?
6. 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?
7. Почему с ростом давления в камере увеличивается температура продуктов сгорания, а кажущаяся газовая постоянная уменьшается?
8. 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?
9. Нужно ли стремиться к повышению термического коэффициента полезного действия при выборе параметров камеры ракетного двигателя?
10. Что такое условно оптимальное соотношение компонентов топлива ракетного двигателя?
11. Чем определяется максимальное значение удельного пустотного импульса для заданной топливной пары?
12. Зависит ли скорость истечения рабочего тела от давления в камере при одном и том же соотношении компонентов одного и того же топлива?
13. Зависит ли наружная составляющая тяги ракетной камеры от закона распределения давления по корпусу летательного аппарата?
14. Зависит ли наружная составляющая тяги ракетной камеры от наличия или отсутствия отрывного течения в сверхзвуковой части сопла?
15. Оцените снижение тяги спроектированного двигателя при удалении расширяющейся части сопла.
16. Равен ли рассчитанный по внутренней составляющей тяги удельный импульс удельному пустотному импульсу камеры на всех рассчитанных режимах?
17. Зависит ли значение расходного комплекса и(или) характеристической скорости от профиля сужающейся (трансзвуковой, сверхзвуковой) части сопла?
18. На какие параметры и характеристики камеры ракетного двигателя может повлиять ржавление внутренней поверхности сопла?
19. 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 изоэнтропии сохранятся, а температура продуктов сгорания возрастет на 20%? Как изменятся (или не изменятся) при этом значения удельного импульса, удельного пустотного импульса, скорости истечения?
20. 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?
21. В каком случае развиваемый удельный импульс камеры будет выше, чем на расчетном режиме?
22. 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 ?
23. 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)?
24. Обоснуйте возрастание удельного импульса при увеличении расхода от номинального.
25. 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?
26. Как следует изменить диаметры камеры сгорания, критического и выходного сечений сопла, объем камеры сгорания спроектированного двигателя, если при сохранении соотношения компонентов топлива они подаются в камеру сгорания нагретыми в системе охлаждения этого же двигателя?
27. Для каких схем двигательных установок с ЖРД дроссельные характеристики камеры и двигательной установки совпадают?
28. Каким образом возможно регулирование спроектированной ракетной камеры ?
29. Укажите общее и особенное в системе допущений, принятых при расчетах параметров камер в равновесном, химически замороженном и кусочно равновесном приближении, а также с использованием аппарата газодинамических функций?

30. Дайте физическое истолкование применимости допущений идеальности газа и адиабатности и изоэнтропности процесса?
31. Установите соответствие между значениями показателя изоэнтропы и адиабаты для равновесной и замороженной моделей течения рабочего тела и подтвердите его результатами термодинамических расчетов.
32. Укажите пределы изменения концентраций компонентов рабочего тела, давления, температуры, плотности, скорости истечения, чисел Маха и λ при неограниченном увеличении площади выходного сечения сопла. Как при этом будут изменяться тяга и удельный пустотный импульс?
33. В каких случаях вытеснительная система подачи компонентов жидкого ракетного топлива предпочтительнее систем подачи других типов?
34. В каких случаях турбонасосная система подачи компонентов жидкого ракетного топлива предпочтительнее систем подачи других типов?
35. В каких случаях предпочтительнее турбонасосная система подачи компонентов жидкого ракетного топлива без дожигания рабочего тела турбины?
36. В каких случаях предпочтительнее турбонасосная система подачи компонентов жидкого ракетного топлива с дожиганием рабочего тела турбины?
37. 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.
38. 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?
39. Дайте сравнительную характеристику профилированного и конического сопла (на примере сопла, спроектированных при выполнении курсового проекта).
40. Дайте сравнительную характеристику профилированных сопел с угловым и радиусным входом в расширяющуюся часть (на примере сопла, спроектированных при выполнении курсового проекта).
41. На чертеже спроектированного методом парабол сопла построить контур сверхзвуковой части, аппроксимированный дугой окружности.
42. Объяснить смысл термина «точка переключения» высотной характеристики.
43. 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.
44. Установить и обосновать соответствие между значениями скорости истечения, пустотного удельного импульса, удельного импульса на номинальном и расчетном режимах, полученными термодинамическим расчетом при различных допущениях.
45. 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.
46. Расшифруйте обозначения и назовите размерности величин, приведенных в распечатке результатов термодинамического расчета.
47. По результатам термодинамического расчета вычислите константу равновесия химической реакции, указанной преподавателем.
48. Рассчитайте скорость потока, используя данные, приведенные в распечатке результатов термодинамических расчетов.
49. Сформируйте исходные данные термодинамического расчета при различных допущениях о наличии химического равновесия в потоке.
50. Используя данные результатов термодинамических расчетов, подтвердите реализацию программой принятых допущений.