

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ  
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

*В.С. ЕГОРЫЧЕВ*

## ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ КАМЕР ЖРД С СПК TERRA

Рекомендовано к изданию редакционно-издательским советом федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)» в качестве учебного пособия

САМАРА  
Издательство СГАУ  
2013

УДК 6(075)  
ББК 39.55  
Е 307

Рецензенты: главный конструктор ПФ ОАО «НПО  
ЭНЕРГОМАШ им. академика В.П. Глушко»  
И.А. Г а н и н,  
канд. техн. наук, доц. В.А. Б о р и с о в.

Е 307 **Егорычев В.С.**  
**Термодинамический расчет и проектирование камер  
ЖРД с СПК TERRA:** учеб. пособие / В.С. Егорычев.–  
Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013.–108 с.

**ISBN 978-5-7883-0954-5**

Изложена методика термодинамического расчета и проектирования камер ЖРД с использованием специализированного программного комплекса (СПК) TERRA. Использование этой инновационной методики и программы позволяет студентам самостоятельно разрабатывать современные эффективные конкурентоспособные на мировом рынке ЖРД.

Приведены основные сведения, дающие возможность выбрать систему подачи топлива, схему и основные режимные параметры двигателя, обеспечивающие максимальную эффективность летательного аппарата.

Даны необходимые рекомендации и сведения по выбору и расчёту структурной схемы ЖРД, параметров турбонасосной подачи топлива всех современных и перспективных схем двигателей. Приведены методики определения действительных параметров камеры двигателя, способы профилирования внутреннего контура камеры сгорания и сопла.

Предназначено для студентов факультета двигателей летательных аппаратов, обучающихся по направлению подготовки 160700 – Проектирование ракетных и авиационных двигателей (160700.62 – бакалавры, 160700.65 – специалисты, 160700.68 – магистры), необходимо для выполнения курсового и дипломного проектирования.

УДК 6(075)  
ББК 39.55

**ISBN 978-5-7883-0954-5**

© Самарский государственный  
аэрокосмический университет, 2013

## О Г Л А В Л Е Н И Е

Основные сокращения, условные обозначения и индексы.....	5
<b>В В Е Д Е Н И Е</b> .....	8
<b>1. ВЫБОР СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ТОПЛИВА, СХЕМЫ И ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ</b> .....	11
1.1. Выбор системы подачи топлива.....	11
1.2. Выбор схемы двигателя .....	13
1.3. Выбор давлений в камере сгорания и в выходном сечении сопла.....	26
1.4. Определение оптимального соотношения компонентов в камере .....	29
1.4.1. Формирование целевой функции .....	29
1.4.2. Выбор типа внутреннего охлаждения камеры двигателя .....	31
1.4.3. Определение оптимального коэффициента избытка окислителя в ядре потока при создании пристеночного слоя смесительной головкой .....	33
1.5. Выбор и определение потерь удельного импульса из-за несовершенства процессов в камере сгорания и сопле .....	49
<b>2. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ КАМЕРЫ</b> .....	55
<b>3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ТОПЛИВА</b> .....	64
3.1. Выбор и обоснование структурной схемы системы подачи топлива .....	64
3.2. Характеристики генераторного газа .....	70
3.3. Определение параметров турбонасосной системы подачи топлива в двигателе без дожигания генераторного газа.....	72
3.4. Определение параметров турбонасосной системы подачи топлива в двигателе с дожиганием генераторного газа типа «газ – жидкость» .....	83
3.5. Определение параметров турбонасосной системы подачи топлива в двигателе с дожиганием генераторного газа типа «газ – газ» .....	91
<b>4. ПРОФИЛИРОВАНИЕ ВНУТРЕННЕГО КОНТУРА КАМЕРЫ</b> .....	95
4.1. Определение объема камеры сгорания.....	95
4.2. Профилирование и определение объема докритической части сопла .....	96
4.3. Основные геометрические размеры камеры сгорания.....	98
4.4. Профилирование внутреннего контура сверхкритической части сопла .....	99

<b>5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОДОГРЕВА КОМПОНЕНТА В ТРАКТЕ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ. ВЛИЯНИЕ НЕАДИАБАТНОСТИ ПРОЦЕССА</b> .....	103
5.1. Подогрев компонента топлива в тракте охлаждения.....	103
5.2. Влияние неадиабатности процесса на удельный импульс тяги.....	106
<b>Библиографический список</b> .....	107

## Основные сокращения, условные обозначения и индексы

### С о к р а щ е н и я

ГГ – газогенератор;  
ДУ – двигательная установка;  
ЖРД – жидкостный ракетный двигатель;  
ЖРДУ – жидкостная ракетная двигательная установка;  
КА – космический аппарат;  
КС – камера сгорания;  
ЛА – летательный аппарат;  
РД – ракетный двигатель;  
РТ – рабочее тело;  
ТНА – турбонасосный агрегат.

### У с л о в н ы е о б о з н а ч е н и я

$A$  – геометрическая характеристика центробежной форсунки;  
 $D, d$  – диаметр;  
 $F$  – площадь;  
 $f$  – удельная площадь;  
 $\bar{F}$  – относительная площадь сечения камеры;  
 $H$  – шаг между форсунками;  
 $I_y$  – удельный импульс тяги;  
 $K_m$  – массовое действительное соотношение компонентов;  
 $K_m^o$  – массовое стехиометрическое соотношение компонентов;  
 $L, l$  – длина;  
 $M$  – число Маха;  
 $m$  – масса;  
 $\dot{m}$  – массовый расход;  
 $N$  – мощность;  
 $n$  – средний показатель изоэнтропы расширения, число форсунок;  
 $P$  – тяга;  
 $p$  – давление;

$R_o, R$  – универсальная и удельная газовые постоянные соответственно;  
 $r$  – радиус;  
 $T$  – температура;  
 $V$  – скорость полёта;  
 $\varphi$  – коэффициент заполнения;  
 $\varphi_1$  – коэффициент удельного импульса;  
 $\varphi_k$  – коэффициент камеры сгорания;  
 $\varphi_c$  – коэффициент сопла;  
 $W$  – скорость рабочего тела;  
 $z$  – степень укорочения сопла;  
 $\alpha$  – угол;  
 $\alpha_{ок}$  – коэффициент избытка окислителя;  
 $\beta$  – расходный комплекс, угол;  
 $\varepsilon$  – степень расширения рабочего тела в сопле;  
 $\eta$  – коэффициент полезного действия;  
 $\lambda$  – приведенная скорость;  
 $\mu$  – молярная масса, коэффициент расхода;  
 $\pi_T$  – степень расширения газа в турбине;  
 $\rho$  – плотность;  
 $\sigma_f$  – коэффициент восстановления полного давления;  
 $\tau$  – время;  
 $\xi$  – коэффициент потерь удельного импульса тяги.

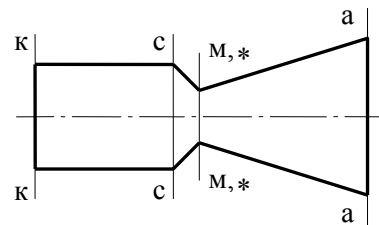
#### И н д е к с ы

а – выход из сопла;  
ВД – высокое давление;  
вх – вход;  
вых – выход;  
г – горючее;  
газ – газовый;  
гг – газогенератор;  
ж – жидкость;

з – завеса;  
 ид – идеальный;  
 к – камера или вход в камеру;  
 кз – камера закручивания;  
 маг – магистраль;  
 н – насос, атмосферный;  
 ок – окислитель;  
 о – параметр торможения;  
 опт – оптимальный;  
 п – в пустоте;  
 пр – пристенок;  
 р – расчетный;  
 с – вход в сопло;  
 ср – среднее значение;  
 ст – стенка;  
 т – турбина;  
 т – теоретический;  
 ф – форсунка;  
 я – ядро.

### Сечения камеры

к – вход в камеру;  
 с – вход в сопло;  
 м – минимальное сечение сопла;  
 \* – критическое сечение сопла;  
 а – выход из сопла;



## ВВЕДЕНИЕ

Проектирование жидкостного ракетного двигателя ведется специалистами опытного конструкторского бюро (ОКБ) на основе технического задания (ТЗ), выдаваемого разработчиком ракетного комплекса или космического аппарата. Техническое задание разрабатывается заказчиком совместно со специалистами двигательного ОКБ. Оно содержит все необходимые для проектирования двигателя требования и имеющуюся информацию. Это огромный труд. Студентам же выдается вместо ТЗ задание на курсовую работу, содержащее минимально необходимые для проектирования ЖРД исходные данные.

Проектирование ЖРД, являющегося сложной технической системой, представляет собой трудоемкий, иерархически многоуровневый и итерационный процесс, осуществляемый путем постоянных повторений и возвратов к предыдущим стадиям и этапам.

Разработка ЖРД проводится следующими этапами: техническое предложение (ТП), эскизное проектирование (ЭП), рабочее проектирование (РП).

Рабочее проектирование завершает разработку проекта двигателя в целом. Рабочий проект окончательно определяет конструкцию двигателя и всех его систем, элементов, узлов и агрегатов. Он содержит всю необходимую рабочую документацию, на базе которой готовится технологическая документация и осуществляется подготовка производства.

Рабочее проектирование двигателя выполняется на основе эскизного проектирования как двигателя в целом, так и его отдельных систем, узлов, агрегатов и деталей. Камера является одним из основных узлов ЖРД, основным его элементом, поэтому практическое



овладение методикой её термодинамического расчета и проектирования относится к первоочередным задачам обучения студентов и формирования у них профессиональной компетенции по направлению подготовки 160700 – Проектирование ракетных и авиационных двигателей. Решению этой задачи и посвящено настоящее учебное пособие.

На основе обобщения и синтеза накопленного наукой и практикой опыта проектирования конкурентоспособных на мировом рынке ЖРД рассматривается инновационная методика термодинамического расчета и проектирования камер ЖРД с помощью СПК TERRA. Она позволяет проводить термодинамический расчет и проектировать камеры ЖРД как существующих, так и перспективных схем, удовлетворяет современным требованиям к курсовому и дипломному проектированию и изложена в доступной для студентов форме.

Равновесный химический и фазовый состав, термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания любого и требуемого химического ракетного топлива определяются с помощью современного специализированного программного комплекса (СПК) TERRA. Они необходимы для расчета массового расхода топлива и его компонентов, определения размеров камеры и профилирования её внутреннего контура. В доступной для студентов форме инструкция пользователя СПК TERRA изложена в учебном пособии [12].

Особое внимание в настоящем пособии уделено вопросам оптимизации параметров двигателя по сформированной целевой функции, являющейся критерием эффективности летательного аппарата. Учет взаимосвязи параметров ракеты, двигателя и топлива позволяет правильно подойти к выбору схемы и основных параметров ЖРД, понять и теоретически обосновать основные тенденции и перспективы развития ракетных двигателей и связанных с ними областей науки и техники.

Чтобы спроектировать камеру двигателя, отвечающую в максимальной степени исходным данным, студент должен научиться принимать обоснованно проектные решения, опираясь на имеющиеся знания, опыт и интуицию. Он, например, должен выбрать наиболее рациональные системы подачи топлива и охлаждения, схему двигателя, величину давления в камере сгорания и выходном сечении сопла, оптимальное соотношение компонентов топлива, допустимый уровень потерь удельного импульса в камере сгорания и сопле и т.д.

Итерационным путем проводится серия проектных термодинамических расчетов, в результате которых находятся термодинамические характеристики, идеальные и действительные параметры камеры и двигателя, геометрические размеры камеры и осуществляется профилирование её внутреннего контура. Расчеты проводятся для реальных условий работы двигателя, т.е. с учетом имеющихся потерь.

Результаты эскизного проектирования камеры используются в качестве исходных данных при рабочем проектировании ЖРД в целом, его отдельных систем, агрегатов и узлов. Рабочее проектирование может потребовать корректировки результатов эскизного проектирования. Тогда вносятся необходимые изменения в значения отдельных параметров и расчет уточняется.

Нумерация разделов пояснительной записки к курсовой работе «Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД с СПК TERRA», их название и содержание должны соответствовать настоящему учебному пособию.

Пособие предназначено студентам факультета двигателей летательных аппаратов, обучающимся по направлению подготовки 160700 – Проектирование ракетных и авиационных двигателей (160700.62 – бакалавры, 160700.65 – специалисты, 160700.68 – магистры по специальности «Двигатели летательных аппаратов») и специальности 160302 – Ракетные двигатели всех специализаций. Оно необходимо студентам при выполнении курсовых работ по учебной дисциплине «Теория, расчет и проектирование ракетных двигателей» и дипломных проектов. Пособие может использоваться студентами также при подготовке и выполнении лабораторных и практических занятий, при самостоятельной работе.

# 1. ВЫБОР СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ТОПЛИВА, СХЕМЫ И ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ

## 1.1. Выбор системы подачи топлива

В современных жидкостных ракетных двигателях различного назначения применяются два вида систем подачи топлива: вытеснительная или насосная.

Вытеснительная подача осуществляется вытеснением компонентов топлива из соответствующих баков рабочим телом (газом), давление которого превышает давление в камере сгорания.

Насосная подача производится с помощью насосов компонентов топлива, приводимых в движение обычно газовой турбиной.

Вытеснительная система подачи топлива значительно проще, однако основной её недостаток – это большая толщина стенок баков компонентов топлива, находящихся под высоким рабочим давлением вытеснения, а значит, большая масса ЖРДУ.

Выборить систему подачи топлива для проектируемого ЖРД необходимо из условия получения минимальной массы двигательной установки при исходных данных, указанных в задании на проектирование [1,2,5,7]. Масса ЖРДУ, включающая массу системы подачи топлива, прежде всего, зависит от тяги и продолжительности работы двигателя, т.е. суммарного импульса тяги, а также от величины давления в камере сгорания.

На рис. 1 [2] показаны ориентировочно области рационального использования в ЖРД насосной и вытеснительной подач топлива в координатах тяга двигателя  $P$  – время работы  $t$ . Видно, что вытеснительную подачу топлива целесообразно использовать в ЖРД лишь при небольшой тяге двигателя и незначительном времени его работы, т.е. при малом значении суммарного импульса тяги  $I_{\Sigma}$ .

Выборить систему подачи топлива необходимо и от величины давления в камере сгорания двигателя. В учебнике [1] имеются рекомендации, согласно которым при давлении в камере сгорания более 2,5...3,0 МПа применять следует только насосную систему подачи топлива, т.к. масса ЖРДУ с вытеснительной системой становится значительно больше.

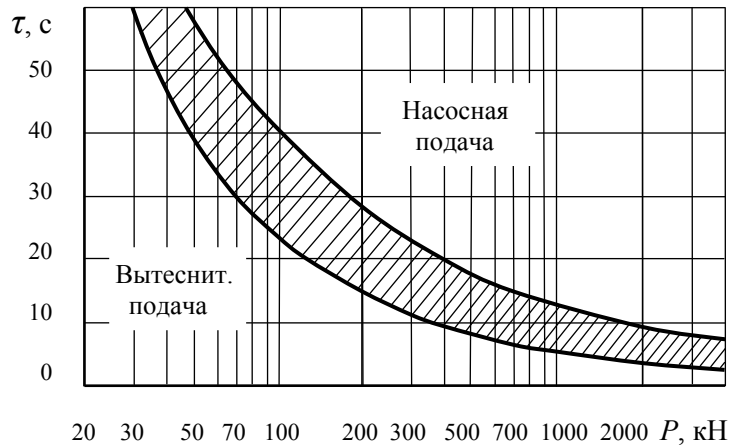


Рис.1. Области рационального использования насосной и вытеснительной подачи топлива в ЖРД

Окончательно решение по выбору вида системы подачи принимается после выполнения детальной конструктивной, прочностной и массовой проработки основных элементов системы подачи топлива и всей ЖРДУ.

Настоящий раздел пояснительной записки к курсовой работе должен содержать обоснованное принятие проектного решения по выбору системы подачи топлива в проектируемом ЖРД.

Например.

Из рисунка, где представлены области рационального использования различных систем подачи топлива в координатах тяга  $P$  – время работы двигателя  $\tau$  [...] однозначно следует, что проектируемый ЖРД тягой 300 кН и временем работы 200 с должен иметь насосную систему подачи топлива.

Давление в КС двигателя  $p_k = 20$  МПа, а при давлении более 3,0 МПа может быть применена только насосная подача топлива [...].

Итак, выбираем для проектируемого ЖРД насосную систему подачи топлива.

В квадратных скобках [...] указывается ссылка на литературу из библиографического списка пояснительной записки, где имеются требуемые рекомендации.

## 1.2. Выбор схемы двигателя

В современных маршевых ЖРД насосная подача топлива является доминирующей. Это обусловлено необходимостью получения значительной тяги при больших временах работы и повышения эффективности ДУ и летательного аппарата.

ЖРД с насосной подачей топлива по способу организации рабочего процесса бывают трех принципиально различных схем:

- без дожигания генераторного газа;
- с дожиганием генераторного газа;
- с испарением компонентов топлива в тракте охлаждения камеры.

В двигателях без дожигания генераторного газа генераторный газ после прохождения турбины выбрасывается в окружающую среду либо через выхлопные патрубки, либо через утилизационные сопла, расширяясь в которых, создает дополнительную тягу. Утилизационные сопла иногда выполняются рулевыми или верньерными. Из-за низкой температуры генераторного газа и малой степени его расширения в утилизационных соплах использование вспомогательного топлива, идущего на привод насосов ТНА, для создания тяги оказывается малоэффективным.

В двигателях с дожиганием генераторного газа в основной камере генераторный газ, пройдя турбину ТНА, направляется по газопроводу в камеру сгорания, где он и дожигается. ЖРД с дожиганием генераторного газа энергетически более выгодны, чем без дожигания, т.к. в них все топливо используется при оптимальном для двигателя соотношении компонентов и высокой степени расширения рабочего тела.

В ЖРД с испарением компонентов топлива в тракте охлаждения камеры рабочее тело для турбины получают испарением, а затем и перегревом образовавшегося пара горючего, окислителя или топлива в тракте охлаждения камеры.

Рассмотрим принципиальные особенности ЖРД упомянутых схем.

Удельный импульс тяги ЖРД

$$I_{y. \partial \theta} = \frac{P_{\partial \theta}}{\dot{m}_{\partial \theta}}, \quad (1)$$

где  $P_{\partial \theta}$  – тяга двигателя,  $\dot{m}_{\partial \theta}$  – массовый расход топлива через двигатель.

Тяга ракетного двигателя состоит из тяги камер, входящих в его состав, тяги выхлопных патрубков или утилизационных сопел и других элементов, через которые происходит истечение рабочего тела. Согласно определению можно записать:

$$P_{\partial \theta} = \sum_{i=1}^n P_i \cdot \cos \delta_i + \Delta P_{\partial \theta}, \quad (2)$$

где  $P_i$  – тяга  $i$ -й камеры;  $n$  – число камер в двигателе, включая рулевые;  $\delta_i$  – угол между осью  $i$ -й камеры и осью аппарата;  $\Delta P_{\partial \theta}$  – тяга выхлопных патрубков, утилизационных сопел и других элементов, создающих положительный или отрицательный вклад в тягу.

Массовый расход топлива через двигатель запишется:

$$\dot{m}_{\partial \theta} = \dot{m} + \dot{m}_{\partial \theta} = \sum_{i=1}^n \dot{m}_i + \dot{m}_{\partial \theta}, \quad (3)$$

где  $\dot{m}$  – расход топлива через все  $n$  камер двигателя;  $\dot{m}_{\partial \theta}$  – дополнительный расход топлива на привод турбины ТНА в ЖРД без дожигания генераторного газа и на другие вспомогательные нужды.

Для двигателей без дожигания генераторного газа уравнение (1) запишется:

$$I_{y. \partial \theta} = \frac{P + P_{\partial \theta}}{\dot{m} + \dot{m}_{\partial \theta}}, \quad (4)$$

где  $P$  – тяга, создаваемая всеми камерами двигателя.

ЖРД без дожигания генераторного газа по способу получения рабочего тела турбины ТНА подразделяются на три основные группы:

1. Двигатели с однокомпонентным жидкостным газогенератором (ЖГГ), в котором генераторный газ получается при раз-

ложении вспомогательного однокомпонентного топлива, например, перекиси водорода  $H_2O_2$ , гидразина  $N_2H_4$ , изопропилнитрата и т.п. Используются схемы как с вытеснительной *а*, так и с насосной *б* подачей вспомогательного топлива, которые изображены на рис. 2.

2. Двигатели с однокомпонентным ЖГГ, где генераторный газ получается при разложении одного из компонентов основного топлива: окислителя в схеме *а* и горючего в схеме *б*, показанных на рис. 3.

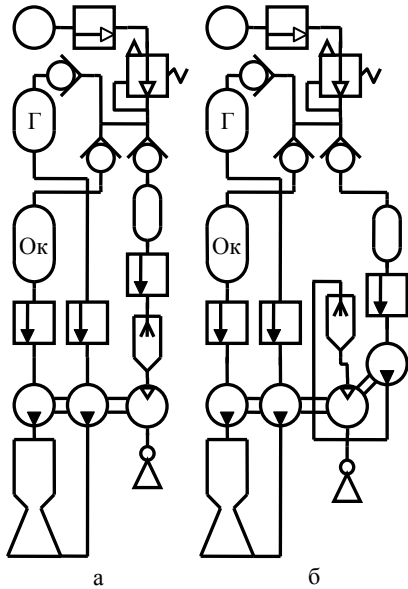


Рис. 2. Схема ЖРДУ с разложением вспомогательного однокомпонентного топлива: *а* – вытеснительная подача, *б* – насосная подача

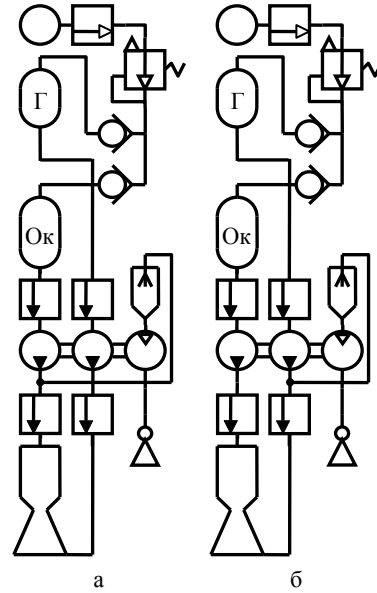


Рис. 3. Схема ЖРДУ с разложением одного из компонентов основного топлива: *а* – окислителя, *б* – горючего

3. Двигатели с двухкомпонентным ЖГГ, где генераторный газ получается при сгорании небольшой части компонентов основного топлива либо с большим избытком окислителя

( $\alpha_{ок.гг} \gg 1$ ) – окислительный газогенератор, либо с большим избытком горючего ( $\alpha_{ок.гг} \ll 1$ ) – восстановительный газогенератор. Схемы таких ЖРДУ приведены на рис. 4, в варианте *а* – с окислительным газогенератором, в *б* – с восстановительным газогенератором.

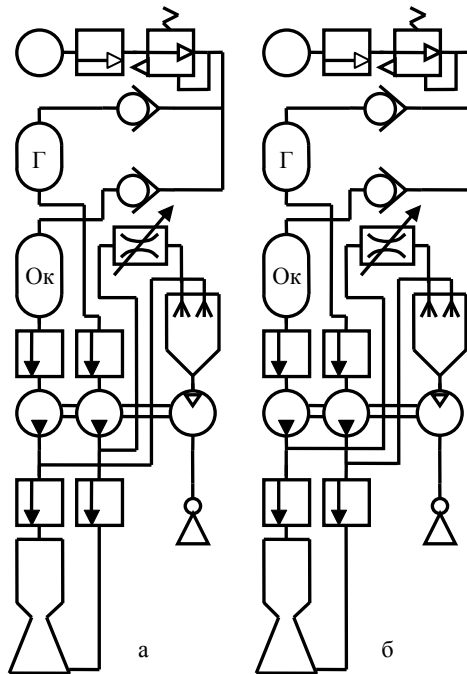


Рис. 4. Схема ЖРДУ с двухкомпонентным ЖГГ на основном топливе:  
*а* – окислительный газогенератор;  
*б* – восстановительный газогенератор

При выполнении пневмогидравлических схем ЖРД и ЖРДУ использовались условные графические обозначения их агрегатов и элементов по ГОСТ 2.780; 2.781; 2.782; 2.784, приведенные в таблице.

Третья группа ЖРД является наиболее универсальной и распространенной. Двигатели таких схем могут быть использованы практически при любых компонентах топлива. Они не требуют наличия на борту ЛА вспомогательного топлива и более надежны. Это их положительное отличие от ЖРД первой группы.

В некоторых ЖРД без дожигания генераторного газа, например в двигателях F-1 и J-2 (USA), сработавший на турбине ТНА генераторный газ подается в

сопло основной камеры в том его сечении, где давление рабочего тела (продуктов сгорания) становится ниже давления газа за турбиной.





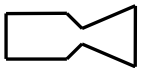

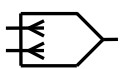











В ЖРД без дожигания генераторного газа эффективность использования вспомогательного или основного топлива, затраченного



на привод ТНА, для создания тяги незначительна. Это объясняется следующими причинами:

- низкой температурой генераторного газа за турбиной;
- малой степенью расширения генераторного газа в сопле;
- наличием в генераторном газе значительного запаса неиспользованной химической энергии.

Таблица. Условные обозначения агрегатов в схемах ЖРД и ЖРДУ

Обозначение	Наименование	Обозначение	Наименование
	Баллон с газом		Насос
	Бак компонента топлива		Турбина
	Камера ЖРД		Редуктор давления газовый
	Жидкостный газогенератор		Пускоотсечной клапан компонента
	Регулируемый дроссель или регулятор		Пускоотсечной клапан газовый
	Обратный клапан		Верньерное сопло
	Форсунка		Трубопровод жидкостный
	Механическое соединение		Трубопровод газовый с направлением движения РТ
	Соединение трубопроводов		Пересечение без соединения

Температура генераторного газа на выходе из газогенератора на входе в турбину ТНА у ЖРД без дожигания генераторного газа со-

ставляет обычно 1000...1300 К. Для получения такой температуры продуктов сгорания в топливе, подаваемом в газогенератор, создают существенный избыток горючего или окислителя. На выходе из турбины генераторный газ имеет ещё более низкую температуру, с которой он и поступает в сопло. Через сопло газ истекает в атмосферу. Выброс в окружающую среду газа, в котором имеется несгоревшее горючее или окислитель, т.е. осталась неиспользованной значительная часть химической энергии топлива, приводит к потере удельного импульса тяги двигателя.

Доля тяги, создаваемой утилизационными соплами, достаточно мала, обычно она не превышает 0,5...1,5% от тяги камер ЖРД [2].

ЖРД без дожигания генераторного газа с утилизационными соплами или с реактивным выхлопом имеют более высокий удельный импульс тяги  $I_{y.дв}$ , чем двигатели с отводящими патрубками или с открытым выхлопом.

Увеличение степени расширения генераторного газа в утилизационном сопле  $\varepsilon$  приводит к снижению потерь удельного импульса тяги двигателя, обусловленных дополнительным расходом топлива на привод ТНА. Так, при увеличении  $\varepsilon$  с 2 до 3 потери уменьшаются на 15...20%, а с 20 до 30 – на 30...40%.

Рост степени расширения газа в утилизационном сопле ЖРД конкретного назначения обуславливает увеличение давления генераторного газа за турбиной ТНА. Однако его повышение более 200...300 кПа нецелесообразно. Оно не приводит к снижению потерь удельного импульса из-за расхода топлива на привод ТНА, т.к. увеличение  $I_{y.дв}$  за счет роста тяги утилизационных сопел меньше его снижения из-за возрастания расхода генераторного газа, вызванного снижением удельной работы и КПД турбины.

Увеличение давления в камере сгорания  $p_k$  при постоянном давлении на срезе сопла  $p_a$  приводит к росту степени расширения рабочего тела в сопле и, следовательно, к увеличению тяги и удельного импульса камеры  $I_y$ . При этом повышаются потери удельного импульса двигателя  $I_{y.дв}$ , вызываемые увеличением потребной мощности насосов и, значит, возрастанием расхода топлива на привод ТНА.

Совместное влияние этих рассмотренных выше факторов приводит к тому, что для ЖРД без дожигания генераторного газа с реактивным и открытым выхлопом имеются оптимальные значения давления в камере  $p_{к.опт}$ , при котором удельный импульс двигателя  $I_{у.дв}$  достигает максимальной величины (рис. 5).

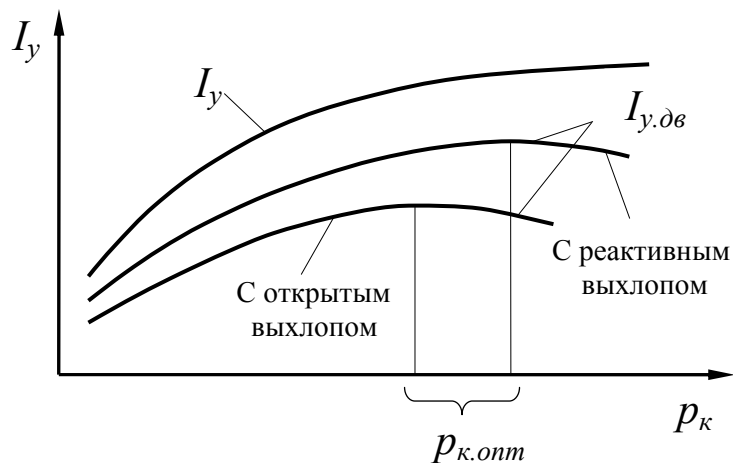


Рис. 5. Зависимость удельного импульса тяги от давления в камере для ЖРД без дожигания генераторного газа

Повышение давления в камере выше  $p_{к.опт}$  невыгодно, т.к. приводит к снижению экономичности работы двигателя. Для ЖРД с реактивным выхлопом значение  $p_{к.опт}$  выше, чем для двигателей с открытым выхлопом.

Итак, у ЖРД без дожигания генераторного газа при современных параметрах агрегатов ТНА (температура генераторного газа, КПД насосов и турбины) давление в камере сгорания не должно быть выше:

- 8,0...9,0 МПа, если двигатель первой ступени ракеты;
- 10,0...11,0 МПа, если двигатель второй или верхних ступеней ракеты.

Верхняя граница давления в КС относится к двигателям с реактивным выхлопом.

Схема организации рабочего процесса в камере сгорания ЖРД без дожигания генераторного газа может быть только „жидкость – жидкость” („ж – ж”), т.к. оба компонента поступают в камеру сгорания в жидком виде.

Более совершенными являются ЖРД с дожиганием генераторного газа. В зависимости от агрегатного состояния подаваемых в камеру сгорания компонентов в двигателях могут быть реализованы следующие две схемы организации рабочего процесса в камере:

- „газ – жидкость” („г – ж”), когда один из компонентов топлива подается в камеру сгорания в газовом, а другой – в жидком виде;
- „газ – газ” („г – г”), когда оба компонента подаются в КС в виде газа.

ЖРД с дожиганием генераторного газа и организацией рабочего процесса по схеме „г – ж” имеют в настоящее время наибольшее распространение. Эти двигатели довольно разнообразны и классифицируются по следующим трем основным признакам:

1. Вид основного жидкостного газогенератора:
  - с окислительным ЖГГ;
  - восстановительным ЖГГ.
2. Компонент, используемый для охлаждения камеры:
  - окислитель;
  - горючее.
3. Наличие дополнительных насосов компонентов топлива:
  - без дополнительных насосов;
  - с дополнительными насосами высокого давления.

На рис. 6 приведены две схемы ЖРДУ с дожиганием генераторного газа: *a* – с окислительным ЖГГ; *б* – с восстановительным ЖГГ. Оба ЖРД работают по схеме организации рабочего процесса в камере „г – ж”.

В двигателе с окислительным ЖГГ газифицируется весь окислитель, подаваемый в камеру. Это осуществляется за счёт тепла, выделяющегося в газогенераторе при частичном сжигании окислителя с небольшим количеством горючего. Коэффициент избытка окислителя в газогенераторе  $\alpha_{ок.гг}$  находится обычно в пределах 10...15.

Такое соотношение компонентов обеспечивает температуру продуктов сгорания в ГГ, т.е. генераторного газа на уровне 500...700 К, что допустимо для турбины. Генераторный газ является рабочим телом турбины ТНА.

Пройдя турбину и совершив работу, генераторный газ, являющийся по сути газообразным окислителем, подается в камеру сгорания. Камера в таких двигателях охлаждается горючим.

Такую схему имеют практически все ЖРД, работающие на кислородно-углеводородных топливах и топливах на основе азотной кислоты или азотного тетраоксида.

Для ЖРД с дожиганием генераторного газа и окислительным ГГ давление в камере сгорания не должно превышать 18...19 МПа.

Принципиально возможен ЖРД с дожиганием генераторного газа и восстановительным ЖГГ, схема которого показана на рис. 6,б.

В этом двигателе, в отличие от предыдущего, в газогенераторе газифицируется все горючее при сжигании его с небольшим количеством окислителя. Коэффициент избытка окислителя в газогенераторе намного меньше единицы ( $\alpha_{ок.гг} \ll 1$ ). Такое соотношение компонентов топлива дает температуру восстановительного генераторного газа порядка 800...900 К. В этом случае внешнее регенеративное охлаждение камеры двигателя осуществляется окислителем, что создает определенные трудности.

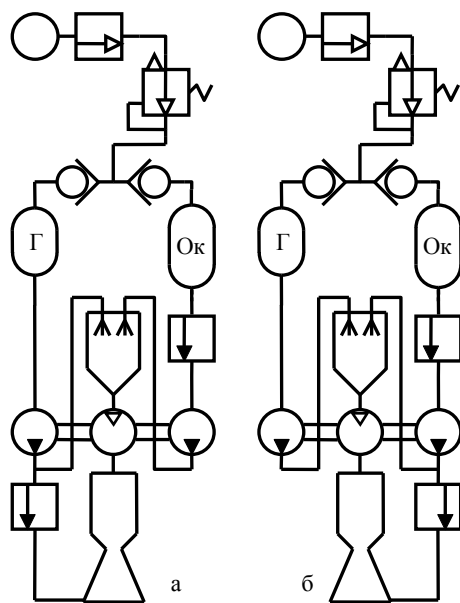


Рис. 6. Схемы ЖРДУ с дожиганием генераторного газа:  
а – окислительный ЖГГ,  
б – восстановительный ЖГГ

ЖРД с дожиганием генераторного газа и восстановительным ЖГГ, использующие в качестве горючего жидкий водород, могут быть выполнены по схеме, представленной на рис.7. Здесь водород поступает в газогенератор, предварительно пройдя тракт охлаждения камеры. Это возможно, т.к. водород является хорошими охладителем и в жидком, и в газообразном виде.

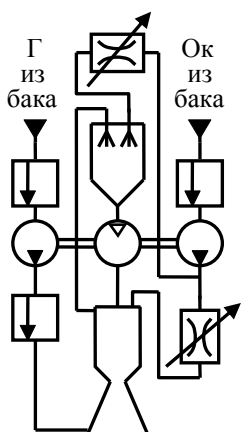


Рис. 7. Схема водородного ЖРД с дожиганием генераторного газа и восстановительным ЖГГ

генераторного газа типа „газ – газ”, схема которых приведена на рис. 8. В них всё топливо перед поступлением в камеру сгорания газифицируется в двух ЖГГ: восстановительном при  $\alpha_{ок,гг} \ll 1$  и окислительном при  $\alpha_{ок,гг} \gg 1$ . Соотношение компонентов в газогенераторах выбирается таким, чтобы температура восстановительного и окислительного генераторных газов находилась в допустимых для турбины пределах. Эта схема обеспечивает получение максимально возможного количества рабочего тела для турбин обеих ТНА, а следовательно максимальные мощности насосов компонентов топлива и максимальное давление в камере сгорания  $p_{к. max}$ . Значения по-

Принципиально возможна схема ЖРД с дожиганием генераторного газа и окислительным ЖГГ, где окислитель поступает в газогенератор из тракта охлаждения камеры. Эта схема имеет некоторые сложности её конструктивной реализации.

В ЖРД с дожиганием генераторного газа типа „г – ж” и восстановительным ЖГГ давление в камере сгорания не должно превышать 20...22 МПа. При повышении давления выше указанного диапазона ЖРД данной схемы становится либо неэкономичным, либо неработоспособным.

ЖРД с дожиганием генераторного газа типа „г – ж” не полностью используют всю располагаемую химическую энергию топлива для повышения давления в камере сгорания двигателя. Перспективными в этом плане являются ЖРД с дожиганием

следних зависят от природы выбранного топлива и параметров узлов ТНА (КПД, уровень гидравлических потерь и т.д.).

В ЖРД с дожиганием генераторного газа типа „г – г” давление в камере сгорания всё же не должно превышать 30...50 МПа.

Необходимо отметить важную особенность ЖРД с дожиганием генераторного газа, заключающуюся в том, что КПД узлов ТНА практически не влияют при неизменном давлении в КС на удельный импульс тяги двигателя  $I_{y.дв}$ . В двигателях же без дожигания генераторного газа это влияние очевидно. Снижение КПД насосов компонентов топлива и турбины ТНА приводят к увеличению массового расхода топлива на привод ТНА  $\dot{m}_{дон}$ . Однако в ЖРД с дожиганием генераторного газа КПД узлов ТНА оказывают значительное влияние на параметры системы подачи топлива.

Мощность турбины ТНА зависит от уровня её КПД, массового расхода рабочего тела, его состава и температуры  $T_{гг}$ , степени расширения генераторного газа в турбине  $\pi_t$ . Расходом генераторного газа варьировать практически невозможно. ЖРД с дожиганием генераторного газа рассчитываются на полную или почти полную газификацию одного из компонентов топлива в двигателях типа „г – ж” или обоих компонентов – типа „г – г”. Величина температуры генераторного газа  $T_{гг}$  ограничивается жаростойкостью и жаропрочностью лопаток турбины, газопроводов и смесительной головки камеры. При этом должна учитываться возможная неравномерность температурного поля в потоке рабочего тела.

Необходимая температура генераторного газа  $T_{гг}$  определяет требуемое соотношение компонентов топлива в ЖГГ. От последнего зависит состав генераторного газа, его удельная газовая постоянная  $R_{гг}$  и работоспособность  $\sqrt{R_{гг} T_{гг}}$ . Если ЖРД имеет окислительный

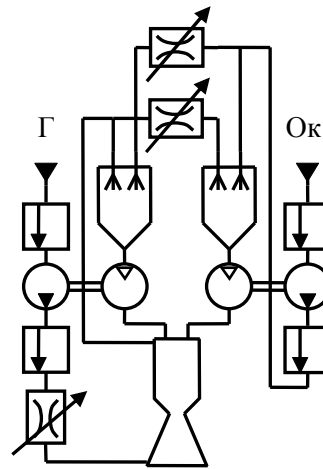


Рис. 8. Схема ЖРД с дожиганием генераторного газа типа „газ – газ”

ЖТГ, где газифицируется окислитель, то высокая температура  $T_{гг}$  является нежелательной из-за интенсификации процессов окисления элементов двигателя и возможности возгорания металлов в среде высокотемпературного окислительного газа.

Снижение коэффициентов полезного действия насоса окислителя  $\eta_{ок}$ , насоса горючего  $\eta_{г}$  и приводящей их в действие турбины  $\eta_{т}$  требует для восстановления нарушенного баланса мощностей в ТНА увеличения степени расширения рабочего тела в турбине  $\pi_{т}$ . При заданном давлении в КС это означает увеличение давления в ЖТГ, а значит, и за насосами окислителя и горючего. Это нежелательно, т.к. давления за насосами уже сейчас достигают 30...40 МПа и более. С другой стороны, при располагаемых расходах и заданных параметрах генераторного газа величины  $\eta_{ок}$ ,  $\eta_{г}$  и  $\eta_{т}$  определяют максимально достижимое давление в КС  $p_{к.макс}$ . Поэтому всегда следует иметь по возможности высокие значения КПД насосов и турбин ТНА.

Существуют ЖРД, в которых рабочее тело турбины ТНА получают испарением одного из компонентов топлива в тракте охлаждения камеры.

Схемы таких двигателей показаны на рис. 9.

Схема ЖРД (см. рис. 9, а), где рабочее тело турбины получают испарением горючего, является достаточно совершенной. Она особенно предпочтительна для кислородно-водородных ЖРД.

Водород имеет высокое значение газовой постоянной, и поэтому обладает хорошей работоспособностью  $\sqrt{R_{гг} \cdot T_{гг}}$ .

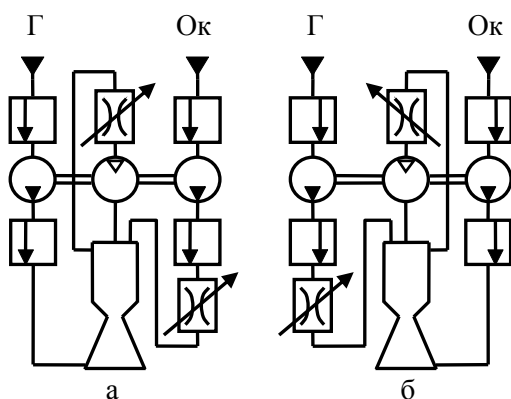


Рис. 9. Схемы ЖРД с испарением в тракте охлаждения камеры компонентов:  
а – горючего; б – окислителя



Он является хорошим охладителем как в жидком, так и в газовом агрегатном состоянии. Поэтому можно производить его газификацию и подогрев газа в тракте охлаждения камеры и использовать в качестве рабочего тела турбины ТНА без газогенератора. Газификация водорода в тракте охлаждения должна осуществляться при давлении больше критического давления, которое составляет для водорода 1,3 МПа. Это обеспечивает отсутствие зоны двухфазного состояния водорода, где ухудшается охлаждение камеры.

У ЖРД с испарением водорода в тракте охлаждения камеры типа „газ – жидкость” давление в КС не должно превышать 4...6 МПа.

ЖРД с испарением окислителя в тракте охлаждения камеры (см. рис.9, б) пока не создан. Эта схема считается на сегодняшний день неперспективной.

В турбонасосном агрегате ЖРД с дожиганием генераторного газа довольно часто используются дополнительные насосы высокого давления (ВД) в магистрали подачи в ЖГГ того компонента, который содержится в топливе газогенератора в меньшем количестве. Схема такого ЖРД с одновальным ТНА и дополнительным насосом высокого давления горючего показана на рис.10.

Насос высокого давления 6 повышает давление только того небольшого массового расхода горючего, который подается в газогенератор. Большая же часть массового расхода горючего подается основным насосом 5 под меньшим давлением непосредственно в камеру сгорания. Давление за основным насосом превышает давление в КС лишь на суммарную величину гидравлических потерь в трубопроводе, тракте охлаждения камеры и перепада давления на форсунках горючего.

ЖРД с насосом ВД имеют более низкое давление за основным насосом, а значит, меньшую мощность турбины ТНА, приводящей в движение эти насосы.

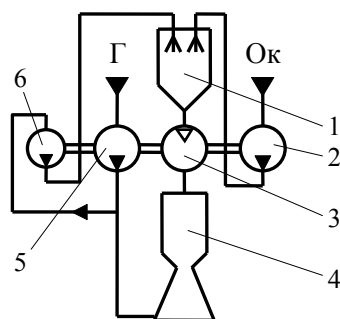


Рис. 10. Схема ЖРД с дожиганием генераторного газа одновальным ТНА и насосом высокого давления горючего:

- 1 – ЖГГ; 2 – насос Ок; 3 – турбина;
- 4 – камера; 5 – основной насос Г;
- 6 – насос высокого давления Г

По рассмотренной схеме с насосом ВД окислителя работает ЖРД SSME, упрощенная схема которого представлена на рис. 11.

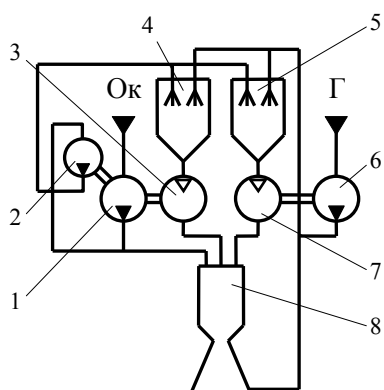


Рис. 11. Схема ЖРД с дожиганием генераторного газа, двумя восстановительными ЖГГ и ТНА:

- 1 – основной насос окислителя;
- 2 – насос высокого давления окислителя;
- 3 – турбина ТНА окислителя;
- 4 – ЖГГ ТНА окислителя; 5 – ЖГГ ТНА горючего;
- 6 – насос горючего;
- 7 – турбина ТНА горючего; 8 – камера

Это маршевый двигатель орбитальной ступени многоразовой транспортной космической системы, работающий на топливе жидкий водород и жидкий кислород. Он имеет два отдельных ТНА для подачи водорода и кислорода и два восстановительных ЖГГ, где газифицируется основная доля массового расхода горючего. Лишь 20% массового расхода водорода отбирается за насосом для обеспечения наружного и внутреннего охлаждения камеры. Насос ВД кислорода 2 повышает давление за основным насосом 1 только у 10% доли массового расхода окислителя через двигатель.

В настоящем разделе пояснительной записки к курсовой работе должен содержаться обос-

нованный выбор схемы проектируемого ЖРД в полном соответствии с выданным заданием на курсовую работу.

### 1.3. Выбор давлений в камере сгорания и в выходном сечении сопла

1.3.1. Выбирается величина давления торможения на выходе из камеры сгорания, на входе в сопло  $p_{oc}$ .

Выбирать давление в камере сгорания двигателя нужно таким, чтобы удельный импульс тяги  $I_y$  был максимальным, а удельная

масса двигателя  $m_y$  была минимальной. Это обеспечивает максимальную эффективность летательного аппарата с таким ЖРД.

Удельный импульс тяги увеличивается с повышением давления в КС при неизменных прочих параметрах. Это объясняется тем, что с ростом  $p_{oc}$  уменьшается степень диссоциации и ионизации продуктов сгорания и повышается их температура на входе в сопло, а значит, и скорость их истечения на выходе из сопла.

Повышение давления в КС приводит к росту степени расширения рабочего тела в сопле  $\varepsilon = \frac{p_{oc}}{p_a}$ , если давление на срезе сопла  $p_a$  остается постоянным. Удельный импульс тяги  $I_y$  увеличивается с повышением степени расширения газа в сопле  $\varepsilon$ .

Кроме того, возрастание  $p_{oc}$  приводит к уменьшению габаритных размеров и массы камеры, значит, и удельной массы двигателя.

Итак, желательно иметь достаточно высокий уровень давления в камере сгорания, однако, как отмечалось ранее, для каждой системы подачи топлива и схемы ЖРД существует диапазон давлений в камере сгорания, превышение которого приводит к тому, что выбранная конкретная схема ЖРД становится либо неоптимальной, либо неработоспособной.

Подведя итог сказанному, сформулируем рекомендации для выбора давления в КС различных схем ЖРД.

В ЖРД с вытеснительной подачей топлива давление в камере сгорания следует выбирать не более 2,5...3,0 МПа.

В ЖРД с насосной системой подачи топлива давление в КС следует выбирать:

- 1) для двигателей без дожигания генераторного газа с реактивным выхлопом:
  - первых ступеней ракет  $p_{oc} \leq 8...9$  МПа,
  - вторых и верхних ступеней –  $p_{oc} \leq 10...11$  МПа;
- 2) для двигателей с дожиганием генераторного газа типа „газ – жидкость” и:
  - окислительным газогенератором  $p_{oc} \leq 18...19$  МПа,
  - восстановительным газогенератором  $p_{oc} \leq 20...22$  МПа;

- 3) для двигателей с дожиганием генераторного газа типа „газ – газ”  $p_{oc} \leq 30 \dots 50$  МПа;
- 4) для двигателей с испарением горючего (водорода) в тракте охлаждения камеры  $p_{oc} \leq 4 \dots 6$  МПа.

1.3.2. Выбирается статическое давление в выходном сечении сопла  $p_a$ .

Давление в выходном сечении сопла  $p_a$  для проектируемого ЖРД выбирается таким, чтобы обеспечить максимальную эффективность летательного аппарата, т.е. чтобы  $I_y$  был максимальным, а удельная масса двигателя  $m_y$  была минимальной. Используются те же самые критерии, что и при выборе давления в КС.

Желательно, чтобы  $p_a$  было возможно меньшим. Это обеспечивает максимальную степень расширения рабочего тела в сопле и максимальный удельный импульс тяги двигателя. Однако при этом габаритные размеры и удельная масса двигателя возрастают.

Из газовой динамики известно, что максимальную тягу в конкретных условиях создает камера, сопло которой работает на расчетном режиме, когда статическое давление в выходном сечении сопла равно давлению окружающей среды ( $p_a = p_n$ ). На нерасчетных режимах работы недорасширения или перерасширения тяга снижается. Учитывая это, давление в выходном сечении сопла  $p_a$  должно быть близким к среднему траекторному давлению окружающей среды  $p_{ncp}$ . Чтобы определить это давление, необходимо знать траекторию полета летательного аппарата и фактическое время работы ЖРД на активном участке траектории  $\tau_{ак}$ . Тогда среднее траекторное давление окружающей среды определится [1]:

$$p_{ncp} = \tau_{ак}^{-1} \int_0^{\tau_{ак}} p_n d\tau. \quad (5)$$

Давление в выходном сечении сопла ЖРД первых ступеней ракет и ракет-носителей берется равным среднему траекторному давлению окружающей среды  $p_a = p_{ncp}$ . Для точного определения оп-

тимального значения  $p_a$  необходимо располагать данными траекторных расчетов полета ракеты. Однако выбранное давление на выходе из сопла не должно быть меньше величины, при которой начинается отрыв потока от стенок сопла. Такой режим глубокого перерасширения возможен при работе сопла с большой степенью расширения на малых высотах. Давление отрыва потока может быть оценочно определено по рекомендациям источников [1, 2, 5, 9].

В ЖРД, предназначенных для верхних ступеней ракет, с целью уменьшения габаритных размеров и массы сопла необходимо идти на некоторое увеличение  $p_a$  по сравнению со средним траекторным давлением окружающей среды  $p_{н\text{ср}}$ .

Для ориентировочных расчетов, когда траектория полета летательного аппарата не задана, могут быть даны по выбору статического давления в выходном сечении сопла  $p_a$  следующие рекомендации:

- у двигателей первых ступеней ракет  $p_a = 40 \dots 80$  кПа;
- двигателей вторых ступеней ракет  $p_a = 10 \dots 20$  кПа;
- двигателей третьих ступеней ракет и космических аппаратов  $p_a = 5 \dots 10$  кПа.

### 1.3.3. Степень расширения рабочего тела в сопле

$$\varepsilon = \frac{p_{oc}}{p_a}. \quad (6)$$

## 1.4. Определение оптимального соотношения компонентов в камере

### 1.4.1. Формирование целевой функции

Коэффициент избытка окислителя  $\alpha_{ок}$  в камере и непосредственно связанное с ним массовое действительное соотношение компонентов  $K_m$  выбирается таким образом, чтобы обеспечивалась мак-

симальная эффективность летательного аппарата (ракеты). Критерием эффективности ракеты может служить идеальная скорость её полета в конце активного участка траектории, рассчитываемая по уравнению К.Э. Циолковского:

$$V_{ид} = I_{y.c} \ln \mu_k, \quad (7)$$

где  $I_{y.c}$  – среднее значение идеального импульса на активном участке полета ракеты,  $\mu_k = \frac{m_o}{m_k}$  – массовое число ракеты, равное отношению ее начальной и конечной массы.

В учебнике [1] показано, что максимуму  $V_{ид}$  соответствует максимум произведения  $I_{y.n.ид} \rho_T^C$ , поэтому целевая функция запишется:

$$F = -I_{y.n.ид} \rho_T^C, \quad (8)$$

т.к. принято отыскивать при оптимизации минимум целевой функции.

В уравнении (8) показатель степени  $C$  определяется:

– для двигателей первой ступени ракеты

$$C = \frac{\mu_k - 1}{\mu_k \cdot \ln \mu_k}, \quad (9)$$

– для двигателей второй и верхних ступеней

$$C = \frac{m_{k2}/m_k}{\ln \mu_k} = \frac{m_{k2}}{m_k} \cdot \frac{1}{\ln \mu_k}, \quad (10)$$

где  $m_{k2}$  – масса аппарата, изменяемая пропорционально объему топлива.

При выполнении проектных расчетов в первом приближении можно принять  $m_{k2}/m_k = 0,2 \dots 0,4$ . Если массовое число ракеты в задании на проектирование не задано, то можно принять:

- для первых ступеней ракет  $\mu_k = 2,0 \dots 2,6$ ;
- верхних ступеней  $\mu_k = 3,0 \dots 5,0$ .

1.4.1.1. Обоснованно выбираются значение отношения  $m_{k2}/m_k$  и массовое число ракеты  $\mu_k$  для проектируемого двигателя.

1.4.1.2. Определяется значение показателя степени целевой функции  $S$ .

1.4.1.3. Записывается в окончательном виде сформированная целевая функция.

Из сформированной целевой функции следует, что оптимальное соотношение компонентов топлива определяется не только средним значением идеального удельного импульса камеры в пустоте  $I_{у.л.ид}$ , но и средней по камере плотностью топлива  $\rho_T$ . На эти параметры определенное влияние оказывает принятая схема охлаждения камеры.

#### **1.4.2. Выбор типа внутреннего охлаждения камеры двигателя**

Стенки камеры ЖРД требуют защиты от перегрева, окисления и эрозии. Систему защитных мер называют охлаждением. В современных ЖРД помимо обязательного наружного регенеративного охлаждения камеры одним из компонентов топлива широко применяют внутреннее охлаждение. Оно реализуется путем создания у огневой стенки камеры низкотемпературного пристеночного слоя продуктов сгорания либо организацией у стенки жидкой или газовой завесы.

Пристеночный слой низкотемпературных продуктов сгорания создается с помощью смесительной головки. Для этого пристеночные форсунки, расположенные на периферии смесительной головки, обеспечивают в пристеночном слое значительный избыток одного из компонентов топлива, чаще горючего. Температура продуктов сгорания такой топливной смеси значительно ниже, чем стехиометрической.

При течении продуктов сгорания по проточной части камеры происходит перемешивание высокотемпературного ядра потока с низкотемпературным пристеночным слоем, поэтому при увеличении длины камеры экономичность и эффективность этого способа охлаждения стенки камеры снижаются.

Преимуществом такого способа внутреннего охлаждения является простота создания защитного пристеночного слоя периферийными форсунками смесительной головки без каких-либо усложнений конструкции камеры.

При завесном внутреннем охлаждении создают у огневой стенки камеры равномерную по периметру устойчивую жидкую или газовую пленку охладителя, вводимого в камеру через пояса завесы. Каждый пояс располагается в требуемом поперечном сечении камеры. Таких поясов завесы по длине камеры может быть несколько.

Когда организуется жидкая завеса с докритическим давлением охладителя, то часть теплового потока от продуктов сгорания в стенку расходуется на повышение температуры охладителя до температуры кипения, его испарение и нагрев газовой завесы. Вследствие испарения жидкая пленка в завесе постепенно утоньшается, а затем исчезает, перейдя в слой пара охладителя, который нагревается, сохраняясь на некотором расстоянии. Интенсивность размывания парового слоя относительно невелика, поэтому защитное действие слоя сохраняется на относительно больших расстояниях. В качестве охладителя применяют компоненты топлива, чаще горючее, или специальную жидкость.

Защитный эффект жидкой завесы проявляется даже при очень малых толщинах плёнки.

Пленка также защищает стенки камеры от эрозионного воздействия газового потока рабочего тела.

Газовая завеса организуется либо при вводе на огневую стенку испаренного компонента топлива, либо при вводе низкотемпературных продуктов газогенерации.

Для некоторых ЖРД завесное охлаждение оказывается более экономичным, однако оно менее надежно и конструктивно более сложно.

Одним из эффективных способов внутреннего охлаждения является транспирационное охлаждение. В этом способе огневую стенку камеры изготавливают из пористого материала. Охладитель из тракта охлаждения поступает на всю поверхность стенки равномерно через её мелкие поры. В качестве охладителя можно использовать как жидкие, так и газовые компоненты топлива. Чаще используют горючее.

При транспирационном охлаждении для создания надежной завесы требуется незначительное количество охладителя. Устойчивую паровую завесу можно создать и с помощью пористого пояса завесы, не изготавливая всю огневую стенку из пористого материала.



Защитное действие транспирационного охлаждения аналогично завесному. Расход охладителя при транспирационном охлаждении в 3...5 раз меньше, чем при завесном. Это обусловлено небольшими скоростями ввода охладителя и равномерным охлаждением поверхности. Преимущества транспирационного охлаждения возрастают при больших температурных перепадах.

Транспирационное охлаждение можно считать перспективным для камер ЖРД на высокоэнергетических топливах с большим давлением в камере сгорания. Однако на сегодняшний день его применение сдерживается рядом трудностей технологического и материаловедческого характера. Очень трудно создать пористый материал с постоянным по времени гидравлическим сопротивлением на всей поверхности материала. При работе двигателя мелкие поры стенки или её вставки быстро засоряются.

Этот раздел пояснительной записки к курсовой работе завершается обоснованным выбором типа внутреннего охлаждения стенки камеры проектируемого ЖРД.

### **1.4.3. Определение оптимального коэффициента избытка окислителя в ядре потока при создании пристеночного слоя смесительной головкой**

1.4.3.1. Определяется предварительное значение оптимального коэффициента избытка окислителя в ядре потока  $\alpha'_{ок.я.опт}$ , обеспечивающего максимальную величину идеального удельного импульса тяги в пустоте  $I_{у.л.ид}$ .

1.4.3.1.1 Поиск максимума функции  $I_{у.л.ид.я} = f(\alpha_{ок.я})$  проводится для всех ракетных топлив в интервале значений коэффициента избытка окислителя в ядре потока  $\alpha_{ок.я}$  от 0,6 до 1,2 ([0,6...1,2]).

Можно использовать любой численный метод поиска экстремума функции, например метод дихотомии.

Погрешность определения  $\alpha'_{ок.я.опт}$  должна быть  $\leq 0,005$ .

Расчёт  $I_{у.л.ид}$  для заданного ракетного топлива при требуемом значении давления торможения на выходе из КС  $p_{oc}$  и степени расширения рабочего тела в сопле  $\varepsilon$  производится с помощью специализированного программного комплекса (СПК) TERRA.

СПК TERRA предназначен для расчета произвольных термодинамических систем с химическими и фазовыми превращениями. Он позволяет моделировать предельно равновесные состояния и реализует созданный в Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана метод и алгоритм расчета.

В главном меню операционной системы WINDOWS компьютера *Пуск/Все Программы* должна быть найдена новая папка *Terra*. В этой папке находятся ярлыки (пиктограммы), связанные с СПК TERRA и INFO.

Для запуска СПК TERRA достаточно подвести указатель мыши



к ее ярлыку и нажать левую клавишу.

В результате вызова программы на экране компьютера появится основное окно программы, показанное на рис.12.



Рис. 12. Основное окно программы TERRA

Если провести указателем мыши по изображению окна или нажать в области окна левую клавишу мыши, то заставка сменится на активное изображение основного окна с совокупностью рабочих элементов программы (рис.13).

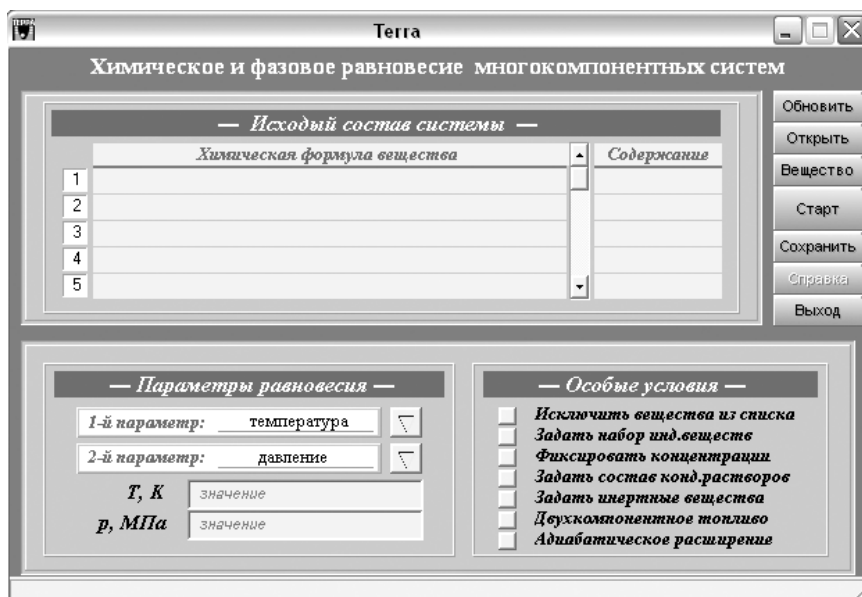


Рис. 13. Основное окно с совокупностью рабочих элементов программы

Панель — *Исходный состав системы* — предназначена для ввода и отображения информации о веществах, определяющих перечень и содержание в ракетном топливе химических элементов, т.е. исходный химический состав ракетного топлива или его условную химическую формулу.

В поле *Химическая формула вещества* панели — *Исходный состав системы* — вводятся последовательно действительные или условные химические формулы окислителя и горючего или топлива. Могут вводиться индивидуальные вещества или химические элементы, входящие в состав компонентов топлива и топлива.

На панели — *Исходный состав системы* — в поле *Содержание* указывается на том же уровне массовое содержание этих введенных веществ.

**Внимание!** В СПК TERRA требуется задавать именно массовое содержание химического элемента или индивидуального вещества в ракетном топливе или в его компонентах — окислителе и горючем.

В панели — *Особые условия* — нажимается кнопка *Двухкомпонентное топливо*. В результате слева от панели — *Особые условия* — появится новая панель — *Выбор горючего и окислителя...* — с полями для размещения простых веществ, входящих в состав горючего и окислителя. Вид окна с панелями для размещения простых веществ, входящих в состав горючего и окислителя, показан на рис. 14.

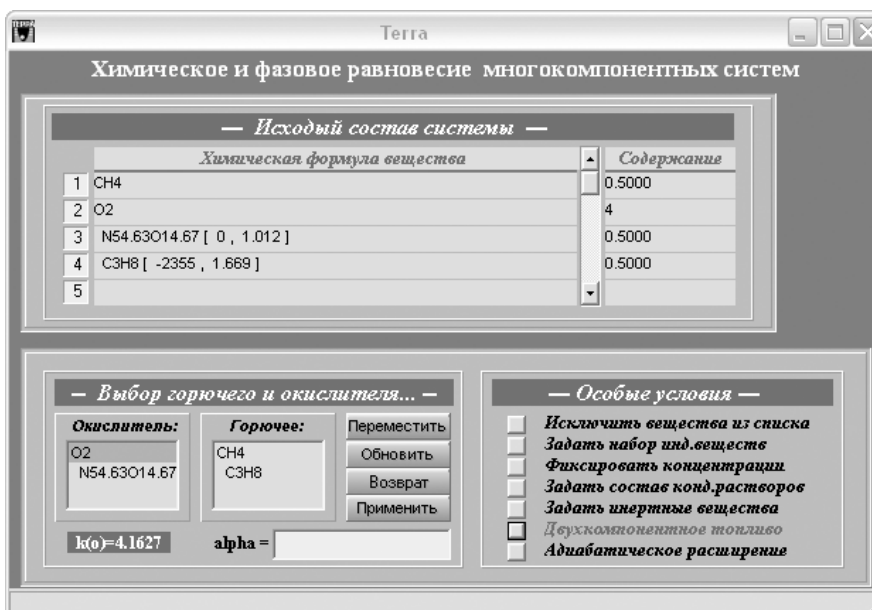


Рис. 14. Вид окна с панелями для размещения простых веществ, входящих в состав горючего и окислителя

На основании информации, извлекаемой из панели — *Исходный состав системы* —, для всех заданных простых веществ вычисляется алгебраическая сумма высших валентностей химических элемен-

тов, что дает возможность сразу разделить вещества на две группы – горючие и окислители и вычислить для них массовое стехиометрическое соотношение компонентов  $K_m^o$ . Оно обозначено на панели  $k(o)$ . Численное значение его выводится в нижнем поле панели – *Выбор горючего и окислителя...*–. Это значение массового стехиометрического соотношения компонентов топлива проектируемого ЖРД следует записать и запомнить, а для контроля сравнить со значением, приведённом в таблицах тома справочника [8], относящегося к рассматриваемому топливу при  $\alpha_{ок} = 1$ .

В поле  $\alpha_{ок}$  панели – *Выбор горючего и окислителя...*– вводится численное значение коэффициента избытка окислителя в ядре потока  $\alpha_{ок.я}$ , для которого требуется определить значение идеального удельного импульса тяги в пустоте  $I_{у.ид}$ .

Нажимается на той же панели кнопка **Применить**.

На панели – *Особые условия* – нажимается кнопка *Адиабатическое расширение*. После этого панель – *Параметры равновесия* – будет заменена на новую панель – *Параметры камеры и сопла* – (рис. 15).

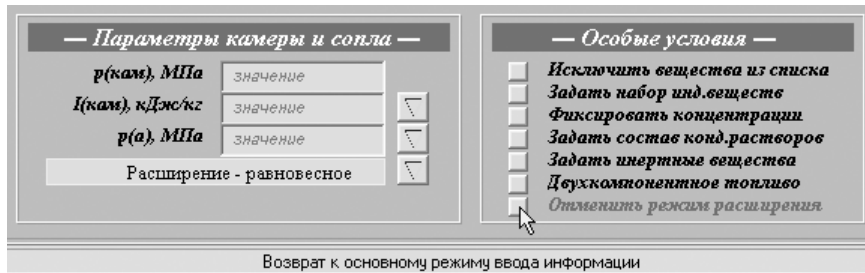


Рис.15. Вид панели – *Параметры камеры и сопла* –

В соответствующие поля панели – *Параметры камеры и сопла*– вносятся сверху вниз следующие параметры равновесного расширения рабочего тела проектируемого ЖРД:

1. Давление торможения на выходе из камеры сгорания, на входе в сопло  $p_{ос}$ , обозначаемое в СПК  $p(кам)$  в МПа.

2. Удельная массовая энтальпия топлива  $i_T$ , обозначаемая в СПК  $I(\text{кам})$  в кДж/кг.

Удельная массовая энтальпия топлива определяется по уравнению

$$i_T = \frac{i_T + \alpha_{ок} K_m^o i_{ок}}{1 + \alpha_{ок} K_m^o}, \quad (11)$$

где  $i_T$  и  $i_{ок}$  – удельные массовые энтальпии горючего и окислителя соответственно;  $K_m^o$  – массовое стехиометрическое соотношение компонентов, соответствующее  $\alpha_{ок} = 1$ .

Удельные массовые энтальпии горючего и окислителя в стандартных условиях  $i_T$  и  $i_{ок}$  берутся из базы данных СПК TERRA, справочника [8], учебного пособия [11], монографии [10] и других источников.

Удельная массовая энтальпия топлива  $i_T$  рассчитывается в СПК TERRA, при нажатии кнопка Применить, а её значение выводится в поле  $I(\text{кам})$  в кДж/кг панели – *Параметры камеры и сопла*–.

3. Степень расширения РТ в сопле  $\varepsilon = p_k / p_a$ , в СПК  $p(\text{кам})/p(a)$ .

Из трех моделей расширения РТ, рассчитываемых в СПК TERRA, выбираете равновесное расширение. Это обеспечивается нажатием кнопки переключателя нижнего поля панели – *Параметры камеры и сопла* –.

**Внимание!** Вариации по составу рабочего тела, т.е. коэффициенту избытка окислителя в этом случае не предусмотрены.

Сохранить набранный вариант исходных данных расчёта можно, нажав кнопку Сохранить. После выбора имени диска и каталога, а также после назначения имени файла должна быть нажата кнопка Сохранить, чтобы исходные данные были отправлены на долговременное хранение. Для отмены записи должна быть нажата кнопка Отмена.

После завершения подготовки исходных данных и их запоминания может быть осуществлен запуск программы на выполнение. Для этого достаточно нажать кнопку Старт. Ход вычислительного про-

цесса отображается в правом нижнем углу основного окна на панели — *Выполнение расчёта* — путем заполнения светлого прямоугольника стилизованными темными блоками.

После завершения вычислений во всех расчетных точках появляется панель — *Вычисления завершены* —. На этой панели имеются две кнопки *Изменить данные* и *Результаты* (рис. 16).

Первая из них позволяет вернуться на шаг назад и продолжить редактирование исходных данных либо перейти к формированию нового задания на расчет.

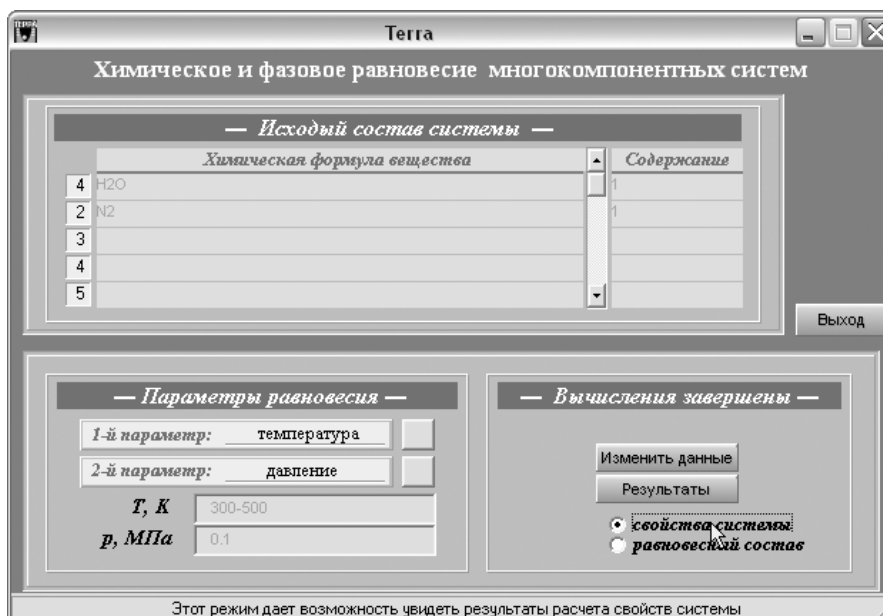


Рис. 16. Вид основного окна после завершения всех вычислений

Кнопка *Результаты* дает возможность увидеть рассчитанные параметры равновесного состояния и концентрации компонентов и их фаз. Пользователю предлагается выбрать, что он хочет просмотреть в первую очередь: термодинамические, теплофизические свойства продуктов сгорания и идеальные параметры ракетного двигателя, тогда нажимается кнопка *свойства системы*, или равновесный химический и фазовый состав продуктов сгорания, тогда нажимается кнопка *равновесный состав*.

Нажимается кнопка *свойства системы* и определяется расчётное значение идеального удельного импульса тяги в пустоте  $I_{у.п.ид.я}$ , имеющего в СПК идентификатор  $I_{sp}$ .

1.4.3.1.2 Результаты поиска предварительного значения оптимального коэффициента избытка окислителя в ядре потока  $\alpha'_{ок.я.опт}$ , обеспечивающего максимум функции  $I_{у.п.ид.я} = f(\alpha'_{ок.я.опт})$ , представляются в сводной таблице по тексту пояснительной записки и графически.

1.4.3.1.3 Записывается найденное значение  $\alpha'_{ок.я.опт}$ .

Результаты расчёта по СПК TERRA приводятся в виде сокращённой таблицы EXCEL в приложении пояснительной записки.

Используемый в СПК TERRA метод не даёт «траекторию» перехода к равновесному состоянию, т.е. он не описывает кинетику протекания химических реакций и фазовых переходов, поэтому в качестве исходных данных, определяющих химический состав ракетного топлива, достаточно задавать только массовое содержание химических элементов.

СПК TERRA имеет обширную базу данных свойств индивидуальных веществ. Это делает его пригодным для исследования произвольных по химическому составу ракетных топлив.

Предельное число химических элементов, из которых может состоять исследуемое ракетное топливо, равно пятидесяти; число конденсированных фаз, рассматриваемых в ходе одного расчета, ограничено двумястами, а количество компонентов газовой фазы в равновесных продуктах сгорания, представляющих собой индивидуальные вещества, может достигать восьмисот.

Подробная инструкция пользователя СПК TERRA, написанная доступным для студента языком, изложена в учебном пособии [12].

1.4.3.2. Обоснованно выбирается температура торможения продуктов сгорания в пристеночном слое на входе в сопло  $T_{ос.пр}$ .

Рекомендуется в [2], чтобы температура  $T_{ос.пр}$  находилась в интервале 2000...2500 К.

Величина температуры зависит от материала огневой стенки камеры, равномерности пристеночного слоя, длительности, экономич-



ности и надёжности работы двигателя. При выборе высокой температуры газа в пристеночном слое камера двигателя становится более теплонапряженной, экономичность двигателя повышается, а надежность и время работы понижаются.

1.4.3.3. С помощью СПК TERRA определяется значение коэффициента избытка окислителя в пристеночном слое  $\alpha_{ок.пр}$ , которое обеспечит выбранную температуру продуктов сгорания для заданного топлива и давления в КС  $p_{oc}$ .

Рассчитанная по СПК TERRA температура продуктов сгорания в пристеночном слое на входе в сопло  $T_{oc.пр}$  для заданного топлива и давления в камере сгорания  $p_{oc}$  должна быть на 10...20 К ниже выбранной температуры продуктов сгорания в разделе 1.4.3.2. Она имеет в СПК TERRA идентификатор T и берется, например, в текстовом файле результатов расчёта изоэнтропийного расширения продуктов сгорания заданного топлива для камеры сгорания.

1.4.3.4. Аналогично ядру потока с помощью СПК TERRA определяются идеальный удельный импульс тяги в пустоте  $I_{ул.ид.пр}$ , для пристеночного слоя по известным значениям  $p_{oc}$ ,  $\varepsilon$  и  $\alpha_{ок.пр}$ .

Результаты приводятся в пояснительной записке.

1.4.3.5. Выбирается относительный массовый расход продуктов сгорания через пристеночный слой.

Массовый расход рабочего тела в пристеночный слой может составлять от 5 до 20% от общего расхода топлива через камеру сгорания.

Стремятся уменьшить относительный массовый расход рабочего тела через пристеночный слой. При этом уменьшается доля продуктов сгорания в камере с пониженной температурой, а значит, и с пониженным удельным импульсом тяги. Экономичность двигателя возрастает. Минимальная допустимая величина относительного массового расхода в пристеночном слое может быть определена лишь при детальном расчёте охлаждения камеры двигателя.

Доля массового расхода продуктов сгорания через пристеночный слой зависит от размерности камеры, т.е. величины её тяги. Чем меньше тяга, тем больше доля расхода РТ в пристеночный слой. Это объясняется тем, что для надежного охлаждения стенок камеры

толщина защитного пристеночного слоя с пониженной температурой при прочих равных условиях должна быть примерно одинаковой.

Для проектных расчетов в первом приближении величина относительного массового расхода рабочего тела через пристеночный слой может быть определена с помощью эмпирической зависимости

$$\bar{m}_{np} = \frac{\dot{m}_{np}}{\dot{m}} = \frac{1}{1,84 \cdot 10^{-2} \cdot \sqrt{P} - 1,79}, \quad (12)$$

где  $P$  – тяга камеры в Н.

Если  $P \leq 150$  кН, то принимают  $\bar{m}_{np} = 0,2$ .

1.4.3.6. Относительный массовый расход продуктов сгорания через ядро потока

$$\bar{m}_я = 1 - \bar{m}_{np}. \quad (13)$$

1.4.3.7. В интервале изменения коэффициента избытка окислителя в ядре потока  $\alpha_{ок.я}$  [ $\alpha'_{ок.я.опт}$ ; 1,1] определяем его оптимальное значение  $\alpha_{ок.я.опт}$ , соответствующее максимуму сформированной ранее целевой функции  $I_{у.л.ид} \rho_T^C$ . Значение  $\alpha'_{ок.я.опт}$  округляется до 0,05 в меньшую сторону.

Можно использовать любой численный метод оптимизации, т.е. поиска экстремума целевой функции, например метод дихотомии. Погрешность определения  $\alpha_{ок.я.опт}$  должна быть  $\leq 0,0005$ . Рассмотрим один из них.

1.4.3.7.1. Определяем в известном интервале изменения  $\alpha_{ок.я}$  с шагом 0,05 несколько расчётных значений коэффициента избытка окислителя в ядре потока  $\alpha_{ок.я.i}$ . В интервале, где целевая функция  $I_{у.л.ид} \rho_T^C$  предположительно достигнет максимума, шаг должен составлять 0,01, а затем 0,001, что обеспечит требуемую погрешность определения  $\alpha_{ок.я.опт} \leq 0,0005$ .

1.4.3.7.2. С помощью СПК TERRA для всех расчётных значений коэффициента избытка окислителя в ядре потока  $\alpha_{ок.я.i}$  определяет-

ся идеальный удельный импульс тяги в пустоте для заданного топлива  $I_{у.л.ид.я}$ , по известным значениям  $p_{oc}$ ,  $\varepsilon$ .

1.4.3.7.3. Плотность топлива для ядра потока  $\rho_{т.я}$  и пристеночного слоя  $\rho_{т.пр}$ .

Плотность топлива при коэффициенте избытка окислителя  $\alpha_{ок}$

$$\rho_{т} = \frac{1 + \alpha_{ок} K_m^o}{\frac{1}{\rho_{г}} + \frac{\alpha_{ок} K_m^o}{\rho_{ок}}}, \quad (14)$$

где  $\rho_{г}$  и  $\rho_{ок}$  – плотности горючего и окислителя соответственно.

Значения плотностей горючего и окислителя заданного топлива приведены в соответствующем томе справочника [8] на второй странице перед графиками и таблицами, для требуемого топлива – в учебном пособии [11] или монографии [10].

1.4.3.7.4. Среднее по камере значение плотности топлива

$$\rho_{т} = \rho_{т.я} \bar{m}_я + \rho_{т.пр} \bar{m}_{пр}. \quad (15)$$

1.4.3.7.5 Средний идеальный удельный импульс тяги камеры в пустоте

$$I_{у.л.ид} = I_{у.л.ид.я} \bar{m}_я + I_{у.л.ид.пр} \bar{m}_{пр}. \quad (16)$$

1.4.3.7.6 Значения целевой функции  $I_{у.л.ид} \rho_{т}^C$  для принятых значений  $\alpha_{ок.я.i}$ .

1.4.3.7.7. Все рассчитанные величины сводятся в таблицу.

Полностью результаты расчёта по СПК TERRA приводятся в приложении к пояснительной записке в виде сокращённой таблицы EXCEL.

1.4.3.7.8. С помощью составленной таблицы строится график целевой функции  $I_{у.л.ид} \cdot \rho_{т}^C = f(\alpha_{ок.я.i})$ .

1.4.3.7.9. По таблице и построенному графику определяется с требуемой погрешностью оптимальный коэффициент избытка окислителя в ядре потока  $\alpha_{ок.я.опт}$ , соответствующий максимуму целевой функции  $I_{у.л.ид} \cdot \rho_{т}^C$ .

1.4.3.8. Для найденного значения  $\alpha_{ок.я.опт}$  по СПК TERRA рассчитываются термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания, идеальные удельные параметры двигателя для ядра потока и производятся все дальнейшие расчеты.

Результаты расчёта по СПК TERRA приводятся в данном месте пояснительной записки к курсовой работе в текстовом формате.

1.4.3.9. При оптимальном коэффициенте избытка окислителя в ядре потока  $\alpha_{ок.я.опт}$  рассчитываются плотность топлива  $\rho_{т.я}$  для ядра потока и средние для камеры плотность топлива  $\rho_t$  и идеальный удельный импульс тяги в пустоте  $I_{у.ид}$ .

1.4.3.10. Для заданного топлива записывается значение массового стехиометрического соотношения компонентов  $K_m^o$ , соответствующее  $\alpha_{ок} = 1$  и определённое ранее по СПК TERRA.

1.4.3.11. Массовое действительное соотношение компонентов топлива в пристеночном слое

$$K_{м.пр} = \alpha_{ок.пр} K_m^o \quad (17)$$

1.4.3.12. Массовое действительное соотношение компонентов топлива в ядре потока

$$K_{т.я} = \alpha_{ок.я.опт} K_m^o \quad (18)$$

1.4.3.13. Относительный массовый расход окислителя через пристеночный слой или пристеночные форсунки

$$\bar{m}_{ок.пр} = \frac{K_{м.пр}}{K_{м.пр} + 1} \cdot \bar{m}_{пр} \quad (19)$$

1.4.3.14. Относительный массовый расход горючего через пристеночный слой или пристеночные форсунки

$$\bar{m}_{г.пр} = \bar{m}_{пр} - \bar{m}_{ок.пр} \quad (20)$$

1.4.3.15. Относительный массовый расход окислителя через ядро потока или ядерные форсунки

$$\bar{m}_{ок.я} = \frac{K_{т.я}}{K_{т.я} + 1} \cdot \bar{m}_я \quad (21)$$

1.4.3.16. Относительный массовый расход горючего через ядро потока или ядерные форсунки

$$\bar{m}_{г.я} = \bar{m}_я - \bar{m}_{ок.я} \quad (22)$$

1.4.3.17. Относительный массовый расход окислителя через камеру сгорания

$$\bar{m}_{ок} = \bar{m}_{ок.я} + \bar{m}_{ок.пр} \quad (23)$$

1.4.3.18. Относительный массовый расход горючего через камеру сгорания

$$\bar{m}_г = \bar{m}_{г.я} + \bar{m}_{г.пр} \quad (24)$$

1.4.3.19. Среднее по камере сгорания действительное массовое соотношение компонентов

$$K_{м.ср} = \frac{\bar{m}_{ок}}{\bar{m}_г} \quad (25)$$

1.4.3.20. Средний по камере сгорания коэффициент избытка окислителя

$$\alpha_{ок.ср} = \frac{K_{м.ср}}{K_m^o} \quad (26)$$

#### **1.4.3'. Определение оптимального коэффициента избытка окислителя при завесном охлаждении**

1.4.3.1'. Выбирается предварительное значение оптимального коэффициента избытка окислителя в ядре потока  $\alpha'_{ок.я.опт}$ , обеспечивающего максимальную величину идеального удельного импульса тяги в пустоте  $I_{у.л.ид}$ .

Выполняется это с помощью СПК TERRA для заданного жидкого ракетного топлива по правилам, изложенным в разделе 1.4.3.1 настоящего учебного пособия.

1.4.3.2'. Определяются для завесы плотность топлива  $\rho_{г.зав}$  и идеальный удельный импульс тяги в пустоте  $I_{у.л.ид.зав}$ .

Если завеса осуществляется горючим, то в слое завесы  $\rho_{т.зав} = \rho_{г}$ , а если окислителем, то  $\rho_{т.зав} = \rho_{ок}$ .

Внутреннее завесное охлаждение приводит к потерям удельного импульса тяги в слое завесы. Эти потери зависят как от величины расхода охладителя в завесу, так и от конструктивного решения организации завесы.

Для расчетов в первом приближении при относительно небольшом расходе охладителя в завесу, когда  $\bar{m}_{зав} = 0,05 \dots 0,06$ , можно принять

$$I_{у.л.ид.зав} = 0,5 \cdot I_{у.л.ид.я} \quad (27)$$

где  $I_{у.л.ид.я}$  – идеальный удельный импульс тяги в пустоте для ядра потока.

1.4.3.3'. Определяется относительный массовый расход рабочего тела через завесу  $\bar{m}_{зав}$ , т.е. расход компонента топлива, используемого для организации завесы.

Относительный массовый расход компонента топлива на организацию завесы

$$\bar{m}_{зав} = \dot{m}_{зав} / \dot{m} \quad (28)$$

рассчитывается по соответствующим методикам, которые учитывают характер изменения основных параметров рабочего тела по длине проточной части камеры и особенности конструкции конкретной камеры сгорания. Правильность принятого расхода компонента в завесу проверяется экспериментально в процессе доводки двигателя и при необходимости корректируется.

Для проектных расчетов в первом приближении можно дать следующие рекомендации по выбору относительного массового расхода охладителя в завесу:

- для камер тягой меньше или равной 300 кН  $\bar{m}_{зав} = 0,04 \dots 0,06$ ;
- камер тягой более 300 кН  $\bar{m}_{зав} = 0,03 \dots 0,04$ .

1.4.3.4'. Относительный массовый расход рабочего тела через ядро потока

$$\bar{m}_{я} = 1 - \bar{m}_{зав} \quad (29)$$

1.4.3.5'. Среднее по камере значение плотности топлива:

- для завесы из горючего

$$\rho_T = \rho_{T.я} \bar{m}_я + \rho_T \bar{m}_{зав}; \quad (30)$$

- завесы из окислителя

$$\rho_T = \rho_{T.я} \bar{m}_я + \rho_{ок} \bar{m}_{зав}. \quad (31)$$

1.4.3.6'. Средний идеальный удельный импульс тяги камеры в пустоте

$$I_{у.л.ид} = I_{у.л.ид.я} \bar{m}_я + 0,5 I_{у.л.ид.я} \bar{m}_{зав}. \quad (32)$$

1.4.3.7'. Вычисляются величины произведения  $I_{у.л.ид} \cdot \rho_T^C$  для принятых значений  $\alpha_{ок.я.i}$ .

Все рассчитанные величины сводятся в таблицу.

Полностью результаты расчёта по СПК TERRA приводятся в приложении к пояснительной записке.

1.4.3.8'. С помощью таблицы строится график целевой функции  $I_{у.л.ид} \cdot \rho_T^C = f(\alpha_{ок.я})$ .

1.4.3.9'. По таблице и построенному графику определяется с требуемой погрешностью оптимальный коэффициент избытка окислителя в ядре потока  $\alpha_{ок.я.опт}$ , соответствующий максимуму целевой функции  $I_{у.л.ид} \cdot \rho_T^C$ .

Для найденного значения  $\alpha_{ок.я.опт}$  производятся все дальнейшие расчеты.

1.4.3.10'. При значении  $\alpha_{ок.я.опт}$  рассчитываются идеальный удельный импульс тяги в пустоте для ядра потока  $I_{у.л.ид.я}$  и средний для камеры  $I_{у.л.ид}$ , плотность топлива для ядра потока.

1.4.3.11'. По СПК TERRA для заданного топлива определяют массовое стехиометрическое соотношение компонентов  $K_m^o$ , соответствующее  $\alpha_{ок} = 1$ .

1.4.3.12'. Массовое действительное соотношение компонентов топлива в ядре потока

$$K_{т.я} = \alpha_{ок.я.опт} K_m^o. \quad (33)$$

1.4.3.13'. Относительный массовый расход окислителя через ядро потока или форсунки смесительной головки

$$\bar{m}_{ок.я} = \frac{K_{т.я}}{K_{т.я} + 1} \cdot \bar{m}_я . \quad (34)$$

1.4.3.14'. Относительный массовый расход горючего через ядро потока или форсунки смесительной головки

$$\bar{m}_{г.я} = \bar{m}_я - \bar{m}_{ок.я} . \quad (35)$$

1.4.3.15'. Относительный массовый расход окислителя через камеру сгорания:

- для завесы из горючего

$$\bar{m}_{ок} = \bar{m}_{ок.я} ; \quad (36)$$

- завесы из окислителя

$$\bar{m}_{ок} = \bar{m}_{ок.я} + \bar{m}_{зав} . \quad (37)$$

1.4.3.16'. Относительный массовый расход горючего через камеру:

- для завесы из горючего

$$\bar{m}_г = \bar{m}_{г.я} + \bar{m}_{зав} ; \quad (38)$$

- завесы из окислителя

$$\bar{m}_г = \bar{m}_{г.я} . \quad (39)$$

1.4.3.17'. Среднее по камере сгорания действительное массовое соотношение компонентов

$$K_{м.ср} = \frac{\bar{m}_{ок}}{\bar{m}_г} . \quad (40)$$

1.4.3.18'. Средний по камере сгорания коэффициент избытка окислителя

$$\alpha_{ок.ср} = \frac{K_{м.ср}}{K_m^o} . \quad (41)$$

Для некоторых ЖРД, работающих на определенных компонентах топлива, например жидкий кислород и жидкий водород, целесообразно использование транспирационного внутреннего охлаждения. Расход охладителя при пористом охлаждении в 3...5 раз меньше, чем при завесном [1], что обеспечивает меньшие потери удельного импульса тяги.



Методика определения оптимального коэффициента избытка окислителя при транспирационном охлаждении та же, как и при завесном.

В камерах современных ЖРД иногда внутреннее охлаждение выполняется комбинированным, когда защита стенок осуществляется как созданием смесительной головкой пристеночного слоя с пониженной температурой продуктов сгорания, так и завесным или транспирационным охлаждением. В этом случае температура продуктов сгорания в пристеночном слое может быть взята выше, чем указанная в разд. 1.4.3.2, а относительный массовый расход топлива через пристеночный слой – меньше. Расход охладителя при завесном и транспирационном охлаждении можно также несколько уменьшить.

Определение оптимального коэффициента избытка окислителя и расходов компонентов топлива при комбинированном внутреннем охлаждении может быть выполнено с помощью приведенных выше методик, адаптированных под конкретную схему.

### **1.5. Выбор и определение потерь удельного импульса из-за несовершенства процессов в камере сгорания и сопле**

Коэффициент удельного импульса тяги камеры

$$\varphi_I = \frac{I_{y.n}}{I_{y.n.ид}} = \varphi_k \cdot \varphi_c, \quad (42)$$

где  $I_{y.n}$  – действительное значение удельного импульса в пустоте, полученное при испытании двигателя;  $I_{y.n.ид}$  – идеальное его значение, полученное термодинамическим расчетом;  $\varphi_k$  – коэффициент камеры сгорания, оценивающий совершенство процессов в камере сгорания;  $\varphi_c$  – коэффициент сопла, оценивающий совершенство процессов в сопле.

Коэффициент камеры сгорания представляет собой отношение действительной характеристической скорости в камере к идеальной,

определенной при тех же значениях соотношения компонентов топлива  $K_m$  и давления в камере сгорания  $p_k$ :

$$\varphi_k = \frac{C_*}{C_{*ид}}. \quad (43)$$

Он показывает потери удельного импульса тяги в пустоте из-за несовершенства рабочего процесса непосредственно в камере сгорания и главным образом зависит от качества организации процессов смесеобразования.

Коэффициент сопла представляет собой отношение действительного коэффициента тяги в пустоте к идеальному его значению при неизменном соотношении компонентов топлива, давлении торможения на входе в сопло и постоянной геометрии сопла:

$$\varphi_c = \frac{K_\tau}{K_{\tau,ид}}. \quad (44)$$

Можно записать, что

$$\varphi_c = 1 - \xi_c, \quad (45)$$

где  $\xi_c$  – потери удельного импульса в сопле, т.е. относительные потери удельного импульса тяги в пустоте,

$$\xi_c = \frac{I_{y.n,ид} - I_{y.n}}{I_{y.n,ид}}. \quad (46)$$

В уравнении (46) значение  $I_{y.n}$  определено без учета потерь в камере сгорания.

Потери в сопле можно представить в виде следующей суммы:

$$\xi_c = \xi_p + \xi_{mp} + \xi_n, \quad (47)$$

где  $\xi_p$  – потери удельного импульса тяги в пустоте из-за рассеяния,  $\xi_{mp}$  – потери из-за трения,  $\xi_n$  – потери из-за химической неравномерности.

Величина потерь в сопле зависит от геометрической степени расширения сопла  $\bar{F}_a$ , состава рабочего тела  $n$ , степени укорочения сопла  $Z$ , фактора теплообмена  $\bar{T}_w$  и других параметров.

Потери удельного импульса в сопле  $\xi_c$  и коэффициент сопла  $\varphi_c$  определяются расчетным путем.

1.5.1. Выбирается значение коэффициента камеры сгорания  $\varphi_k$  для проектируемого двигателя.

Значение коэффициента камеры сгорания  $\varphi_k$  обычно выбирается на основе анализа накопленных в ОКБ статистических данных.

Для камер сгорания современных ЖРД величина  $\varphi_k$  находится в пределах 0,96...0,99, а для камер большой тяги  $\varphi_k = 0,98...0,99$ .

Тяга современных маршевых ЖРД составляет от 1,5 до 8000 кН.

1.5.2. По СПК TERRA для заданного топлива и известным значениям  $\alpha_{ок.я.онт}$ ,  $p_{oc}$  и  $\varepsilon$  в ядре потока определяется идеальная геометрическая степень расширения сопла, обозначаемая в СПК  $F_{rel}$ ,

$$\bar{F}_{a.уд.я} = \frac{F_{a.уд.я}}{F_*}. \quad (48)$$

1.5.4. Аналогично ядру потока определяется для пристеночного слоя по известным значениям  $\alpha_{ок.пр}$ ,  $p_{oc}$  и  $\varepsilon$  идеальная геометрическая степень расширения сопла  $\bar{F}_{a.уд.пр}$ .

1.5.5. Средняя для камеры идеальная геометрическая степень расширения сопла

$$\bar{F}_{a.уд} = \bar{F}_{a.уд.я} \cdot \bar{m}_я + \bar{F}_{a.уд.пр} \cdot \bar{m}_{пр}. \quad (49)$$

1.5.6. Относительный радиус выходного сечения сопла

$$\bar{r}_a = \frac{r_a}{r_m} = \sqrt{\bar{F}_{a.уд}}. \quad (50)$$

1.5.7. Выбирается пять или шесть значений степени укорочения сопла  $Z$  в интервале [0,5...1,0].

$$\text{Степень укорочения сопла } Z = \frac{\bar{r}_a - 1}{\bar{r}_o - 1}. \quad (51)$$

1.5.8. Определяются потери на рассеяние  $\xi_p$  при выбранных в предыдущем пункте значениях степени укорочения сопла [1]:

$$\xi_p = \frac{A_p \{ \exp [n_1 \cdot (1 - \bar{r}_a / \bar{r}_o)] - 1 \}}{\exp n_1 - 1}, \quad (52)$$

где  $\bar{r}_o$  – относительный радиус,  $A_p$  – коэффициент рассеяния,  $n_1$  – эмпирический параметр.

Входящие в уравнение (52) параметры определяются с помощью выражений:

- относительный радиус

$$\bar{r}_o = \frac{\bar{r}_a - 1}{Z} + 1, \quad (53)$$

- коэффициент рассеяния

$$A_p = 1,52 \{ 0,1 + \exp[-30(n-1)] \}, \quad (54)$$

- эмпирический параметр

$$n_1 = 1,45 \cdot \bar{r}_o^{0,25} - 0,005 \cdot \bar{r}_o, \quad (55)$$

где  $n$  – средний показатель изоэнтропы расширения РТ.

Значение среднего показателя изоэнтропы расширения  $n$  определяется по СПК TERRA для ядра потока при известных значениях  $\alpha_{ок.я.онт}$ ,  $P_{ос}$  и  $\varepsilon$  (идентификатор в СПК  $n$ ).

1.5.9. Выбирается относительная температура стенки сопла  $\bar{T}_w$ .

Величина относительной температуры стенки сопла  $\bar{T}_w = T_{cm} / T_{np}$

определяет в значительной степени интенсивность тепловых потоков в пристеночном слое от продуктов сгорания в стенку. Обычно для камер современных ЖРД  $\bar{T}_w = 0,2...0,3$ .

1.5.10. При выбранных в разд. 1.5.7 степенях укорочения сопла определяются потери на трение с помощью эмпирического уравнения

$$\xi_{mp} = \xi_{mp.o} \cdot Z^{0,1} \cdot [0,3 + 0,035 \exp(3Z^3)], \quad (56)$$

где  $\xi_{mp.o}$  – параметр, зависящий от фактора теплообмена.

Параметр  $\xi_{mp.o}$  рассчитывается по эмпирической зависимости

$$\xi_{mp.o} = 8 \cdot 10^{-3} \left( \frac{2,62}{n^2 \cdot \bar{T}_w^{1/3}} - 1 \right) \cdot \sqrt{\bar{r}_a - 1}. \quad (57)$$

1.5.11. Диаметр критического сечения в первом приближении

$$d_* = \sqrt{\frac{4P \cdot \beta_{уд.я}}{\pi I_{у.п.уд} \cdot P_{ос}}}, \quad (58)$$

где  $\beta_{уд.я}$  – расходный комплекс для ядра потока.

$\beta_{уд.я}$  рассчитывают по СПК TERRA для заданного топлива при требуемых значениях  $\alpha_{ок.я.онт}$ ,  $P_{ос}$  и  $\varepsilon$  (идентификатор В).

1.5.12. Определяются потери удельного импульса в сопле из-за химической неравновесности для ядра потока  $\xi_{н.я}$  с помощью справочника по значениям параметров  $\alpha_{ок.я.онт}$ ,  $P_{ос}$ ,  $\bar{r}_a$  и  $d_*$ .

В справочнике для требуемого топлива перед таблицами приведены графики зависимости  $\xi_n = f(\bar{r}_a, d_*)$  при разных значениях давления в камере сгорания  $P_{ос}$  и коэффициента избытка окислителя  $\alpha_{ок}$ . Точное значение  $\xi_{н.я}$  на требуемые  $P_{ос}$  и  $\alpha_{ок.я}$  позволяет получить линейная интерполяция потерь по этим определяющим параметрам.

1.5.13. Аналогично ядру потока определяются потери из-за химической неравновесности в пристеночном слое  $\xi_{н.пр}$  по известным параметрам  $\alpha_{ок.пр}$ ,  $P_{ос}$ ,  $\bar{r}_a$  и  $d_*$  с помощью справочника [8].

1.5.14. Потери в сопле из-за химической неравновесности

$$\xi_n = \xi_{н.я} \cdot \bar{m}_я + \xi_{н.пр} \cdot \bar{m}_{пр}. \quad (59)$$

1.5.15. Потери удельного импульса в сопле для выбранных в разделе 1.5.7 степеней укорочения сопла  $Z$

$$\xi_c = \xi_p + \xi_{mp} + \xi_n. \quad (60)$$

1.5.16. Строится график зависимости  $\xi_c = f(Z)$ .

1.5.17. По графику находится минимальная величина потерь идеального удельного импульса тяги в пустоте в сопле  $\xi_{c.min}$ .

Пример определения  $\xi_{c.min}$  показан на рис.17.

1.5.18. Определяется оптимальная степень укорочения сопла  $Z_{онт}$ .

Величина  $Z_{opt}$  берётся при больших потерях в сопле, чем минимальные потери:

$$\xi_c = 1,05 \cdot \xi_{c.min}$$

Методика определения величины  $Z_{opt}$  показана на рис. 17.

Меньшее значение степени укорочения сопла  $Z_{opt}$  позволяет при незначительном проигрыше в удельном импульсе тяги в пустоте существенно уменьшить длину сопла и снизить его массу, что хорошо видно на рис. 17 и 18.

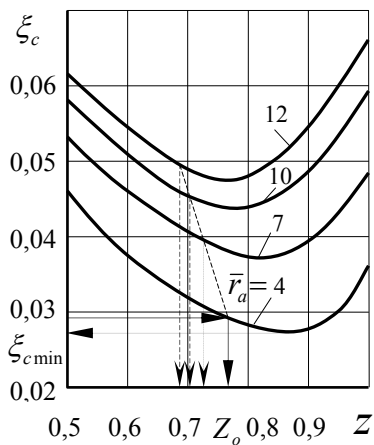


Рис. 17. Зависимость  $\xi_c = f(z, \bar{r}_a)$ :  
 $n = 1,2; \bar{T}_w = 0,3; p_k = 10 \text{ МПа}; P = 10 \text{ кН}$

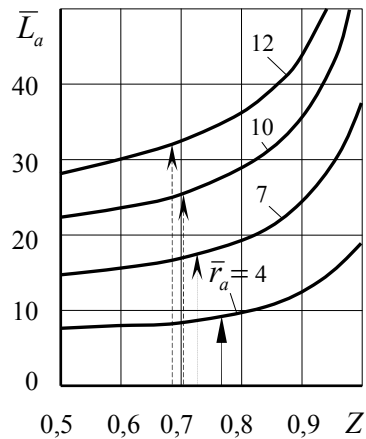


Рис. 18. Зависимость  $\xi_c = f(z, \bar{r}_a)$ :  
 $n = 1,2$

1.5.19. Коэффициент сопла при оптимальной степени укорочения сопла  $Z_{opt}$

$$\varphi_c = 1 - \xi_c$$

## 2. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ КАМЕРЫ

Термодинамический расчет камеры ЖРД проводится с использованием СПК TERRA. Он позволяет определять термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания требуемого ракетного топлива, имеет обширную базу данных свойств индивидуальных веществ, что делает его пригодным для исследования произвольных по химическому составу ракетных топлив.

Полная инструкция пользования этим специализированным программным комплексом TERRA излагается в учебном пособии [12], разработанном для студентов на кафедре ТДИА.

На рис. 19 показана расчетная схема камеры ЖРД с характерными сечениями.

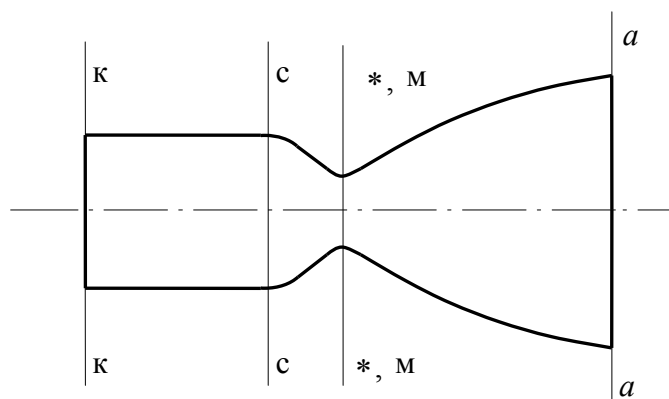


Рис. 19. Расчетная схема камеры ракетного двигателя

2.1. С помощью СПК TERRA для требуемого топлива по известным значениям  $\alpha_{ок.я.опт}$  и  $p_{ос}$   $\varepsilon$  находится идеальный расходный комплекс для ядра потока  $\beta_{ид.я}$ .

Расходный комплекс имеет в СПК TERRA идентификатор В и располагается в текстовом файле результатов расчёта для критического сечения сопла или в таблице EXCEL. Этот расчёт был уже проведён в разделе 1.4.3.8 настоящего учебного пособия.

2.2. Аналогично ядру потока по известным значениям  $\alpha_{ок.пр}$ ,  $p_{ос}$  и  $\varepsilon$  определяется идеальный расходный комплекс для пристеночного слоя  $\beta_{ид.пр}$ . Этот расчёт был уже проведён в разделе 1.4.3.4 настоящего пособия.

2.3. Идеальный расходный комплекс камеры

$$\beta_{ид} = \beta_{ид.я} \cdot \bar{m}_я + \beta_{ид.пр} \cdot \bar{m}_{пр}. \quad (61)$$

2.4. Действительный расходный комплекс камеры

$$\beta = \beta_{ид} \cdot \varphi_\beta = \beta_{ид} \cdot \varphi_\kappa, \quad (62)$$

т.к. в первом приближении можно считать, что  $\varphi_\kappa = \varphi_\beta$  [2].

2.5. Определяется относительная площадь камеры сгорания:

$$\bar{F}_\kappa = F_\kappa / F_M.$$

Величина  $\bar{F}_\kappa$  выбирается исходя из конструктивных соображений и обеспечения требуемой или допустимой расходонапряженности камеры сгорания. Для камер сгорания современных ЖРД величина относительной расходонапряженности  $\bar{m}_F$  составляет  $(0,7...2,9)10^{-4}$  с/м или [кг/(с Н)], что соответствует  $\bar{F}_\kappa = 2...6$  [2]. При  $\bar{F}_\kappa > 3$  камера сгорания считается изобарической. Рекомендации по выбору  $\bar{F}_\kappa$  можно найти в [2] и [5].

Если относительная расходонапряженность  $\bar{m}_F$  задана, то относительная площадь камеры сгорания определится с помощью уравнения

$$\bar{F}_\kappa = \frac{1}{\beta \cdot \bar{m}_F}. \quad (63)$$

2.6. Коэффициент скорости на входе в сопло

$$\lambda_c = \frac{W_c}{a_{кр}}. \quad (64)$$

2.6.1. По графику зависимости  $\lambda_c = f(\bar{F}_\kappa)$ , представленной на рис. 20, определяется предварительное значение  $\lambda_c$  по известному значению относительной площади камеры  $\bar{F}_\kappa$ .



2.6.2. Значение коэффициента скорости  $\lambda_c$  с требуемой точностью определяется с помощью газодинамического уравнения, записанного относительно  $\lambda_c$  в неявном виде:

$$\frac{1}{\bar{F}_\kappa} = \left( \frac{n_* + 1}{2} \right)^{\frac{1}{n_* - 1}} \lambda_c \left( 1 - \frac{n_* - 1}{n_* + 1} \lambda_c^2 \right)^{\frac{1}{n_* - 1}}, \quad (65)$$

где  $n_*$  – средний показатель изэнтропы расширения от давления торможения на входе в сопло  $p_{oc}$  до статического давления в критическом сечении сопла  $p_*$  для условий течения в ядре потока. Определяется он по СПК TERRA для требуемого топлива в критическом сечении сопла и имеет идентификатор n.

Коэффициент скорости на входе в сопло  $\lambda_c$  может быть определен с помощью таблиц газодинамических функций по значениям относительной плотности тока  $q(\lambda_c) = \frac{1}{\bar{F}_\kappa}$  и показателя изэнтропы  $n_*$ .

2.7. Коэффициент восстановления давления торможения в камере сгорания

$$\sigma_f = \frac{p_{oc}}{p_\kappa} = \left[ \left( 1 + \lambda_c^2 \right) \left( 1 - \frac{n_* - 1}{n_* + 1} \lambda_c^2 \right)^{\frac{1}{n_* - 1}} \right]^{-1}. \quad (66)$$

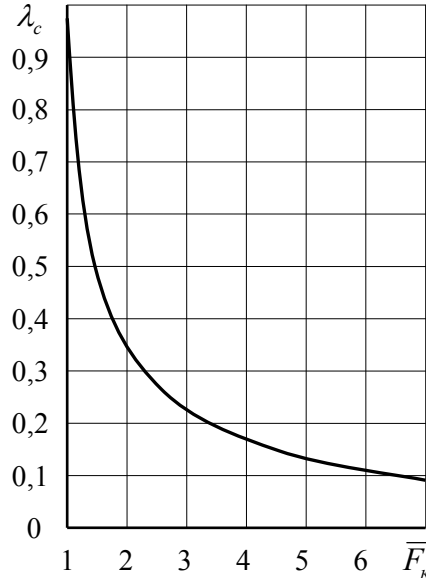


Рис. 20. Зависимость коэффициента скорости  $\lambda_c$  от относительной площади камеры  $\bar{F}_\kappa$ :  $n = 1, 1, 1, 1, 4$

Используя газодинамические функции, величину  $\sigma_f$  можно определить по уравнению

$$\sigma_f = [\pi(\lambda_c)(1 + n_* M_c^2)]^{-1}. \quad (67)$$

Газодинамическую функцию  $\pi(\lambda_c)$ , число Маха  $M_c$  определяют по таблицам газодинамических функций [7] по значению коэффициента скорости  $\lambda_c$ .

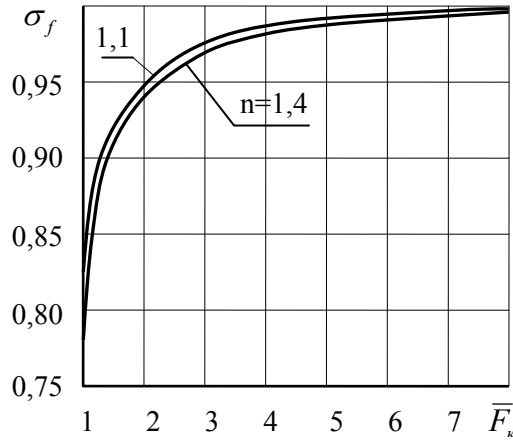


Рис. 21. Зависимость коэффициента восстановления давления  $\sigma_f$  от относительной площади камеры  $\bar{F}_x$

Правильность определения  $\sigma_f$  можно проверить по графику зависимости  $\sigma_f(\bar{F}_x)$ , представленному на рис. 21.

2.8. Статическое давление в камере сгорания на входе в камеру

$$p_\kappa = \frac{p_{oc}}{\sigma_f}. \quad (68)$$

2.9. Коэффициент удельного импульса тяги, учитывающий потери из-за неизобаричности камеры сгорания,

$$\varphi_f = \sqrt{\left[1 - \left(\frac{p_a}{\sigma_f p_\kappa}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right] / \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_\kappa}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right]}, \quad (69)$$

где  $n$  – средний показатель изэнтропы расширения от давления торможения на входе в сопло  $p_{oc}$  до статического давления на выходе из сопла  $p_a$ .

Средний показатель изоэнтропы расширения  $n$  определяется по СПК TERRA для требуемого топлива при известных  $\alpha_{ок.я.онт}$ ,  $p_{oc}$  и  $\varepsilon$  в ядре потока.

2.10. Действительная геометрическая степень расширения сопла

$$\bar{F}_a = \frac{\sigma_f^{1/n}}{\varphi_f} \cdot \bar{F}_{a.ид}. \quad (70)$$

2.11. Удельная площадь критического сечения сопла

$$f_* = \frac{F_*}{\dot{m}} = \frac{\beta}{p_{co}}. \quad (71)$$

2.12. Удельная площадь выходного сечения сопла

$$f_a = \frac{F_a}{\dot{m}} = \bar{F}_a \cdot f_*. \quad (72)$$

2.13. По СПК TERRA для требуемого топлива и известным значениям  $\alpha_{ок.я.онт}$ ,  $p_{oc}$  определяется температура торможения продуктов сгорания на входе в сопло  $T_{oc}$  (идентификатор Т в СПК).

Этот расчёт был уже проведён в разделе 1.4.3.8. Здесь следует привести лишь результаты расчёта.

2.14. Действительный удельный импульс тяги камеры:

- в пустоте

$$I_{y.n} = I_{y.n.ид} \cdot \varphi_k \cdot \varphi_c \cdot \varphi_f \cdot \varphi_Q, \quad (73)$$

где  $\varphi_Q$  – коэффициент удельного импульса, учитывающий потери из-за неадиабатности процесса в камере.

В первом приближении (итерации) следует принять  $\varphi_Q = 1$ . В последующих приближениях берется значение  $\varphi_Q$ , которое определяется в разд. 5.2 настоящего учебного пособия;

- на Земле, определяемый только для двигателей первых ступеней ракет,

$$I_{y.z} = I_{y.n} - f_a \cdot p_n, \quad (74)$$

где  $p_n$  – давление невозмущенной окружающей среды в стандартных условиях ( $p_n = 101325$  Па).

2.15. Действительный удельный импульс тяги двигателя в пустоте:

- ЖРД с дожиганием генераторного газа

$$I_{у.п.дв} = I_{у.п} \quad (75)$$

- ЖРД без дожигания генераторного газа

$$I_{у.п.дв} = I_{у.п} \cdot \varphi_{под} \quad (76)$$

где  $\varphi_{под}$  – коэффициент удельного импульса, учитывающий потери из-за отбора части топлива на привод ТНА системы подачи топлива.

У современных ЖРД без дожигания генераторного газа  $\varphi_{под} = 0,97 \dots 0,98$  [2]. В первом приближении можно принять  $\varphi_{под}$  из указанного интервала, в последующих итерациях берется значение, определяемое в разделе 3.3.33 настоящего учебного пособия.

2.16. Действительный удельный импульс тяги двигателя на Земле:

- ЖРД с дожиганием генераторного газа

$$I_{у.з.дв} = I_{у.з} \quad (77)$$

- ЖРД без дожигания генераторного газа

$$I_{у.п.дв} = I_{у.п} \cdot \varphi_{под} \quad (78)$$

Рекомендации по выбору значения  $\varphi_{под}$  остаются такими же, как и в разделе 2.15.

2.17. По СПК TERRA для заданного топлива и известным значениям  $\alpha_{ок.я.опт}$ ,  $p_{ос}$  и  $\varepsilon$  определяется в ядре потока молярная масса рабочего тела на выходе из сопла  $\mu_{а.я}$ .

Этот расчёт был уже проведён в разделе 1.4.3.8. Здесь следует привести лишь результаты расчёта. В СПК молярная масса продуктов сгорания имеет идентификатор MMg.

2.18. Аналогично ядру потока по СПК TERRA по известным значениям  $\alpha_{ок.пр}$ ,  $p_{ос}$  и  $\varepsilon$  определяется молярная масса продуктов сгорания на выходе из сопла в пристеночном слое  $\mu_{а.пр}$ .

2.19. Средняя молярная масса рабочего тела на выходе из сопла

$$\mu_a = \mu_{а.я} \cdot \bar{m}_я + \mu_{а.пр} \cdot \bar{m}_{пр} \quad (79)$$

2.20. Средняя газовая постоянная рабочего тела в выходном сечении сопла

$$R_a = \frac{R_o}{\mu_a}, \quad (80)$$

где  $R_o$  – универсальная газовая постоянная ( $R_o = 8,3144 \frac{\text{Дж}}{\text{моль}\cdot\text{К}}$ ).

2.21. Среднее значение скорости газа в выходном сечении сопла

$$W_a = I_{y.n} - f_a p_a. \quad (81)$$

2.22. Средняя температура продуктов сгорания в выходном сечении сопла

$$T_a = \frac{f_a \cdot p_a \cdot W_a}{R_a}. \quad (82)$$

2.23. Массовый расход топлива через камеру

$$\dot{m} = \frac{P}{I_y} (1 - \bar{m}_{\text{тр}}), \quad (83)$$

где  $\bar{m}_{\text{тр}}$  – относительный массовый расход топлива (генераторного газа) через газогенератор,  $P$  – тяга камеры.

Для двигателей без дожигания генераторного газа  $\bar{m}_{\text{тр}} = \dot{m}_{\text{тр}} / \dot{m}$  и определяется в разд. 3.3.22 или 3.3.18 (второй вариант) настоящего учебного пособия, а для двигателей с дожиганием  $\bar{m}_{\text{тр}} = 0$ .

Для ЖРД первых ступеней ракет в задании на проектирование обычно задается тяга на Земле ( $H = 0$ )  $P_z$  и массовый расход топлива  $\dot{m}$  рассчитывается по удельному импульсу тяги двигателя на Земле  $I_{y.z.дв}$ .

У двигателей верхних ступеней задается тяга в пустоте  $P_n$  и расход топлива  $\dot{m}$  определяется по удельному импульсу тяги двигателя в пустоте  $I_{y.n.дв}$ , например, для двигателей с дожиганием генераторного газа

$$\dot{m} = \frac{P_n}{I_{y.n.дв}}. \quad (84)$$

2.24. Массовый расход окислителя через камеру

$$\dot{m}_{ок} = \frac{K_{m.ср}}{1 + K_{m.ср}} \dot{m}. \quad (85)$$

2.25. Массовый расход горючего через камеру

$$\dot{m}_Г = \dot{m} - \dot{m}_{ок}. \quad (86)$$

2.26. Массовый расход топлива через ядерные форсунки смесительной головки

$$\dot{m}_я = \dot{m} (1 - \bar{m}_{np}). \quad (87)$$

2.27. Расход топлива через пристеночные форсунки смесительной головки

$$\dot{m}_{np} = \dot{m} - \dot{m}_я. \quad (88)$$

2.28. Массовый расход окислителя через ядерные форсунки

$$\dot{m}_{ок.я} = \frac{K_{m.я}}{1 + K_{m.я}} \dot{m}_я. \quad (89)$$

2.29. Массовый расход горючего через ядерные форсунки

$$\dot{m}_{Г.я} = \dot{m}_я - \dot{m}_{ок.я}. \quad (90)$$

2.30. Массовый расход окислителя через пристеночные форсунки

$$\dot{m}_{ок.нр} = \frac{K_{m.нр}}{1 + K_{m.нр}} \dot{m}_{np}. \quad (91)$$

2.31. Массовый расход горючего через пристеночные форсунки смесительной головки

$$\dot{m}_{Г.нр} = \dot{m}_{np} - \dot{m}_{ок.нр}. \quad (92)$$

2.32. Площадь критического сечения сопла

$$F_* = f_* \cdot \dot{m}. \quad (93)$$

В идеальном случае, на который проводится термодинамический расчет камеры, критическое и минимальное сечения сопла совпадают, т.е.  $F_* = F_m$ .

2.33. Площадь выходного сечения сопла

$$F_a = f_a \cdot \dot{m}. \quad (94)$$

2.34. Площадь камеры сгорания в её цилиндрической части

$$F_k = \bar{F}_k \cdot F_* . \quad (95)$$

2.35. Диаметр критического сечения сопла

$$D_* = 2\sqrt{F_*/\pi} . \quad (96)$$

2.36. Диаметр выходного сечения сопла

$$D_a = 2\sqrt{F_a/\pi} . \quad (97)$$

2.37. Диаметр цилиндрической части камеры сгорания

$$D_k = 2\sqrt{F_k/\pi} . \quad (98)$$

### **3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ТОПЛИВА**

При проектировании ЖРД на этапе технического предложения расчет системы подачи топлива включает в себя:

- выбор структурной схемы системы подачи;
- определение свойств генераторного газа;
- назначение ориентировочных значений гидравлических сопротивлений участков топливных магистралей и агрегатов;
- нахождение величин давлений компонентов на выходе из соответствующих насосов;
- выбор КПД насосов и турбин;
- определение потребной степени расширения газа в турбине или относительного расхода основного или вспомогательного топлива.

Если полученные значения параметров ЖРД оказываются удовлетворительными, то принятые в расчете величины потерь давлений, КПД узлов и агрегатов включаются в технические задания на разработку этих узлов и агрегатов.

После конструкторской проработки, а иногда и экспериментальной проверки уточняются параметры и характеристики узлов и агрегатов двигателя. По ним проводится уточненный термодинамический расчет системы подачи топлива и двигателя в целом. При необходимости осуществляется корректировка параметров газогенератора и форсунок, подающих в камеру сгорания генераторный газ.

#### **3.1. Выбор и обоснование структурной схемы системы подачи топлива**

Исходя из выданного задания на курсовую работу, необходимо обоснованно определить структурную схему выбранной Вами ранее системы подачи топлива и изобразить её в пояснительной записке к курсовой работе.

При обосновании выбора структурной схемы следует учитывать, что характерной особенностью ЖРД с насосной подачей топлива является использование части топлива для получения генераторного



газа, служащего рабочим телом турбины. Наиболее распространенные схемы ЖРД с турбонасосной системой подачи топлива без дожигания генераторного газа приведены на рис. 22.

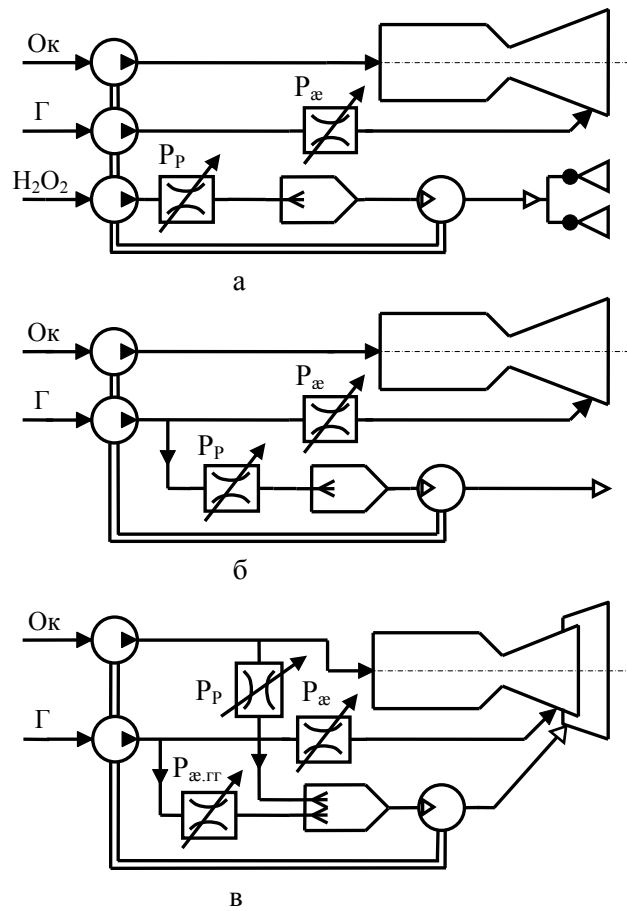


Рис. 22. Структурные схемы ЖРД без дожигания генераторного газа

ЖРД структурной схемы *а* имеют однокомпонентный ЖГГ, работающий на вспомогательном однокомпонентном топливе, например, перекиси водорода H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> или гидразине N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>.

В двигателях, выполненных по схеме б, однокомпонентный ЖГГ работает на каком-либо компоненте основного топлива, например, несимметричном диметилгидразине (НДМГ).

Двигатели схемы в имеют двухкомпонентный ЖГГ, работающий на компонентах основного топлива при значительном избытке горючего или окислителя. Эта схема на сегодняшний день для ЖРД без дожигания генераторного газа является наиболее распространенной.

В ЖРД без дожигания генераторного газа используют, как правило, восстановительный газогенератор, работающий с избытком горючего. Это позволяет иметь более высокую температуру генераторного газа из-за его малой химической активности. Газовая постоянная восстановительного генераторного газа выше, чем окислительного, поэтому работоспособность восстановительного генераторного газа  $\sqrt{R_{гг} T_{гг}}$  значительно выше, чем окислительного, а это дает возможность снизить его потребный расход на привод ТНА.

В качестве охладителя камеры может использоваться любой компонент топлива, однако предпочтительнее выбирать горючее. Оно имеет меньшую коррозионную активность, и зазор между стенками в тракте охлаждения камеры при использовании горючего, когда тяга двигателя более 50 кН, получается меньшим. Камера становится более технологичной в изготовлении, а надежность работы двигателя возрастает.

Регулятор соотношения компонентов топлива в камере сгорания (регулируемый дроссель) принципиально можно устанавливать в магистрали любого компонента. Обычно же его устанавливают в магистрали горючего, так как расход горючего меньше и оно менее агрессивно. Это позволяет снизить габаритные размеры регулятора и достичь заданного перепада давления на регуляторе при меньшей потере мощности насоса.

Регулятор тяги, как правило, устанавливается в магистрали питания топливом газогенератора. При восстановительном ГГ его устанавливают в магистрали окислителя, т.к. расход окислителя ниже и поэтому размеры регулятора будут меньше. Иногда для поддержания требуемого соотношения компонентов в газогенераторе устанавливают регулятор в магистрали подачи горючего в ГГ.

ЖРД с дожиганием генераторного газа получили широкое распространение, т.к. позволяют иметь более высокий удельный импульс тяги. В них полученный из основного топлива генераторный газ, пройдя турбину ТНА и совершив там работу, поступает через форсунки в основную камеру сгорания, где и дожигается. В отличие от двигателей без дожигания генераторного газа, где схема организации рабочего процесса в камере сгорания „жидкость – жидкость”, когда оба компонента подаются в камеру сгорания в жидком виде, в ЖРД с дожиганием реализуются схемы типа „газ – жидкость” или „газ – газ”.

Основные структурные схемы ЖРД с дожиганием генераторного газа типа «газ – жидкость» представлены на рис. 23. Они отличаются по следующим основным признакам:

- 1) типу газогенератора, который может быть как восстановительным, так и окислительным;
- 2) использованию компонентов основного топлива для внешнего регенеративного охлаждения камеры, когда горючее или окислитель полностью либо частично проходят через проточную часть системы охлаждения камеры;
- 3) наличию в магистралях подачи компонентов топлива дополнительных насосов.

На рис. 23,а представлена схема ЖРД с окислительным газогенератором, охлаждением камеры горючим и только основными насосами компонентов топлива.

Более совершенная схема двигателя с насосом высокого давления в магистрали подачи горючего в газогенератор представлена на рис. 23,б. В ней давление подачи горючего за основным насосом выбирается, исходя из давления в камере сгорания  $p_k$ , перепада давления на форсунках, потерь давления в проточной части рубашки охлаждения камеры, участка магистрали подачи горючего от насоса до входа в камеру.

Схема для водородных ЖРД с восстановительным газогенератором приведена на рис. 23,в.

Усовершенствованные схемы водородных ЖРД показаны на рис. 23,г и д. В двигателях, выполненных по схеме г, имеются два водородных насоса, поэтому проточная часть наружного охлаждения камеры находится под меньшим давлением, чем на схеме в.

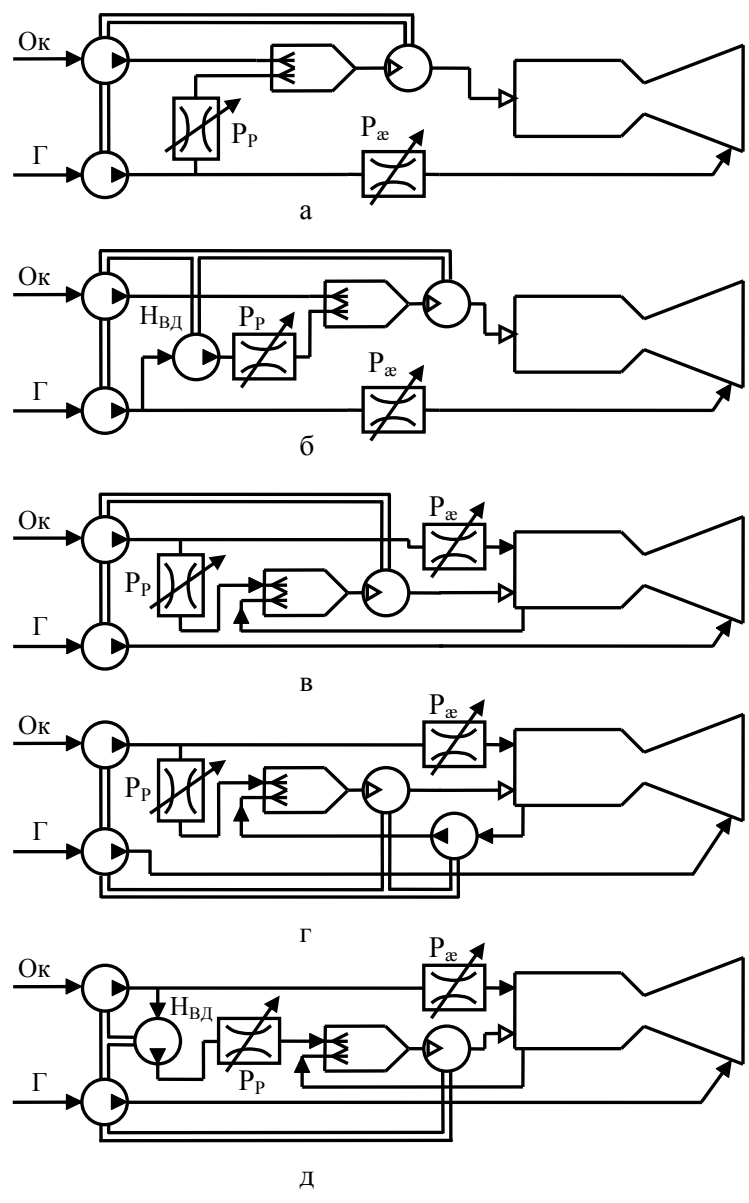


Рис. 23. Структурные схемы двигателей с дожиганием генераторного газа

У двигателей, имеющих схему  $\delta$ , установлен подкачивающий насос в магистрали подачи окислителя в газогенератор. В этом случае давление за основным насосом окислителя определяется давлением в камере сгорания  $p_k$ , перепадом давления на форсунках и участке магистрали подачи окислителя от насоса до входа в камеру. Основная часть водорода (до 75% массового расхода) подается в газогенератор, а оставшаяся часть используется для охлаждения огневого днища смесительной головки камеры.

В водородно-кислородных ЖРД целесообразно использовать восстановительный газогенератор, т.к. удельная работоспособность восстановительного генераторного газа в 5...7 раз превышает работоспособность окислительного [1].

В ЖРД с дожиганием генераторного газа, работающих на топливе керосин и кислород, несимметричный диметилгидразин и азотный тетраоксид, следует применять окислительные газогенераторы. Это обусловлено двумя причинами:

- расход окислителя в камеру сгорания почти в 3 раза больше расхода горючего, что позволяет в принципе получить большую мощность турбины, несмотря на некоторый проигрыш в удельной работоспособности окислительного генераторного газа;
- при значительном избытке горючего в генераторном газе содержится большое количество тяжелых смол и сажи, которые способны нарушить нормальную работу турбины ТНА и форсунок.

ЖРД с дожиганием генераторного газа, реализующие схему организации рабочего процесса в камере „газ – газ”, позволяют получить максимально возможное давление в камере сгорания за счет газификации всего топлива в двух газогенераторах. Наиболее распространенные схемы таких двигателей приведены на рис. 24.

Двигатели этих схем имеют два отдельных ТНА, что позволяет осуществлять гибкое регулирование двигателя. Турбина, использующая восстановительный генераторный газ, вращает насос горючего, а окислительный – насос окислителя.

В схеме, изображенной на рис. 24,б, имеется дополнительный насос горючего, расположенный после тракта охлаждения камеры.

Это позволяет разгрузить полость охлаждения от высокого давления и выиграть в массе камеры.

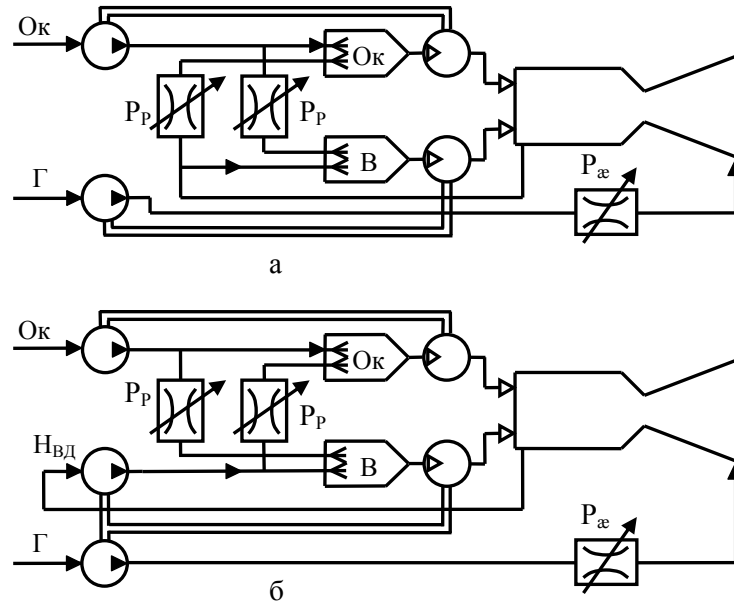


Рис. 24. Структурные схемы ЖРД с дожиганием генераторного газа типа „газ – газ”

В двигателях обеих схем охлаждение камеры осуществляется горячим.

### 3.2. Характеристики генераторного газа

Пониженный уровень температуры генераторного газа достигается путем создания в газогенераторе большого избытка горючего или окислителя. В первом случае газогенератор будет восстановительным, а во втором – окислительным.

Температура, химический состав, термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания на выходе из газогенератора, т.е. генераторного газа, определяются путем проведения термодинамического расчета газогенератора по СПК TERRA применительно к топливу, используемому в газогенераторе, и параметров, характерных для процесса в газогенераторе. Это делается точно так же, как и для нахождения термодинамических и теплофизических свойств продуктов сгорания в основной камере двигателя.

3.2.1. Выбирается температура генераторного газа  $T_{гг}$  на номинальном режиме работы ракетного двигателя.

Для ЖРД без дожигания генераторного газа, где, как правило, используется восстановительный газогенератор, температура генераторного газа  $T_{гг} = 1000 \dots 1300$  К. Стремятся температуру продуктов сгорания выбрать как можно выше, чтобы уменьшить расход основного или вспомогательного топлива на привод ТНА системы подачи топлива. Однако изготовить турбину на высокую температуру генераторного газа сложнее, она будет дороже.

Для ЖРД с дожиганием генераторного газа:

- в окислительных газогенераторах  $T_{гг} = 700 \dots 850$  К;
- в восстановительных газогенераторах  $T_{гг} = 800 \dots 1000$  К.

3.2.2. С помощью СПК TERRA рассчитывается, какое значение коэффициента избытка окислителя в газогенераторе  $\alpha_{ок.гг}$ , определяющее соотношение компонентов топлива, обеспечит принятое значение температуры генераторного газа при требуемой величине давления в газогенераторе  $p_{гг}$ .

В первом приближении можно принять  $p_{гг} = p_{о.с}$ .

3.2.3. Действительное массовое соотношение компонентов топлива в газогенераторе

$$K_{м.гг} = \alpha_{ок.гг} K_m^o. \quad (99)$$

3.2.4. По СПК TERRA для выбранного топлива газогенератора при нужных значениях коэффициента избытка окислителя  $\alpha_{ок.гг}$ , давления в газогенераторе  $p_{гг}$  и степени расширения генераторного

газа в турбине  $\pi_T$  определяются все термодинамические и теплофизические свойства генераторного газа.

Здесь  $\pi_T = p_{\text{вх.Т}} / p_{\text{вых.Т}}$  то же, что степень расширения РТ в сопле  $\varepsilon = p_{\text{о.с}} / p_a$  при расчёте камеры ЖРД. В первом приближении можно принять:

- Для турбин в ЖРД без дожигания генераторного газа  $\pi_T = 25$ .
- Для турбин в ЖРД с дожиганием генераторного газа  $\pi_T = 2$ .

Результаты расчёта приводятся в данном месте пояснительной записки в виде таблицы EXCEL.

В пояснительной записке приводятся результаты последней итерации с требуемыми для проектируемого двигателя значениями давления в газогенераторе  $p_{\text{ГГ}}$  и степени расширения генераторного газа в турбине  $\pi_T$ .

$$3.2.5. \text{ Газовая постоянная генераторного газа } R_{\text{ГГ}} = \frac{R_o}{\mu_{\text{ГГ}}},$$

где  $\mu_{\text{ГГ}}$  – молярная масса генераторного газа.

#### 3.2.2.4. Средний показатель изоэнтропы расширения $n_{\text{ГГ}}$ .

При проектировании ЖРД с дожиганием генераторного газа типа „газ – газ” и двумя газогенераторами необходимо определить характеристики как окислительного, так и восстановительного генераторных газов.

### **3.3. Определение параметров турбонасосной системы подачи топлива в двигателе без дожигания генераторного газа**

В качестве примера изложим методику расчета параметров системы подачи для наиболее распространенной схемы ЖРД без дожигания генераторного газа с двухкомпонентным восстановительным газогенератором на компонентах основного топлива, структурная схема которого представлена на рис. 25.



В качестве охладителя камеры используется горячее. Оно имеет меньшую коррозионную активность к конструкционным материалам, чем окислитель. Зазор охлаждающего тракта при тяге более 50...60 кН получится меньшим и, следовательно, более технологичным. Это обеспечивает меньшую массу камеры и большую надежность двигателя.

Регулятор соотношения компонентов для камеры сгорания поставлен в магистрали горячего, т.к. расход горячего меньше и габариты регулятора получаются более приемлемыми, а достижение заданного перепада давления на регуляторе сопровождается меньшим ростом мощности насоса.

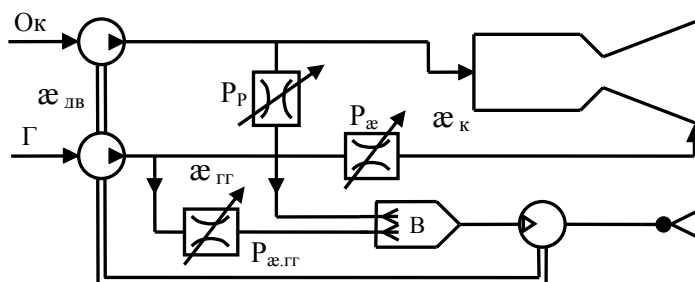


Рис. 25. Структурная схема ЖРД без дожигания генераторного газа и реактивным выхлопом через верньерные сопла

Газогенератор в двигателе восстановительный, т.к. восстановительный генераторный газ имеет большую работоспособность.

Регулятор тяги при восстановительном ГГ установлен в магистрали окислителя питания газогенератора. Расход окислителя меньше, поэтому и размеры регулятора будут меньше.

Для стабилизации соотношения компонентов в ГГ поставлен еще регулятор в магистрали горячего.

Методика расчета параметров системы подачи ЖРД данной структурной схемы является наиболее общей, поэтому студенты сами в состоянии трансформировать её к расчету любой другой структурной схемы ЖРД без дожигания генераторного газа.

При проектном расчете параметров системы подачи можно принять в первом приближении, используя статистические данные, следующие значения гидравлических характеристик узлов и агрегатов двигателя.

3.3.1. Перепад давления на форсунках окислителя и горючего камеры сгорания и газогенератора  $\Delta p_\phi = 0,4 \dots 1,5$  МПа.

На форсунках газогенератора перепад давления можно брать несколько меньше.

3.3.2. Перепад давления в тракте охлаждения камеры

$$\Delta p_{охл} = K_{охл} \cdot p_\kappa, \quad (100)$$

где  $K_{охл}$  – эмпирический коэффициент гидравлических потерь тракта охлаждения камеры.

При  $p_\kappa \leq 7 \dots 8$  МПа коэффициент  $K_{охл} = 0,25 \dots 0,30$ ;

при  $p_\kappa > 7 \dots 8$  МПа  $K_{охл} = 0,30 \dots 0,35$ .

3.3.3. Перепад давления на регуляторе тяги  $\Delta p_p = (0,1 \dots 0,2) p_\kappa$ .

3.3.4. Перепад давления на регуляторе соотношения компонентов  $\Delta p_x = (0,10 \dots 0,15) p_\kappa$ .

3.3.5. Падение давления в подводящих магистралях из-за гидросопротивления трубопроводов и агрегатов

$$\Delta p_M = \Delta p_{mp} + \Delta p_{кл} + \Delta p_\delta, \quad (101)$$

где  $\Delta p_{mp}$  – падение давления в трубопроводе;  $\Delta p_{кл}$  – перепад давления на отсечном клапане;  $\Delta p_\delta$  – перепад давления на настроечной дроссельной диафрагме.

Рекомендации по выбору:

- падение давления в трубопроводе  
 $\Delta p_{mp} = (0,005 \dots 0,010) p_\kappa$ ;
- перепад давления на отсечном клапане  
 $\Delta p_{кл} = (0,01 \dots 0,03) p_\kappa$ ;
- перепад давления на дроссельной диафрагме  
 $\Delta p_\delta = (0,03 \dots 0,06) p_\kappa$ .

В общем виде падение давления в подводящих компонент магистралях с учетом сопротивления отсечных клапанов и настроечных дроссельных диафрагм  $\Delta p_M = (0,045 \dots 0,10) p_\kappa$ .

Для коротких трубопроводов, например в магистрали газогенератора, принимают меньшие значения падения давления, а для длинных трубопроводов – большие.

3.3.6. Давление в КС газогенератора  $p_{ГГ} = (0,80...0,85) p_{к}$ .

3.3.7. Давление на выходе из турбины ТНА:

- при реактивном выхлопе, т.е. наличии утилизационных или верньерных сопел

$$p_{вых.т} = 0,35...0,50 \text{ МПа};$$

- при открытом выхлопе через отводящий патрубок

$$p_{вых.т} = 0,15...0,20 \text{ МПа}.$$

3.3.8. Давление на входе в насосы окислителя и горючего

$$p_{вх.н.ок} = 0,2...0,5 \text{ МПа},$$

$$p_{вх.н.г} = 0,2...0,5 \text{ МПа}.$$

3.3.9. Давление на выходе из насоса окислителя.

Для рассматриваемой структурной схемы (см. рис. 25) требуемое давление на выходе из насоса определяется:

- по магистрали камеры двигателя

$$p'_{вых.н.ок} = p_{к} + \Delta p_{ф.ок} + \Delta p'_{м.ок}, \quad (102)$$

где  $p_{к}$  – давление в камере сгорания в сечении к – к на входе

в камеру у смесительной головки ( $p_{к} = \frac{p_{ос}}{\sigma_f}$ );

- по магистрали газогенератора

$$p''_{вых.н.ок} = p_{ГГ} + \Delta p_{ф.ок.ГГ} + \Delta p_P + \Delta p''_{м.ок}, \quad (103)$$

где  $p_{ГГ}$  – давление в камере газогенератора.

Можно записать, что

$$p_{ГГ} = p_{вых.т} + \Delta p_T, \quad (104)$$

где  $\Delta p_T$  – перепад давления на турбине.

За давление на выходе из насоса окислителя  $p_{вых.н.ок}$  берется большее из двух полученных значений.

3.3.10. Давление на выходе из насоса горючего:

- по магистрали камеры

$$p'_{вых.н.г} = p_{к} + \Delta p_{ф.г} + \Delta p_{охл} + \Delta p_{\text{æ}} + \Delta p'_{м.г}; \quad (105)$$

- по магистрали газогенератора

$$p''_{\text{вых. н. г}} = p_{\text{гг}} + \Delta p_{\text{ф. г. гг}} + \Delta p_{\text{э. гг}} + \Delta p''_{\text{м. г}}. \quad (106)$$

За давление на выходе из насоса горючего  $p_{\text{вых. н. г}}$  берется большее из двух полученных значений.

Следует помнить, что расходы компонентов через газогенератор составляют незначительную долю от расходов через основную камеру и основные мощности насосов затрачиваются на подачу компонентов в камеру. Поэтому желательно, чтобы давление за насосами окислителя и горючего по магистрали газогенератора были ниже, чем по магистрали камеры. Это объясняет, почему давление в камере газогенератора  $p_{\text{гг}}$  принимают меньше, чем давление в основной камере сгорания  $p_{\text{к}}$ .

3.3.11. Повышение давления в насосах окислителя и горючего

$$\Delta p_{\text{н. ок}} = p_{\text{вых. н. ок}} - p_{\text{вх. н. ок}}, \quad (107)$$

$$\Delta p_{\text{н. г}} = p_{\text{вых. н. г}} - p_{\text{вх. н. г}}. \quad (108)$$

3.3.12. Выбираются коэффициенты полезного действия насосов окислителя и горючего  $\eta_{\text{ок}}$  и  $\eta_{\text{г}}$ .

Для выбора КПД насосов имеются рекомендации [2]:

$$\eta_{\text{ок}} = 0,6 \dots 0,7;$$

$$\eta_{\text{г}} = 0,4 \dots 0,5.$$

Меньшие значения КПД относятся к насосам, имеющим большую степень повышения давления компонентов топлива.

3.3.13. Выбираются коэффициенты полезного действия турбины ТНА.

Для выбора КПД турбины имеются рекомендации [2]:

$$\eta_{\text{т}} = 0,55 \dots 0,65.$$

Дальнейший расчет параметров системы подачи топлива проводится двумя вариантами.

#### ***Первый вариант***

3.3.14. Задаются несколькими значениями (не менее пяти) относительного расхода генераторного газа в интервале  $\bar{m}_{\text{гг}} = 0,01 \dots 0,05$ .

3.3.15. Определяется массовый расход генераторного газа в выбранных точках:

$$\dot{m}_{гг} = \dot{m} \cdot \frac{\bar{m}_{гг}}{1 - \bar{m}_{гг}}, \quad (109)$$

где  $\dot{m}$  – массовый расход топлива через камеру.

3.3.16. Массовые расходы окислителя и горючего через газогенератор в выбранных точках

$$\dot{m}_{ок.гг} = \frac{K_{м.гг}}{1 + K_{м.гг}} \cdot \dot{m}_{гг}, \quad (110)$$

$$\dot{m}_{ггг} = \dot{m}_{гг} - \dot{m}_{ок.гг}. \quad (111)$$

3.3.17. Массовые расходы окислителя и горючего через соответствующие насосы в выбранных точках

$$\dot{m}_{н.ок} = \dot{m}_{ок} + \dot{m}_{ок.гг}, \quad (112)$$

$$\dot{m}_{н.г} = \dot{m}_{гг} + \dot{m}_{ггг}. \quad (113)$$

3.3.18. Определяются потребные мощности насосов окислителя и горючего и суммарная мощность насосов в выбранных точках и результаты заносятся в таблицу:

$$N_{н.ок} = \frac{\dot{m}_{н.ок} \cdot \Delta p_{н.ок}}{\rho_{ок} \cdot \eta_{ок}}, \quad (114)$$

$$N_{н.г} = \frac{\dot{m}_{н.г} \cdot \Delta p_{н.г}}{\rho_{г} \cdot \eta_{г}}, \quad (115)$$

где  $\rho_{ок}$  и  $\rho_{г}$  – плотности окислителя и горючего, которые берутся из [8, 10 и 11].

Суммарная потребная мощность насосов ТНА

$$N_{н.с} = N_{н.ок} + N_{н.г}. \quad (116)$$

3.3.19. Давление на входе в турбину

$$p_{вх.т} = 0,95 p_{гг}. \quad (117)$$

3.3.20. Вычисляется мощность турбины в выбранных точках относительного расхода генераторного газа и результаты заносятся в таблицу:

$$N_T = \frac{n_{гг}}{n_{гг} - 1} R_{гг} \cdot T_{гг} \left[ 1 - \left( \frac{p_{вых.т}}{p_{вх.т}} \right)^{\frac{n_{гг}-1}{n_{гг}}} \right] \cdot \dot{m}_{гг} \cdot \eta_T, \quad (118)$$

где  $n_{гг}$ ,  $R_{гг}$  и  $T_{гг}$  – соответственно показатель изэнтропы расширения, газовая постоянная и температура генераторного газа, которые были определены ранее;  $\dot{m}_{гг}$  – массовый расход генераторного газа через турбину.

3.3.21. Строятся графики зависимостей суммарной мощности насосов  $N_{н.Σ}$  и мощности турбины  $N_T$  от относительного расхода генераторного газа  $\bar{m}_{гг}$ .

Пример построения графиков зависимостей и их вид показаны на рис. 26.

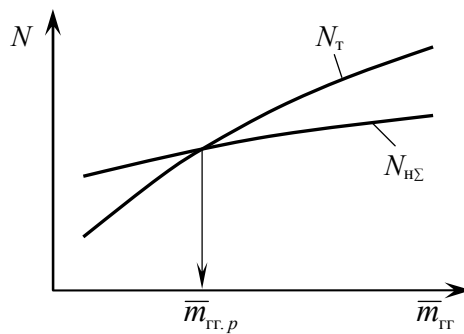


Рис. 26. Определение относительного расхода генераторного газа

3.3.22. По графикам зависимостей  $N_{н.Σ}(\bar{m}_{гг})$  и  $N_T(\bar{m}_{гг})$  находится расчетное значение относительного расхода генераторного газа  $\bar{m}_{гг}$ , которое обеспечивает выполнение необходимого условия работы ТНА  $N_{н.Σ} = N_T$ .

Расчетное значение  $\bar{m}_{гг.p}$  получается при пересечении графиков зависимостей  $N_{н.Σ}(\bar{m}_{гг})$  и

$N_T(\bar{m}_{гг})$  (см. рис. 26).

3.3.23. Для найденного  $\bar{m}_{гг.p}$  находятся расчетные массовые расходы генераторного газа  $\dot{m}_{гг.p}$ , окислителя  $\dot{m}_{ок.гг.p}$  и горючего  $\dot{m}_{г.гг.p}$  через газогенератор, см. разделы 3.3.15, 3.3.16 настоящего пособия.

3.3.24. Определяются расчетные массовые расходы окислителя и горючего через соответствующие насосы  $\dot{m}_{н.ок.р}$ ,  $\dot{m}_{н.г.р}$ , см. разд. 3.3.17 настоящего пособия.

3.3.25. Расчетные значения мощностей насосов окислителя  $N_{н.ок.р}$ , горючего  $N_{н.г.р}$ , суммарной мощности насосов  $N_{н.Σ.р}$ , см. разд. 3.3.18 данного пособия.

3.3.26. Расчетная мощность турбины  $N_{т.р}$ , см. разд. 3.3.20 данного пособия.

3.3.27. Проверяется выполнение обязательного условия работы ТНА  $N_{н.Σ} = N_{т}$ .

Различие в мощностях допускается не более 0,1%.

3.3.28. Расходный комплекс газогенератора

$$\beta_{гг} = \frac{\sqrt{R_{гг} \cdot T_{гг}}}{\left(\frac{2}{n_{гг} + 1}\right)^{\frac{n_{гг} + 1}{2(n_{гг} - 1)}} \cdot \sqrt{n_{гг}}} . \quad (119)$$

3.3.29. Эффективный коэффициент полезного действия турбины

$$\eta_e = \left[ 1 - \left( \frac{p_{вых.т}}{p_{вх.т}} \right)^{\frac{n_{гг} - 1}{n_{гг}}} \right] \cdot \eta_{т} , \quad (120)$$

где  $\eta_{т}$  – КПД турбины, включающий лопаточный и механический КПД.

3.3.30. Расходный комплекс утилизационного сопла.

Пройдя турбину, генераторный газ срабатывает в ней часть теплотерепада, т.е. уменьшает свою энергию, поэтому расходный комплекс утилизационного сопла по сравнению с расходным комплексом газогенератора уменьшается в соответствии с эффективным коэффициентом полезного действия турбины  $\eta_e$ :

$$\beta_{yc} = \beta_{гг} \sqrt{1 - \eta_e} . \quad (121)$$

### 3.3.31. Тяговый комплекс утилизационного сопла

$$K_{P.yc} = \left( \frac{2}{n_{\Gamma} + 1} \right)^{\frac{n_{\Gamma} + 1}{2(n_{\Gamma} - 1)}} \left[ \frac{\frac{2n_{\Gamma}}{n_{\Gamma} - 1} - \left( \frac{n_{\Gamma} + 1}{n_{\Gamma} - 1} \right) \left( \frac{p_{a.yc}}{p_{вых.т}} \right)^{\frac{n_{\Gamma} - 1}{n_{\Gamma}}}}{\sqrt{\frac{2}{n_{\Gamma} - 1} \left[ 1 - \left( \frac{p_{a.yc}}{p_{вых.т}} \right)^{\frac{n_{\Gamma} - 1}{n_{\Gamma}}} \right]}} \right], \quad (122)$$

где  $p_{a.yc}$  – давление в выходном сечении утилизационного сопла.

В первом приближении можно принять  $p_{a.yc} = p_a$ .

### 3.3.32. Удельный импульс тяги утилизационного сопла

$$I_{y.yc} = \beta_{yc} \cdot K_{P.yc}. \quad (123)$$

### 3.3.33. Коэффициент подачи

$$\varphi_{нод} = 1 - \bar{m}_{\Gamma} \left( 1 - \frac{I_{y.yc}}{I_y} \right). \quad (124)$$

3.3.34. Баковое соотношение компонентов или соотношение компонентов по двигательной установке

$$K_{m.дв} = \frac{K_{m.ср} (K_{m.\Gamma} + 1) (1 - \bar{m}_{\Gamma}) + K_{m.\Gamma} (K_{m.ср} + 1) \bar{m}_{\Gamma}}{(K_{m.\Gamma} + 1) (1 - \bar{m}_{\Gamma}) + (K_{m.ср} + 1) \bar{m}_{\Gamma}}. \quad (125)$$

## **Второй вариант**

### 3.3.14. Удельные работы насосов окислителя и горючего

$$A_{y.n.ok} = \frac{\Delta p_{n.ok}}{\rho_{ок} \cdot \eta_{ок}}, \quad (126)$$

$$A_{y.n.\Gamma} = \frac{\Delta p_{n.\Gamma}}{\rho_{\Gamma} \cdot \eta_{\Gamma}}, \quad (127)$$

где  $\rho_{ок}$  и  $\rho_{\Gamma}$  – плотности окислителя и горючего, которые берутся из [8, 10 и 11].

### 3.3.15. Давление на входе в турбину

$$p_{вх.т} = 0,95 p_{\Gamma}. \quad (128)$$



3.3.16. Выбираются коэффициенты полезного действия турбины ТНА:

$$\eta_T = 0,55 \dots 0,65.$$

3.3.17. Удельная работа турбины

$$A_{y.T} = \frac{n_{гг}}{n_{гг} - 1} R_{гг} \cdot T_{гг} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{p_{вых.T}}{p_{вх.T}} \right)^{\frac{n_{гг}-1}{n_{гг}}} \right] \cdot \eta_T, \quad (129)$$

где  $n_{гг}$ ,  $R_{гг}$  и  $T_{гг}$  – соответственно показатель изоэнтропы расширения, газовая постоянная и температура генераторного газа, которые были определены ранее.

3.3.18. Относительный массовый расход генераторного газа.

Его можно получить аналитически, решив уравнение  $N_{н.Σ} = N_T$ , которое описывает условие равенства суммарной мощности насосов компонентов топлива и турбины ТНА:

$$\bar{m}_{гг} = \frac{\dot{m}_{гг}}{\dot{m} + \dot{m}_{гг}} = \frac{A_{y.н.ок} \frac{K_{m.ср}}{K_{m.ср} + 1} + A_{y.н.г} \frac{1}{K_{m.ср} + 1}}{A_{y.T} - \left( \frac{K_{m.гг} - K_{m.ср}}{K_{m.гг} + 1} \right) \left( \frac{K_{m.ср}}{K_{m.ср} + 1} \right) (A_{y.н.ок} - A_{y.н.г})}. \quad (130)$$

3.3.19. Определяется массовый расход генераторного газа:

$$\dot{m}_{гг} = \dot{m} \cdot \frac{\bar{m}_{гг}}{1 - \bar{m}_{гг}}, \quad (131)$$

где  $\dot{m}$  – массовый расход топлива через камеру двигателя.

3.3.20. Массовые расходы окислителя и горючего через газогенератор

$$\dot{m}_{ок.гг} = \frac{K_{m.гг}}{1 + K_{m.гг}} \cdot \dot{m}_{гг}, \quad (132)$$

$$\dot{m}_{г.гг} = \dot{m}_{гг} - \dot{m}_{ок.гг}. \quad (133)$$

3.3.21. Массовые расходы окислителя и горючего через соответствующие насосы

$$\dot{m}_{н.ок} = \dot{m}_{ок} + \dot{m}_{ок.гг}, \quad (134)$$

$$\dot{m}_{н.г} = \dot{m}_г + \dot{m}_{г.гг}. \quad (135)$$

### 3.3.22. Потребные мощности насосов окислителя и горючего

$$N_{н.ок} = \frac{\dot{m}_{н.ок} \cdot \Delta p_{н.ок}}{\rho_{ок} \cdot \eta_{ок}} = A_{у.н.ок} \cdot \dot{m}_{н.ок}, \quad (136)$$

$$N_{н.г} = \frac{\dot{m}_{н.г} \cdot \Delta p_{н.г}}{\rho_{г} \cdot \eta_{г}} = A_{у.н.г} \cdot \dot{m}_{н.г}, \quad (137)$$

где  $\rho_{ок}$  и  $\rho_{г}$  – плотности окислителя и горючего, которые берутся из [8, 10 и 11].

### 3.3.23. Суммарная потребная мощность насосов ТНА

$$N_{н.Σ} = N_{н.ок} + N_{н.г}. \quad (138)$$

### 3.3.24. Мощность турбины ТНА

$$N_{т} = A_{у.т} \cdot \dot{m}_{тг}. \quad (139)$$

3.3.27. Проверяется выполнение обязательного условия работы ТНА двигателя  $N_{н.Σ} = N_{т}$ .

Различие в мощностях допускается не более 0,1%.

### 3.3.28. Расходный комплекс газогенератора

$$\beta_{тг} = \frac{\sqrt{R_{тг} \cdot T_{тг}}}{\left(\frac{2}{n_{тг} + 1}\right)^{\frac{n_{тг} + 1}{2(n_{тг} - 1)}} \cdot \sqrt{n_{тг}}}. \quad (140)$$

### 3.3.29. Эффективный коэффициент полезного действия турбины

$$\eta_e = \left[ 1 - \left( \frac{p_{вых.т}}{p_{вх.т}} \right)^{\frac{n_{тг} - 1}{n_{тг}}} \right] \cdot \eta_{т}, \quad (141)$$

где  $\eta_{т}$  – КПД турбины, включающий лопаточный и механический КПД.

### 3.3.30. Расходный комплекс утилизационного сопла.

Пройдя турбину, генераторный газ срабатывает в ней часть теплоты перепада, т.е. уменьшает свою энергию, поэтому расходный комплекс утилизационного сопла по сравнению с расходным комплексом газогенератора уменьшается в соответствии с эффективным коэффициентом полезного действия турбины  $\eta_e$ :

$$\beta_{yc} = \beta_{тг} \sqrt{1 - \eta_e}. \quad (142)$$

### 3.3.31. Тяговый комплекс утилизационного сопла

$$K_{P_{yc}} = \left( \frac{2}{n_{гг} + 1} \right)^{\frac{n_{гг} + 1}{2(n_{гг} - 1)}} \frac{\left[ \frac{2n_{гг}}{n_{гг} - 1} - \left( \frac{n_{гг} + 1}{n_{гг} - 1} \right) \left( \frac{p_{a,yc}}{p_{выхг}} \right)^{\frac{n_{гг} - 1}{n_{гг}}} \right]}{\sqrt{\frac{2}{n_{гг} - 1} \left[ 1 - \left( \frac{p_{a,yc}}{p_{выхг}} \right)^{\frac{n_{гг} - 1}{n_{гг}}} \right]}}, \quad (143)$$

где  $p_{a,yc}$  – давление в выходном сечении утилизационного сопла.

В первом приближении можно принять  $p_{a,yc} = p_a$ .

### 3.3.32. Удельный импульс тяги утилизационного сопла

$$I_{y,yc} = \beta_{yc} \cdot K_{P_{yc}}. \quad (144)$$

### 3.3.33. Коэффициент подачи

$$\varphi_{под} = 1 - \bar{m}_{гг} \left( 1 - \frac{I_{y,yc}}{I_y} \right). \quad (145)$$

3.3.34. Бакое соотношение компонентов или соотношение компонентов по двигательной установке

$$K_{m,ДУ} = \frac{K_{m,ср} (K_{m,гг} + 1) (1 - \bar{m}_{гг}) + K_{m,гг} (K_{m,ср} + 1) \bar{m}_{гг}}{(K_{m,гг} + 1) (1 - \bar{m}_{гг}) + (K_{m,ср} + 1) \bar{m}_{гг}}. \quad (146)$$

## 3.4. Определение параметров турбонасосной системы подачи топлива в двигателе с дожиганием генераторного газа типа „газ – жидкость”

Методику расчета изложим применительно к двум структурным схемам ЖРД:

- двигатель с окислительным газогенератором и дополнительным насосом горючего, структурная схема которого представлена на рис. 23,б;

- двигатель с восстановительным газогенератором без дополнительных насосов компонентов, структурная схема которого представлена на рис. 23,в.

Эта методика легко преобразуется в методику, пригодную для расчета ЖРД с дожиганием генераторного газа типа „газ – жидкость” любой структурной схемы.

3.4.1. Падения и перепады давления в различных элементах и агрегатах системы подачи топлива выбираются с помощью соотношений, приведенных в разд. 3.3.1...3.3.5 настоящего учебного пособия.

3.4.2. Падение давления на участке газопровода от газогенератора до форсунок камеры  $\Delta p_{зв}$ .

При проектном расчете в первом приближении можно принять

$$\Delta p_{зв} = (0,02 \dots 0,08) p_k.$$

Большее значение падения давления относится к случаю установки в газопроводе специальных демпфирующих колебаний решёток.

3.4.3. Давление на входе в основные насосы окислителя и горючего

$$p_{вх.н.ок} = 0,3 \dots 0,5 \text{ МПа}, \quad p_{вх.н.г} = 0,3 \dots 0,5 \text{ МПа}.$$

Оно создается путем наддува топливных баков или использования специальных бустерных насосов. В последнем случае давление на входе в основные насосы может быть более высоким.

3.4.4. Давление на входе в насосы высокого давления.

Давление на входе в насосы высокого давления окислителя и горючего можно принимать равным давлению на выходе из основных насосов соответствующих компонентов, а именно:

$$P_{вх.н.ВД.г} = P_{вых.н.г},$$

$$P_{вх.н.ВД.ок} = P_{вых.н.ок}.$$

В рассматриваемых схемах насос высокого давления имеется в ЖРД с окислительным газогенератором, структурная схема которого представлена на рис. 23,б. Он расположен в магистрали подачи горючего в газогенератор, поэтому принимаем  $P_{вх.н.ВД.г} = P_{вых.н.г}$ ;

3.4.5. Давление на выходе из основного насоса окислителя.

Давление за насосом определяется как давление в камере сгорания у смесительной головки  $p_k$  плюс сумма потерь давления на участке рассматриваемой магистрали от насоса до камеры сгорания.

Для схемы ЖРД с окислительным газогенератором (см. рис. 23,б) имеем

$$p_{\text{вых.н.ок}} = p_{\text{ГГ}} + \Delta p_{\text{у.м.ок}} \quad (147)$$

или 
$$p_{\text{вых.н.ок}} = (p_k + \Delta p_{\text{з.м}}) \cdot \pi_{\text{Т}} + \Delta p_{\text{ф.ГГ.ок}} + \Delta p_{\text{м.ок}},$$

$$p_{\text{вых.н.ок}} = (p_k + \Delta p_{\text{ф.ок}} + \Delta p_{\text{зв}}) \cdot \pi_{\text{Т}} + \Delta p_{\text{ф.ГГ.ок}} + \Delta p_{\text{тр.ок}} + \Delta p_{\text{кл.ок}}, \quad (148)$$

где  $p_{\text{ГГ}}$  – давление в камере основного жидкостного газогенератора;  $\Delta p_{\text{у.м.ок}} = \Delta p_{\text{ф.ГГ.ок}} + \Delta p_{\text{м.ок}}$  – падение давления на участке магистрали окислителя от насоса до газогенератора, включая перепад давления на форсунках газогенератора, падение давления в трубопроводе и на отсечном клапане окислителя, то есть  $\Delta p_{\text{м.ок}} = \Delta p_{\text{тр.ок}} + \Delta p_{\text{кл.ок}}$ ;

$\Delta p_{\text{з.м}} = \Delta p_{\text{ф.ок}} + \Delta p_{\text{зв}}$  – перепад давления в магистрали подачи окислительного генераторного газа от турбины до камеры сгорания.

Гидравлическое сопротивление магистрали окислителя  $\Delta p_{\text{м.ок}}$  в значительной степени зависит от их длины, сечения и количества изгибов. Согласно статистическим данным можно рекомендовать  $\Delta p_{\text{м.ок}} = 2 \dots 3$  МПа.

В современных ЖРД обычно  $\Delta p_{\text{з.м}} = 0,8 \dots 1,5$  МПа.

Для схемы ЖРД с восстановительным газогенератором (см. рис. 23,в):

- по магистрали камеры

$$p'_{\text{вых.н.ок}} = p_k + \Delta p_{\text{ф.ок}} + \Delta p_{\text{з}} + \Delta p'_{\text{тр.ок}} + \Delta p_{\text{м.ок}}; \quad (149)$$

- по магистрали газогенератора

$$p''_{\text{вых.н.ок}} = (p_k + \Delta p_{\text{ф.ГГ}} + \Delta p_{\text{зв}}) \cdot \pi_{\text{Т}} + \Delta p_{\text{ф.ГГ.ок}} + \Delta p_{\text{р}} + \Delta p''_{\text{м.ок}}. \quad (150)$$

Из двух полученных значений давления за насосом окислителя  $p'_{\text{вых.н.ок}}$  и  $p''_{\text{вых.н.ок}}$  выбирается для дальнейших расчетов большее значение.

3.4.6. Давление на выходе из основного насоса горючего.

Для схемы ЖРД с окислительным газогенератором (рис. 23,б) имеем

$$p_{\text{вых.н.г}} = p_{\kappa} + \Delta p_{\kappa.г} + \Delta p_{\text{у.м.г}}$$

или

$$p_{\text{вых.н.г}} = p_{\kappa} + \Delta p_{\phi.г} + \Delta p_{\text{охл}} + \Delta p_{\text{э}} + \Delta p_{\text{тр.г}} + \Delta p_{\kappa.г} + \Delta p_{\text{др.г}}, \quad (151)$$

где  $\Delta p_{\text{у.м.г}} = \Delta p_{\text{э}} + \Delta p_{\text{м.г}}$  – падение давления на участке магистрали горючего от насоса до входа в камеру, включающее в себя перепады давления на регуляторе соотношения компонентов в камере  $\Delta p_{\text{э}}$  и магистрали горючего  $\Delta p_{\text{м.г}}$ ;  $\Delta p_{\text{м.г}} = \Delta p_{\text{тр.г}} + \Delta p_{\kappa.г} + \Delta p_{\text{др.г}}$ , т. е. состоит из перепада давления в трубопроводе горючего  $\Delta p_{\text{тр.г}}$ , клапане горючего  $\Delta p_{\kappa.г}$  и настроечной дроссельной диафрагме  $\Delta p_{\text{др.г}}$ ;  $\Delta p_{\kappa.г} = \Delta p_{\phi.г} + \Delta p_{\text{охл}}$  – потери давления в камере по магистрали горючего, которые включают в себя перепад давления на форсунках горючего  $\Delta p_{\phi.г}$  и гидравлическое сопротивление тракта охлаждения камеры  $\Delta p_{\text{охл}}$ .

Обычно в современных ЖРД  $\Delta p_{\text{у.м.г}} = 1,0 \dots 3,5$  МПа, а  $\Delta p_{\kappa.г} = 5 \dots 8$  МПа.

Для схемы ЖРД с восстановительным газогенератором (см. рис. 23,в)

$$p_{\text{вых.н.г}} = (p_{\kappa} + \Delta p_{\phi.г} + \Delta p_{\text{эв}}) \cdot \pi_{\text{т}} + \Delta p_{\phi.г.г} + \Delta p_{\text{охл}} + \Delta p_{\text{м.г}}. \quad (152)$$

#### 3.4.7. Давление на выходе из насосов высокого давления.

В ЖРД с окислительным газогенератором, структурная схема которого представлена на рис. 23,б, насос высокого давления установлен в магистрали подачи горючего в газогенератор. Для него запишем:

$$p_{\text{вых.н.ВД.г}} = p_{\text{гг}} + \Delta p_{\text{м.ВД.г}} \quad \text{или} \\ p_{\text{вых.н.ВД.г}} = (p_{\kappa} + \Delta p_{\text{г.м}}) \cdot \pi_{\text{т}} + \Delta p_{\phi.г.г} + \Delta p_{\text{р}} + \Delta p'_{\text{м.г}}. \quad (153)$$

Обычно в ЖРД с дожиганием генераторного газа типа «газ – жидкость»  $\Delta p_{\text{м.ВД.г}} = 3 \dots 10$  МПа.

Аналогично определяются давления компонентов топлива на выходе из соответствующих насосов и для других возможных структурных схем ЖРД с дожиганием генераторного газа типа „газ – жидкость”.

3.4.8. Повышение давления в основных насосах окислителя и горючего

$$\Delta p_{н.ок} = p_{вых.н.ок} - p_{вх.н.ок}, \quad (154)$$

$$\Delta p_{н.г} = p_{вых.н.г} - p_{вх.н.г}. \quad (155)$$

3.4.9. Повышение давления в насосах высокого давления окислителя и горючего

$$\Delta p_{н.ВД.ок} = p_{вых.н.ВД.ок} - p_{вх.н.ВД.ок}, \quad (156)$$

$$\Delta p_{н.ВД.г} = p_{вых.н.ВД.г} - p_{вх.н.ВД.г}. \quad (157)$$

3.4.10. Выбираются коэффициенты полезного действия насосов компонентов топлива.

В ЖРД с дожиганием генераторного газа КПД основных насосов окислителя и горючего находятся в пределах [2]

$$\eta_{н.ок} = \eta_{н.г} = 0,55 \dots 0,75,$$

а КПД насосов высокого давления окислителя и горючего

$$\eta_{н.ВД.ок} = \eta_{н.ВД.г} = 0,3 \dots 0,5.$$

3.4.11. Потребные мощности основных насосов окислителя и горючего

$$N_{н.ок} = \frac{\dot{m}_{н.ок} \cdot \Delta p_{н.ок}}{\rho_{ок} \cdot \eta_{н.ок}}, \quad (158)$$

$$N_{н.г} = \frac{\dot{m}_{н.г} \cdot \Delta p_{н.г}}{\rho_{г} \cdot \eta_{н.г}}, \quad (159)$$

где  $\dot{m}_{н.ок}$  и  $\dot{m}_{н.г}$  – массовые расходы окислителя и горючего через соответствующие насосы,  $\rho_{ок}$  и  $\rho_{г}$  – плотности окислителя и горючего, которые берутся из [8,10 и 11].

3.4.12. Потребные мощности насосов высокого давления окислителя и горючего

$$N_{н.ВД.ок} = \frac{\dot{m}_{н.ВД.ок} \cdot \Delta p_{н.ВД.ок}}{\rho_{ок} \cdot \eta_{н.ВД.ок}}, \quad (160)$$

$$N_{н.ВД.Г} = \frac{\dot{m}_{н.ВД.Г} \cdot \Delta p_{н.ВД.Г}}{\rho_{Г} \cdot \eta_{н.Г}}. \quad (161)$$

3.4.13. Суммарная потребная мощность насосов ТНА

$$N_{н.Σ} = N_{н.ок} + N_{н.Г} + N_{н.ВД.ок} + N_{н.ВД.Г}. \quad (162)$$

3.4.14. Определяется массовый расход топлива через газогенератор или генераторного газа через турбину.

Для окислительного газогенератора

$$\dot{m}_{ГТ} = \dot{m}_{ок.ГТ} + \dot{m}_{Г.ГТ} = \dot{m}_{ок} + \frac{\dot{m}_{ок}}{K_{м.ГТ}}, \quad (163)$$

т.к.  $\dot{m}_{ок.ГТ} = \dot{m}_{ок}$ .

Для восстановительного газогенератора

$$\dot{m}_{ГТ} = \dot{m}_{Г.ГТ} + \dot{m}_{ок.ГТ} = \dot{m}_{Г.ГТ} + \dot{m}_{Г.ГТ} \cdot K_{м.ГТ}. \quad (164)$$

В том случае, когда все горючее, поступающее в камеру, проходит через газогенератор,  $\dot{m}_{Г.ГТ} = \dot{m}_{Г}$  и

$$\dot{m}_{ГТ} = \dot{m}_{Г} + \dot{m}_{Г} \cdot K_{м.ГТ}. \quad (165)$$

3.4.15. Выбирается коэффициент полезного действия турбины ТНА  $\eta_{Т}$ .

КПД турбин ТНА ЖРД с дожиганием генераторного газа находятся в интервале 0,65...0,80. В двигателях с окислительным газогенератором турбины имеют более низкие значения КПД  $\eta_{Т}$ , чем в двигателях с восстановительным газогенератором. Это обусловлено необходимостью иметь большие величины зазоров между вращающимися и неподвижными элементами, чтобы исключить возможность взаимного касания вращающихся и неподвижных элементов турбины при самых неблагоприятных условиях эксплуатации. Такое касание деталей в среде окислительного газа высокой температуры может привести к возгоранию металла турбины и выходу из строя двигателя.

3.4.16. Мощность турбины ТНА

$$N_{Т} = \eta_{Т} \cdot \dot{m}_{ГТ} \cdot R_{ГТ} \cdot T_{ГТ} \frac{n_{ГТ}}{n_{ГТ} - 1} \left( 1 - \frac{1}{\pi_{Т}^{\frac{n_{ГТ}}{n_{ГТ} - 1}}} \right), \quad (166)$$



где  $n_{гг}$ ,  $R_{гг}$  и  $T_{гг}$  – соответственно показатель изоэнтропы расширения, газовая постоянная и температура генераторного газа, которые были определены ранее в разд. 3.2.1 и 3.2.2;  $\pi_{т}$  – степень расширения генераторного газа в турбине.

3.4.17. Определение расчетного значения степени расширения газа в турбине  $\pi_{т,р}$ .

3.4.17.1. Задаются несколькими значениями степени расширения генераторного газа в турбине  $\pi_{т}$ , обычно выбирают не менее пяти значений.

Для ЖРД с дожиганием генераторного газа степень расширения газа в турбине находится в пределах  $\pi_{т} = 1,1 \dots 2,0$ .

3.4.17.2. Для выбранных значений степени расширения газа в турбине  $\pi_{т}$  рассчитываются требуемые мощности основных насосов и насосов высокого давления окислителя и горючего  $N_{н.ок}$ ,  $N_{н.г}$ ,  $N_{н.ВД.ок}$  и  $N_{н.ВД.г}$ ; суммарная мощность насосов ТНА  $N_{н.Σ}$  и мощность турбины  $N_{т}$ . Результаты заносятся в таблицу.

3.4.17.3. Строятся графики зависимостей суммарной мощности насосов ТНА  $N_{н.Σ}$  и мощности турбины  $N_{т}$  от степени расширения генераторного газа в турбине  $\pi_{т}$ . Абсцисса точки пересечения гра-

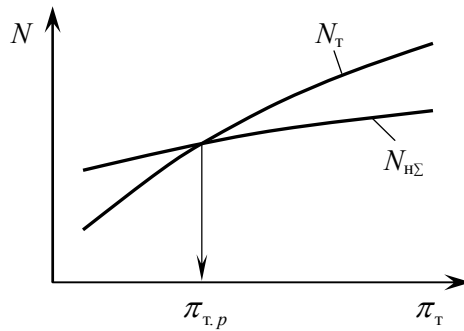


Рис. 27. Определение расчетной степени расширения газа в турбине ТНА

фиков этих зависимостей дает расчетное значение степени расширения генераторного газа в турбине  $\pi_{т,р}$ , при котором обеспечивается заданный режим работы ЖРД с дожиганием генераторного газа (рис. 27).

3.4.18. Определяются расчетные параметры системы подачи топлива.

По найденному значению  $\pi_{т,р}$  рассчитываются значения следующих па-

раметров:  $p_{\Gamma}$ ,  $p_{\text{вых.н.ок}}$ ,  $p_{\text{вых.н.г}}$  (разд. 3.4.5, 3.4.6 данного учебного пособия);  $p_{\text{вых.н.ВД.ок}}$ ,  $p_{\text{вых.н.ВД.г}}$  (разд. 3.4.7),  $\Delta p_{\text{н.ок}}$ ,  $\Delta p_{\text{н.г}}$ ,  $\Delta p_{\text{н.ВД.ок}}$ ,  $\Delta p_{\text{н.ВД.г}}$  (разд. 3.4.8, 3.4.9);  $N_{\text{н.ок}}$ ,  $N_{\text{н.г}}$ ,  $N_{\text{н.ВД.ок}}$ ,  $N_{\text{н.ВД.г}}$ ,  $N_{\text{н.}\Sigma}$  (разд. 3.4.11, 3.4.12, 3.4.13);  $N_{\text{T}}$  (разд. 3.4.16).

3.4.19. Температура и давление генераторного газа за турбиной.

Параметры рабочего тела за турбиной необходимы для расчета газовых форсунок камеры сгорания:

$$T_{\text{вых.т}} = T_{\Gamma} - \frac{n_{\Gamma} - 1}{n_{\Gamma}} \frac{N_{\text{T}}}{\dot{m}_{\Gamma} \cdot R_{\Gamma}}, \quad (167)$$

$$p_{\text{вых.т}} = \frac{p_{\Gamma}}{\pi_{\text{T.р}}}. \quad (168)$$

3.4.20. Расход генераторного газа через ядерные форсунки камеры.

Для окислительного газогенератора

$$\dot{m}_{\Gamma.я} = \frac{\dot{m}_{\text{ок.я}}}{\dot{m}_{\text{ок}}} \dot{m}_{\Gamma}. \quad (169)$$

Для восстановительного газогенератора

$$\dot{m}_{\Gamma.я} = \frac{\dot{m}_{\Gamma.я}}{\dot{m}_{\Gamma}} \dot{m}_{\Gamma}. \quad (170)$$

3.4.21. Расход генераторного газа через пристеночные форсунки камеры

$$\dot{m}_{\Gamma.пр} = \dot{m}_{\Gamma} - \dot{m}_{\Gamma.я}. \quad (171)$$

3.4.22. Расход жидкого горючего или жидкого окислителя через ядерные форсунки.

Для окислительного газогенератора

$$\dot{m}_{\Gamma.ж.я} = \dot{m}_{\Gamma.я} - \frac{\dot{m}_{\text{ок.я}}}{K_{\text{м.}\Gamma}}. \quad (172)$$

Для восстановительного газогенератора

$$\dot{m}_{\text{ок.ж.я}} = \dot{m}_{\text{ок.я}} - \dot{m}_{\Gamma.я} \frac{K_{\text{м.}\Gamma}}{K_{\text{м.}\Gamma} + 1}. \quad (173)$$

3.4.23. Расход жидкого горючего или жидкого окислителя через пристеночные форсунки.

Для окислительного газогенератора

$$\dot{m}_{г.ж.нр} = \dot{m}_{г.нр} - \frac{\dot{m}_{ок.нр}}{K_{м.гг}}. \quad (174)$$

Для восстановительного газогенератора

$$\dot{m}_{ок.ж.нр} = \dot{m}_{ок.нр} - \dot{m}_{гг.нр} \frac{K_{м.гг}}{K_{м.гг} + 1}. \quad (175)$$

### 3.5. Определение параметров турбонасосной системы подачи топлива в двигателе с дожиганием генераторного газа типа „газ – газ”

ЖРД с дожиганием генераторного газа типа „газ – газ” имеют два газогенератора: окислительный и восстановительный. Поэтому в разд. 3.2 настоящего пособия должны быть определены характеристики как окислительного, так и восстановительного генераторных газов, вырабатываемых соответствующими газогенераторами.

Методика расчета турбонасосной системы подачи топлива излагается применительно к структурной схеме ЖРД, изображенной на рис. 24,а. Она легко преобразуется в методику, пригодную для расчета ЖРД с дожиганием генераторного газа типа „газ – газ” любой другой структурной схемы.

3.5.1. Соотношение массовых расходов окислительного и восстановительного генераторных газов

$$\nu = \frac{\dot{m}_{гг.ок}}{\dot{m}_{гг.в}} = \frac{K_{м.гг.ок} + 1}{K_{м.гг.в} + 1} \cdot \frac{K_{м.ср} - K_{м.гг.в}}{K_{м.гг.ок} - K_{м.ср}}, \quad (176)$$

где  $K_{м.гг.ок}$  и  $K_{м.гг.в}$  – массовое действительное соотношение компонентов топлива в окислительном и восстановительном газогенераторах соответственно;  $K_{м.ср}$  – среднее массовое соотношение компонентов в камере сгорания.

3.5.2. Массовые расходы через камеру двигателя окислительного и восстановительного генераторных газов или топлива через окислительный и восстановительный газогенераторы

$$\dot{m}_{\text{т.ок}} = \frac{\nu}{\nu + 1} \dot{m}, \quad (177)$$

$$\dot{m}_{\text{т.г}} = \frac{\nu}{\nu + 1} \dot{m}, \quad (178)$$

где  $\dot{m}$  – массовый расход топлива через камеру.

3.5.3. Массовые расходы жидкого окислителя и жидкого горючего через соответствующие газогенераторы:

- окислительный:

$$\dot{m}_{\text{ок.т.ок}} = \dot{m}_{\text{т.ок}} \frac{K_{\text{м.т.ок}}}{K_{\text{м.т.ок}} + 1}, \quad (179)$$

$$\dot{m}_{\text{т.т.ок}} = \dot{m}_{\text{т.ок}} - \dot{m}_{\text{ок.т.ок}} = \dot{m}_{\text{т.ок}} \frac{1}{K_{\text{м.т.ок}} + 1}. \quad (180)$$

- восстановительный:

$$\dot{m}_{\text{ок.т.г}} = \dot{m}_{\text{т.г}} \frac{K_{\text{м.т.г}}}{K_{\text{м.т.г}} + 1}, \quad (181)$$

$$\dot{m}_{\text{т.т.г}} = \dot{m}_{\text{т.г}} - \dot{m}_{\text{ок.т.г}} = \dot{m}_{\text{т.г}} \frac{1}{K_{\text{м.т.г}} + 1}. \quad (182)$$

Далее проектный расчет турбонасосной системы подачи топлива в двигателе с дожиганием генераторного газа типа „газ – газ” проводится по разд. 3.4.1...3.4.4 настоящего пособия.

3.5.4. Давления на выходе из насосов окислителя и горючего (см. рис. 24,а):

- по магистрали окислительного газогенератора

$$p'_{\text{вых.н.ок}} = (p_{\kappa} + \Delta p_{\text{ф.ок}} + \Delta p_{\text{зв.ок}}) \cdot \pi_{\text{т.ок}} + \Delta p_{\text{ф.ок.т.ок}} + \Delta p_{\text{м.ок}}, \quad (183)$$

$$p'_{\text{вых.н.г}} = (p_{\kappa} + \Delta p_{\text{ф.ок}} + \Delta p_{\text{зв.ок}}) \cdot \pi_{\text{т.ок}} + \Delta p_{\text{ф.г.т.ок}} + \Delta p_{\text{р}} + \Delta p_{\text{охл}} + \Delta p_{\text{ж}} + \Delta p_{\text{м.г}}; \quad (184)$$

- по магистрали восстановительного газогенератора

$$p''_{\text{вых.н.ок}} = (p_{\kappa} + \Delta p_{\text{ф.г}} + \Delta p_{\text{зв.г}}) \cdot \pi_{\text{т.г}} + \Delta p_{\text{ф.ок.т.г}} + \Delta p_{\text{р}} + \Delta p_{\text{м.г}}, \quad (185)$$

$$p''_{\text{вых.н.г}} = (p_{\kappa} + \Delta p_{\text{ф.г}} + \Delta p_{\text{зв.г}}) \cdot \pi_{\text{т.г}} + \Delta p_{\text{ф.г.т.г}} + \Delta p_{\text{охл}} + \Delta p_{\text{ж}} + \Delta p_{\text{м.г}}. \quad (186)$$

Из двух значений давлений на выходе из насосов окислителя и горючего выбирается большее значение.

Перепады и падения давления в различных агрегатах, элементах и участках системы подачи топлива определяются с помощью соотношений, которые приведены в разд. 3.3.1...3.3.5 и 3.4.1...3.4.4.

Далее проектный расчет проводится по разд. 3.4.8...3.4.13 и 3.4.15. данного учебного пособия.

### 3.5.5. Мощности турбин ТНА окислителя и горючего

$$N_{т.ок} = \eta_{т.ок} \cdot \dot{m}_{т.ок} \cdot R_{т.ок} \cdot T_{т.ок} \frac{n_{т.ок}}{n_{т.ок} - 1} \left( 1 - \frac{1}{\pi_{т.ок}^{\frac{n_{т.ок}-1}{n_{т.ок}}}} \right), \quad (187)$$

$$N_{т.г} = \eta_{т.г} \cdot \dot{m}_{т.г} \cdot R_{т.г} \cdot T_{т.г} \frac{n_{т.г}}{n_{т.г} - 1} \left( 1 - \frac{1}{\pi_{т.г}^{\frac{n_{т.г}-1}{n_{т.г}}}} \right). \quad (188)$$

В дальнейшем расчет проводится в соответствии с разд. 3.4.17, 3.4.18 и 3.4.19 настоящего пособия.

3.5.6. Соотношение массовых расходов окислительного и восстановительного газов в камере:

- для ядра потока

$$V_{я} = \frac{K_{м.г.ок} + 1}{K_{м.г.г} + 1} \cdot \frac{K_{м.я} - K_{м.г.г}}{K_{м.г.ок} - K_{м.я}}; \quad (189)$$

- для пристеночного слоя

$$V_{np} = \frac{K_{м.г.ок} + 1}{K_{м.г.г} + 1} \cdot \frac{K_{м.нр} - K_{м.г.г}}{K_{м.г.ок} - K_{м.нр}}. \quad (190)$$

3.5.7. Массовый расход окислительного генераторного газа (окислителя) через ядерные форсунки

$$\dot{m}_{т.ок.я} = \frac{V_{я}}{V_{я} + 1} \cdot \dot{m}_{я}, \quad (191)$$

где  $\dot{m}_{я}$  – массовый расход топлива через ядерные форсунки или ядро камеры.

3.5.8. Массовый расход восстановительного генераторного газа (горючего) через ядерные форсунки

$$\dot{m}_{\text{ГГ.в.я}} = \dot{m}_{\text{я}} - \dot{m}_{\text{ГГ.ок.я}} \quad (192)$$

3.5.9. Массовый расход окислительного генераторного газа (окислителя) через пристеночные форсунки

$$\dot{m}_{\text{ГГ.ок.пр}} = \dot{m}_{\text{ГГ.ок}} - \dot{m}_{\text{ГГ.ок.я}} \quad (193)$$

3.5.10. Массовый расход восстановительного генераторного газа (горючего) через пристеночные форсунки

$$\dot{m}_{\text{ГГ.в.пр}} = \dot{m}_{\text{ГГ.в}} - \dot{m}_{\text{ГГ.в.я}} \quad (194)$$

Полученные в результате термодинамического расчета расходы окислителя, горючего, генераторного газа и параметры системы подачи топлива необходимы для определения геометрических характеристик камеры сгорания и сопла, проектирования системы смесеобразования, системы охлаждения камеры сгорания и сопла, а также отдельных узлов и агрегатов двигателя.

## 4. ПРОФИЛИРОВАНИЕ ВНУТРЕННЕГО КОНТУРА КАМЕРЫ

### 4.1. Определение объема камеры сгорания

За объем камеры сгорания  $V_{кс}$  в теории ракетных двигателей принимается объем от огневого днища смесительной головки до минимального сечения сопла. Ввиду сложности рабочего процесса, происходящего в камере сгорания, еще не создано точного аналитического метода расчета потребного объема КС, обеспечивающего полное сгорание подаваемого топлива, поэтому для определения его используют различные эмпирические зависимости.

4.1.1. Выбирается среднее время пребывания продуктов в камере сгорания  $\tau_n$ .

Среднее время пребывания в камере сгорания  $\tau_n$  зависит от природы топлива и качества смесеобразования. Его величина определяется экспериментально и находится для современных жидких ракетных топлив в пределах  $\tau_n = 1,0 \dots 5,0$  мс. Камерам ЖРД с большой относительной расходонапряженностью  $\bar{m}_F$  соответствуют меньшие значения  $\tau_n$ .

4.1.2. Плотность продуктов сгорания на выходе из камеры сгорания на входе в сопло, определенная по ядру потока,

$$\rho_{ос} = \frac{P_{ос}}{R_{ос.я} T_{ос.я}}. \quad (195)$$

4.1.3. Объем камеры сгорания

$$V_{кс} = \tau_n \frac{\dot{m}}{\rho_{ос}}, \quad (196)$$

где  $\dot{m}$  – массовый расход топлива через камеру.

## 4.2. Профилирование и определение объема докритической части сопла

Контур сужающейся докритической части сверхзвукового сопла должен обеспечивать безотрывное течение продуктов сгорания по проточной части во избежание прогаров огневой стенки, стабильность процесса горения в КС по отношению к высокочастотной неустойчивости. При этом габариты, масса сопла и потери удельного импульса тяги должны быть минимальными.

Геометрия сужающейся части сопла характеризуется (рис. 28) радиусом входного сечения сопла  $R_c$  (в случае цилиндрической камеры сгорания  $R_c = R_k$ ), углом наклона к оси конического участка сопла  $\beta$ , радиусом  $R_{c,1}$ , сопрягающим образующие цилиндрической камеры сгорания и конического участка сопла, и радиусом  $R_{c,2}$ , формирующим профиль от конического участка до минимального сечения сопла.

4.2.1. Выбирается угол наклона к оси сопла конического участка сужающейся докритической части  $\beta$ .

На основании многочисленных расчетных и экспериментальных исследований [1] можно принять  $\beta = 60 \dots 90^\circ$ . Значение угла  $\beta$  определяет длину сужающейся докритической части сопла. С увеличением угла она уменьшается, что обуславливает снижение массы камеры. Величина угла оказывает влияние на интенсивность теплоотдачи от продуктов сгорания к стенке и на отражение волн сжатия и разряжения при высокочастотной неустойчивости рабочего процесса. С увеличением угла  $\beta$  склонность к высокочастотной неустойчивости возрастает.

4.2.2. Выбирается радиус окружности, сопрягающей образующие цилиндрической камеры сгорания и конического участка сопла  $R_{c,1}$ .

Вход в сопло необходимо очерчивать плавно, поэтому рекомендуется в [1] принимать  $R_{c,1} = (0,1 \dots 1,0) R_k$ .



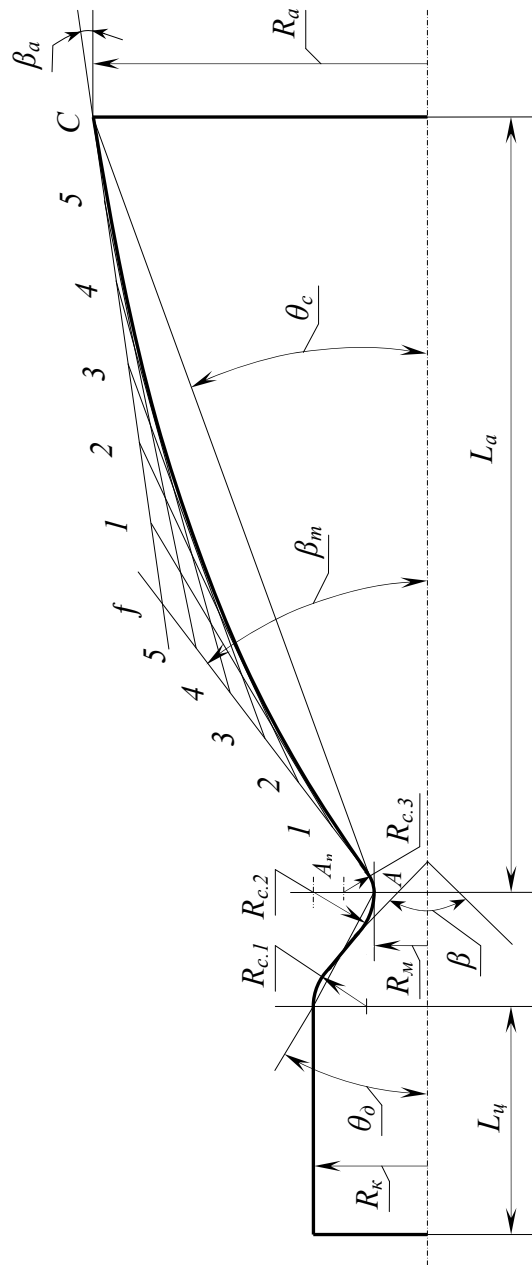


Рис. 28. Профилирование внутреннего контура камеры

4.2.3. Выбирается радиус окружности, формирующей профиль сопла от конического участка до минимального сечения  $R_{c,2}$ , т.е. в трансзвуковой области (см. рис. 28).

На основе статистических данных [1] рекомендуется принимать  $R_{c,2} = (1,4 \dots 2,0) R_*$ . Следует помнить, что  $R_* = R_M$ .

4.2.4. Объем сужающейся докритической части сопла  $V_{сж}$ .

Значение  $V_{сж}$  подсчитывается точно по выбранному профилю сужающейся части сопла, исходя из геометрических соотношений. С достаточной для практики точностью объем сужающейся докритической части сопла можно подсчитать, используя уравнение

$$V_{сж} = \frac{\pi}{3 \operatorname{tg} \theta_0} \cdot (R_K^3 - R_M^3). \quad (197)$$

### 4.3. Основные геометрические размеры камеры сгорания

4.3.1. Объем цилиндрической части камеры сгорания

$$V_{ц} = V_{кс} - V_{сж}. \quad (198)$$

4.3.2. Длина цилиндрической части камеры сгорания

$$L_{ц} = \frac{V_{ц}}{F_K}, \quad (199)$$

где  $F_K$  – площадь цилиндрической части камеры сгорания.

Площадь камеры в сечении на входе  $F_K$  была определена ранее при проведении термодинамического расчета камеры в разд. 2.32 настоящего учебного пособия.

В современных двигателях тягой более 100 кН и повышенном давлении в камере сгорания  $p_{oc}$  длина цилиндрической части камеры сгорания  $L_{ц}$  может быть меньше диаметра этой части  $D_K$  [9].

У существующих жидкостных ракетных двигателей отношение  $L_{ц}/D_K$  находится в интервале 1,0...2,0. Оно сильно зависит от природы применяемого топлива.

#### 4.4. Профилирование внутреннего контура сверхкритической части сопла

Для построения контура сверхкритической расширяющейся части сопла используем приближенный метод построения контура оптимального сопла, основанный на результатах решения вариационной задачи [2].

4.4.1. Определяется относительный радиус выходного сечения сопла

$$\bar{R}_a = \frac{R_a}{R_m} = \sqrt{\bar{F}_a}, \quad (200)$$

где  $\bar{F}_a$  – относительная площадь среза сопла или геометрическая степень расширения сопла.

4.4.2. Относительная длина сверхкритической части сопла  $\bar{L}_a$ .

Она может быть определена с помощью эмпирической зависимости [2]

$$\bar{L}_a = \frac{L_a}{R_m} = \bar{L}_o \left\{ 0,32 + 0,68 \exp \left[ -a_L (1-Z)^{\bar{n}} \right] \right\}, \quad (201)$$

где  $\bar{L}_o$ ,  $a_L$ ,  $\bar{n}$  – коэффициенты относительной длины, состава рабочего тела и степени расширения соответственно.

Эти коэффициенты определяются с помощью эмпирических зависимостей.

4.4.2.1. Коэффициент относительной длины

$$\bar{L}_o = 3,16 \bar{R}_a^{1,055+0,1n^4}, \quad (202)$$

где  $n$  – средний показатель изоэнтропы расширения продуктов сгорания в сопле от  $p_{oc}$  до  $p_a$  по параметрам ядра потока.

4.4.2.2. Коэффициент состава рабочего тела

$$a_L = 2,73 + 0,90(n-1)^{0,125}. \quad (203)$$

4.4.2.3. Коэффициент степени расширения

$$\bar{n} = 0,7 - 0,03 \bar{F}_a^{1/4}. \quad (204)$$

4.4.3. Длина сверхкритической части сопла

$$L_a = \bar{L}_a \cdot R_m. \quad (205)$$

4.4.4. Определяется радиус окружности  $R_{c,3}$ , описывающей своей дугой  $AA_n$  образующую контура на входе в закритическую часть сопла (в трансзвуковой области) (см. рис. 28):

$$R_{c,3} = 0,45R_m. \quad (206)$$

4.4.5. Определяются углы  $\beta_m$  и  $\beta_a$  между осью сопла и касательными к образующей контура сопла в точках  $A_n$  и  $C$  соответственно (см. рис. 28).

По результатам анализа семейства контуров оптимальных сопел были получены зависимости углов  $\beta_m$  и  $\beta_a$  от относительного радиуса выходного сечения сопла  $\bar{R}_a$  и относительной длины сверхкритической части сопла  $\bar{L}_a$ . Графики этих зависимостей представлены на рис. 29. С их помощью по известным значениям  $\bar{L}_a$  и  $\bar{R}_a$  определяются значения углов  $\beta_m$  и  $\beta_a$ .

4.4.6. Выполняется профилирование внутреннего контура камеры (см. рис. 28).

4.4.6.1. Вычерчивание контура камеры начинается с сечения  $k - k$ . Это сечение на входе в камеру сгорания у смесительной головки.

4.4.6.2. Строится цилиндрический участок камеры радиусом  $R_k$  и длиной  $L_y$ . Он заканчивается сечением  $c - c$  выхода из камеры сгорания, входа в сопло.

4.4.6.3. Проводится окружность радиусом  $R_{c,1}$  с центром, расположенным в сечении  $c - c$ . Она сопрягается с образующей цилиндра камеры сгорания.

4.4.6.4. По касательной к окружности радиусом  $R_{c,1}$  и под углом наклона к оси сопла  $\frac{\beta}{2}$  проводится образующая конического участка сопла.

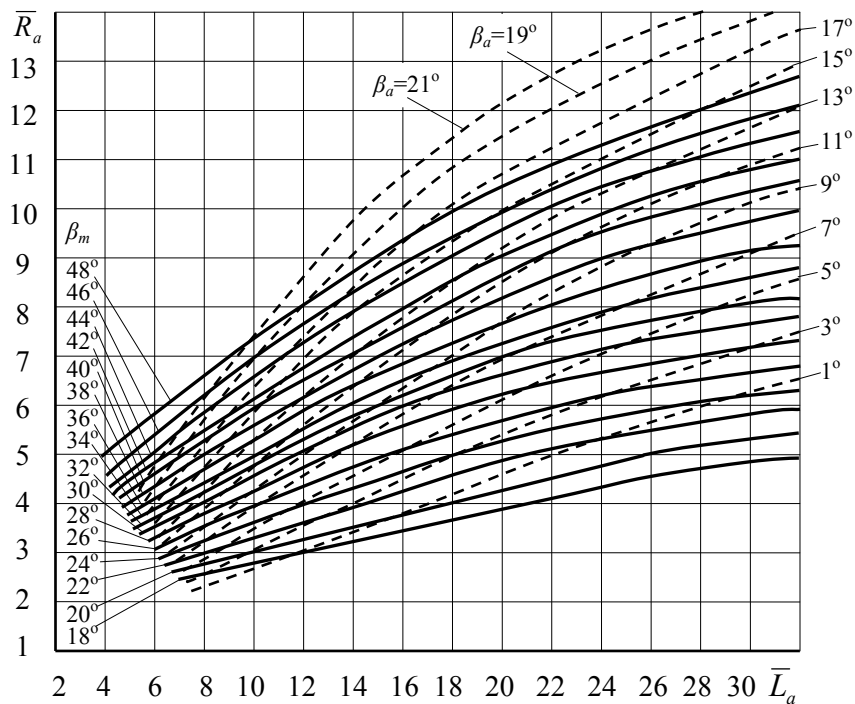


Рис. 29. Зависимость  $\bar{R}_a = f(\bar{L}_a, \beta_m, \beta_a)$

4.4.6.5. По касательной к образующей конического участка сопла вычерчивается контур сопла в докритической области по дуге окружности радиусом  $R_{c.2}$  (см. рис. 28). Центр этой окружности располагается в минимальном сечении сопла.

4.4.6.6. Строится контур сопла в области трансзвукового течения рабочего тела по дуге окружности  $AA_n$  с радиусом  $R_{c.3}$  (см. рис. 28). Эта дуга сопрягается с дугой окружности радиусом  $R_{c.2}$  в минимальном сечении, значит, и её центр располагается в минимальном сечении.

4.4.6.7. Находим точку  $A_n$ , проводя под углом  $\beta_m$  прямую  $A_n f$ , касательную к дуге окружности радиусом  $R_{c.3}$ .

4.4.6.8. Находим точку  $C$ , отложив от оси сопла радиус  $R_a$  на расстоянии  $L_a$  от минимального сечения сопла (см. рис. 29).

4.4.6.9. Для построения параболической образующей закритического контура сопла проводится из точки  $C$  под углом  $\beta_a$  прямая  $Cf$  до пересечения с прямой  $A_n f$ , касательной к дуге окружности  $AA_n$  с радиусом  $R_{c.3}$ . Полученные отрезки  $A_n f$  и  $Cf$  разбиваются на 5...9 равных частей и соответствующие точки 1,2,3 и т. д. на отрезках соединяются прямыми линиями. Из точки  $A_n$  в точку  $C$  строится парабола  $A_n C$ , касающаяся всех прямых линий. Эта парабола и будет искомым контуром сверхкритической части сопла.

## 5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОДОГРЕВА КОМПОНЕНТА В ТРАКТЕ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ. ВЛИЯНИЕ НЕАДИАБАТНОСТИ ПРОЦЕССА

### 5.1. Подогрев компонента топлива в тракте охлаждения

Стенки камеры ЖРД в подавляющем большинстве случаев имеют наружное регенеративное охлаждение одним из компонентов топлива.

При работе двигателя тепло от высокотемпературных продуктов сгорания передается внутренним огневым стенкам камеры, а от последних – охлаждающему их компоненту топлива. Вместе с компонентом оно возвращается в камеру сгорания. Это приводит к изменению:

- физических свойств охлаждающего компонента, таких как вязкость, плотность и др.;
- удельного импульса тяги камеры.

Точное значение подогрева компонента в проточной части внешнего регенеративного охлаждения камеры определяется на основе детального расчета теплообмена в ЖРД [2, 7, 9]. Однако в первом приближении для оценки  $\Delta T$  можно использовать приближенную методику определения тепловых потоков от продуктов сгорания в стенку камеры [8].

5.1.1. Количество тепла, отводимого от одного килограмма продуктов сгорания на цилиндрическом участке камеры, т.е. на участке камеры сгорания,

$$Q_{\kappa} = 4,4 \cdot \bar{L}_{\kappa} \cdot \bar{F}_{\kappa}^{0,1} \cdot \frac{q_* \beta}{p_{\kappa}}, \quad (207)$$

где  $\bar{L}_{\kappa} = L_{\kappa} / D_{\kappa}$  – относительная длина камеры сгорания;  $q_*$  – плотность теплового потока в области критического сечения сопла.

Зависимость максимальной плотности теплового потока  $q_*$  от давления в камере сгорания  $p_{\kappa}$  для различных топлив [2] приведены на рис. 30.

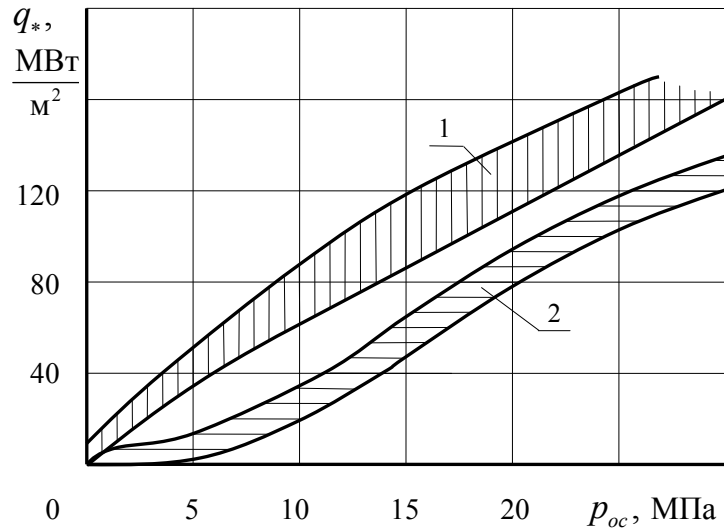


Рис. 30. Зависимость максимальной плотности теплового потока от давления в камере сгорания:  
1 – топливо  $O_{2ж}$  и  $H_{2ж}$ ; 2 – топливо  $O_{2ж}$  и керосин

5.1.2. Количество тепла, отводимого от одного килограмма продуктов сгорания на участке сопла,

$$Q_c = 13,2 \cdot \frac{q_* \beta}{p_k} \cdot \left( \frac{\bar{F}_k^{0,1} - 1}{\sin \theta_\delta} + \frac{\bar{F}_a^{0,1} - 1}{\sin \theta_c} \right), \quad (208)$$

где  $\theta_\delta$  и  $\theta_c$  – соответственно эффективные углы наклона докритической и сверхкритической части сопла (см. рис. 28).

5.1.3. Подогрев компонента в проточной части тракта охлаждения камеры при отсутствии фазового перехода жидкости

$$\Delta T = \frac{Q_k + Q_c}{\psi \bar{C}}, \quad (209)$$

где  $\bar{C}$  – средняя теплоемкость жидкого компонента в рассматриваемом диапазоне температур;  $\psi$  – относительная масса протекаю-



щего через тракт охлаждения камеры компонента, т.е. приходящегося на один килограмм продуктов сгорания.

В случае охлаждения камеры всем расходом горючего, подаваемого в камеру,

$$\psi = \frac{1}{1 + K_m}. \quad (210)$$

5.1.4. Температура компонента на выходе из тракта охлаждения камеры или на входе в форсунки смесительной головки

$$T_{\text{вых}} = T_{\text{ex}} + \Delta T, \quad (211)$$

где  $T_{\text{ex}}$  – начальная температура компонента на входе в тракт охлаждения камеры.

5.1.5. Определяется наличие фазового перехода у компонента топлива в тракте охлаждения камеры.

Если  $T_{\text{вых}} \leq T_{\text{кип}}$ , то охлаждающий компонент в тракте охлаждения камеры не закипел и фазовый переход отсутствует.

В противном случае, когда  $T_{\text{вых}} > T_{\text{кип}}$ , имеет место фазовый переход и часть или весь компонент переходит в тракте охлаждения в пар.

5.1.6. Массовая доля паровой фазы компонента на выходе из тракта охлаждения камеры

$$g_{\text{н.ф}} = \frac{1}{r} \left( \frac{Q_{\kappa} + Q_c}{\psi} - \bar{C}(T_{\text{кип}} - T_{\text{ex}}) \right), \quad (212)$$

где  $r$  – удельная теплота парообразования охлаждающего компонента.

Если  $g_{\text{н.ф}} > 1$ , то весь компонент в тракте охлаждения камеры перешёл в пар, который начал перегреваться.

5.1.7. Температура газообразного компонента на выходе из тракта охлаждения камеры при наличии там фазового перехода и перегрева пара:

$$T_{\text{вых}} = T_{\text{кип}} + \frac{1}{\bar{C}_p} \left( \frac{Q_{\kappa} + Q_c}{\psi} - \bar{C}(T_{\text{кип}} - T_{\text{ex}}) - r \right), \quad (213)$$

где  $\bar{C}_p$  – средняя теплоемкость при постоянном давлении газовой фазы компонента в рассматриваемом диапазоне температур.

Значения  $T_{кин}$ ,  $\bar{C}$ ,  $r$ ,  $\bar{C}_p$  для требуемого компонента берутся из [10, 11].

## 5.2. Влияние неадиабатности процесса на удельный импульс тяги

Отвод тепла от рабочего тела на участке камеры сгорания при наружном регенеративном охлаждении практически не влияет на удельный импульс тяги камеры. В то же время отвод тепла на участке сопла приводит к потерям удельного импульса тяги из-за неадиабатности. Эти потери могут быть определены следующим образом:

$$\xi_Q = \frac{1}{I_{у.л.и\delta}^2} \left( \delta I_a + Q_c \frac{T_a}{T_{oc}} \right), \quad (214)$$

где  $\delta I_a$  – изменение на выходе из сопла, обусловленное отводом тепла.

Изменение энтальпии определяется по выражению

$$\delta I_a = - \frac{0,66 q_* \beta T_a}{p_\kappa T_{co}} \left( \frac{\ln \bar{F}_\kappa^2 - \ln \frac{2}{n+1}}{\sin \theta_\delta} + \frac{n+1}{n-1} \cdot \frac{\bar{F}_a^{(n-0,9)} - 1}{\sin \theta_c} \right). \quad (215)$$

По найденному значению потерь удельного импульса тяги из-за неадиабатности  $\xi_Q$  находим коэффициент удельного импульса тяги, учитывающий потери из-за неадиабатности,

$$\varphi_Q = 1 - \xi_Q. \quad (216)$$

Следует учитывать, что  $\xi_Q < 0$ , а  $\varphi_Q > 1$ .

## Библиографический список

1. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей [Текст]: учеб. для студентов вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.
2. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования [Текст]: учеб. для вузов / М.В. Добровольский; под ред. Д.А. Ягодникова. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 448 с.
3. Кондрусев, В.С. Определение термодинамических характеристик процессов горения и расширения в камерах ракетных двигателей с помощью справочника «Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания» [Текст]: метод. указания / сост. В.С. Кондрусев. – Куйбышев: КуАИ, 1990. – 24 с.
4. Ракетные двигатели [Текст] / [Т.М. Мелькумов и др.]. – М.: Машиностроение, 1976. – 399 с.
5. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей [Текст] / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов [и др.]; под ред. В. М. Кудрявцева. – М.: Высш. шк., 1993. – 704 с.
6. Сточек, Н.П. Гидравлика жидкостных ракетных двигателей [Текст] / Н.П. Сточек, А.С. Шапиро. – М.: Машиностроение, 1978. – 128 с.
7. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей [Текст]: учеб. для студентов 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.
8. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания [Текст]: справочник: в 10 т. / под ред. акад. В.П. Глушко. – М.: ВИНТИ АН СССР, 1971–1979.
9. Шевелюк, М.И. Теоретические основы проектирования жидкостных ракетных двигателей [Текст] / М.И. Шевелюк. – М.: Оборонгиз, 1960.
10. Штехер, М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей [Текст] / М.С. Штехер. – М.: Машиностроение, 1976. – 301 с.
11. Егорычев, В.С. Топлива химических ракетных двигателей [Текст]: учеб. пособие / В.С. Егорычев, В.С. Кондрусев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 72 с.
12. Егорычев, В.С. Расчёт равновесного состава, термодинамических и теплофизических свойств продуктов сгорания ракетных топлив СПК TERRA [Текст]: учеб. пособие / В.С. Егорычев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013. – 72 с.
13. Фахрутдинов, И.Х. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива [Текст]: учеб. для машиностроительных вузов / И.Х. Фахрутдинов, А.В. Котельников. – М.: Машиностроение, 1987. – 328 с.

Учебное издание

*Егорычев Виталий Сергеевич*

**ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ  
И ПРОЕКТИРОВАНИЕ КАМЕР ЖРД  
С СПК TERRA**

*Учебное пособие*

Редактор Т.К. Крестина  
Доверстка А.В. Ярославцева

Подписано в печать 09.09.2013. Формат 60×84<sup>1/16</sup>.  
Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 6,75.  
Тираж 200 экз. Заказ . Арт.-15/2013.

Самарский государственный  
аэрокосмический университет.  
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

---

Изд-во Самарского государственного  
аэрокосмического университета.  
443086, Самара, Московское шоссе, 34.