

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РФ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЁВА  
(национальный исследовательский университет)»

Кафедра теории двигателей летательных аппаратов

**В.С. ЕГОРЫЧЕВ**

**КОНСПЕКТЫ ЛЕКЦИЙ ПО УЧЕБНОЙ  
ДИСЦИПЛИНЕ «ТЕОРИЯ, РАСЧЁТ И  
ПРЕКТИРОВАНИЕ РАКЕТНЫХ  
ДВИГАТЕЛЕЙ»**

САМАРА 2011

УДК 629.7.036(075.8)  
ББК 39.65  
Е 307

Е 307 **Егорычев В.С.**  
**Конспекты лекций по учебной дисциплине «Теория,  
расчёт и проектирование ракетных двигателей: учеб.  
пособие /В.С. Егорычев.– Самара: СГАУ, 2011.–142 с.: ил.**

Конспективно изложены теория, современные методы расчёта и проектирования различных типов химических ракетных двигателей. Рассмотрено устройство и принцип работы различных типов РД. Изложен термодинамический расчет процессов горения и течения в камере РД. Проанализировано влияние основных факторов на термодинамические характеристики. Рассмотрены термодинамические и газодинамические процессы в камере сгорания и сопле реального ракетного двигателя.

Пособие снабжено необходимыми иллюстративными и справочными материалами.

Предназначено для студентов факультета двигателей летательных аппаратов, обучающихся по специальности 160700 – Проектирование авиационных и ракетных двигателей, необходимо для выполнения курсового и дипломного проектирования.

# СОДЕРЖАНИЕ

Рекомендуемый библиографический список .....	6
Основные сокращения, условные обозначения и индексы .....	7
<b>ЛЕКЦИЯ № 1</b> .....	10
ХАРАКТЕРИСТИКА, ПРЕДМЕТ, МЕТОД, ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ УЧЕБНОЙ ДИСЦИПЛИНЫ «ТЕОРИЯ РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ» .....	10
1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ, ФИЗИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ ИХ РАБОТЫ.....	13
1.1. Краткая история развития ракетных двигателей.....	13
<b>ЛЕКЦИЯ № 2</b> .....	22
1.2. Ракетные двигатели их функции и принципиальная схема, ракетные двигательные установки .....	22
1.3. Классификация ракетных двигателей и виды используемой энергии .....	25
<b>ЛЕКЦИЯ № 3</b> .....	29
1.4. Принцип работы ХРД и характерные сечения камеры, изменение параметров рабочего тела по длине проточной части камеры.....	29
1.4. Характерные отличительные особенности и области применения ракетных двигателей .....	33
<b>ЛЕКЦИЯ № 4</b> .....	36
2. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ КАМЕРЫ И ДВИГАТЕЛЯ .....	36
2.1. Тяга камеры ракетного двигателя, вывод уравнения тяги.....	36
2.2. Анализ уравнения тяги камеры ракетного двигателя. Эффективная скорость истечения.....	39
2.3. Тяга и аэродинамическое сопротивление .....	40
<b>ЛЕКЦИЯ № 5</b> .....	42
2.4. Режимы работы сопла и тяга камеры на этих режимах .....	42
<b>ЛЕКЦИЯ № 6</b> .....	46
2.5. Удельные параметры камеры .....	46
2.5.1. Удельный импульс тяги.....	46
2.5.2. Удельный расход топлива .....	48
2.5.3. Расходный комплекс и характеристическая скорость .....	49
2.5. Тяговый комплекс и коэффициент тяги .....	50
<b>ЛЕКЦИЯ № 7</b> .....	51
2.6. Составляющие тяги и тягового комплекса .....	51
2.7. Основные параметры двигателя .....	57
2.7.1. Тяга, суммарный импульс и мощность .....	57
2.7.2. Удельный импульс тяги и удельная масса.....	58
<b>ЛЕКЦИЯ № 8</b> .....	60
3. ВЗАИМОСВЯЗЬ ПАРАМЕТРОВ РАКЕТЫ ДВИГАТЕЛЯ И ТОПЛИВА .....	60
3.1. Формула Циолковского, идеальная, характеристическая и конечная скорости аппарата .....	60

3.2. Массовые характеристики аппарата и продолжительность активного участка полёта.....	63
<b>ЛЕКЦИЯ № 9</b> .....	65
3.3. Влияние параметров ракеты и двигателя на скорость полёта .....	65
3.4. Влияние характеристик топлива .....	68
3.5. Оценка эффективности ракетных топлив.....	69
3.5. О применении топлив переменного состава .....	72
<b>4. РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА</b> .....	73
<b>ЛЕКЦИЯ № 10</b> .....	74
<b>5. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ И ТЕЧЕНИЯ В КАМЕРЕ РД</b> .....	74
5.1. Цель и основные положения расчёта.....	74
5.2. Исходные данные для термодинамического расчёта .....	75
5.2.1. Элементный состав топлива и его компонентов, условная химическая формула.....	75
5.2.2. Параметры двухкомпонентного топлива .....	76
5.2.3. Параметры многокомпонентного топлива .....	79
5.2.4. Энтальпия компонентов топлива и топлива .....	80
5.2.5. Справочные данные о компонентах топлива и продуктах сгорания.....	81
<b>ЛЕКЦИЯ № 11</b> .....	82
5.3. Определение равновесного состава продуктов сгорания .....	82
5.3.1. Общие представления и модель рабочего тела.....	82
5.3.2. Система уравнений для определения равновесного состава при заданных $p$ и $T$ .....	84
5.3.3. Система уравнений для определения равновесного состава при заданных $v$ и $T$ .....	87
5.3.4. Методы расчёта химического равновесия при заданных $p$ и $T$ или $\rho$ и $T$ .....	87
<b>ЛЕКЦИЯ № 12</b> .....	89
5.3.5. Особенности расчёта состава ионизированных продуктов сгорания.....	89
5.3.6. Особенности расчёта состава гетерогенных продуктов сгорания.....	90
5.4. Характеристики равновесного состава продуктов сгорания .....	91
5.5. Частные производные параметров равновесного состава .....	92
5.6. Термодинамические и теплофизические свойства рабочего тела.....	94
<b>ЛЕКЦИЯ № 13</b> .....	96
5.7. Термодинамический расчёт процесса горения. ....	96
5.8. Термодинамический расчёт процесса течения рабочего тела. ....	98
5.9. Определение идеальных параметров процесса течения рабочего тела и двигателя по результатам термодинамического расчёта. ....	101

5.10. Определение термодинамических характеристик с использованием соотношений газовой динамики.....	102
<b>ЛЕКЦИЯ № 14</b> .....	104
<b>6. ВЛИЯНИЕ ОСНОВНЫХ ФАКТОРОВ НА ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ</b> .....	104
6.1. Общие сведения.....	104
6.2. Влияние соотношения компонентов топлива .....	104
6.3. Влияние давления в камере сгорания.....	108
6.4. Влияние степени расширения рабочего тела или геометрической степени расширения сопла. ....	109
<b>7. ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ И СОПЛЕ РЕАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ</b> .....	112
7.1. Основные отличия реальных процессов от теоретических моделей.....	112
<b>ЛЕКЦИЯ № 15</b> .....	112
7.2. Тепловое сопротивление камеры сгорания.....	112
7.3. Неадиабатность процессов в камере .....	114
7.3.1. Потери на неадиабатность при независимом охлаждении.....	115
7.3.1. Потери на неадиабатность при регенеративном охлаждении.....	117
7.4. Неоднородность параметров рабочего тела.....	119
<b>ЛЕКЦИЯ № 16</b> .....	121
7.5. Неполное горение топлива .....	121
7.6. Сопла ракетных двигателей и требования к ним .....	123
7.7. Основы профилирования круглых сопел .....	125
<b>ЛЕКЦИЯ № 17</b> .....	128
7.8. Профилирование докритической части сопла .....	128
7.9. Профилирование сверхкритической расширяющейся части сопла .....	130
7.10. Реальный процесс течения и оценка совершенства процессов в сопле .....	133
<b>ЛЕКЦИЯ № 18</b> .....	135
7.11. Определение потерь удельного импульса тяги в сопле .....	135
7.11.1. Потери из-за рассеяния.....	135
7.11.2. Потери из-за трения .....	137
7.11.3. Потери из-за химической и энергетической неравновесности.....	139
7.12. Коэффициент расхода сопла .....	141

## Рекомендуемый библиографический список

1. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей: учебник для студентов вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегаллин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко.– М.: Машиностроение, 1989.– 464 с.: ил.
2. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для вузов / М.В. Добровольский; под ред. Д.А. Ягодникова. 2-е изд., перераб. и доп.– М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005.– 448 с.: ил.
3. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. /Под ред. В. М. Кудрявцева. – М.: Высшая школа, 1983. – 704 с.: ил.
4. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: учебник 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, 1978, 1989.– 424 с.: ил.
5. Сточек, Н.П. Гидравлика жидкостных ракетных двигателей / Н.П. Сточек, А.С. Шапиро.– М.: Машиностроение, 1978. – 128 с.: ил.
6. Штехер, М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей / М.С. Штехер.– М.: Машиностроение, 1976.– 301 с.
7. Егорычев, В.С. Топлива химических ракетных двигателей: учеб. пособие / В.С. Егорычев, В.С. Кондрусев.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007.– 72 с. : ил.
8. Егорычев, В.С. Проектный расчёт двухкомпонентной центробежной эмульсионной форсунки / В.С. Егорычев // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 24-26 июня 2009г.– В 2 ч. Ч.1.– с. 151...152.– Самара: СГАУ, 2009.– 266 с.: ил.
9. Егорычев, В.С. Термодинамический расчёт и проектирование камер ЖРД: учеб. пособие / В.С. Егорычев, В.С. Кондрусев.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009.– 108 с. : ил.

## Основные сокращения, условные обозначения и индексы

### С о к р а щ е н и я

БД – база данных;  
ГГ – газогенератор;  
ДУ – двигательная установка;  
ЖРД – жидкостный ракетный двигатель;  
ЖРДУ – жидкостная ракетная двигательная установка;  
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;  
 $m$  – 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;  
 $\varphi$  – коэффициент заполнения жидкостью сопла форсунки на выходе;  
 $\varphi_1$  – 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;  
 $\lambda$  – приведённая скорость;  
 $\mu$  – коэффициент расхода, молярная масса;  
 $\pi_T$  – 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

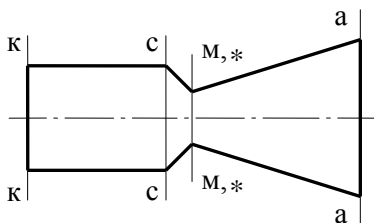
а – выход из сопла;  
 вд – высокое давление;  
 вх – вход;  
 вых – выход;  
 г – горючее;  
 газ – газовый;  
 гг – газогенератор;  
 ж – жидкость;  
 з – завеса;  
 ид – идеальный;  
 к – камера или вход в камеру;



кз – камера закручивания;  
 маг – магистраль;  
 н – насос, атмосферный;  
 ок – окислитель;  
 о – параметр торможения;  
 опт – оптимальный;  
 п – в пустоте;  
 пр – пристенок;  
 р – расчётный;  
 с – вход в сопло;  
 ср – среднее значение;  
 ст – стенка;  
 т – турбина;  
 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.



## ЛЕКЦИЯ № 1

### **ХАРАКТЕРИСТИКА, ПРЕДМЕТ, МЕТОД, ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ УЧЕБНОЙ ДИСЦИПЛИНЫ «ТЕОРИЯ РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ»**

Новая учебная дисциплина, к изучению которой вы приступаете, называется «Теория, расчет и проектирование ракетных двигателей». В соответствии с действующим учебным планом подготовки студентов по специальности 16 03 02 – Ракетные двигатели дневной формы обучения на её изучение в 7 семестре отводится всего 120 часов. Из них:

- ✓ 68 часов – аудиторные занятия;
- ✓ 18 часов – индивидуальные занятия с преподавателем;
- ✓ 34 часа – самостоятельная работа.

Из 68 часов аудиторных занятий:

- ✓ 38 часов – лекции;
- ✓ 16 часов – лабораторные работы;
- ✓ 16 часов – курсовая работа;

Предметом исследования данной учебной дисциплины являются химические ракетные двигатели (ХРД), работающие на жидком, твёрдом и гибридном ракетных топливах (ЖРТ, ТРТ и ГРТ соответственно) и рабочие процессы, протекающие в них.

Учебная дисциплина «Теория, расчет и проектирование ракетных двигателей» не имеет своего особого отличительного метода исследования. Она пользуется методами исследования таких наук как математика, физика, химия, механика, термодинамика, теплопередача, механика жидкости и газа и т.д. Вполне понятно, что изложение её будет опираться на знания, полученные студентами при изучении этих общенаучных и общеинженерных дисциплин.

Настоящая учебная дисциплина для всех специализаций специальности 16 03 02 является основной (базовой). На знаниях основных её положений опирается изложение всех следующих за ней специальных инженерных дисциплин, а именно: «Основы конструирования РД», «Автоматика и регулирование РД», «Испытания и обес-

печение надёжности двигателей», «Двигательные установки и энергетика космических аппаратов», «Технология производства РД» и т.д. Знания особо необходимы студентам для выполнения и защиты курсовых проектов, при дипломном проектировании и защите дипломного проекта.

Цель учебной дисциплины – дать знания устройства, принципов работы, основ теории рабочего процесса и современных методов расчета параметров и характеристик всех типов химических ракетных двигателей, привить умения и навыки проведения расчетов необходимых параметров и характеристик как отдельных узлов и агрегатов, так и ракетного двигателя в целом, выполнения качественного анализа полученных расчетных и экспериментальных параметров и характеристик и всё это в объёме, позволяющем формировать из студентов качественных специалистов, способных разрабатывать и создавать новые высокоэффективные конкурентоспособные на мировом рынке ракетные двигатели на жидких, твердых и гибридных топливах.

Для достижения этой важной цели задачами учебной дисциплины являются:

- ознакомление с классификацией, принципиальными схемами и принципом действия ХРД;
- изучение отличительных особенностей, основных типов и схем и ракетных двигателей;
- знание основных параметров камеры и двигателя и взаимосвязи параметров ракеты, двигателя и топлива;
- изучение физико-химических, термодинамических, теплофизических и экологических свойств основных эксплуатируемых и перспективных жидких, твердых и гибридных ракетных топлив их компонентов и продуктов сгорания;
- освоение теории рабочих процессов в камерах сгорания ЖРД и РДТТ и ГРД;
- изучение теории сопел РД, их видов и особенностей работы;
- овладение методикой расчета и профилирования сопел ракетных двигателей;
- ознакомление с видами и особенностями различных систем подачи топлива в ЖРД и методами их расчёта;
- изучение различных видов газогенераторов, особенностей их рабочего процесса и методов расчёта;

- выполнение термодинамического расчета ракетного двигателя с использованием современного специализированного комплекса TERRA, информационных технологий и справочной литературы;
- осуществление обоснованного выбора системы подачи топлива ЖРД и расчета её необходимых проектных параметров;
- определение оптимальных значений исходных режимных и конструктивных параметров двигателя на начальном этапе его проектирования;
- проведение проектного расчета ЖРД его основных узлов, агрегатов и систем;
- выбор схемы смесеобразования в камере сгорания ЖРД, проведение проектного расчета форсунок с оптимизацией их геометрических параметров;
- выполнение профилирования сверхзвукового сопла с оптимизацией относительной длины сверхкритической его части;
- проведение расчёта основных параметров РДТТ, геометрии и размеров заряда ТРТ;
- выполнения расчета характеристик проектируемых двигателей, в том числе дроссельной и высотной характеристик ЖРД и т.д.

В учебной дисциплине рассматриваются принципиальные схемы различных типов и классов ракетных двигателей и термодинамические методы их расчета. Изучаются жидкие, твёрдые и гибридные ракетные топлива, способы преобразования химической энергии топлива в тепловую, а затем тепловой и потенциальной энергии рабочего тела – в кинетическую энергию газовой струи продуктов сгорания, истекающей из сопла двигателя со сверхзвуковой скоростью. Изучаются рабочий процесс, устройство и характеристики ЖРД и их элементов, методы оптимизации процессов горения различных химических ракетных топлив и разгона их продуктов сгорания, системы подачи топлива ЖРД, пути совершенствования ракетных двигателей, повышения их энергетической, экономической, эксплуатационной и экологической эффективности.

# 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ, ФИЗИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ ИХ РАБОТЫ

## 1.1. Краткая история развития ракетных двигателей

Старейшим ракетным двигателем является ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ). Именовавшийся ранее пороховой ракетой, он использовался в Китае для увеселительных и военных целей около трех тысяч лет тому назад. Это были фейерверочные, сигнальные и боевые ракеты.

В дошедших до нас рукописях Китая описывается „огненная стрела” представляющую собой обыкновенную стрелу, оснащенную пороховым ракетным двигателем (см. рис. 1). Камера этого двигателя изготавливалась из ствола бамбука, одной его секции.

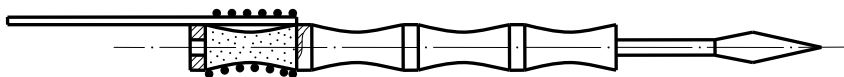


Рис.1. „Огненная стрела”

Согласно сохранившимся историческим источникам пороховая ракета, т.е. ракета с РДТТ, появилась в России в середине X века.

В 1680 году Петр I основал в Москве так называемое „ракетное заведение” для разработки и изготовления фейерверочных и сигнальных ракет. Он сам принимал в работе этого заведения активное и деятельное участие.

Первое применение боевых зажигательных ракет в Европе относится к 1421 году. Они использовались при осаде города Саанце.

В XIX веке в странах Европы сложилась как особый вид вооружения ракетная артиллерия. Она отличалась от гладкоствольной артиллерии легкостью и маневренностью.

В России в начале XIX века активно и плодотворно работал в области боевых ракет генерал А.Д. Засядко. Он создал новые образцы пороховых ракет и легкие пусковые станки к ним. Был инициатором широкого внедрения в русскую армию нового более совершенного ракетного оружия.

С сороковых годов XIX века большую и плодотворную деятельность по исследованию и созданию пороховых ракет начал выдающийся ученый-артиллерист и изобретатель генерал К.И. Константинов. Трудно перечислить все сделанное им в этой области, что позволило организовать в России массовое, механизированное и безопасное производство пороховых ракет, значительно увеличить дальность и точность ракетного оружия.

Дальность русских ракет к 60-м годам XIX века составила 4...5 км при рассеивании до 30 м.

Русский революционер-народоволец Н.И. Кибальчич, будучи посаженным в Петропавловскую крепость, разработал в 1881 году, накануне казни, проект первого в мире ракетного летательного аппарата с РДТТ для полета человека. Он описал в нем устройство РДТТ, программный режим горения заряда ТРТ, способы управления полетом путем наклона двигателя и др.

С 1894 года в России созданием пороховых ракетных снарядов начал заниматься русский инженер-химик Н.И. Тихомиров. Он является основоположником разработки в СССР ракетных снарядов на бездымном порохе.

Неоценимый вклад в развитие ракетных двигателей и ракетно-космической техники внес знаменитый русский ученый К.Э. Циолковский, по праву считающийся основоположником современной космонавтики и ракетно-космической техники. В 1903 году он опубликовал свой труд «Исследование мировых пространств реактивными приборами», получивший всемирную известность. В нем Циолковский описал ракету с ЖРД как средство передвижения в космическом пространстве и изложил основы ракетодинамики.

К.Э. Циолковскому принадлежит множество гениальных идей в области ракетно-космической техники. Он впервые предложил:

- новый тип двигателя – жидкостный ракетный двигатель (ЖРД);
- кислородно-углеводородное и кислородно-водородное топлива для ЖРД;
- раздельное хранение и насосную подачу компонентов топлива;
- охлаждение камеры двигателя компонентами топлива, т.е. её внешнее регенеративное охлаждение;
- керамическую изоляцию элементов конструкции двигателя;

- управление вектором тяги поворотом выходной части сопла или газовыми рулями;
- „ракетные поезда” или, как сейчас принято говорить, многоступенчатые ракеты для получения больших значений конечных скоростей;
- использовать в ракетных двигателях атомную и электрическую энергии.

Циолковский заложил принципиальные теоретические основы современного ракетного двигателестроения.

Независимо от Циолковского, но позднее его, подошли к идее создания ракет с жидкостными ракетными двигателями ученые зарубежных стран. Работы по этой проблеме были опубликованы во Франции Р. Эно-Пельтри в 1913 году, в США Р. Годдардом в 1919 году, в Германии Г. Обертом в 1923 году.

Первый экспериментальный ЖРД был создан Р. Годдардом в 1921 году. Он работал на кислороде и эфире. В этом же году Годдард провел успешно стендовые огневые испытания этого двигателя, а 16 марта 1926 года осуществил первый запуск экспериментальной жидкостной ракеты, двигатель которой работал на топливе кислород и бензин.

В Германии стендовые испытания ЖРД были начаты Г. Обертом в 1929 году, а летные испытания жидкостных ракет И. Винклером в 1931 году. С 1937 года под руководством В. фон Брауна начала разрабатываться мощная по тому времени баллистическая ракета V-2 с ЖРД тягой 250 кН, работающем на жидком кислороде и этиловом спирте. Летные испытания этой ракеты были начаты в 1942 году

В начале 1921 года по инициативе Н.И. Тихомирова в Москве была создана первая отечественная исследовательская и опытно-конструкторская лаборатория по ракетной технике. В 1925 году она была перебазирована в Ленинград, где в 1928 году получила наименование „Газодинамическая лаборатория” (ГДЛ).

15мая 1929 года в составе ГДЛ было создано первое опытно-конструкторское подразделение по разработке ракет, а также жидкостных и электрических двигателей к ним. Руководителем подразделения был назначен В.П. Глушко, впоследствии академик главный конструктор ЖРД. Он по праву считается одним из пионеров ракетно-космической техники, основоположником отечественного ракет-

ного двигателестроения. С этого момента в России начались практические и экспериментальные работы по реализации идей Циолковского, созданию жидкостных и электрических ракетных двигателей.

В этом подразделении ГДЛ в 30-х годах прошлого века было спроектировано и создано семейство экспериментальных ЖРД тягой от 60 до 3000 Н, работавших на различных жидких горючих и окислителях. Обозначались они ОРМ, что означало опытный ракетный мотор.

Первый российский экспериментальный ЖРД ОРМ-1 (см. рис. 2) был разработан, построен и прошел стендовые огневые испытания в 1930...1931 гг. Он работал на двух топливах азотный тетраоксид – окислитель и толуол – горючее или жидкий кислород – окислитель и бензин – горючее. На кислороде и бензине ОРМ-1 развивал тягу 200 Н.

В ГДЛ с 1930г. по 1933г. была создана серия ЖРД от ОРМ-1 до ОРМ-52.

ОРМ-52 работал на азотной кислоте и керосине и развивал наибольшую тягу из всех двигателей серии. Она достигала 2,5...3,0 кН при давлении в камере сгорания 2,0...2,5 МПа.

В 1931 году при Центральном Совете Осоавиахима в Москве была организована группа изучения реактивного движения (МосГИРД). Первым её руководителем был Ф.А. Цандер, а в июле 1932 года начальником МосГИРД был назначен Сергей Павлович Королев, впоследствии академик выдающийся ученый и главный конструктор ракетно-космических систем. Он считается основоположником отечественного ракетостроения, внесшим огромный вклад в практическую космонавтику. Позже аналогичные группы изучения реактивного движения были созданы в Ленинграде, Самаре и других городах нашей страны.

В МосГИРД был создан и испытан ряд экспериментальных ракетных двигателей. Они использовались в качестве окислителя жидкий кислород, а в качестве горючего бензин или этиловый спирт.

Первый ЖРД ОР-2, разработанный Цандером, работал на жидком кислороде и бензине. Он был изготовлен и прошел огневые стендовые испытания в 1933 году и имел тягу на номинальном режиме 500 Н.

Фридрих Артурович Цандер – известный российский ученый и изобретатель в области ракетной техники. Им написана и опублико-



вана в 1924 году книга «Перелеты на другие планеты». Он разработал:

- методику термодинамического расчета ЖРД с учетом процесса диссоциации рабочего тела;
- способ оценки экономичности химического ракетного двигателя;
- метод внутреннего охлаждения стенки камеры сгорания;
- использовать в качестве горючего в РД металлические конструкции ракеты (топливные баки, трубопроводы, и т.д.) после того, как надобность в них пройдет.

17 августа 1933 года мосгирдовцами была запущена первая отечественная ракета „ГИРД-09” с первым гибридным ракетным двигателем, работающим на жидком кислороде и отвержденном бензине, а 25 ноября 1933 года – ракета „ГИРД-Х”. ЖРД этой ракеты работал на топливе жидкий кислород и этиловый спирт.

В конце 1933 года на базе ГДЛ и ГИРД был создан в Москве первый в мире «Реактивный научно-исследовательский институт» (РНИИ).

В РНИИ с 1934 года по 1938 год была разработана серия экспериментальных ЖРД от ОРМ-53 до ОРМ-70, двигатели ОРМ-101, и ОРМ-102, а также жидкостный газогенератор ГГ-1. Некоторые из этих двигателей имели очень высокие по тому времени характеристики. Так ЖРД ОРМ-65 был наиболее совершенным двигателем своего времени. Он работал на азотной кислоте и керосине и имел многократный автоматизированный запуск. Тяга регулировалась в диапазоне 0,50...1,75 кН, удельный импульс тяги составлял 2060...2100 м/с [Нс/кг]. Двигатель ОРМ-65 прошел в 1936 году официальные государственные испытания.

ЖРД ОРМ-65 и его модификации устанавливались и проходили испытания на крылатой ракете 212 и ракетоплане РП-318-1 конструкции С.П. Королева.

ГДЛ, ГИРД и РНИИ внесли основополагающий вклад в развитие ракетной техники в нашей стране.

В 1939 году была создана самостоятельная организация по разработке ЖРД, руководителем её был назначен В.П. Глушко. В 1941 году она была преобразована в опытно-конструкторское бюро (ОКБ), известное затем как ГДЛ-ОКБ.

Во время Великой Отечественной войны в СССР продолжались работы по созданию ЖРД для самолетов в качестве ускорителей.

В РНИИ в 1941...1942 гг. разрабатывался ЖРД Д-1-А-1100 для самолета БИ-1. Двигатель работал на азотной кислоте и керосине и развивал тягу на номинальном режиме 11 кН.

15 мая 1942 года летчик-испытатель Г.Я. Бахчиванджи совершил на БИ-1 первый полет. Самолет развил скорость более 800 км/ч, что в полтора раза превышало скорость лучших боевых самолетов того времени.

ГДЛ-ОКБ разработало в 40-е годы семейство авиационных ЖРД РД-1, РД-2, РД-3, работающих на азотной кислоте и керосине с регулируемой тягой. Эти двигатели в 1943...45 гг. прошли многочисленные испытания на самолетах конструкции В.П. Петлякова, С.А. Лавочкина, А.С. Яковлева и П.О. Сухого.

Одновременно с разработкой ЖРД в ГДЛ, а затем в РНИИ продолжались активные работы по разработке и созданию РДТТ. При активном творческом участии Б.С. Петропавловского, В.А. Артемьева, Г.Е. Лангемака, В.И. Дудакова и др. были разработаны двигатели для ракет РС-82 и РС-132, являющихся самолетным вооружением, твердотопливные ускорители для старта самолетов, ракетные снаряды различного назначения. В них использовались заряды с толстым сводом двухосновного ТРТ на нелетучем растворителе. Дальнейшее развитие этих работ позволило создать к июлю 1941 года реактивный миномет „Катюша”, эффективно применявшийся Советской Армией в Великой Отечественной войне. Он представлял из себя многозарядную пусковую установку ракет М-8 или М-13 с РДТТ, монтируемую на автомобиле высокой проходимости.

В 30...40-е годы XIX века работы по РДТТ проводились в Германии под руководством В. Таллинга, а в США – Р. Годдарда и Т. фон Кармана.

В Германии в 1941 году был создан РДТТ с многоканальным пороховым зарядом из двухосновного дигликолевого твердого ракетного топлива для реактивных снарядов различного назначения. На вооружении немецкой армии имелась зенитная ракета „Люфт фауст” с РДТТ. К концу войны немцами был создан ракетный противотанковый снаряд „Фауст-патрон”, выпускаемый из тонкой трубы с плеча.

В США в годы войны были созданы ракетный ускоритель для авиационной бомбы, а также противотанковые ружья „Базука” и „Супербазука”, стрелявшие ракетами с РДТТ. Большое внимание уделялось в этот период стартовым ускорителям с РДТТ к самолетам для авианосцев и противолодочным ракетам

В Англии, уделявшей в тот период развитию ракетной техники меньшее внимание, была создана 76 мм зенитная ракета с РДТТ, а с 1941 года интенсивно велись работы по созданию ракет типа „воздух – воздух”.

В послевоенные годы продолжалось ускоренное развитие ракетной техники как в СССР, так и в США.

С 1945 года ГДЛ–ОКБ специализировалось по маршевым ЖРД большой тяги. Достижением сороковых годов явилось создание ЖРД тягой более 250 кН, работающих на жидком кислороде и этиловом спирте.

Переход к топливу жидкий кислород и керосин и легким, технологичным и надежным паяно-сварным камерам позволили ГДЛ–ОКБ наиболее мощные и экономичные для своего времени ЖРД РД–107 и РД–108. Именно эти двигатели Главного конструктора В.П. Глушко, поставленные на первую и вторую ступени ракет-носителей „Спутник” и „Восток” Главного конструктора С.П. Королева, обеспечили нашей стране выход в космическое пространство. СССР стала первой в мире космической державой.

4 октября 1957 года был запущен первый в истории человечества искусственный спутник Земли, а 12 апреля 1961 года был осуществлен первый полет человека в космос на космическом корабле „Восток”. Первым летчиком-космонавтом стал наш соотечественник майор Ю.А. Гагарин.

Началось интенсивное исследование и освоение космического пространства.

После 1957 года в ГДЛ–ОКБ был создан ряд мощных ЖРД, работающих на энергетически эффективных высококипящих топливах. Первым из них был ЖРД РД–214, работающий на азотной кислоте и продукте переработки нефти. В середине 60-х годов были разработаны мощные ЖРД, использующие в качестве окислителя азотный тетраоксид и горючего – несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

Позднее был создан экономичный ЖРД РД-253 для мощной ракеты-носителя «Протон» с дожиганием генераторного газа в основной камере.

В середине 70-х годов прошлого века разрабатывался двигатель РД-301 с дожиганием генераторного газа на топливе жидкий фтор и аммиак. Двигатель предназначался для верхних ступеней ракет-носителей и разгонных блоков. Он был многоразового включения с суммарным временем работы 750 с.

Последними крупными достижениями этого ОКБ, которое сейчас именуется ОАО «НПО ЭНЕРГОМАШ имени академика В.П. Глушко», является создание ЖРД РД-170 и РД-180 для первой и второй ступеней ракеты-носителя «Энергия», способной выводить на околоземные орбиты полезную массу более 100 т.

Группа, созданная в 1942 году А.М. Исаевым, была преобразована в ОКБ, получившее название «КБ ХИММАШ» (г. Королев Московской области). Оно разработало большое количество ЖРД и ЖРДМТ на высококипящих компонентах топлива для ИСЗ, АМС, КА. Коллективом ОКБ под руководством Главного конструктора А.М. Исаева были решены сложные научно-технические проблемы осуществления запуска ЖРД в пустоте и невесомости, выполнения многократного запуска двигателя как с короткими, так и с продолжительными промежутками между включениями.

В 1954...56 годы ОКБ, руководимое Главным конструктором С.А. Косберггом, занималось разработкой самолетных однокомпонентных и двухкомпонентных ЖРД. С 1958 года оно стало разрабатывать ЖРД для верхних ступеней ракет-носителей и достигло здесь больших успехов. Это ОКБ расположено в городе Воронеже называется в настоящее время ФГУП «КБ Химавтоматика». Одним из последних достижений этого КБ является ЖРД РД-0120 тягой 2 МН на топливе жидкий водород и жидкий кислород, предназначенный для второй ступени универсального ракетно-космического комплекса «Энергия – Буран».

В мае 1959 года разработкой и созданием ЖРД для ракетного комплекса Н-1 (лунная программа) начало заниматься ОКБ, возглавляемое Генеральным конструктором Н.Д. Кузнецовым. Сейчас это ОАО «Самарский научно-технический комплекс имени Н.Д. Кузнецова. До этого времени ОКБ создавало авиационные газотурбинные двигатели.

Был создан ряд уникальных ЖРД, четыре из которых для ракеты-носителя Н-1. Все ЖРД были с дожиганием генераторного газа, что позволило России намного опередить США, где такими двигателями начали заниматься только в 70-е годы.

Спустя 40 лет после его создания ЖРД НК-33 имеет такие параметры, которые делают его конкурентоспособным на мировом рынке и в настоящее время. США хотят возобновить выпуск этих двигателей на предприятиях нашего города и закупать эти двигатели для своих целей. Работы по реанимации ЖРД НК-33 частично финансируются США. Ничего подобного фирмам США создать за эти годы так и не удалось.

В 60-е годы были организованы ОКБ НИИМАШ (г. Нижняя Салда Екатеринбургской области), два ОКБ ТМКБ «Союз», которые разрабатывали и создавали множество ЖРДМТ для КА различного назначения, где они использовались в качестве исполнительных органов систем управления.

Новыми крупными достижениями отечественного ракетного двигателестроения стали создание ЖРД РД-170 и РД-180 для первой и второй ступеней мощной ракеты носителя «Энергия», способной выводить на околоземные орбиты полезную массу более 100 тонн, ЖРДМТ для российского модуля МКС «Альфа», РДТТ различного назначения на новых высокоэффективных смесевых ТРТ, в том числе для межконтинентальных баллистических ракет большой дальности.

Кроме России ракетные двигатели создавались и продолжают создаваться в США, Великобритании, Франции, Японии, Китае, Индии.

Для США характерен тот же исторический путь развития и применения ЖРД и РДТТ, что и в нашей стране, но с некоторыми особенностями.

## ЛЕКЦИЯ № 2

### 1.2. Ракетные двигатели их функции и принципиальная схема, ракетные двигательные установки

Разгон, торможение и перемещение любого аппарата, будь то летательный аппарат (ЛА) или космический аппарат (КА), в среде, обладающей сопротивлением, возможно только при приложении к нему силы, определённой величины. Для управления же движением необходимо ещё и изменять направление и величину этой силы во времени.

Для движения в среде, где отсутствует плотность окружающей среды, например в космическом пространстве, характерна независимость движения центра масс КА и угловых поворотов КА вокруг центра масс. Однако и здесь управление КА требует создания необходимой величины управляющих импульсов силы и моментов, т.е. управляющих сил.

Реализация этих функций, т.е. создание требуемых сил на ЛА и КА осуществляется с помощью двигателей, которые в подавляющем большинстве своем являются реактивными.

Реактивным называют такой двигатель, который создает тягу, использует принцип реактивного движения.

Тяга – это сила, развиваемая двигателем.

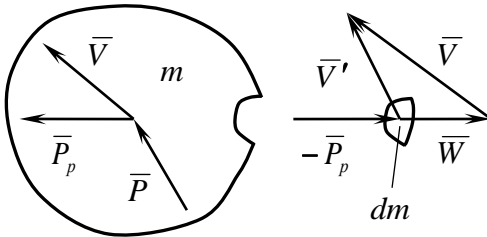


Рис. 2. Движение тела переменной массы

Тяга реактивных двигателей представляет собой реактивную силу, создаваемую при выбрасывании некоторой массы с определённой скоростью в сторону, противоположную действию тяги, т.е. при истечении из двигателя струи продуктов сгорания.

Принцип действия реактивных двигателей основан на законе сохранения количества движения.

Рассмотрим движение тела переменной массы, т.е. полет ракеты или космического аппарата (КА). Покажем это тело на рис. 2.

За элементарный отрезок времени  $d\tau$  от тела отделилась элементарная масса  $dm$  с относительной к этому телу скоростью  $\bar{W}$ . Согласно второму закону Ньютона можно записать

$$\bar{P}d\tau = d\bar{I} \text{ или } \bar{P} = \frac{d\bar{I}}{d\tau},$$

где  $\bar{P}$  – вектор силы, действующей на тело (ЛА, КА);  $\bar{I}$  – вектор количества движения;  $\tau$  – время.

Учитывая, что  $\bar{I} = m\bar{V}$ , получим

$$\bar{P} = \frac{d(m\bar{V})}{d\tau} = m \frac{d\bar{V}}{d\tau} + \bar{V} \frac{dm}{d\tau},$$

где  $\bar{V}$  – скорость перемещения отделившейся от тела элементарной массы  $dm$  в переносном движении.

Из треугольника скоростей имеем  $\bar{V} = \bar{V}' - \bar{W}$ .

Тогда

$$m \frac{d\bar{V}}{d\tau} + \bar{V}' \frac{dm}{d\tau} = \bar{P} + \bar{P}_p,$$

где  $\bar{P}_p$  – реактивная сила или сила тяги двигателя.

Итак 
$$\bar{P}_p = \frac{dm}{d\tau} \bar{W} = \dot{m} \bar{W}, \quad (1)$$

где  $\dot{m} = \frac{dm}{d\tau}$  – массовый расход отбрасываемого от тела вещества, называемый в ракетных двигателях массовым расходом рабочего тела или топлива;  $\bar{W}$  скорость истечения рабочего тела относительно летательного аппарата.

Из полученного выражения (1) следует, что сила тяги реактивного двигателя прямо пропорциональна скорости истечения рабочего тела (РТ) и его массовому расходу.

Вывод. Для создания реактивной силы в течение определённого времени, т.е. требуемого импульса тяги, необходимо иметь на борту

ЛА ресурсы (источники) рабочего тела (массы) и энергии, затрачиваемой на ускорение (разгон) этого рабочего тела.

Реактивный двигатель непрямого действия в самом общем случае состоит из преобразователя энергии или реактора и движителя. Движитель – это устройство, создающее тягу.

В реактивных двигателях прямого действия или реактивных двигателях преобразование исходной энергии в кинетическую энергию РТ происходит внутри двигателя, который выполняет одновременно и функции движителя. Преобразователь энергии или реактор и движитель сочетаются конструктивно в одном агрегате.

В преобразователе энергии, химическом, ядерном или электрическом реакторе, происходит преобразование исходной энергии в требуемую энергию, как правило тепловую и подвод этой энергии к рабочему телу, а ускорение рабочего тела осуществляется в ускорителе. Совокупность реактора и ускорителя представляет собой единое устройство, реализуемое в различных конструктивных формах.

Определение «реактивный» не накладывает каких-либо ограничений на используемые ресурсы массы и энергии. Они могут быть как внешними, так и храниться на борту ЛА. Так, например широко распространенные воздушно-реактивные и гидро-реактивные двигатели для создания реактивной струи используют воду или воздух окружающей среды. Также может использоваться атмосфера других планет. Двигатели могут использовать и внешний источник энергии. Это может быть солнечная энергия или энергия лазерного излучения.

*Ракетный двигатель* – это автономный реактивный двигатель, работающий на бортовых ресурсах массы и энергии.

Определение «*ракетный*» содержит дополнительные ограничивающие признаки – независимость от внешних источников массы и энергии.

Ракетный двигатель полностью автономный. Его работа не зависит от окружающей среды. Он может работать в любых средах и даже в космическом пространстве. Термин «*ракетный*» не отражает в явном виде эти ограничивающие признаки, однако он широко используется по сложившейся традиции.

Учитывая все вышесказанное, изобразим на рис. 3 принципиальную схему ракетного двигателя с совмещённым а) и независимым б) источником энергии и рабочего тела.



Следует различать понятие ракетный двигатель (РД) и ракетная двигательная установка (РДУ).

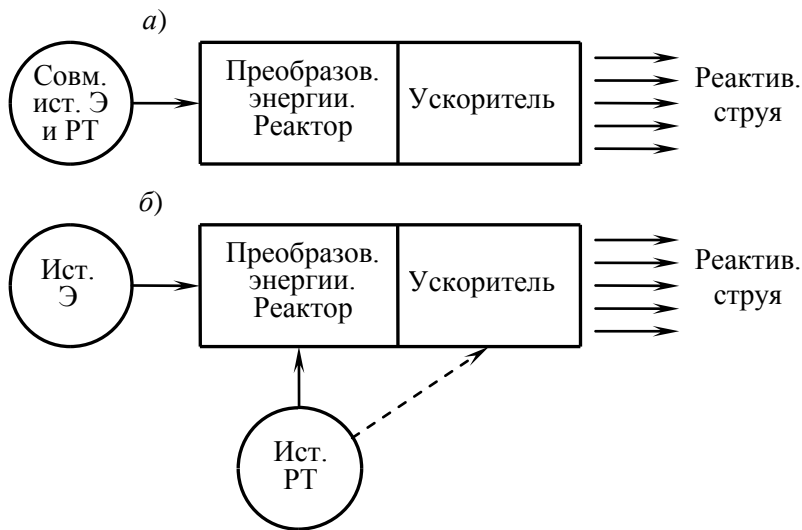


Рис. 3. Принципиальная схема ракетного двигателя:  
а) – с совмещённым источником энергии и рабочего тела;  
б) – независимыми источниками энергии и рабочего тела

Ракетная двигательная установка состоит из одного или нескольких РД системы хранения и подвода топлива, рулевых приводов и вспомогательных устройств.

### 1.3. Классификация ракетных двигателей и виды используемой энергии

Ракетные двигатели могут быть классифицированы по различным признакам. Приведём одну из возможных классификаций РД (см. рис. 4).

Признаки классификации:

① – вид используемой исходной энергии.

В ракетных двигателях из числа известных используются и могут быть использованы следующие основные виды энергии.

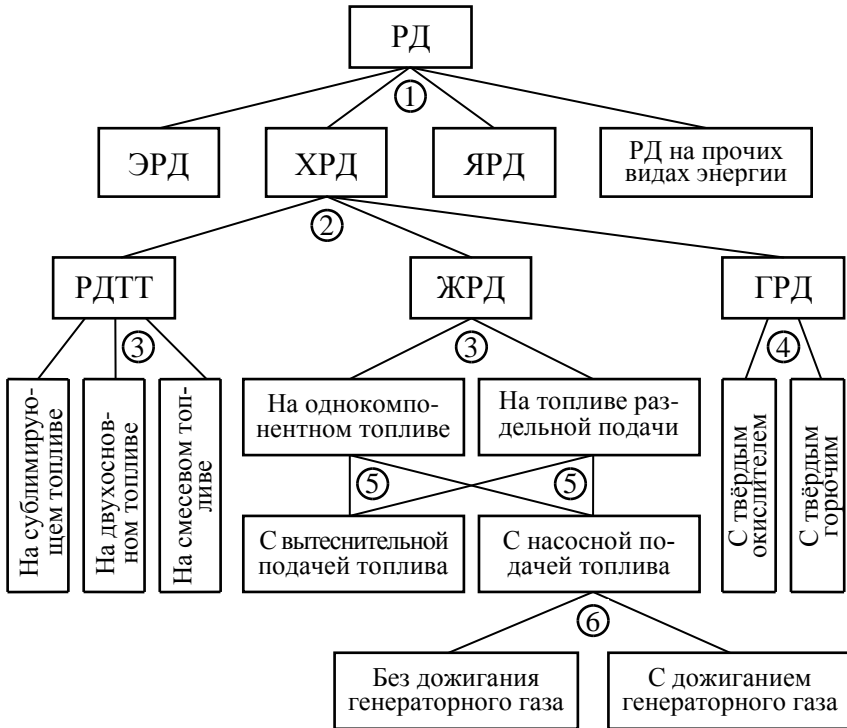


Рис.4. Классификация ракетных двигателей

### Химическая энергия.

Её источниками являются химические ракетные топлива – это вещества или совокупность веществ, способные выделять теплоту в результате химических превращений. Используются в РД следующие виды экзотермических реакций:

- горение или окислительно-восстановительная;
- разложение;

- рекомбинация, т.е. воссоединение атомов или радикалов, обладающих свободной валентностью.

#### Ядерная энергия.

Её источником являются ядерные топлива – это вещества способные выделять теплоту в результате следующих ядерных превращений:

- ✓ распада радиоактивных изотопов;
- ✓ деления ядер (реакция деления начинается с момента достижения критической массы);
- ✓ термоядерного синтеза.

#### Электрическая энергия.

Она может быть получена на борту аппарата от различных источников: солнечных батарей или фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), электрохимических генераторов (ЭХГ), термоэмиссионных генераторов (ТЭГ), электромеханических генераторов и др.

К прочим видам энергии можно отнести механическую (потенциальную) энергию сжатых холодных газов, запасённых на борту аппарата, тепловую энергию, выделяемую различными системами и агрегатами аппарата, энергию внешних по отношению к аппарату электромагнитных и гравитационных полей и т.д.

В соответствии с видом используемой первичной энергии различают ракетные двигатели химические (ХРД), ядерные (ЯРД), электрические (ЭРД).

Наибольшее распространение получили в настоящее время ХРД. Эти двигатели могут иметь скорость истечения из сопла продуктов

сгорания или разложения до  $6,0 \frac{км}{с}$ , удельную массу  $m_y = 0,001 \frac{кг}{Н}$

и обеспечивать тягой относительное ускорение ЛА  $\frac{a}{g} = 1 \dots 10^3$ .

Все ХРД являются тепловыми.

② – агрегатное состояние топлива.

По этому признаку ХРД подразделяются:

- на жидкостные ракетные двигатели (ЖРД);
- ракетные двигатели на твёрдом топливе (РДТТ);
- гибридные ракетные двигатели (ГРД).

Последние используют смешанное топливо, представляющее собой сочетание обязательно твёрдого и жидкого или газообразного окислителя и горючего.

Топливо или его компонент в твёрдом состоянии обычно размещаются непосредственно в камере сгорания двигателя. Жидкие компоненты хранят в специальных ёмкостях – баках. Из баков их подают в двигатель.

③ – тип применяемого топлива.

РДТТ могут быть на *сублимирующем, двухосновном и смесевом* топливе.

Весь запас твёрдого ракетного топлива (ТРТ), необходимый для выполнения программы полёта, размещается в камере сгорания двигателя в виде зарядов определённой формы. Горящие ТРТ содержат в своём составе окислительные и горючие элементы.

Однокомпонентное ЖРТ – это одна подаваемая в двигатель жидкость, представляющая собой индивидуальное вещество, либо однородную механическую смесь, либо раствор различных веществ.

Топливо раздельной подачи состоит из двух и более раздельно хранящихся и раздельно подаваемых в двигатель компонентов.

Двухкомпонентное ЖРТ состоит из окислителя и горючего. Они в свою очередь могут быть либо индивидуальными веществами, либо механическими смесями, либо растворами веществ.

④ – агрегатное состояние компонентов гибридного (смешанного) топлива.

⑤ – способ подачи топлива.

Вытеснительная подача осуществляется путём вытеснения топлива из баков газом (РГ), давление которого превышает давление в камере сгорания двигателя.

Насосная подача обеспечивает подачу топлива в двигатель с помощью насосов, приводимых в действие, как правило, газовой турбиной.

⑥ – способ организации рабочего процесса.

В двигателях без дожигания генераторного газа последний, после срабатывания на турбине, выбрасывается в окружающую среду иногда через рулевые или верньерные сопла.

В двигателях с дожиганием генераторного газа этот газ, пройдя турбину турбонасосного агрегата (ТНА), направляется в камеру сгорания, где и происходит его догорание.

Используются и другие признаки классификации РД. Например, по эксплуатационным свойствам эти двигатели подразделяются:

- на *одноразовые*;
- *многократного использования*.

По выполняемым ими функциям ракетные двигатели подразделяются:

- ✓ на *маршевые или основные*, обеспечивающие своей тягой перемещение ракеты (ЛА) на активном участке траектории;
- ✓ *вспомогательные*, осуществляющие управление ЛА на активном и пассивном участках полёта, и космическим аппаратом (КА).

К вспомогательным двигателям относятся: рулевые, тормозные, корректирующие, системы ориентации и стабилизации КА, а также индивидуальные. Индивидуальные РД служат для передвижения и маневрирования космонавта в свободном полёте. Все вспомогательные двигатели имеют небольшую тягу.

ЖРД, имеющие тягу от 0,01 до 1600 Н, способные работать как в непрерывном, так и в импульсном режиме и используемые в качестве исполнительных органов системы управления КА, называют жидкостными ракетными двигателями малой тяги (ЖРДМТ). ГОСТ 22396.

Тяга маршевых ЖРД и РДТТ достигает десятка меганьютонов.

## ЛЕКЦИЯ № 3

### **1.4. Принцип работы ХРД и характерные сечения камеры, изменение параметров рабочего тела по длине проточной части камеры**

Принцип работы ХРД рассмотрим на примере ЖРД. Для этого изобразим на рис. 5 схему ЖРДУ с насосной системой подачи топлива.

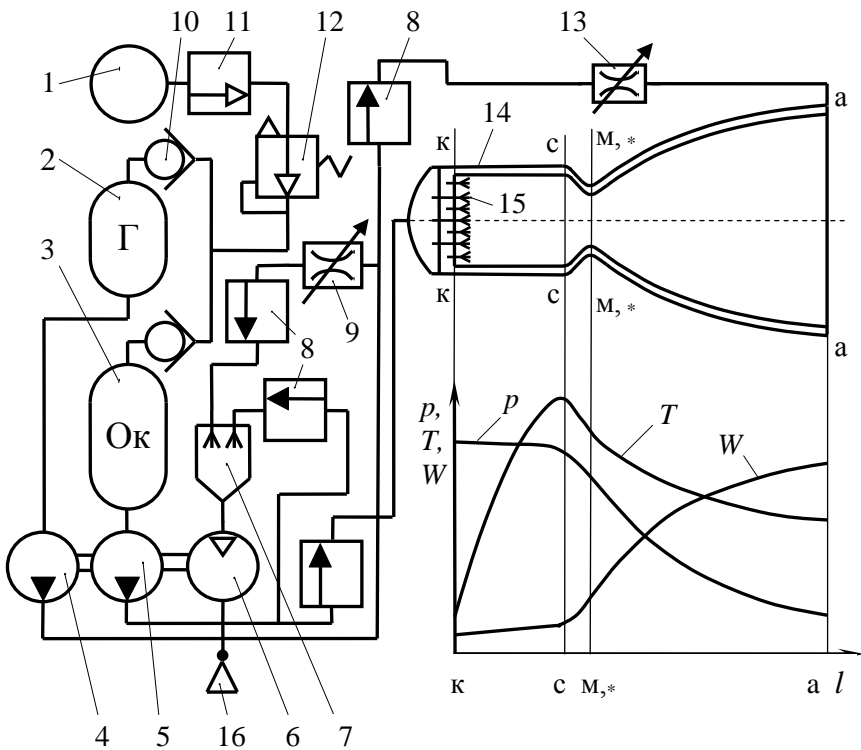


Рис. 2. Схема ЖРДУ с насосной системой подачи топлива:

1 – баллон с газом; 2 – бак горючего; 3 – бак окислителя; 4 – насос горючего; 5 – насос окислителя; 6 – турбина; 7 – жидкостный газогенератор (ЖГГ); 8 – топливные пуско-отсечные клапаны; 9 – регулятор тяги; 10 – обратный клапан; 11 – газовый пуско-отсечной клапан; 12 – газовый редуктор давления; 13 – регулятор соотношения компонентов; 14 – камера; 15 – форсунки окислителя и горючего; 16 – утилизационное верньерное сопло.

На схеме изображены:

1 – баллон с газом; 2 – бак горючего; 3 – бак окислителя; 4 – насос горючего; 5 – насос окислителя; 6 – турбина; 7 – жидкостный газогенератор (ЖГГ); 8 – топливные пуско-отсечные клапаны; 9 – регулятор тяги; 10 – обратный клапан; 11 – газовый пуско-отсечной клапан; 12 – газовый редуктор давления; 13 – регулятор соотношения

компонентов; 14 – камера; 15 – форсунки окислителя и горючего; 16 – утилизационное верньерное сопло.

Камера ракетного двигателя имеет следующие характерные сечения:

- ✓ к – вход в камеру;
- ✓ с – выход из камеры сгорания, вход в сопло;
- ✓ м – минимальное геометрически;
- ✓ \* – критическое;
- ✓ а – выход из сопла или срез сопла.

Горючее и окислитель из соответствующих баков под небольшим избыточным давлением (0,2...0,5 МПа) подаются к насосам. Это давление в баках создаётся газом вытеснения, поступающим из баллона 1. В насосах давление компонентов топлива значительно повышается. Основная доля массового расхода окислителя и горючего поступает в камеру РД 14.

Камера является основным агрегатом ЖРД, т.к. её основная функция совпадает с функцией двигателя. Она создает основную составляющую тяги двигателя. Камера ЖРД состоит из смесительной головки, камеры сгорания и сопла, конструктивно представляющих собой одно целое.

Окислитель из насоса подаётся по трубопроводам непосредственно в смесительную головку к форсункам 15. Горючее же вначале поступает в тракт охлаждения камеры, представляющий собой пространство между внутренней огневой и внешней силовой стенками, механически связанными между собой. Двигаясь по тракту охлаждения, горючее охлаждает стенки камеры, само при этом нагреваясь.

Из тракта охлаждения горючее поступает в смесительную головку к форсункам. Через соответствующие однокомпонентные форсунки окислитель и горючее подаются в камеру.

Небольшая часть окислителя и горючего отбирается из магистралей за насосами и подаётся в жидкостный газогенератор 7. Газогенератор вырабатывает рабочее тело для газовой турбины. Генераторный газ, являясь продуктами сгорания основного топлива, должен иметь невысокую температуру порядка 600...1100 К. Иначе не выдержат и сгорят сопловые аппараты и рабочие лопатки турбины.

Снижение температуры продуктов сгорания достигается подачей в газогенератор в избытке одного из компонентов топлива.

Из газогенератора продукты сгорания поступают в турбину 5, где они совершают работу. Тепловая и потенциальная энергия рабочего тела преобразуются в механическую энергию ротора турбины, которая используется для привода насосов окислителя 6 и горючего 4.

Пройдя турбину, газообразные продукты сгорания выбрасываются в окружающую среду через выхлопные патрубки, а чаще всего через утилизационные сопла 16, где они расширяются и создают дополнительную тягу.

Основная доля массового расхода топлива поступает в камеру сгорания через смесительную головку с помощью форсунок. Форсунки впрыскивают окислителя и горючего в камеру сгорания, распыляют их, перемешивают, и распределяют в объеме камеры сгорания. Затем капли компонентов нагреваются, испаряются и перемешиваются в газовой фазе. Подготовленная топливная смесь воспламеняется и сгорает. Химическая энергия топлива преобразуется в тепловую энергию, которая нагревает образовавшиеся продукты сгорания до высокой температуры. Образуется большой объем газообразных высокотемпературных продуктов сгорания, являющихся рабочим телом камеры ЖРД.

Сгорание топлива происходит при практически постоянном статическом давлении по длине проточной части камеры сгорания. Давление в КС современных ЖРД находится от 0,5 до 25,0 МПа.

По мере выгорания топлива температура рабочего тела по длине камеры сгорания от сечений к до с увеличивается, достигая максимума на входе в сопло.

Скорость движения продуктов сгорания по длине камеры сгорания незначительно возрастает, поскольку доля топлива, преобразованного в продукты сгорания, увеличивается, поэтому возрастает и объем рабочего тела.

Из камеры сгорания рабочее тело поступает в сопло, где оно ускоряется геометрическим способом. Тепловая и потенциальная энергия продуктов сгорания преобразуется в кинетическую энергию вытекающей из сопла струи газов. Скорость рабочего тела по длине сопла резко возрастает, достигая в критическом сечении (\*) скорости



звука  $a$  в выходном сечении ( $a$ ) сверхзвуковой скорости порядка 2500...4000 м/с. Чем выше будет скорость истечения продуктов сгорания, тем больше будет тяга двигателя с единицы массового расхода топлива.

При движении по соплу рабочее тело расширяется, его статическое давление и статическая температура по длине проточной части сопла падают. Температура торможения остаётся постоянной, не изменяется и давление торможения. Оно незначительно снижается по длине камеры сгорания из-за наличия там теплового сопротивления.

Все ХРД являются тепловыми. Они имеют аналогичный характер изменения параметров рабочего тела по длине проточной части камеры.

#### **1.4. Характерные отличительные особенности и области применения ракетных двигателей**

Для определения отличительных особенностей и областей применения РД проведём сравнение их высотной и скоростной характеристик тяги с аналогичными характеристиками авиационных двигателей, таких как ДВС, ТРД, и ПВРД. Эти характеристики приведены на рис. 6 и 7.

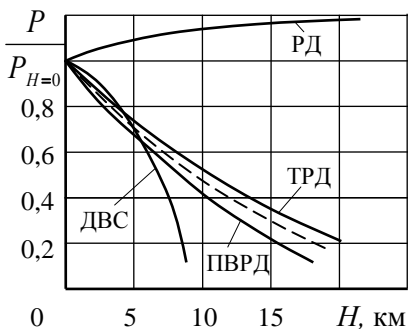


Рис. 6. Высотные характеристики различных двигателей:  
 - - - - - относительное изменение плотности атмосферного воздуха

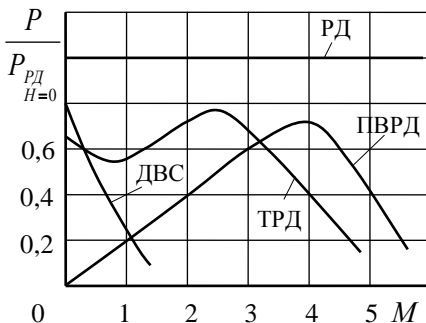


Рис. 7. Скоростные характеристики различных двигателей

Из сравнения высотных характеристик следует, что тяга всех авиационных двигателей с ростом высоты полёта уменьшается. Это объясняется использованием в них в качестве окислителя атмосферного воздуха, плотность которого с увеличением высоты падает. Уменьшаются массовый расход рабочего тела через двигатель и его тяга. У ракетного двигателя с ростом высоты полёта тяга растёт.

Анализ скоростных характеристик показывает, что РД является единственным двигателем, тяга которого не зависит от скорости полёта.

Основываясь на результатах сравнения и анализа, отметим основные характерные отличительные особенности ракетных двигателей:

1. *Автономность* – это способность РД работать без использования окружающей среды.

Ракетные двигатели могут работать в любых атмосферах и вне их, т.е. в космическом пространстве, а также в любых средах, например, под водой.

Автономность не означает, что параметры и характеристики РД не зависят от значений параметров окружающей среды. Так тяга РД зависит от величины давления окружающей среды.

2. *Независимость тяги от скорости движения аппарата.*

Это объясняется тем, что РД работает на ресурсах массы и энергии, находящихся на борту аппарата и двигающихся вместе с ним.

РД способны обеспечивать аппаратам очень большие скорости движения.

### 3. *Малая удельная масса РД.*

Это обусловлено высокой удельной энергоёмкостью применяемых ракетных топлив, т.е. энергией, приходящейся на единицу массового расхода топлива.

### 4. *Большой удельный расход топлива.*

Объясняется это необходимостью использовать окислитель, хранящийся на борту аппарата. Топливо в РД включает в себя как горючее, так и окислитель.

### 5. *Ограниченное время работы.*

Обычно это время составляет от нескольких секунд до сотен секунд. Для авиационных ТРДД оно может быть несколько тысяч часов.

Перечисленные характерные особенности РД определили следующие области их применения:

#### 1. Самолёты и ракетопланы.

На самолётах РД используются либо в качестве основного двигателя, либо в качестве ускорителя для кратковременного увеличения тяги. Если ракетный двигатель является основным на самолёте, то такой самолёт называется ракетопланом.

#### 2. Боевые ракеты.

Наиболее важными типами боевых ракет являются стратегические ракеты, тактические ракеты, оперативно-тактические и оперативные ракеты, зенитные управляемые ракеты и антиракеты. Существуют самые различные классы этих ракет, например, «земля – земля», «вода – земля», «вода – вода», «вода – воздух», «воздух – воздух» и т.д.

На боевых ракетах РД используются в качестве маршевых (основных) и вспомогательных или верньерных двигателей.

#### 3. Ракеты-носители космических аппаратов или космические ракеты.

Эти ракеты обеспечивают вывод космического аппарата или полезного груза на околоземные орбиты и в космическое пространство. На них РД используются в качестве маршевых и вспомогательных двигателей.

#### 4. Космические аппараты (КА).

На КА РД используются в качестве основных и вспомогательных двигателей. Так, например, это двигатели системы управления КА: рулевые, тормозные, коррекции, ориентации и стабилизации и т.д.

#### 5. Стартовые ускорители.

Они сокращают длину пробега самолёта при взлёте и обеспечивают взлёт при увеличенной полезной нагрузке.

#### 6. Управляемые снаряды и реактивные установки.

Сюда относятся ПТУРСы, гранатомёты, установки типа «Град», «Шквал», «Ураган», ТОС-1, «Буратино», «Смерч» (дальность полёта 20...90 км, площадь поражения 67 га.).

#### 7. Другие цели.

РД могут использоваться для привода ракетных тележек, на которых испытывают различные изделия и агрегаты на перегрузки, или для запуска основного ЖРД в условиях невесомости и др.

## ЛЕКЦИЯ № 4

### 2. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ КАМЕРЫ И ДВИГАТЕЛЯ

#### 2.1. Тяга камеры ракетного двигателя, вывод уравнения тяги

Камера является основным агрегатом ракетного двигателя, предназначенным для создания тяги.

В камере происходит преобразование химической энергии топлива в кинетическую энергию вытекающей из двигателя струи продуктов сгорания.

Для разгона рабочего тела в ХРД используют обычно геометрический способ ускорения как наиболее просто реализуемый в сверхзвуковом сопле или сопле Лавала.

Тяга камеры – это результирующая газодинамических сил, действующих на внутреннюю её поверхность со стороны рабочего тела и сил давления невозмущённой окружающей среды на наружную поверхность камеры за исключением сил внешнего аэродинамического сопротивления.

Изобразим на рис. 8 схему камеры РД и выведем уравнение для определения тяги, создаваемой камерой.

Для вывода уравнения камеры РД примем следующие допущения:

- движение рабочего тела в камере одномерное, безотрывное и установившееся;
- массовые силы отсутствуют;
- камера симметрична относительно оси  $x$ .

В соответствии с данным выше определением формализовано тяга камеры запишется

$$\bar{P} = \int_{F_{\text{вн}}} \bar{f} d\bar{F} + \int_{F_n} p_n d\bar{F}, \quad (1)$$

где  $p_n$  – давление не возмущённой окружающей среды;  $\bar{f}$  – сила, действующая на единицу внутренней поверхности камеры со стороны РТ;  $F_{\text{вн}}$  и  $F_n$  внутренняя и наружная поверхности камеры.

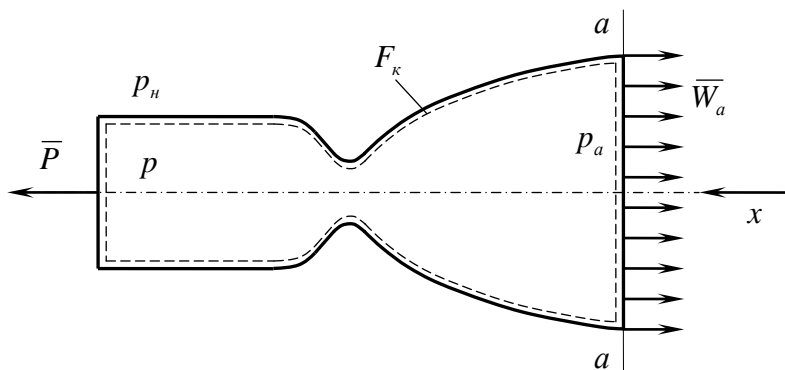


Рис. 7. Схема камеры к выводу уравнения тяги

Местное давление РТ на внутреннюю поверхность камеры  $p$  – это нормальная составляющая силы  $\bar{f}$ , а напряжение трения  $\tau$  – касательная составляющая этой же силы.

Вполне очевидно, что

$$\int_{F_n} p_n d\bar{F} = p_n \int_{F_n} d\bar{F} = -p_n \bar{F}_a. \quad (2)$$

Для определения первого слагаемого в уравнении (1) построим контрольную поверхность  $F_\kappa$ , проходящую по внутренней поверхности камеры  $F_{вн}$  и плоскости среза сопла  $F_a$ . Применим к выделенному контрольному объёму рабочего тела теореме импульсов. По этой теореме изменение количества движения рабочего тела, протекающего через контрольную поверхность в единицу времени, равно результирующей всех внешних сил, действующих на выделенный контрольной поверхностью объём газа.

В выделенный объём поступает рабочее тело с количеством движения  $\dot{m}\bar{W}_\kappa$ , а вытекает через площадь  $F_a$  с количеством движения  $\dot{m}\bar{W}_a$ , поэтому можно записать

$$-\dot{m}\bar{W}_a + \dot{m}\bar{W}_\kappa = \int_{F_\kappa} \bar{f}_\kappa d\bar{F}, \quad (3)$$

где  $\bar{f}_\kappa$  – сила, действующая на РТ со стороны контрольной поверхности.

Учитывая, что  $\dot{m}\bar{W}_\kappa$  на много меньше  $\dot{m}\bar{W}_a$ , а  $\bar{f}_\kappa = -\bar{f}$  на участке контрольной поверхности, совпадающей с внутренней поверхностью камеры  $F_{вн}$  и  $\bar{f}_\kappa = \bar{p}_a$  на участке контрольной поверхности, проходящей по срезу сопла  $F_a$ , выражение (3) можно записать

$$\dot{m}\bar{W}_a = \int_{F_{вн}} \bar{f} d\bar{F} - \int_{F_a} \bar{p}_a d\bar{F}. \quad (4)$$

Для одномерного течения РТ имеем

$$\int_{F_a} \bar{p}_a d\bar{F} = \bar{p}_a \int_{F_a} d\bar{F} = \bar{p}_a \bar{F}_a. \quad (5)$$

Тогда

$$\int_{F_{вн}} \bar{f} d\bar{F} = \dot{m}\bar{W}_a + \bar{p}_a \bar{F}_a. \quad (6)$$

Подставив полученные выражения (2) и (6) в уравнение (1), получим

$$\bar{P} = \dot{m}\bar{W}_a + \bar{p}_a\bar{F}_a - \bar{p}_n\bar{F}_a.$$

Опустив знаки векторов, т.к. все векторы параллельны оси  $x$ , имеем

$$P = \dot{m}W_a + (p_a - p_n)F_a. \quad (7)$$

Полученное выражение (7) – это основное уравнение тяги камеры РД.

## 2.2. Анализ уравнения тяги камеры ракетного двигателя. Эффективная скорость истечения

Проведём анализ полученного уравнения тяги камеры РД.

Практический интерес имеют следующие характерные случаи определения тяги камеры:

- 1) в пустоте, когда  $p_n = 0$

$$P_n = \dot{m}W_a + p_aF_a. \quad (8)$$

Тяга камеры в пустоте  $P_n$  полностью определяется процессами, происходящими внутри камеры. Она максимальна по величине и представляет собой полный импульс потока РТ в единицу времени.

- 2) на любой высоте, где давление окружающей среды  $p_n \neq 0$ ,

$$P_H = \dot{m}W_a + (p_a - p_n)F_a. \quad (9)$$

Видно, что воздействие окружающей среды всегда снижает тягу камеры.

- 3) на расчётном режиме, когда  $p_n = p_a$ ,

$$P_p = \dot{m}W_a. \quad (10)$$

Основными факторами, влияющими на величину тяги ракетного двигателя, являются:

- ✓ массовый расход топлива  $\dot{m}$ ;
- ✓ скорость истечения рабочего тела из сопла  $W_a$ .

Часто уравнение тяги камеры для всех режимов работы РД представляют следующим образом

$$P = \dot{m}W_{\text{эф}}, \quad (11)$$

где  $W_{\text{эф}}$  эффективная скорость истечения.

Значение  $W_{\text{эф}}$  для одномерного течения РТ по камере определяется следующим образом

$$\dot{m}W_{\text{эф}} = \dot{m}W_a + (p_a - p_n)F_a.$$

Отсюда следует

$$W_{\text{эф}} = W_a + \frac{p_a - p_n}{\dot{m}} F_a. \quad (12)$$

Используя уравнение неразрывности  $\dot{m} = \rho_a W_a F_a$ , записанное для сечения на выходе из сопла, запишем

$$W_{\text{эф}} = W_a + \frac{p_a - p_n}{\rho_a W_a}. \quad (13)$$

Из уравнений (12) и (13) следует, что только на расчётном режиме при  $p_n = p_a$ , значение эффективной скорости истечения  $W_{\text{эф}}$  совпадает со значением скорости в выходном сечении сопла  $W_a$ .

### 2.3. Тяга и аэродинамическое сопротивление

В реальных условиях эксплуатации давление на наружную поверхность камеры двигателя может быть переменным и не равным давлению окружающей среды  $p_n$ . Даже при испытании РД на стенде в земных условиях нарушается условие постоянства давления окружающей среды ( $p_n = \text{const}$ ) для наружной поверхности камеры. Это происходит из-за эжектирующего воздействия истекающей

из сопла струи продуктов сгорания на окружающий двигатель воздух. Изобразим на рис. 9 схему обтекания воздухом камеры при испытании РД в земных условиях.

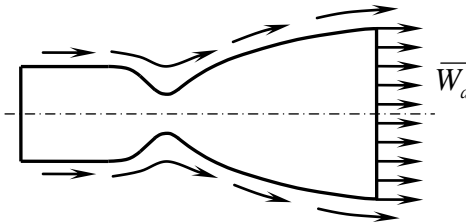


Рис. 9. Схема обтекания воздухом камеры РД при испытаниях в земных условиях

В условиях полёта действительное давление по



наружной поверхности камеры РД может ещё больше отличаться от давления окружающей среды  $p_n$ . Конкретное распределение давления по наружной поверхности камеры зависит:

- от компоновки двигателя на ЛА;
- формы кормовой части аппарата;
- скорости и высоты полёта;
- скорости и высоты полёта;
- угла тангажа (атаки);
- траектории полёта и другие.

Всё перечисленное не позволяет однозначно с требуемой точностью оценить величину аэродинамического сопротивления. Оно оценивается отдельно для каждого конкретного случая с учётом по возможности всех значимых факторов.

Работа двигателя оказывает существенное влияние и на аэродинамические характеристики ракеты. Особенно оно проявляется при установке на ракете многокамерных РД или многодвигательных ДУ. Объясняется это истечением и взаимодействием струй продуктов сгорания, сказывающихся на величине донного давления кормовой части ракеты. Изобразим на рис. 10 и 11 механизм возникновения донного давления на малых и больших высотах соответственно.

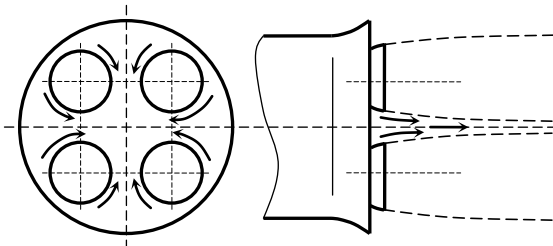


Рис. 10. Донное давление на малой высоте

На малых высотах воздух окружающей среды эжектируется струями из донной области и давление в ней понижается. Это приводит к снижению тяги ДУ.

На больших высотах струи продук-

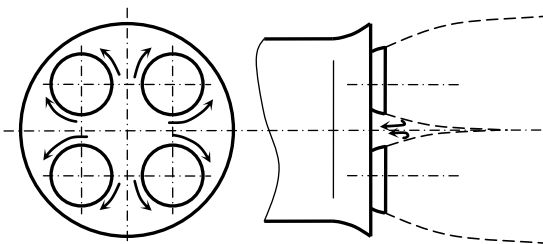


Рис. 11. Донное давление на большой высоте

тов сгорания расширяются сильнее и происходит их смыкание. Образуется обратные токи, создающие повышенное давление в донной области, что и приводит к увеличению тяги ДУ.

## ЛЕКЦИЯ № 5

### 2.4. Режимы работы сопла и тяга камеры на этих режимах

Режим работы сопла определяется соотношением давлений в выходном сечении сопла  $p_a$  и окружающей среды  $p_n$ . Величину

$m = \frac{P_n}{P_a}$  называют степенью нерасчётности работы сопла.

Существуют следующие режимы работы сверхзвукового сопла или сопла Лавала:

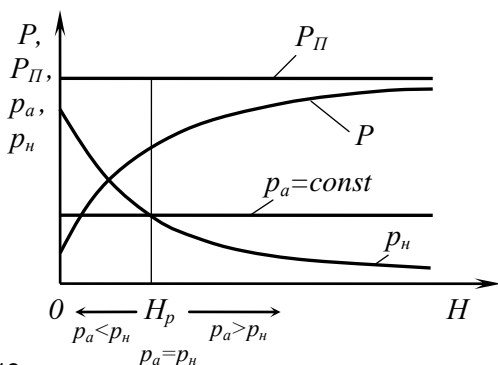
- расчётный, когда  $p_a = p_n$ , а степень нерасчётности  $m = 1$ ;
- недорасширения, когда  $p_a > p_n$ ,  $m < 1$ ;
- перерасширения, когда  $p_a < p_n$ ,  $m > 1$ .

Режим работы сопла может изменяться двумя вариантами:

1.  $p_a = \text{const}$ ,  $p_n = \text{var}$  (внешняя задача);
2.  $p_a = \text{var}$ ,  $p_n = \text{const}$ , (внутренняя задача).

Рассмотрим подробнее эти варианты.

Внешняя задача, когда  $p_a = \text{const}$ ,  $p_n = \text{var}$ .



Этот вариант реализуется при движении ЛА (ракеты) в атмосфере с изменением высоты. Изобразим на рис. 11 изменение тяги камеры РД с изменением высоты полёта.

Из уравнения тяги камеры

$$P = \dot{m}W_a + (p_a - p_n)F_a$$

следует, что уменьшение давления окружающей среды  $p_n$  с увеличением высоты полёта приводит к увеличению тяги. В пустоте, где  $p_n = 0$  тяга камеры максимальна и равна

$$P_n = \dot{m}W_a + p_a F_a.$$

Вспомнить и самостоятельно изобразить форму газовой струи за срезом сопла и вспомнить физическую картину истечения на всех режимах работы сопла. Истечение на режимах недорасширения и перерасширения сопровождается возникновением в струе за соплом системы скачков уплотнения и слабых возмущений.

Внутренняя задача, когда  $p_a = \text{var}$ ,  $p_n = \text{const}$ .

Этот вариант реализуется при регулировании режима работы двигателя.

Тягу камера РД можно записать  $P = \dot{m}W_{\text{эф}}$ .

При  $p_n = \text{const}$ ,  $\dot{m} = \text{const}$ . Давление на срезе сопла  $p_a$  может изменяться в этом случае только за счёт изменения геометрической степени расширения сопла  $\bar{F}_a = \frac{F_a}{F_m}$ .

Установим влияние давления на срезе сопла  $p_a$  на эффективную скорость истечения  $W_{\text{эф}}$ , значит и тягу камеры  $P$ .

Было получено выражение для эффективной скорости истечения

$$W_{\text{эф}} = W_a + \frac{p_a - p_n}{\rho_a W_a}.$$

Чтобы найти значение  $p_a$  при котором  $W_{\text{эф}}$ , достигает экстремума, продифференцируем это уравнение по  $p_a$  и приравняем его нулю.

$$\frac{dW_{\text{эф}}}{dp_a} = \frac{dW_a}{dp_a} + \frac{1}{\rho_a W_a} - \frac{p_a - p_n}{(\rho_a W_a)^2} \frac{d(\rho_a W_a)}{dp_a} = 0. \quad (14)$$

Запишем уравнение Бернулли в дифференциальной форме для энергоизолированного потока газа без трения в сечении на выходе из сопла

$$dp_a + \rho_a W_a dW_a = 0.$$

Из уравнения следует, что  $\frac{dW_a}{dp_a} + \frac{1}{\rho_a W_a} = 0$ .

Тогда уравнение (14) запишется  $\frac{p_a - p_n}{(\rho_a W_a)^2} \frac{d(\rho_a W_a)}{dp_a} = 0$ . (15)

Из уравнения (15) следует, что  $W_{э\phi}$ , а значит и  $P$  достигают экстремума при  $p_a = p_n$ , т.е. на расчётном режиме работы сопла.

Чтобы определить характер экстремума, возьмём вторую производную и определим её знак.

$$\frac{d^2 W_{э\phi}}{dp_a^2} = - \frac{1}{\rho_a W_a} \frac{d(\rho_a W_a)}{dp_a}. \quad (16)$$

Из (16) следует, что  $\frac{d^2 W_{э\phi}}{dp_a^2} < 0$ , т.к.  $\frac{1}{\rho_a W_a} > 0$  и  $\frac{d(\rho_a W_a)}{dp_a} > 0$ .

Поэтому  $W_{э\phi}$ , а значит и  $P$  достигают на расчётном режиме работы сопла, когда  $p_a = p_n$ , максимального значения.

На рис. 13 дадим графическую интерпретацию полученному выводу.

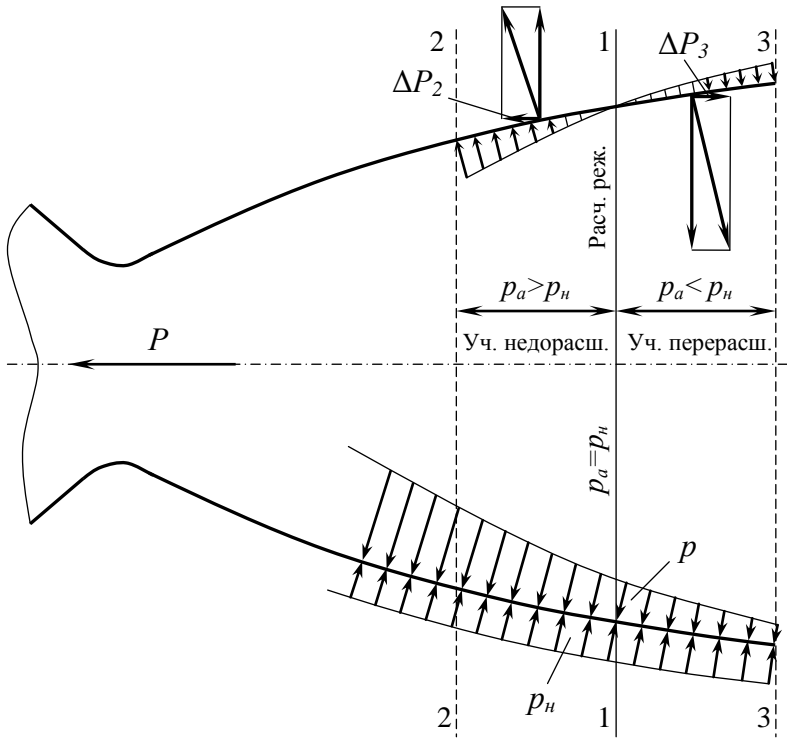


Рис. 13. Работа сопла на различных режимах

Тяга камеры РД с соплами:

✓ 1 – 1. Сопло работает на расчётном режиме, когда  $p_a = p_n$ .

Тяга камеры в это случае  $P = P_p = \dot{m}W_a$ .

✓ 2 – 2. Сопло работает в режиме недорасширения, когда

$$p_a > p_n.$$

Тяга камеры с таким соплом  $P = P_p - \Delta P_2$ .

Камера недобирает часть тяги из-за неполного расширения РТ в сопле.

✓ 3 – 3. Сопло работает в режиме перерасширения, когда  $p_a < p_n$ .

Тяга камеры с таким соплом  $P = P_p - \Delta P_3$ .

Тяга в этом случае снижается из-за превышения  $p_n$  над  $p_a$  на участке перерасширения. Этот участок сопла даёт отрицательную силу тяги.

**Вывод.** Камера с соплом, работающим на расчётном режиме, даёт максимальную тягу. На нерасчётных режимах работы сопла тяга камеры снижается.

На режимах перерасширения, когда  $p_a < p_n$ , система скачков уплотнения может проникать вовнутрь сопла и при больших степенях расширения приводить к отрыву потока РТ от стенок сопла. Это приводит к повышению тяги камеры, т.к. часть участка перерасширения сопла, создающего отрицательную силу тяги, выключается из работы.

## ЛЕКЦИЯ № 6

### 2.5. Удельные параметры камеры

#### 2.5.1. Удельный импульс тяги

Удельный импульс тяги камеры  $I_y$  представляет собой отношение тяги, развиваемой камерой, к массовому расходу рабочего тела или топлива через камеру  $\dot{m}$ .

$$I_y = \frac{P}{\dot{m}}. \quad (17)$$

Допускается  $I_y$  называть сокращённо «удельный импульс».

Удельный импульс – один из важнейших параметров камеры и ракетного двигателя. Его величина оценивает совершенство рабочего процесса в камере РД и эффективность применяемого топлива.

Различают удельный импульс тяги:

- в пустоте, где  $p_n = 0$

$$I_{y.n} = \frac{P_n}{\dot{m}} = W_a + \frac{p_a F_a}{\dot{m}}; \quad (18)$$

- на любой высоте, где  $p_n \neq 0$

$$I_{y.H} = I_y = I_{y.n} - \frac{p_n F_a}{\dot{m}}; \quad (19)$$

- на расчётном режиме работы сопла, когда  $p_a = p_n$ .

$$I_{y.p} = \frac{P_p}{\dot{m}} = W_a. \quad (20)$$

Очевидно, что 
$$I_y = I_{y.n} - \frac{p_n}{\rho_a W_a}. \quad (21)$$

Воспользовавшись понятием эффективной скорости истечения, на всех режимах работы сопла имеем

$$I_y = W_{эф}. \quad (22)$$

В международной системе единиц измерений (СИ) удельный импульс тяги  $I_y$  имеет размерность  $\frac{Hc}{кг} = \frac{кг м с}{с^2 кг} = \frac{м}{с}$ , т.е. скорости и как это видно из выражения (22) численно равен эффективной скорости истечения.

В РДТТ затруднительно определить мгновенные значения массового расхода топлива  $\dot{m}$ . Поэтому для РДТТ  $I_y$  определяют в некотором интервале времени  $\tau$  (за  $\tau$  чаще всего принимают время работы двигателя) как среднее значение

$$I_{y.c} = \frac{\int_0^{\tau} P d\tau}{\int_0^{\tau} \dot{m} d\tau}. \quad (23)$$

В практике РДТТ  $I_{y.c}$  называют также единичным импульсом.

Если  $\tau$  – время работы двигателя, то

$$I_{y.c} = \frac{\int_0^{\tau} P d\tau}{m_T}, \quad (24)$$

где  $m_T = \int_0^{\tau} \dot{m} d\tau$  – масса заряда твёрдого ракетного топлива.

Для современных ХРД значения удельного импульса тяги составляют:

$$\text{ЖРД} - I_y = 2500 \dots 4500 \text{ м/с},$$

$$\text{РДТТ} - I_y = 2100 \dots 2950 \text{ м/с}.$$

### 2.5.2. Удельный расход топлива

Под удельным расходом топлива камеры  $C_y$  понимается отношение массового расхода топлива или рабочего тела через камеру к тяге камеры

$$C_y = \frac{\dot{m}}{P}. \quad (25)$$

Удельный расход топлива обратно пропорционален удельному импульсу. Он является характеристикой экономичности РД, однако менее употребительной, чем удельный импульс тяги.  $C_y$  широко используется для оценки экономичности авиационных двигателей.

Удельный расход топлива – это расход топлива, необходимый для получения единицы тяги конкретной камерой РД.

У современных ХРД  $C_y$  имеет следующие значения:

$$\text{ЖРД} - C_y = 0,8 \dots 1,5 \frac{\text{кг}}{\text{Н ч}},$$

$$\text{РДТТ} - C_y = 1,3 \dots 1,8 \frac{\text{кг}}{\text{Н ч}}.$$



Для сравнения у ВРД  $C_y = 0,06 \dots 0,15 \frac{\text{кг}}{\text{Нч}}$ . Это объясняется тем, что они в качестве окислителя используют воздух окружающей среды и  $C_y$  вычисляется лишь по расходу горючего.

### 2.5.3. Расходный комплекс и характеристическая скорость

Расходный комплекс  $\beta$  представляет собой произведение давления в каком-либо сечении камеры сгорания на площадь минимального сечения сопла, отнесённое к массовому расходу топлива через камеру.

В зависимости от целей и вида анализа в расходный комплекс входит давление в том или ином характерном сечении камеры, чаще это сечение камеры на входе к. Применительно к этому сечению можно записать выражение для расходного комплекса

$$\beta = \frac{p_k F_m}{\dot{m}}. \quad (26)$$

На рис. 14 изобразим камеру сгорания с докритической частью сопла и характерными сечениями.

В идеальном случае, имеющим место в идеальном РД, при малой скорости РТ в сечении с на входе в камеру сгорания при отсутствии необратимых процессов в камере имеем  $p_k = p_{oc} = p_{o.m}$ .

Числитель в выражении (26)  $p_k F_m$  – это сила, действующая на переднюю стенку камеры площадью  $F_m$ , Эта сила называется основной составляющей тяги камеры РД. Тогда расходный комплекс  $\beta$  это составляющая удельного импульса тяги, поэтому размерности  $\beta$  и  $I_y$  совпадают.

Величина расходного комплекса  $\beta$  может быть определена теоретически и экспериментально, т.к. все

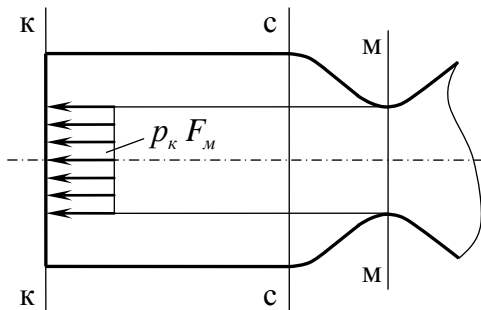


Рис. 14. К определению расходного комплекса

входящие в неё параметры можно измерить при огневом испытании ракетного двигателя.

Сравнение экспериментального значения расходного комплекса с теоретическим используют для оценки совершенства процессов в камере сгорания.

Для оценки совершенства процессов в камере сгорания с докритической частью сопла используется характеристическая скорость в камере  $C_*$

$$C_* = \frac{p_{o,m} F_M \mu_c}{\dot{m}}, \quad (27)$$

где  $p_{o,m}$  – давление торможения в в минимальном сечении сопла,  $\mu_c = \dot{m}/\dot{m}_{ид}$  – коэффициент расхода сопла.

Введение в выражение для  $C_*$  параметров  $p_{o,m}$  и  $\mu_c$  позволяет учитывать отличие реальных процессов от идеальных в камере сгорания и суживающейся докритической части сопла.

## 2.5. Тяговый комплекс и коэффициент тяги

Тяговый комплекс  $K_p$  представляет собой отношение тяги камеры к произведению давления в каком-либо сечении камеры сгорания на площадь минимального сечения сопла.

Применительно к сечению к-к на входе в камеру можно записать

$$K_p = \frac{P}{p_k F_M} \text{ или } K_p = \frac{I_y}{\beta}. \quad (28)$$

Тяговый комплекс  $K_p$  показывает во сколько раз тяга камеры больше её основной составляющей  $p_k F_M$  или удельный импульс тяги  $I_y$  больше расходного комплекса  $\beta$ .

Тяговый комплекс  $K_p$  в основном является характеристикой сопла. Относительный вклад сопла в создание тяги оценивается величиной

$$\frac{I_y - \beta}{I_y} = 1 - \frac{1}{K_p}.$$

Видно, что чем больше  $K_p$ , тем значительнее роль сопла в создании тяги.

Величина  $K_p$  зависит:

- ✓ от размеров сопла, т.е. геометрической степени его расширения  $\bar{F}_a$ ;
- ✓ режима работы сопла;
- ✓ состава рабочего тела.

Для созданных и эксплуатируемых ЖРД действительные значения тягового комплекса  $K_p$  находятся в интервале 1,2...2,0.

Различают тяговый комплекс в пустоте ( $p_n = 0$ ), на произвольной пустоте, ( $p_n \neq 0$ ) и на расчётном режиме ( $p_a = p_n$ ).

Тяговый комплекс в пустоте камеры конкретного РД

$$K_{p_n} = \frac{P_n}{p_k F_m}$$

максимален по величине.

Параллельно с тяговым комплексом  $K_p$  используют коэффициент тяги  $K_T$ , который представляет собой

$$K_T = \frac{P}{p_{o.m} F_m \mu_c} = \frac{I_y}{C_*}. \quad (29)$$

Сравнение экспериментальных значений  $K_p$  и  $K_T$  с теоретическими позволяет оценить степень совершенства процессов в сопле.

## ЛЕКЦИЯ № 7

### 2.6. Составляющие тяги и тягового комплекса

Тягу камеры можно представить следующими четырьмя составляющими:

$$P = P_n - p_n F_a = p_\kappa F_m + \Delta P_2 + \Delta P_3 - p_n F_a \text{ или}$$

$$P = \Delta P_1 + \Delta P_2 + \Delta P_3 - \Delta P_4, \quad P_n = \Delta P_1 + \Delta P_2 + \Delta P_3.$$

Соответственно для тягового комплекса имеем

$$K_P = K_{P_n} - \Delta K_{P_4} = \Delta K_{P_1} + \Delta K_{P_2} + \Delta K_{P_3} - \Delta K_{P_4}.$$

Покажем на рис. 15 местоположение составляющих тяги камеры:

1.  $\Delta P_1 = p_\kappa F_m$  – неуравновешенная сила, приложенная к внутреннему или огневому днищу смесительной головки камеры площадью  $F_m$ . Это основная составляющая тяги камеры.

2.  $\Delta P_2$  – сила, возникающая за счёт большего давления на кольцевой элемент огневого днища смесительной головки  $F_\kappa - F_m$ , чем на докритическую часть сопла. Силы от давления, действующего на боковые поверхности камеры, уравниваются, т.к. камера симметрична относительно оси.

$\Delta P_1 + \Delta P_2$  – это тяга в пустоте, создаваемая камерой без сверхкритической части сопла. Такую камеру часто называют очковой.

3.  $\Delta P_3$  – сила от действия давления РТ на внутреннюю поверхность закритической части сопла.

4.  $\Delta P_4 = p_n F_a$  – это сила, создаваемая внешней поверхностью камеры, за счёт воздействия давления на неё давления окружающей среды.

Проведём количественный анализ этих четырёх составляющих тяги.

Преобразуем уравнение тяги и тягового комплекса в пустоте к требуемому виду.

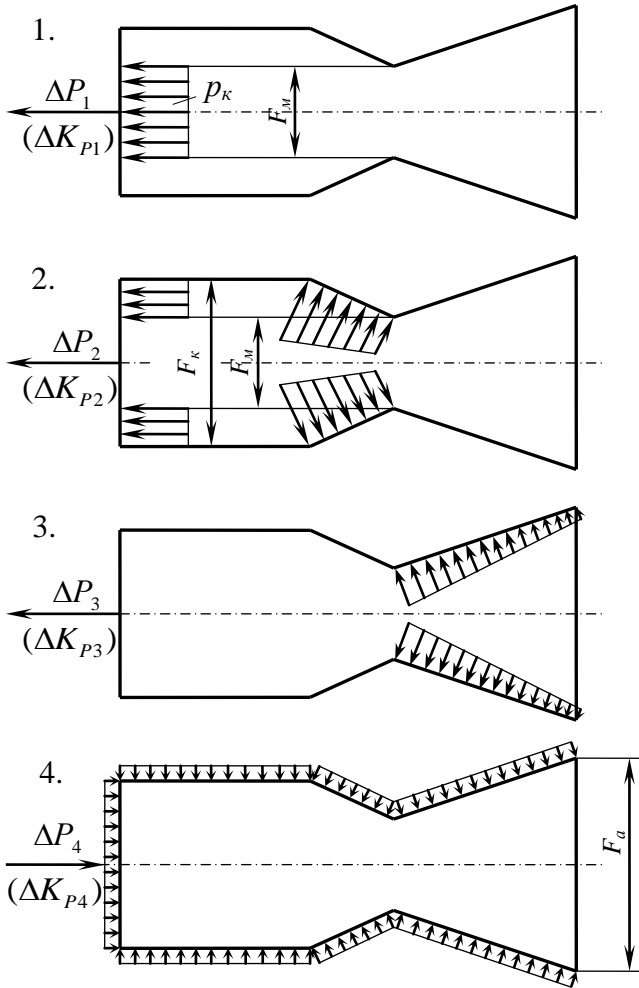


Рис. 15. Местоположение составляющих тяги

$$P_n = \dot{m}W_a + p_a F_a = p_a F_a \left( 1 + \frac{\dot{m}W_a}{p_a F_a} \right).$$

Для идеальных процессов, имеющих место в камере идеального РД можно записать

$$\dot{m} = \rho_a W_a F_a, \quad \frac{p_a}{\rho_a} = RT_a, \quad a_a = \sqrt{nRT_a}, \quad M_a = \frac{W_a}{a_a}, \quad M_a^2 = \frac{W_a^2}{nRT_a}.$$

Учитывая эти выражения, получим

$$P_n = p_a F_a (1 + n M_a^2),$$

где  $n$  – средний показатель изоэнтропы расширения. Тогда тяговый комплекс в пустоте

$$K_{P_n} = \frac{P_n}{p_\kappa F_M} (1 + n M_a^2) = \bar{F}_a \frac{1}{\varepsilon} (1 + n M_a^2). \quad (30)$$

Выразив все входящие в уравнение (30) величины через коэффициент скорости  $\lambda_a$  и отношение давлений  $p_a/p_\kappa$ , после соответствующих преобразований получим

$$K_{P_n} = 2 \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{1}{n-1}} (\lambda_a^2 + 1) \frac{1}{\lambda_a^2}, \quad (31)$$

$$K_{P_n} = 2 \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{1}{n-1}} \frac{n}{\sqrt{n^2 - 1}} \sqrt{1 - \left( \frac{p_a}{p_\kappa} \right)^{\frac{n-1}{n}}} \left[ 1 + \frac{n-1}{2n} \frac{\left( \frac{p_a}{p_\kappa} \right)^{\frac{n-1}{n}}}{1 - \left( \frac{p_a}{p_\kappa} \right)^{\frac{n-1}{n}}} \right]. \quad (32)$$

Из полученных уравнений (31) и (32) следует, что  $K_{P_n}$  зависит от степени расширения рабочего тела в сопле  $\varepsilon = \frac{p_\kappa}{p_a}$  и среднего показателя изоэнтропы расширения  $n$ .

Первая составляющая тягового комплекса

$$\Delta K_{P_1} = \frac{\Delta P_1}{p_\kappa F_M} = \frac{p_\kappa F_M}{p_\kappa F_M} = 1. \quad (33)$$

Положив в выражении (31)  $\lambda_a = 1$  получим тяговый комплекс в пустоте камеры без сверхкритической расширяющейся части сопла

$$K_{P_n(\lambda_a=1)} = \Delta K_{P_1} + \Delta K_{P_2} = 2 \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{1}{n-1}}. \quad (34)$$

Отсюда 
$$\Delta K_{P_2} = 2 \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{1}{n-1}} - 1. \quad (35)$$

При среднем показателе изэнтропы расширения  $n = 1,1 \dots 1,3$ , характерном для продуктов сгорания современных топлив,  $\Delta K_{P_2} = 0,228 \dots 0,255$ . Это означает, что  $\Delta P_2$  составляет 23...26% от основной составляющей тяги камеры  $p_\kappa F_M$ .

Составляющая тягового комплекса от внутренней поверхности сверхкритической части сопла

$$\Delta K_{P_3} = K_{P_n} - K_{P_n(\lambda_a=1)} = K_{P_n} - \Delta K_{P_1} - \Delta K_{P_2}.$$

Учитывая выражения (32) и (34), получим

$$\Delta K_{P_3} = 2 \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{1}{n-1}} \left\{ \frac{n}{\sqrt{n^2-1}} \sqrt{1 - \left( \frac{p_a}{p_\kappa} \right)^{\frac{n-1}{n}}} \left[ 1 + \frac{n-1}{2n} \frac{\left( \frac{p_a}{p_\kappa} \right)^{\frac{n-1}{n}}}{1 - \left( \frac{p_a}{p_\kappa} \right)^{\frac{n-1}{n}}} \right] - 1 \right\}. \quad (36)$$

Из уравнения (36) следует, что  $\Delta K_{P_3}$ , а значит и составляющая тяги камеры от внутренней поверхности сверхкритической части сопла,  $\Delta P_3$  зависят от  $n$ , т.е. состава продуктов сгорания, и степени расширения рабочего тела в сопле  $\varepsilon = \frac{p_\kappa}{p_a}$ .

Составляющая тяги увеличивается с ростом  $\varepsilon$  и уменьшением  $n$ .

При  $n = 1,15$  и  $\varepsilon = 10 \dots 100$ , составляющая тягового комплекса от внутренней поверхности сверхкритической части сопла  $\Delta K_{P_3} = 0,25 \dots 0,55$ . Это означает, что  $\Delta P_3$  составляет 25...55% от основной составляющей тяги камеры  $p_\kappa F_M$ . Доля тяги сопла в пустоте  $\Delta P_2 + \Delta P_3$ , достигает в этом случае 80% от основной её со-

ставляющей  $\Delta P_1 = p_\kappa F_M$ , т.е. роль сопла в создании тяги и удельного импульса тяги значительна.

Доля тяги сопла в тяге камеры непрерывно растёт из-за увеличения степени расширения рабочего тела в сопле  $\varepsilon$ . При  $\varepsilon = 500 \dots 5000$  и более она может значительно превысить основную составляющую тяги камеры  $p_\kappa F_M$ .

Определим, что может дать в пределе сопло камеры РД. Для этого положим  $\frac{p_a}{p_\kappa} \rightarrow 0$ , тогда из уравнения (31) получим

$$K_{P_n \max} = 2 \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{1}{n-1}} \frac{n}{\sqrt{n^2-1}}.$$

$$\Delta K_{P3 \max} = K_{P_n \max} - K_{P_n (\lambda_a=1)} = 2 \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{1}{n-1}} \left( \frac{n}{\sqrt{n^2-1}} - 1 \right).$$

При характерных значениях  $n=1,1 \dots 1,3$   $K_{P_n \max} = 2,95 \dots 1,96$ , а  $\Delta K_{P3 \max} = 1,72 \dots 0,71$ .

Составляющая тягового комплекса от воздействия давления окружающей среды на наружную поверхность камеры

$$\Delta K_{P4} = \frac{p_n F_a}{p_\kappa F_M} = \frac{p_n}{p_\kappa} \bar{F}_a. \quad (37)$$

Составляющая тяги, создаваемой наружной поверхностью камеры  $\Delta P_4$  имеет знак минус. Она снижает тягу камеры. Воздействие окружающей среды всегда приводит к снижению тяги камеры.

Из уравнения (37) следует, что  $\Delta P_4$  снижается, когда уменьшаются значения  $p_n/p_\kappa$  и  $\bar{F}_a$ .

$$\text{Окончательно } K_P = K_{P_n} - \Delta K_{P4}.$$

Характер изменения  $K_P$  от  $p_a$  аналогичен характеру изменению тяги. Величина тягового комплекса максимальна для расчётного режима работы сопла. Она уменьшается при отклонении режима рабо-



ты сопла от расчётного. Интенсивность изменения  $K_p$  снижается с увеличением давления в камере сгорания.

## 2.7. Основные параметры двигателя

### 2.7.1. Тяга, суммарный импульс и мощность

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

$$P_{\text{дв}} = \sum_{i=1}^n P_i \cos \delta_i + \Delta P_{\text{дон}}, \quad (38)$$

где  $n$  – общее число камер в двигателе, включая рулевые,  $\delta_i$  – угол между осью  $i$ -ой камеры и осью аппарата  $\Delta P_{\text{дон}}$  – тяга выхлопных патрубков или утилизационных сопел ТНА и других элементов, создающих положительный или отрицательный вклад в тягу двигателя.

В теории РД широко используется понятие импульса тяги двигателя или суммарного импульса  $I_{\Sigma}$

$$I_{\Sigma} = \int_0^{\tau} P_{\text{дв}} d\tau, \quad (39)$$

где  $\tau$  – полное время работы двигателя.

Используя выражение (24) для среднего удельного импульса тяги, можно записать,

$$I_{\Sigma} = I_{y.c} m_T,$$

где  $m_T$  выработанного за время работы двигателя  $\tau$  топлива.

Среднее значение удельного импульса тяги  $I_{y.c}$  чаще всего используется в РДГТ.

Понятие мощность двигателя очень редко употребляется в теории и практике РД.

Под мощностью ракетного двигателя понимают кинетическую энергию вытекающей струи рабочего тела в единицу времени, т.е. кинетическую мощность реактивной струи

$$N_w = \dot{m} \frac{W_a^2}{2} = \frac{1}{2} P_p W_a. \quad (40)$$

Тяговая мощность ракетного двигателя

$$N_p = P_{\partial\epsilon} V, \quad (41)$$

где  $V$  – скорость движения ЛА, на котором установлен РД.

### 2.7.2. Удельный импульс тяги и удельная масса

Удельный импульс тяги двигателя  $I_{y.\partial\epsilon}$  представляет собой отношение тяги двигателя  $P_{\partial\epsilon}$  к полному массовому расходу топлива через двигатель.

Согласно определению

$$I_{y.\partial\epsilon} = \frac{P_{\partial\epsilon}}{\sum_i^n \dot{m}_i + \dot{m}_{\partial on}} = \frac{P_{\partial\epsilon}}{\dot{m} + \dot{m}_{\partial on}}, \quad (42)$$

где  $\dot{m} = \sum_i^n \dot{m}_i$  – массовый расход топлива через все  $n$  камер двигателя, включая и рулевые;  $\dot{m}_{\partial on}$  – дополнительный массовый расход топлива для привода агрегатов системы подачи топлива (ЖРД без дожигания генераторного газа) и на другие вспомогательные нужды.

Можно записать 
$$I_{y.\partial\epsilon} = \frac{P_{\partial\epsilon}}{\dot{m}(1 + \bar{m}_{\partial on})}, \quad (43)$$

где  $\bar{m}_{\partial on} = \frac{\dot{m}_{\partial on}}{\dot{m}}$  – относительный массовый расход дополнительного топлива. Он может составлять у РД от нуля до нескольких единиц процентов.

Удельной массой РД называют отношение массы двигателя в рабочем состоянии к развиваемой им наибольшей тяге на основном режиме.

Этот параметр применим лишь к ЖРД, потому что массу РДТТ трудно отделить от массы собственно аппарата.

Рабочим считают такое состояние ЖРД, при котором магистрали и агрегаты двигателя заполнены компонентами топлива. Поэтому массу в рабочем состоянии обозначают  $m_{\text{двз}}$ . Тогда удельная масса двигателя согласно определению запишется

$$m_y = \frac{m_{\text{двз}}}{P_{\text{дв}}} . \quad (44)$$

Величина  $m_y$  характеризует конструктивное, технологическое и энергетическое совершенство двигателя.

Удельная масса зависит от схемы двигателя, его назначения, применяемого топлива и размерности

Современные ЖРД имеют удельную массу  $m_y = 0,8 \dots 4,0$  кг/кН (г/Н). Меньшие значения характерны для ЖРД большой тяги.

ВРД имеют удельную массу примерно на порядок больше, чем ЖРД. Это означает, что им требуется для создания единицы тяги существенно бóльшая масса конструкции.

## ЛЕКЦИЯ № 8

### 3. ВЗАИМОСВЯЗЬ ПАРАМЕТРОВ РАКЕТЫ ДВИГАТЕЛЯ И ТОПЛИВА

#### 3.1. Формула Циолковского, идеальная, характеристическая и конечная скорости аппарата

Движение центра масс аппарата (ракеты) под действием силы тяги  $\bar{P}$  при отсутствии поля тяготения и сопротивления окружающей среды описывается векторным уравнением вида

$$m \frac{d\bar{V}}{d\tau} = \bar{P}, \quad (45)$$

где  $m$  – текущая масса аппарата;  $\bar{V}$  – скорость движения аппарата;  $\tau$  – время.

Для случая, когда направление вектора тяги совпадает с направлением вектора скорости и отсутствуют потери тяги из-за работы системы управления движением аппарата относительно центра масс, т.е. рассматривается прямолинейное движение аппарата, уравнение (45) запишется

$$m \frac{dV}{d\tau} = P. \quad (46)$$

Масса аппарата в любой текущий момент времени

$$m = m_0 - \int_0^{\tau} \dot{m} d\tau, \quad (47)$$

где  $m_0$  – начальная масса аппарата,  $\dot{m}$  – расход отбрасываемой от аппарата массы.

Тяга РД в общем случае через эффективную скорость истечения

$$P = \dot{m} W_{эф},$$

где  $\dot{m}$  – массовый расход топлива или рабочего тела через двигатель. Топливо или рабочее тело берутся с борта аппарата, поэтому

$$\dot{m} = -\frac{dm}{d\tau}.$$

Тогда 
$$m \frac{dV}{d\tau} = -\frac{dm}{d\tau} W_{\text{эф}} \quad \text{или} \quad (48)$$

$$dV = -W_{\text{эф}} \frac{dm}{m}. \quad (49)$$

Интегрирование уравнения (49) проведём за время активного участка полёта  $\tau_n$ , т.е. с работающим двигателем, при следующих граничных условиях:

$$\tau = 0: \quad V = V_0, \quad m = m_0;$$

$$\tau = \tau_n: \quad V = V_{\text{max}}, \quad m = m_{\kappa}.$$

$$\int_{V_0}^{V_{\text{max}}} dV = -W_{\text{эф}} \int_{m_0}^{m_{\kappa}} \frac{dm}{m}.$$

В результате получаем

$$V_{\text{max}} - V_0 = W_{\text{эф}} \ln \left( \frac{m_0}{m_{\kappa}} \right) \quad \text{или} \quad (50)$$

$$V_{\text{max}} - V_0 = W_{\text{эф}} \ln \mu_{\kappa}, \quad (51)$$

где  $\mu_{\kappa}$  – массовое число аппарата (ракеты).

$$\mu_{\kappa} = \frac{m_0}{m_{\kappa}} \quad (52)$$

Выражение (51) называют формулой К.Э. Циолковского, т.к. оно было получено им впервые.

Учитывая, что  $m_0 = m_{\kappa} - \int_0^{\tau_n} \dot{m} d\tau = m_{\kappa} + m_{\Gamma}$ , формулу Циолковского можно записать в виде

$$V_{\text{max}} = V_0 + W_{\text{эф}} \ln(K_{\text{ц}} + 1), \quad (53)$$

где  $K_{\text{ц}}$  – число Циолковского.

$$K_{\text{ц}} = \frac{m_{\Gamma}}{m_{\kappa}}, \quad (54)$$

где  $m_t$  – масса выработанного топлива.

Максимальную скорость полёта ракеты в конце активного участка траектории при принятых допущениях называют идеальной. Если  $V_0 = 0$ , то получаем

$$V_{u0} = W_{эф} \ln \mu_k = I_{y.n} \ln \mu_k, \quad (55)$$

В реальных условиях полёта ЛА неизбежны потери идеальной скорости из-за земного тяготения, аэродинамического сопротивления, влияния давления окружающей среды на тягу и ряда других причин. Действительную скорость ракеты в конце активного участка траектории называют конечной. Для неё можно записать:

$$V_k = V_{u0} - \sum_{i=1}^n \Delta V_{udi}, \quad (56)$$

где  $\sum_{i=1}^n \Delta V_{udi}$  – сумма потерь идеальной скорости из-за действия  $n$  факторов реального полёта ракеты.

Идеальную скорость, определяемую по известному значению конечной скорости  $V_k$  и сумме потерь идеальной скорости  $\sum_{i=1}^n \Delta V_{udi}$  называют характеристической. Согласно данному определению можно записать

$$V_{u0} = V_k + \sum_{i=1}^n \Delta V_{udi}. \quad (57)$$

Для вывода искусственного спутника Земли (ИСЗ) конечная скорость ракеты должна быть больше первой космической скорости, составляющей 7,91 км/с у поверхности Земли. Для полётов в пределах солнечной системы на Луну, Марс, Венеру – второй космической скорости, равной 11,19 км/с у поверхности Земли, а для полётов за пределами солнечной системы – третьей космической скорости, имеющей значение 16,70 км/с у поверхности Земли.

При современных химических топливах первая космическая скорость может быть достигнута при массе топлива, составляющей 90% от общей массы ракеты на старте. Создать такую ракету весьма трудно.

Для получения больших конечных скоростей используют многоступенчатые ракеты. Скорость последней ступени такой ракеты в конце активного участка траектории будет

$$V_{\kappa} = \sum_{i=1}^n \Delta V_{\kappa i}, \quad (58)$$

где  $\Delta V_{\kappa i} = V_{\kappa i} - V_{0i}$  – приращение конечной скорости  $i$ -ой ступени, а  $n$  – число ступеней ракеты-носителя.

### 3.2. Массовые характеристики аппарата и продолжительность активного участка полёта

Основными массовыми характеристиками ЛА (ракеты) являются:

- ✓ массовое число  $\mu_{\kappa} = \frac{m_0}{m_{\kappa}}$ ;
- ✓ число Циолковского  $K_{\text{ц}} = \frac{m_{\text{т}}}{m_{\kappa}}$ ;
- ✓ относительная масса топлива, запасённого на аппарате,

$$\Lambda = \frac{m_{\text{т}}}{m_0}; \quad (59)$$

- ✓ коэффициент конструктивного совершенства аппарата

$$\sigma_{\kappa} = \frac{V_{\text{т}}}{m_{\kappa}}, \quad (60)$$

где  $V_{\text{т}}$  – объём топлива.

Используя соотношения  $m_0 = m_{\text{т}} + m_{\kappa}$  и  $m_{\text{т}} = \rho_{\text{т}} V_{\text{т}}$  можно установить связь между различными массовыми характеристиками аппарата, например,

$$\sigma_{\kappa} = \frac{\Lambda}{\rho_{\text{т}}(1 - \Lambda)}.$$

Получить эти зависимости студентам самостоятельно при подготовке к контрольному опросу.

При более детальном и тщательном анализе массовых характеристик используют ещё:

- ✓ коэффициент массы полезного груза

$$\mu_{n,z} = \frac{m_0}{m_{n,z}}, \quad (61)$$

где  $m_{n,z}$  – масса полезного груза;

- ✓ коэффициент массового совершенства аппарата

$$\alpha = \frac{m_{кон}}{m_T}, \quad (62)$$

где  $m_{кон}$  – масса конструкции аппарата.

Коэффициент массового совершенства аппарата используется преимущественно в теории РДТТ.

Два последних коэффициента имеют следующую связь между собой через массовое число  $\mu_k$

$$\alpha = \mu_k \left[ 1 - \frac{1}{(\mu_k - 1)\mu_{n,z}} \right]. \quad (63)$$

При условии неизменности массового расхода топлива ( $\dot{m} = const$ ), что близко к действительности, имеем

$$\frac{1}{\mu_k} = \frac{m_k}{m_0} = \frac{m_0 - m_T}{m_0} = 1 - \frac{\dot{m} \tau_n}{m_0}. \quad (64)$$

Учитывая, что  $\dot{m} = \frac{P}{W_{эф}} = \frac{P_0}{I_{y,0}}$ , где  $P_0$  и  $I_{y,0}$  – тяга и удельный

импульс тяги РД в момент старта ракеты, когда  $\tau = 0$ , запишем

$$\tau_n = \frac{m_0}{\dot{m}} \left( 1 - \frac{1}{\mu_k} \right) = \frac{m_0 I_{y,0}}{P_0} \left( 1 - \frac{1}{\mu_k} \right). \quad (65)$$

Начальной тяговооружённостью ракеты  $\epsilon_0$  называют отношение тяги  $P_0$  к весу аппарата  $G_0$  на старте. Согласно определению можно записать



$$\epsilon_0 = \frac{P_0}{G_0} = \frac{P_0}{m_0 g_0} = \frac{a_0}{g_0}. \quad (66)$$

С учётом выражения (66) окончательно получаем уравнение для расчёта продолжительности активного участка траектории  $\tau_n$

$$\tau_n = \frac{I_{y,0}}{\epsilon_0 g_0} \left( 1 - \frac{1}{\mu_k} \right). \quad (67)$$

Из уравнения (67) следует, что в отличие от  $V_{ud}$ , определяемой только двумя параметрами  $\mu_k$  и  $I_y$  время  $\tau_n$  зависит ещё и от третьего параметра  $\epsilon_0$ , характеризующего ускорение аппарата и в какой-то мере длительность работы двигателя. Этими же тремя параметрами определяется и путь, пройденный ракетой в идеальных условиях за время работы двигателя.

## ЛЕКЦИЯ № 9

### 3.3. Влияние параметров ракеты и двигателя на скорость полёта

Анализ проведём для одноступенчатой ракеты. Его результаты применимы и для ступени многоступенчатой ракеты.

Запишем формулу Циолковского в виде

$$V_{ud} = I_{y,n} \ln \mu_k, \quad (68)$$

Из уравнения (68) следует, что  $V_{ud}$  возрастает прямо пропорционально увеличению  $I_{y,n}$  двигателя при постоянном массовом числе ракеты  $\mu_k$ .

Расчёты и практика показывают, что для межконтинентальной баллистической ракеты с дальностью полёта  $L=12000$  км и удельным импульсом тяги в пустоте  $I_{y,n}=2500$  м/с увеличение  $I_{y,n}$  на 1% приводит к возрастанию дальности полёта  $L$  на 600 км, а для баллистической ракеты с  $L=2500$  км и тем же  $I_{y,n}$  – примерно на 70 км.

При фиксированной  $L$  рост удельного импульса тяги  $I_y$  позволяет увеличить массу полезного груза  $m_{n.z}$ .

Для ракет-носителей космических аппаратов рост  $I_y$  означает либо увеличение высоты орбиты  $H$ , либо при той же  $H$  увеличение массы полезного груза  $m_{n.z}$ .

При фиксированных  $L$  или  $H$  и  $m_{n.z}$  увеличение  $I_y$  уменьшает стартовую массу аппарата  $m_0$ .

Сказанным объясняется одна из основных тенденций современного ракетного двигателестроения повышение  $I_y$ .

Из уравнения (68) следует, что  $V_{ud}$  увеличивается и с ростом массового числа аппарата (ракеты)  $\mu_\kappa = \frac{m_0}{m_\kappa}$ . Массовое число  $\mu_\kappa$  увеличивается, когда  $m_0$  растёт, а  $m_\kappa$  снижается. Или

$$\mu_\kappa = K_u + 1 = \frac{m_T}{m_\kappa} + 1, \text{ тогда } \mu_\kappa \uparrow, \text{ когда } m_T \uparrow, \text{ а } m_\kappa \downarrow.$$

Используя метод эквивалентов, покажем какое изменение массового числа может скомпенсировать определённое изменение удельного импульса тяги.

Условие равенства влияния массового числа аппарата  $\mu_\kappa$  и  $I_y$  на  $V_{ud}$  означает, что значение  $V_{ud} = const$ , а  $dV_{ud} = 0$ .

Из формулы Циолковского (68), используя условие  $dV_{ud} = 0$ , получим

$$\frac{d\mu_\kappa}{\mu_\kappa} = -\frac{dI_{y.n}}{I_{y.n}} \ln \mu_\kappa. \quad (69)$$

Если  $\frac{dI_{y.n}}{I_{y.n}} = 0,01$ , т.е. относительное изменение  $I_{y.n}$  составляет

1%, то эквивалентное ему изменение  $\mu_\kappa$  будет

$$\frac{d\mu_{\kappa}}{\mu_{\kappa}} = -0,01 \cdot \ln \mu_{\kappa}. \quad (70)$$

Знак минус означает, что увеличение  $I_{y.n}$  может быть компенсировано уменьшением  $\mu_{\kappa}$  и наоборот.

Из уравнения (70) следует, что при  $\mu_{\kappa} > e$  ( $e = 2,71828$ ) влияние на  $V_{уд}$  одинакового относительного изменения  $\mu_{\kappa}$  меньше, чем  $I_{y.n}$ . Поэтому для компенсации изменения  $I_{y.n}$  на 1% требуется противоположное изменение  $\mu_{\kappa}$  более чем на 1%.

Для увеличения массового числа ступени ракеты  $\mu_{\kappa}$  следует совершенствовать конструкцию ракеты и двигателя в том числе. Радикальным способом увеличения  $\mu_{\kappa}$  является переход к многоступенчатым системам (ракетам).

Исследуем влияние массы двигателя  $m_{дв}$  на максимальную скорость полёта ракеты в конце активного участка траектории  $V_{уд}$ . Масса двигателя является составной частью конечной массы аппарата  $m_{\kappa}$ . При анализе примем, что в  $m_{\kappa}$  изменяется только  $m_{дв}$ , тогда можно записать  $dm_{дв} = dm_{\kappa}$ .

Рассмотрим два варианта.

1. Вариант заданной массы топлива ( $m_{\text{Т}} = m_0 - m_{\kappa} = \text{const}$ ).

Для этого варианта относительное изменение массового числа

$$\mu_{\kappa} = \frac{m_0}{m_{\kappa}} = \frac{m_{\text{Т}}}{m_{\kappa}} + 1 \text{ запишется}$$

$$\frac{d\mu_{\kappa}}{\mu_{\kappa}} = -\frac{1}{\mu_{\kappa}} \frac{m_{\text{Т}}}{m_{\kappa}} \frac{dm_{\kappa}}{m_{\kappa}}. \quad (71)$$

Подставив полученное выражение (71) в уравнение (69) и учитывая, что  $dm_{дв} = dm_{\kappa}$ , получим

$$\frac{dm_{дв}}{m_{дв}} = \frac{m_{\kappa}}{m_{дв}} \frac{\mu_{\kappa}}{\mu_{\kappa} - 1} \ln \mu_{\kappa} \frac{dI_{y.n}}{I_{y.n}}. \quad (72)$$

Если  $\frac{dI_{y.n}}{I_{y.n}} = 0,01$ , т.е. относительное изменение  $I_{y.n}$  составляет

1% то эквивалентное ему по влиянию на  $V_{ud}$  относительное изменение массы двигателя составит

$$\frac{dm_{дв}}{m_{дв}} = 0,01 \cdot \frac{m_k}{m_{дв}} \frac{\mu_k}{\mu_k - 1} \ln \mu_k. \quad (73)$$

Для наглядности представим на рис. 16 зависимость (73) графически.

Видно, что влияние массы двигателя на  $V_{ud}$  уменьшается с ростом  $\mu_k$ .

Использование массового эквивалента удельного импульса ракетного двигателя удобно при выборе оптимальных параметров двигателя для конкретной конструкции ракеты. Так целесообразность предлагаемого мероприятия, связанного с увеличением удельного импульса тяги и одновременным увеличением массы двигателя, легко оценить на основе эквивалента.

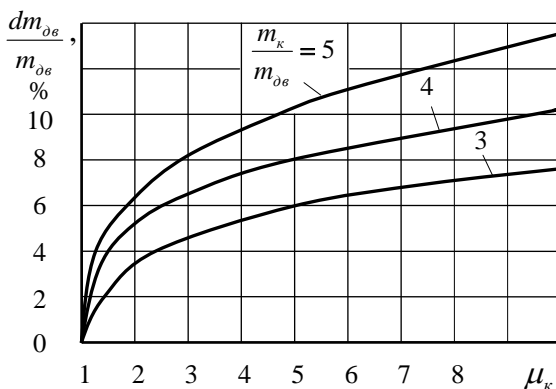


Рис. 16. Относительное изменение массы двигателя, эквивалентное изменению  $I_{y.l}$  на 1%

### 3.4. Влияние характеристик топлива

Учитывая, что  $\mu_k = \frac{m_0}{m_k} = \frac{m_k + m_T}{m_k} = 1 + \frac{V_T \rho_T}{m_k}$  или

$\mu_k = 1 + \sigma_k \rho_T$ , где  $\sigma_k$  – коэффициент конструктивного совершенства ракеты, формула Циолковского запишется

$$V_{ud} = I_{y.n} \ln(1 + \sigma_k \rho_T), \quad (74)$$

Влияние  $I_{y.n}$  на  $V_{ud}$  было рассмотрено выше.

К увеличению  $V_{ud}$  приводит и рост  $\sigma_k = \frac{V_T}{m_k}$ , т.е. возрастание относительного содержания топлива на ракете.

Увеличивается  $V_{ud}$  и при росте  $\rho_T$ , когда  $\sigma_k = const$ . Повышается масса топлива на аппарате, размещённая в баках того же объёма.

Продифференцируем уравнение (74) по  $\sigma_k$ .

$$\frac{\partial V_{ud}}{\partial \sigma_k} = I_{y.n} \frac{\rho_T}{1 + \sigma_k \rho_T}. \quad (75)$$

Из выражения (75) следует, что с увеличением  $\sigma_k$  влияние плотности топлива  $\rho_T$  снижается. Влияние  $\sigma_k$  и  $\rho_T$  на  $V_{ud}$  более значительно для высокоэффективных топлив, обладающих высоким значением идеального удельного импульса тяги в пустоте  $I_{y.n.ud}$ .

### 3.5. Оценка эффективности ракетных топлив

При сравнении эффективности различных ракетных топлив необходимо учитывать изменение двух независимых параметров топлива:

- ✓ идеального удельного импульса в пустоте  $I_{y.n.ud}$ ;
- ✓ плотности топлива  $\rho_T$ .

Сопоставление надо проводить для одного и того же ЛА с известными проектно-конструкторскими параметрами.

Проведём сравнение эффективности различных топлив с использованием в качестве критерия эффективности ЛА его максимальную скорость полёта в конце активного участка траектории  $V_{ud}$ .

Рассмотрим два варианта.

1. Ограниченного объёма топлива.

В этом варианте считают заданным кроме объёма топлива  $V_T$  ещё и конечную массу аппарата  $m_\kappa$ , а значит и коэффициент конструктивного совершенства аппарата  $\sigma_\kappa$

Запишем выражение (74) в дифференциальной форме

$$dV_{u\delta} = \ln\left(\frac{m_0}{m_\kappa}\right) dI_{y.n} + I_{y.n} \frac{m_\kappa}{m_0} \frac{V_T}{m_\kappa} d\rho_T. \quad (76)$$

Из условия  $dV_{u\delta} = 0$ , соответствующего максимуму  $V_{u\delta}$  получим

$$\frac{dI_{y.n}}{I_{y.n}} + \frac{m_T/m_0}{\ln(m_0/m_\kappa)} \frac{d\rho_T}{\rho_T} = 0. \quad (77)$$

Учитывая, что  $m_T/m_0 = \Lambda$  – относительная масса топлива, запасённого на аппарате, получим

$$\frac{dI_{y.n}}{I_{y.n}} + \frac{\Lambda}{\ln\frac{1}{1-\Lambda}} \frac{d\rho_T}{\rho_T} = 0. \quad (78)$$

Обозначив 
$$\frac{\Lambda}{\ln\frac{1}{1-\Lambda}} = c, \quad (79)$$

запишем 
$$d \ln I_{y.n} + c d \ln \rho_T = 0. \quad (80)$$

Величина  $c$  слабо зависит от  $\rho_T$ , поэтому будем считать её постоянной, равной среднему значению в рассматриваемом диапазоне. Тогда, проинтегрировав последнее выражение (80), получим

$$I_{y.n} \rho_T^c = const. \quad (81)$$

Значит максимуму  $V_{u\delta}$  соответствует максимум произведения  $I_{y.n} \rho_T^c$ .

На рис. 17 изобразим график зависимости  $c$  от  $\Lambda$ .

Видно, что с ростом  $\Lambda$  показатель степени  $c$  уменьшается. Согласно уравнению (81) снижение показателя  $c$  означает уменьшение влияния плотности на идеальную скорость  $V_{u\delta}$ .

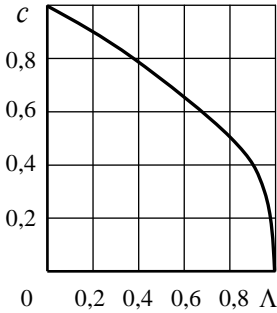


Рис. 17. Зависимость  $c$  от  $\Lambda$

При  $\Lambda \rightarrow 0$   $c \rightarrow 1$  и в этом случае оценку эффективности различных топлив следует вести по величине  $I_{y.n} \rho_T$  – объёмному удельному импульсу.

Малые  $\Lambda$  характерны для стартовых ускорителей и первых ступеней ракет. Здесь выгодно применять топлива с высокой плотностью  $\rho_T$  и довольно высоким значением  $I_{y.n.уд}$ , например, кислород и керосин. Применение таких топлив приводит к значительному выигрышу в массе полезного груза.

При больших  $\Lambda$ , что характерно для верхних ступеней ракет и одноступенчатых баллистических снарядов, увеличение удельного импульса более выгодно, чем увеличение плотности топлива. На них применяют топлива с высоким  $I_{y.n.уд}$ , но меньшей плотностью, например, жидкие водород и кислород, водород и фтор.

## 2. Ограниченной начальной массы.

В этом варианте считают заданными стартовую массу аппарата  $m_0$  и часть массы аппарата,  $m_{к.1}$ , которая не зависит от вида топлива. Вторая часть массы аппарата  $m_{к.2}$  считают пропорциональной объёму топлива  $V_T$ , что можно записать

$$m_{к.2} = \frac{m_{к.2}}{V_T \rho_T} m_T. \quad (82)$$

Можно показать, что и в этом случае нахождение максимума  $V_{уд}$  сводится к определению максимума выражения  $I_{y.n} \rho_T^c$ , но с новым значением показателя степени  $c$ , определяемым по выражению

$$c = \frac{m_{к.2}/m_{к.1}}{\ln(m_0/m_{к.1})} = \frac{m_{к.2}/m_{к.1}}{\ln \mu_{к.1}}. \quad (83)$$

Для верхних ступеней ракет и одноступенчатых баллистических снарядов, у которых  $\mu_k \geq 5$ , а  $m_{k,2}/m_k \leq 0,5$  значения показателя  $c$  небольшие. Они меньше, чем в предыдущем варианте. Это означает, что при нелимитированном объёме топлива влияние  $\rho_T$  на  $V_{ид}$  уменьшается. Подтверждаются рекомендации применять на двигателях верхних ступеней ракет топлива с высоким  $I_{у.ид}$  и невысокой плотностью  $\rho_T$ , например, жидкие кислород и водород.

### 3.5. О применении топлив переменного состава

Из рассмотренных методик оценки эффективности ракетных топлив следует, что на различных стадиях активного участка траектории полёта целесообразно и рационально использовать разные топлива, отличающиеся идеальным удельным импульсом в пустоте  $I_{у.ид}$  и плотностью  $\rho_T$ . Это положение успешно реализуется в современных многоступенчатых ракетах. Двигатели их первой ступени работают на топливе повышенной плотности, например, кислород и керосин, а двигатели последующих ступеней – на топливе с более высоким удельным импульсом, но меньшей плотностью, например, кислород и водород.

Иногда целесообразно использование топлив переменного состава даже в пределах одной ступени. Это возможно осуществить:

- программным изменением соотношения компонентов топлива;
- добавлением тяжёлых инертных примесей к основным компонентам топлива.

В последнее время успешно ведутся работы по созданию двухтопливного ЖРД, последовательно меняющего горючее высокой плотности на горючее низкой плотности при неизменном окислителе. Например, керосин заменяется на жидкий водород при неизменном окислителе – жидком кислороде.



## **4. РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА**

## ЛЕКЦИЯ № 10

### 5. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ И ТЕЧЕНИЯ В КАМЕРЕ РД

#### 5.1. Цель и основные положения расчёта

Цель термодинамического расчёта заключается в определении термодинамических характеристик, необходимых для определения расхода топлива и его компонентов, размеров камеры, для расчёта газодинамических процессов и процессов теплообмена.

Термодинамическими характеристиками являются:

- ✓ химический состав рабочего тела,
- ✓ его термодинамические и теплофизические свойства,
- ✓ удельные параметры камеры,
- ✓ параметры потока РТ: температура, давление, скорость и другие.

Термодинамические характеристики определяют, рассчитывая идеальные процессы, имеющие место в идеальных ракетных двигателях, т.е. без учёта особенностей конкретной камеры реального двигателя, таких как схема смесеобразования, форма камеры сгорания, контура сопла и т.п. Тогда термодинамические характеристики зависят лишь от природы топлива и основных параметров процессов в камере. К последним относят: давление в камере сгорания или на входе в сопло, давление в выходном или выбранном сечении сопла, геометрическая степень сопла и другие.

Природу топлива характеризуют энтальпией и элементным химическим составом. Последний определяет возможный состав индивидуальных веществ, составляющих продукты сгорания.

Совокупность параметров, определяющих природу топлива, процессы в камере и термодинамические свойства индивидуальных веществ, составляющих продукты сгорания, образуют исходные данные для термодинамического расчёта.

## 5.2. Исходные данные для термодинамического расчёта

### 5.2.1. Элементный состав топлива и его компонентов, условная химическая формула

Топливо РД может быть однокомпонентным двух- и многокомпонентным.

Компонентами топлива называют его составляющие, отдельно хранимые и отдельно подаваемые в камеру.

Элементный состав любого топлива целесообразно представлять условной химической формулой, отнесённой к некоторой условной молярной массе  $\mu_T$ . Для топлива, состоящего из  $m$  химических элементов, условную химическую формулу записывают

$$A_{b_{1T}}^{(1)} A_{b_{2T}}^{(2)} \dots A_{b_{iT}}^{(i)} \dots A_{b_{mT}}^{(m)}, \quad (84)$$

где  $A^{(i)}$  – символ  $i$ -го химического элемента, например,  $C, H, N, \dots$ ;  $b_{iT}$  – количество атомов  $i$ -го элемента.

Молярная масса топлива, заданного такой условной химической формулой

$$\mu_T = \sum_{i=1}^m \mu_i b_{iT}, \quad (85)$$

где  $\mu_i$  молярная масса химического элемента  $A^{(i)}$ .

Состав компонента топлива также рационально задавать условной химической формулой (84).

Если компонент представляет собой индивидуальное вещество, то можно в расчётах использовать его истинную химическую формулу, например,  $O_2, H_2, N_2H_4, H_2O_2$  и т.д. с истинной молярной массой  $\mu$ .

В условной химической формуле, отнесённой к условной молекулярной массе  $\mu_K$ , число атомов  $i$ -го химического элемента определяется

$$b_{i,K} = b_i \frac{\mu_K}{\mu}. \quad (86)$$

Если компонент задан массовым элементарным составом, то

$$b_{i,k} = g_i \frac{\mu_k}{\mu_i}, \quad (87)$$

где  $g_i$  – массовая доля  $i$ -го химического элемента с молярной массой  $\mu_i$ .

Если компонент представляет собой смесь  $r$  веществ, где каждое  $n$ -ое вещество представляется (записывается) истинной или условной химической формулой (84) с молярной массой  $\mu_n$  и составляет массовую долю  $g_n$ , то количество молей  $n$ -го вещества в условном моле компонента с молярной массой  $\mu_k$  составляет

$$n_n = g_n \frac{\mu_k}{\mu_n}. \quad (88)$$

Тогда число атомов  $i$ -го химического элемента в условном моле компонента определится

$$b_{i,k} = \sum_{n=1}^r b_{i,n} n_n. \quad (89)$$

### 5.2.2. Параметры двухкомпонентного топлива

Двухкомпонентное топливо является наиболее характерным видом жидкого ракетного топлива. Оно состоит из окислителя и горючего.

Горючее – это компонент, содержащий в своём составе преимущественно горючие элементы, т.е. элементы с электроположительной валентностью. Например, С, Н, Al и др.

Окислитель – это компонент, содержащий в своём составе преимущественно окислительные элементы, т.е. элементы с электроотрицательной валентностью. Например, О, Cl, F и др.

Чтобы обеспечить полное выгорание в КС топливной смеси, т.е. осуществить полное замещение валентностей горючих элементов валентностями окислительных элементов, требуется на один моль

горючего иметь  $\alpha^o$  молей окислителя. Величину  $\alpha^o \left[ \frac{\text{МОЛЕЙ ОК.}}{\text{МОЛЬ Г.}} \right]$

называют мольным стехиометрическим соотношением компонентов топлива.

Топливная смесь, соответствующая такому соотношению компонентов, называется стехиометрической.

Итак, стехиометрической топливной смесью будем называть такую, в которой на один моль горючего приходится такое количество молей окислителя, которое обеспечивает полное замещение валентностей горючих элементов валентностями окислительных элементов.

Величина мольного стехиометрического соотношения компонентов топлива  $\alpha^o$  определяется обычно по высшим валентностям химических элементов, что соответствует образованию продуктов только полного окисления, по выражению

$$\alpha^o = - \frac{\sum_{i=1}^m b_{i\Gamma} V_i}{\sum_{i=1}^m b_{i.ок} V_i}, \quad (90)$$

где  $V_i$  – валентность  $i$ -го химического элемента, а  $b_{i\Gamma}$  и  $b_{i.ок}$  – числа его атомов в условной молекуле горючего и окислителя соответственно.

Массовое стехиометрическое соотношение компонентов

$$K_m^o = \alpha^o \frac{\mu_{ок}}{\mu_{\Gamma}}. \quad (91)$$

Объёмное стехиометрическое соотношение компонентов

$$K_V^o = K_m^o \frac{\rho_{\Gamma}}{\rho_{ок}}, \quad (92)$$

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

Фактическое или действительное массовое соотношение компонентов топлива

$$K_m = \frac{\dot{m}_{ок}}{\dot{m}_г}, \quad (93)$$

где  $\dot{m}_{ок}$  и  $\dot{m}_г$  – массовые расходы окислителя и горючего соответственно.

Действительное мольное соотношение компонентов топлива

$$\alpha = K_m \frac{\mu_г}{\mu_{ок}}. \quad (94)$$

Действительное объёмное соотношение компонентов топлива

$$K_V = \frac{\dot{V}_{ок}}{\dot{V}_г} = K_m \frac{\rho_г}{\rho_{ок}}, \quad (95)$$

где  $\dot{V}_{ок}$  и  $\dot{V}_г$  – объёмные расходы окислителя и горючего.

Коэффициент избытка окислителя

$$\alpha_{ок} = \frac{K_m}{K_m^o} = \frac{\alpha}{\alpha^o} = \frac{K_V}{K_V^o}. \quad (96)$$

При стехиометрическом соотношении компонентов  $\alpha_{ок}=1$ . Когда  $\alpha_{ок} > 1$ , топливная смесь содержит в избытке окислитель, а когда  $\alpha_{ок} < 1$ , – горючее.

По значениям  $\alpha_{ок}$  и  $\alpha^o$  легко составить условную химическую формулу молекулы двухкомпонентного топлива. Количество атомов  $i$ -го химического элемента

$$b_{iТ} = b_{iГ} + \alpha_{ок} \alpha^o b_{iок}, \quad (97)$$

а молярная масса топлива

$$\mu_Т = \mu_г + \alpha_{ок} \alpha^o \mu_{ок}, \quad (98)$$

Массовые доли окислителя и горючего в топливе составляют

$$g_{ок} = \frac{\dot{m}_{ок}}{\dot{m}_{ок} + \dot{m}_г} = \frac{K_m}{1 + K_m} = \frac{\alpha_{ок} K_m^o}{1 + \alpha_{ок} K_m^o}, \quad (99)$$

$$g_г = \frac{\dot{m}_г}{\dot{m}_{ок} + \dot{m}_г} = \frac{1}{1 + K_m} = \frac{1}{1 + \alpha_{ок} K_m^o}, \quad (100)$$

Объёмные доли окислителя и горючего в топливе

$$r_{ок} = \frac{\dot{V}_{ок}}{\dot{V}_{ок} + \dot{V}_{г}} = \frac{K_V}{1 + K_V} = \frac{\alpha_{ок} K_V^o}{1 + \alpha_{ок} K_V^o}, \quad (101)$$

$$r_{г} = \frac{\dot{V}_{г}}{\dot{V}_{ок} + \dot{V}_{г}} = \frac{1}{1 + K_V} = \frac{1}{1 + \alpha_{ок} K_V^o}, \quad (102)$$

Плотность двухкомпонентного топлива

$$\rho_T = \frac{m_T}{V_T} = \frac{\dot{m}_{г} + \dot{m}_{ок}}{\dot{V}_{г} + \dot{V}_{ок}} = \frac{1 + K_m}{\frac{1}{\rho_{г}} + \frac{K_m}{\rho_{ок}}}. \quad (103)$$

### 5.2.3. Параметры многокомпонентного топлива

Если состав многокомпонентного топлива задан массовыми долями входящих в него веществ, то условную химическую формулу такого топлива надо составлять так же, как и для сложного компонента, используя уравнения (88) и (89).

Соотношение между окислительными и горючими элементами в многокомпонентном топливе характеризуют коэффициентом избытка окислительных элементов  $\alpha$

$$\alpha = - \frac{\sum_{i=1}^m b_{iТ}^{(-)} \nu_i}{\sum_{i=1}^m b_{iТ}^{(+)} \nu_i}, \quad (104)$$

где  $b_{iТ}^{(-)}$  и  $b_{iТ}^{(+)}$  – число атомов  $i$ -го окислительного и горючего химического элемента в условной химической формуле многокомпонентного топлива соответственно, а  $\nu_i$  – высшая электроотрицательная или электроположительная валентность этого  $i$ -го элемента.

Коэффициент  $\alpha$  используют иногда и для двухкомпонентного топлива ЖРД. Если горючее содержит только горючие элементы, а окислитель – только окислительные, то  $\alpha$  и  $\alpha_{ок}$  двухкомпонентного топлива численно совпадают.

Плотность топлива, состоящего из  $n$  компонентов, определяют, исходя из аддитивности объёмов отдельных его составляющих,

$$\frac{1}{\rho_T} = \sum_{i=1}^n \frac{g_i}{\rho_i}. \text{ Откуда } \rho_T = \frac{1}{\sum_{i=1}^n \frac{g_i}{\rho_i}}, \quad (105)$$

где  $\rho_i$  и  $g_i$  – плотность и массовая доля  $i$ -го компонента топлива.

#### 5.2.4. Энтальпия компонентов топлива и топлива

Когда компонент представляет собой индивидуальное вещество, то его мольную энтальпию при температуре  $T$  определяют

$$I_{\kappa} = \Delta H_{f,298,15}^0 + \int_{298,15}^T C_p dT + \sum \Delta H^{(i)}, \quad (106)$$

где  $\Delta H_{f,298,15}^0$  – стандартная теплота образования, т.е. теплота образования вещества из элементов в стандартном состоянии при стандартных условиях  $p_o = 101325$  Па и  $T_o = 298,15$  К ( $25^{\circ}\text{C}$ );  $C_p$  – теплоёмкость вещества при постоянном давлении;  $\Delta H^{(i)}$  – теплоты фазовых и полиморфных превращений.

Теплоты образования самих элементов в стандартном, т.е. устойчивом и наиболее распространённом природном состоянии принимаются равным нулю.

Это не истинное (абсолютное), а относительное значение энтальпии в некоторой общепринятой изложенной системе отсчёта.

Массовая энтальпия компонента

$$i_{\kappa} = \frac{I_{\kappa}}{\mu_{\kappa}}. \quad (107)$$

Если компонент топлива представляет собой смесь нескольких веществ, то его энтальпию определяют с учётом теплоты смешения (растворения), которую находят экспериментально. Когда сложный компонент топлива можно рассматривать как механическую смесь  $n$  химических веществ или когда эти вещества образуют идеальный жидкий или твёрдый раствор, то удельная массовая энтальпия компонента запишется



$$i_k = \sum_{j=1}^n g_j i_j, \quad (108)$$

где  $g_j$  и  $i_j$  – массовая доля и удельная массовая энтальпия  $j$ -го вещества.

Массовую энтальпию двухкомпонентного жидкого топлива определяют по уравнению (108)

$$i_T = g_T i_T + g_{ок} i_{ок}.$$

Или с учётом выражений (99) и (100) для  $g_T$  и  $g_{ок}$  получим

$$i_T = \frac{i_T + K_m i_{ок}}{1 + K_m} = \frac{i_T + \alpha_{ок} K_m^o i_{ок}}{1 + \alpha_{ок} K_m^o}. \quad (109)$$

Энтальпия одного условного двухкомпонентного жидкого топлива

$$I_T = \mu_T i_T = I_T + \alpha_{ок} K_m^o I_{ок}. \quad (110)$$

Энтальпию многокомпонентного топлива, являющегося идеальным раствором или механической смесью компонентов, определяют по уравнению (108). В противном случае в расчётах используют энтальпию, полученную на основе экспериментальных данных.

### 5.2.5. Справочные данные о компонентах топлива и продуктов сгорания

Информация о термодинамических константах индивидуальных веществ, являющихся компонентами топлива и компонентами продуктов сгорания, имеется в справочнике АН СССР: Термодинамические константы веществ / под ред. акад. В.П. Глушко.– М.: ВИНТИ, 1970.

Данные о термодинамических свойствах индивидуальных веществ приведены в четырёхтомном справочнике: Термодинамические свойства индивидуальных веществ / под ред. акад. В.П. Глушко.– М.: Наука, 1972 – 1982. В нём помещены методы определения термодинамических функций, значения приведённого термодинамического потенциала  $\Phi_T^o$ , энтропии  $S_T^o$ , изменения энтальпии и теп-

лостей  $C_p$ , а также значения констант равновесия и их логарифмов.

Для выполнения термодинамических расчётов на ЭВМ данные этого справочника могут быть поставлены в виде базы данных на машинных носителях.

## ЛЕКЦИЯ № 11

### 5.3. Определение равновесного состава продуктов сгорания

#### 5.3.1. Общие представления и модель рабочего тела

Рабочее тело камеры РД представляет собой высокотемпературную многокомпонентную смесь продуктов сгорания топлива, являющихся индивидуальными веществами в газообразном и конденсированном состояниях. Конденсат может быть жидким или твёрдым.

Рабочее тело, состоящее только из газов, называют гомогенным, а из газов и конденсированных веществ – гетерогенным.

Воздействие высоких температур, характерных для внутрикамерных процессов, приводит к термической диссоциации и даже ионизации газовых компонентов продуктов сгорания. Процессы диссоциации и ионизации эндотермические, т.е. идут с поглощением тепла. Они снижают температуру рабочего тела.

Процессам диссоциации молекул и ионизации молекул и атомов сопутствует обратный процесс рекомбинации (воссоединения) атомов и осколков молекул в молекулы, а ионов и электронов в атомы и молекулы. Процесс рекомбинации экзотермический. Он сопровождается выделением того же количества теплоты, которое было поглощено при диссоциации или ионизации.

Реакции термической диссоциации и рекомбинации, ионизации и рекомбинации являются обратимыми. Они идут одновременно в двух направлениях прямом и обратном. В определённых условиях в газовой смеси может установиться состояние динамического равновесия.

Рабочее тело можно считать находящимся в состоянии равновесия, когда скорости реакций диссоциации и ионизации в прямом и обратном направлениях одинаковы и достаточно велики.

Химический состав рабочего тела, отвечающий этому состоянию равновесия, называют химически равновесным. Его характеризуют числами молей компонентов смеси  $n_q$  или для идеальных газов – их парциальными давлениями  $p_q$ , используют также мольные и массовые доли.

Задача расчёта химического равновесия состоит в определении указанных параметров смеси, а именно  $n_q$  или  $p_q$  при заданных элементарном химическом составе топлива и двух термодинамических параметрах  $p$  и  $T$ ,  $v$  и  $T$ ,  $E$  и  $V$  и т.д., характеризующих состояние системы.

Главными факторами, определяющими положение химического равновесия, являются температура и давление. Повышение температуры увеличивает интенсивность диссоциации рабочего тела, а повышение давления – уменьшает.

Расчёт химически равновесного состава продуктов сгорания проводят при следующих допущениях:

1. Гомогенные и гетерогенные рабочие тела состоят из индивидуальных веществ в идеальном состоянии. Их термодинамические функции энтальпия  $I_q$ , стандартная энтропия  $S_q^0$  и, следовательно, теплоёмкости, не зависят от давления.
2. К отдельным газам, в том числе к ионам и электронному газу, а также к газовой смеси в целом применимо уравнение состояния идеального газа  $\frac{p}{\rho} = RT$ .
3. Различные конденсированные вещества не образуют между собой и с газовой фазой растворов.
4. Объёмом конденсированных веществ и давлением броуновского движения частиц в гетерогенном рабочем теле пренебрегают.

### 5.3.2. Система уравнений для определения равновесного состава при заданных $p$ и $T$

Система уравнений химического равновесия при заданных  $p$  и  $T$  для диссоциированного гомогенного рабочего тела состоит из уравнений диссоциации (закона действующих масс), уравнений сохранения вещества и уравнения закона Дальтона (нормировки).

Когда топливо состоит из  $m$  химических элементов, в продуктах реакции могут присутствовать  $m$  атомарных с индексом  $i$  и  $l$  молекулярных с индексом  $j$  компонентов, т.е. всего  $m+l$  индивидуальных веществ. В число  $l$  следует всегда включать все вещества, состоящие из  $m$  химических элементов, которые могут присутствовать в продуктах сгорания и о термодинамических функциях которых имеется необходимая информация в требуемом диапазоне изменения температуры.

Химическую формулу  $j$ -го молекулярного компонента продуктов сгорания, обозначаемого в дальнейшем символом  $M_j$  можно в общем случае записать так

$$A_{a_{1,j}}^{(1)} A_{a_{2,j}}^{(2)} \dots A_{a_{i,j}}^{(i)} \dots A_{a_{m,j}}^m, \quad (111)$$

где  $a_{i,j}$  – числа атомов  $i$ -го химического элемента в компоненте  $j$ .

Наиболее просто, удобно и единообразно рассматривать диссоциацию всех молекулярных компонентов только на атомы

$$M_j \Leftrightarrow \sum a_{i,j} A^{(i)}, \quad j \in [1:l] \quad \text{или}$$

$$A_{a_{1,j}}^{(1)} A_{a_{2,j}}^{(2)} \dots A_{a_{i,j}}^{(i)} \dots A_{a_{m,j}}^m \Leftrightarrow \sum a_{i,j} A^{(i)}, \quad j \in [1:l]. \quad (112)$$

Условие химического равновесия для этой реакции, записанное через константу равновесия таких реакций по парциальным давлениям  $p_i$  и  $p_j$  компонентов смеси, имеет вид

$$K_j = \frac{\prod p_i^{a_{i,j}}}{p_j}. \quad (113)$$

Выражение (113) – это уравнение закона действующих масс. После логарифмирования уравнения (113) получаем

$$\ln p_j - \sum_i^m a_{i,j} \ln p_i + \ln K_j = 0, \quad j \in [1:l], \quad (114)$$

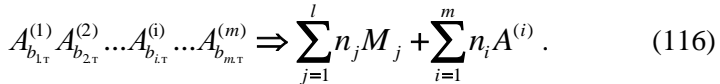
где

$$\ln K_j = \frac{\sum_i^m a_{i,j} S_i^0 - S_j^0}{R_o} - \frac{\sum_i^m a_{i,j} I_i - I_j}{R_o T} = f(T). \quad (115)$$

В выражении логарифма константы равновесия (115)  $S_i^0$  и  $S_j^0$  – энтропии  $i$ -го и  $j$ -го веществ в стандартном состоянии;  $R_o$  – универсальная газовая постоянная.

$l$  уравнений вида (114) – логарифмическая форма уравнений диссоциации или уравнений закона действующих масс. Она исключает возможность появления в процессе расчёта отрицательных значений  $p_q$ , не имеющих физического смысла.

Уравнение реакции топливо – продукты сгорания имеет вид



Закону сохранения вещества соответствует равенство числа атомов  $i$ -го химического элемента в левой и правой частях уравнения, т.е. в топливе и продуктах сгорания,

$$\sum_{j=1}^l a_{i,j} n_j + n_i = b_{i,\tau}, \quad i \in [1:m]. \quad (117)$$

Для получения более простого варианта записи уравнений химического равновесия вводится ещё одна неизвестная величина  $N_\tau$  – число молей топлива, которая обуславливает выполнение равенства суммарного числа молей газовой фазы продуктов сгорания  $N$  давлению  $p$ , т.е.

$$N = p. \quad (118)$$

Это в свою очередь определяет равенство

$$n_q = p_q, \quad (119)$$

где  $q$  – любой компонент продуктов сгорания в газовой фазе, т.к.

$$x_q = \frac{p_q}{p} = \frac{n_q}{N},$$

а 
$$N = \sum_q n_q, \quad p = \sum_q p_q.$$

После введения новой неизвестной  $N_T$  уравнения закона действующих масс (114) не изменятся, а уравнения сохранения вещества (117) примут вид

$$\sum_{j=1}^l a_{i,j} n_j + n_i = N_T b_{i,T}, \quad i \in [1:m]. \quad (120)$$

Прологарифмировав уравнение (120) получаем

$$\ln \left( \sum_{j=1}^l a_{i,j} n_j + n_i \right) - \ln N_T - \ln b_{i,T} = 0, \quad i \in [1:m], \quad (121)$$

или

$$\ln \left( \sum_{j=1}^l a_{i,j} p_j + p_i \right) - \ln N_T - \ln b_{i,T} = 0, \quad i \in [1:m], \quad (121)$$

Уравнение закона Дальтона запишется

$$\sum_q^{l+m} p_q = p, \quad (122)$$

Прологарифмировав выражение (122) получим

$$\ln \sum_q^{l+m} p_q - \ln p = 0. \quad (123)$$

Система нелинейных алгебраических уравнений (114), (121) и (123), позволяют рассчитывать равновесный состав гомогенного диссоциированного рабочего тела (продуктов сгорания) при заданных  $p$  и  $T$ . Она замкнута, т.к. в системе  $l+m+1$  уравнение для определения  $l+m+1$  неизвестного ( $l+m$   $p_q$  и  $N_T$ ).

### 5.3.3. Система уравнений для определения равновесного состава при заданных $v$ и $T$

Довольно часто процесс в системе (двигателе) с гомогенным диссоциированным рабочим телом протекает при постоянном объёме или близких к этому условиях.

Для определения равновесного состава реагирующей смеси продуктов сгорания при заданных  $v$  и  $T$  в системе уравнений, описывающей химическое равновесие смеси, при заданных  $p$  и  $T$  необходимо заменить уравнение закона Дальтона уравнением, выражающим условие постоянства объёма.

Плотность продуктов реакции составляет  $\rho = \frac{m}{V}$ . Учитывая, что  $m = \mu_{\tau} N_{\tau}$ ,  $pV = NR_oT$ , а  $p = N$ , получим

$$\rho = \frac{\mu_{\tau} N_{\tau}}{R_o T}. \quad (124)$$

Прологарифмировав уравнение (124) запишем

$$\ln N_{\tau} - \ln T + \ln \left( v \frac{\mu_{\tau}}{R_o} \right) = 0 \quad \text{или}$$
$$\ln N_{\tau} - \ln T + \ln \left( \frac{\mu_{\tau}}{\rho R_o} \right) = 0. \quad (125)$$

Равновесный состав гомогенного диссоциированного рабочего тела (продуктов сгорания) при заданных  $v$  и  $T$  или  $p$  и  $T$  описывается системой нелинейных алгебраических уравнений (114), (121) и (125). Она также замкнута, т.к. количество уравнений  $l + m + 1$  равно количеству неизвестных.

### 5.3.4. Методы расчёта химического равновесия при заданных $p$ и $T$ или $\rho$ и $T$

Полученные выше системы уравнений химического равновесия, позволяющие находить равновесный состав рабочего тела при за-

данных  $p$  и  $T$  или  $\rho$  и  $T$  представляют собой системы нелинейных алгебраических уравнений. В зависимости от химического состава топлива система может состоять из нескольких сотен уравнений. Имеется определённая сложность и значительная трудоёмкость решения подобных систем.

Существует много методов, позволяющих решать подобные системы, например, исключения неизвестных, проб и ошибок, итераций, сведения системы уравнений к одному или небольшому числу уравнений высокого порядка, методы, основанные на поиске экстремума функции и другие.

Наибольшее распространение при расчёте на ЭВМ получил метод Ньютона с коррекцией шага из-за простоты вычислительной схемы и хорошей сходимости последовательных приближений. При использовании коэффициента шага  $\sigma$  уточнение неизвестных для  $k$ -ой итерации производится следующим образом

$$x_q^{(k)} = x_q^{(k+1)} + \sigma \Delta x_q^{(k+1)}.$$

Коэффициент шага следует определять по эмпирической зависимости

$$\sigma = \frac{(m+1)C}{|\delta_p| + \sum_{i=1}^m |\delta_{p_i}|}, \quad (126)$$

где  $|\delta_p|$  и  $|\delta_{p_i}|$  – модули погрешностей давления смеси и парциальных давлений атомарных компонентов смеси соответственно,  $C$  – некоторый эмпирический коэффициент (величина).

Массовые расчёты широкого круга топлив показывают, что  $C = 0,1 \dots 0,5$ .

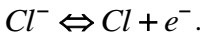
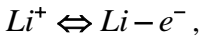
Введение коэффициента шага может замедлить сходимость итерационного процесса, но в большинстве случаев гарантирует её при произвольном задании начальных значений неизвестных.



## ЛЕКЦИЯ № 12

### 5.3.5. Особенности расчёта состава ионизированных продуктов сгорания

Алгоритм записи уравнений для рабочего тела, в котором кроме реакций диссоциации протекают и реакции ионизации, практически не меняется.



Если положительные и отрицательные ионы рассматривать как молекулярные компоненты, а атомы и электронный газ как атомарные, то реакции ионизации описываются такими же по форме уравнениями (114), что и реакции диссоциации. Константа равновесия реакции ионизации находится по выражению (115).

Уравнения сохранения вещества и закона Дальтона записываются в обычной форме (121) и (123).

Дополнительным уравнением для ионизированного рабочего тела будет уравнение сохранения заряда (электронейтральности)

$$\sum_q a_{e,q} n_q = 0, \quad q \in [1:l+m+1], \quad (127)$$

где  $a_{e,q}$  – кратность ионизации компонента  $q$ .

Для нейтрального атома или молекулы  $a_{e,q} = 0$ , а для электронного газа  $a_{e,q} = 1$ ,  $q = l+m+1$ .

Логарифмирование уравнения электронейтральности (127) не производится, т.к. значения суммы в процессе решения могут быть и отрицательными.

Итак, система уравнений (114), (121), (123) и (127) позволяет рассчитывать равновесный состав гомогенных диссоциированных и ионизированных продуктов сгорания при заданных  $p$  и  $T$ , а система уравнений (114), (121), (125) и (127) – при заданных  $p$  и  $T$ . Обе системы замкнуты, т.к. число неизвестных равно числу уравнений.

### 5.3.6. Особенности расчёта состава гетерогенных продуктов сгорания

Некоторые компоненты продуктов сгорания могут находиться в как в газовом, так и конденсированном состоянии. Для этих компонентов (веществ) число молей  $n_q$  в уравнениях сохранения вещества составляет

$$n_q = n_{q,g} + n_{q,s}, \quad (128)$$

где  $n_{q,g}$  и  $n_{q,s}$  – число молей в газовой и конденсированной фазе  $q$ -го компонента продуктов сгорания соответственно

При наличии в рабочем теле жидких или твёрдых конденсированных компонентов парциальные давления их газовой фазы принимают равным давлениям насыщенного пара этих веществ. Величина давления насыщенного пара находится из условия фазового равновесия, т.е. равенства химических потенциалов компонента в газовой и конденсированной фазах  $\varphi_{q,s} = \varphi_{q,g}$ , или

$$I_{q,s} - T S_{q,s}^o = I_q - T (S_q^o - R_o \ln p_q^h).$$

Откуда

$$\ln p_q^h = \frac{S_q^o - S_{q,s}^o}{R_o} - \frac{I_q - I_{q,s}}{R_o T}, \quad (129)$$

где  $p_q^h = f(T)$  – давление насыщенного пара компонента  $q$ . Оно зависит лишь от температуры и является известной величиной. Новыми неизвестными становятся  $n_{q,s}$ , которые следует учитывать в уравнениях сохранения вещества.

Число молей топлива  $N_T$  выбирают таким, чтобы для газовой фазы гетерогенного рабочего тела выполнялось условие  $n_{q,g} = p_q$ , а для газовой фазы конденсированных веществ  $n_{q,g} = p_q^h$ .

На расчёт равновесия гетерогенного рабочего тела накладывает ограничения правило фаз Гиббса, которое применительно к нашему случаю запишется

$$\Phi_s \leq m - 1, \quad (130)$$

где  $\Phi_s$  – число конденсированных фаз.

При расчёте состава гетерогенного рабочего тела после каждого приближения необходимо проверять возможность появления или исчезновения конденсата тех веществ, которые могут образовывать конденсат, по следующим условиям:

✓ для газообразных компонентов

$$\ln p_q \leq \ln p_q^u. \quad (131)$$

Невыполнение этого неравенства говорит о том, что  $q$ -ый компонент следует считать в конденсированном состоянии. Для него число молей в газовой фазе  $n_{q,g} = p_q^u$  и исключается из числа неизвестных, а искомыми становятся  $n_{q,s}$ . При этом число молей

$q$ -го компонента будет  $n_q = n_{q,g} + n_{q,s}$ .

✓ для конденсированных компонентов

$$\ln n_{q,s} \geq \ln \varepsilon, \quad (132)$$

где  $\varepsilon$  – наперёд заданная малая величина.

Невыполнение последнего неравенства (132) говорит о том, что  $q$ -ый компонент находится только в газовой фазе, т.е.  $n_{q,s} = 0$ , а искомыми неизвестными становятся парциальные давления  $p_q = n_q$ .

## 5.4. Характеристики равновесного состава продуктов сгорания

После того, как равновесный химический и фазовый состав рабочего тела (числа молей  $n_{q,g}$  и  $n_{q,s}$ ) и число молей топлива  $N_T$  определены с необходимой точностью, вычисляются характеристики продуктов сгорания в состоянии равновесия.

Мольные доли газообразных компонентов

$$x_q = \frac{n_{q,g}}{N} = \frac{p_q}{p}. \quad (133)$$

Содержание конденсированных веществ в продуктах сгорания удобнее выражать массовыми долями  $Z_q$ . Учитывая, что масса топ-

лива  $m_T = \mu_T N_T$  равна массе продуктов сгорания, массовые доли конденсатов веществ определяются

$$Z_q = \frac{\mu_q n_{q.s}}{\mu_T N_T}. \quad (134)$$

Суммарная массовая доля конденсата в рабочем теле

$$Z = \sum_q Z_q. \quad (135)$$

Использование величин  $x_q$  и  $Z_q$  является одной из разновидностей записи состава РТ в относительной форме.

Средняя молекулярная масса рабочего тела представляет собой отношение его полной массы к числу молей газовой фазы

$$\mu = \frac{\mu_T N_T}{N} = \frac{\mu_T N_T}{p}. \quad (136)$$

Средняя молекулярная масса газовой фазы гетерогенного рабочего тела

$$\mu_2 = \frac{\mu_T N_T (1-Z)}{p} = \mu (1-Z). \quad (137)$$

## 5.5. Частные производные параметров равновесного состава

Частные производные параметров равновесного состава необходимы для расчёта термодинамических и теплофизических свойств продуктов сгорания таких как теплоёмкости, термические коэффициенты, скорость звука и др. Их будем находить из системы уравнений химического равновесия.

Продифференцируем систему уравнений (114), (121) и (123) по  $\ln T$  при  $p = const$ .

$$\left( \frac{\partial \ln n_j}{\partial \ln T} \right)_p = \sum_i^m a_{i,j} \left( \frac{\partial \ln n_i}{\partial \ln T} \right)_p + \left( \frac{\partial \ln K_j}{\partial \ln T} \right)_p = 0, \quad j \in [1:l]; \quad (138)$$

$$\sum_j^l a_{i,j} n_j \left( \frac{\partial \ln n_j}{\partial \ln T} \right)_p + n_i \left( \frac{\partial \ln n_i}{\partial \ln T} \right)_p - B_i \left( \frac{\partial \ln N_T}{\partial \ln T} \right)_p = 0, i \in [1:m]; \quad (139)$$

$$\sum_q^{l+m} n_q \left( \frac{\partial \ln n_q}{\partial \ln T} \right)_p = 0, \quad (140)$$

где  $B_i = \sum_j^l a_{i,j} n_j + n_i = const$ , а

$$\left( \frac{\partial \ln K_j}{\partial \ln T} \right)_p = \frac{d \ln K_j}{d \ln T} = \frac{\sum_i^m a_{i,j} I_i + I_j}{R_o T}. \quad (141)$$

Выражение (141) получено в результате дифференцирования уравнения (115) по  $\ln T$  с учётом, что  $\frac{dS}{d \ln T} = C_p$  а  $\frac{dI}{d \ln T} = TC_p$ .

Уравнения (138), (139) и (140) образуют систему линейных алгебраических уравнений для определения частных производных  $\left( \frac{\partial \ln n_q}{\partial \ln T} \right)_p$  и  $\left( \frac{\partial \ln N_T}{\partial \ln T} \right)_p$ .

Величины  $n_q = p_q$  и  $N_T$  известны после расчёта равновесного состава рабочего тела.

Продифференцировав эту же систему уравнений химического равновесия (114), (121) и (123) по  $\ln p$  при  $T = const$ , получим систему линейных алгебраических уравнений для определения частных производных  $\left( \frac{\partial \ln n_q}{\partial \ln p} \right)_T$  и  $\left( \frac{\partial \ln N_T}{\partial \ln p} \right)_T$ .

## 5.6. Термодинамические и теплофизические свойства рабочего тела

Рассчитав равновесный состав продуктов сгорания и его частные производные, можно определить термодинамические функции рабочего тела как идеальной смеси.

Удельная массовая энтальпия

$$i = \frac{\sum_q n_{q,z} I_q + \sum_q n_{q,s} I_{q,s}}{p \mu}. \quad (142)$$

Удельная массовая энтропия без учёта образования растворов конденсированной фазы

$$s = \frac{\sum_q n_{q,z} (S_q^o - R_o \ln n_{q,z}) + \sum_q n_{q,s} S_{q,s}^o}{p \mu}. \quad (143)$$

В уравнениях (142) и (143)  $I_q$  и  $S_q^o$  – энтальпия и энтропия одного моля  $q$ -го компонента при температуре  $T$  и стандартном для энтропии давлении 101325 Па, а индекс  $s$  относится к веществам в конденсированном состоянии.

Другие термодинамические функции (внутренняя энергия, термодинамический потенциал, изохорно-изотермический потенциал и т.п.) определяют по известным термодинамическим соотношениям с помощью величин  $i$ ,  $s$  и  $T$ .

Термические коэффициенты определяются следующим образом:

- изобарный коэффициент расширения

$$\alpha_p = \frac{1}{v} \left( \frac{dv}{dT} \right)_p = \frac{1}{T} \left[ 1 - \left( \frac{\partial \ln N_T}{\partial \ln T} \right)_p \right]; \quad (144)$$

- изотермический коэффициент сжатия

$$\beta_T = -\frac{1}{v} \left( \frac{dv}{dp} \right)_T = \frac{1}{p} \left( \frac{\partial \ln N_T}{\partial \ln p} \right)_T. \quad (145)$$

Если теплоёмкости  $C_p$  и  $C_v$  рабочего тела находятся при сохранении им состояния химического равновесия, то они называются

равновесными. Равновесные теплоёмкости определяют поэтому с учётом теплоты химических реакций.

Равновесная теплоёмкость при постоянном давлении

$$C_p = \left( \frac{\partial i}{\partial T} \right)_p. \quad (146)$$

Дифференцируя уравнение (142), получим

$$C_p = \frac{\sum_q n_{q,z} C_{p,q} + \sum_q n_{q,s} C_{q,s}}{p \mu} + \frac{1}{p \mu T} \left[ \sum_q n_{q,z} I_q \left( \frac{\partial \ln n_{q,z}}{\partial \ln T} \right)_p + \right. \\ \left. + \sum_q n_{q,s} I_{q,s} \left( \frac{\partial \ln n_{q,s}}{\partial \ln T} \right)_p \right] - \frac{i}{T} \left( \frac{\partial \ln \mu}{\partial \ln T} \right)_p. \quad (147)$$

Воспользовавшись выражением (136)  $p \mu = \mu_{\tau} N_{\tau}$ , получим

$$\left( \frac{\partial \ln \mu}{\partial \ln T} \right)_p = \left( \frac{\partial \ln N_{\tau}}{\partial \ln T} \right)_p. \quad (148)$$

Замороженная теплоёмкость при постоянном давлении, определяющая теплоту, которая необходима для изменения температуры рабочего тела постоянного состава, т.е. при отсутствии химических реакций, на один градус

$$C_{p,f} = \frac{\sum_q n_{q,z} C_{p,q} + \sum_q n_{q,s} C_{q,s}}{p \mu}. \quad (149)$$

Равновесная и замороженная теплоёмкости при постоянном объёме

$$C_v = C_p - R \frac{\left[ 1 - \left( \frac{\partial \ln N_{\tau}}{\partial \ln T} \right)_p \right]^2}{\left( \frac{\partial \ln N_{\tau}}{\partial \ln p} \right)_T}, \quad (150)$$

$$C_{v,f} = C_{p,f} - R. \quad (151)$$

Отношение равновесных и замороженных теплоёмкостей

$$k = \frac{C_p}{C_v} \quad \text{и} \quad k_f = \frac{C_{p,f}}{C_{v,f}}. \quad (152), (153)$$

Равновесные и замороженные скорости звука

$$a = \sqrt{\frac{kRT}{\left(\frac{\partial \ln N_T}{\partial \ln p}\right)_T}}, \quad (154)$$

$$a_f = \sqrt{k_f RT} \quad (155)$$

Разница между равновесными замороженными параметрами наиболее значительна в области максимального изменения состава рабочего тела при изменении температуры и давления и мала в других случаях.

## ЛЕКЦИЯ № 13

### 5.7. Термодинамический расчёт процесса горения.

На рис. 18 изображена схема камеры РД.

В камере ХРД на участке к-с осуществляется процесс горения топлива, подаваемого в камеру, а на участке с-а – ускорение или течение продуктов сгорания.

Термодинамический расчёт процесса горения состоит в определении параметров продуктов сгорания в сечении с-с на входе в сопло, т.е. на выходе из камеры сгора-

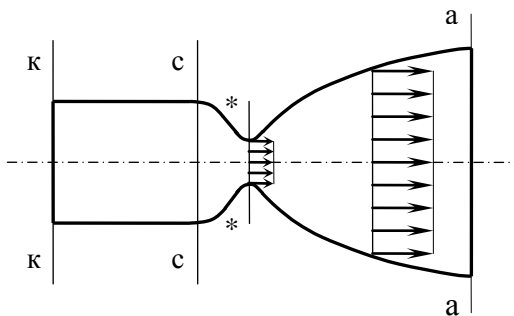


Рис. 18. Схема камеры РД



ния, при заданных химическом составе, энтальпии (внутренней энергии) топлива и условиях протекания процесса.

#### Модель процесса горения.

Принимают, что процесс горения протекает в камере сгорания идеального РД при отсутствии физического недожѐга топлива, т.е. полно, адиабатно, т.е. без обмена теплотой с окружающей средой и при наличии химического равновесия в смеси продуктов сгорания.

Параметры, полученные при этих допущениях, будут идеальными.

Основным уравнением принятой модели процесса горения в камере РД является уравнение сохранения энергии

$$i_{oc} = i_T = 0, \quad (156)$$

где  $i_{oc}$  – энтальпия торможения в сечении с–с,  $i_T = f(T)$  – энтальпия топлива при температуре при входе в камеру.

Энтальпия торможения в сечении с–с запишется

$$i_{oc} = i_c + \frac{W_c^2}{2}. \quad (157)$$

Практический интерес представляют две схемы горения топлива в КС РД

#### **1. Горение при постоянном давлении ( $p = const$ ).**

Камера сгорания в этом случае считается изобарной. Для неё можно принять  $W_c = 0$ , поэтому

$$p_k = p_c = p_{oc}, \quad T_c = T_{oc}, \quad i_c = i_{oc}.$$

Уравнение сохранения энергии (156) принимает частный вид

$$i_c - i_T = 0. \quad (158)$$

Как правило, используется следующий алгоритм расчёта параметров процесса горения применительно к ЭВМ:

1. Задаются приближённым значением температуры  $T_c^{(0)}$ .
2. Рассчитывают по изложенной выше методике при заданных  $p_c$  и  $T_c^{(0)}$  равновесный состав продуктов сгорания, их термодинамические и теплофизические свойства, в том числе энтальпию и теплоёмкость при постоянном давлении.

3. Уточнение температуры  $T_c$  производится методом Ньютона, применяемом к уравнению (158),

$$\Delta T_c^{(0)} = - \frac{i(p_c, T_c^{(0)}) - i_T}{C_p}, \quad (159)$$

$$T_c^{(1)} = T_c^{(0)} + \Delta T_c^{(0)}. \quad (160)$$

4. Если  $|i_c - i_T| > \varepsilon$ , где  $\varepsilon$  – наперёд заданная малая величина, определяющая точность расчёта, то расчёт повторяют с п. 2 при уточнённом значении температуры  $T_c^{(1)}$ . Расчёт прекращается при достижении заданной точности.

**2. Горение при постоянном объёме ( $v = const$  или  $\rho = const$ ).**

В этом случае уравнение сохранения энергии (156) примет следующий частный вид

$$e_c - e_T = 0, \quad (161)$$

где  $e$  – удельная массовая внутренняя энергия.

Используется тот же самый алгоритм расчёта параметров процесса горения, только равновесный состав продуктов сгорания определяется с помощью системы уравнений при заданных  $v$  и  $T$  ( $\rho$  и  $T$ ), поправка для температуры вычисляется по уравнению

$$\Delta T_c^{(n)} = - \frac{e(v_c, T_c^{(n)}) - e_T}{C_v}, \quad (162)$$

а точность расчёта оценивается по выражению  $|e_c - e_T| > \varepsilon$ .

## 5.8. Термодинамический расчёт процесса течения рабочего тела

Термодинамический расчёт процесса течения состоит в определении параметров продуктов сгорания в требуемом сечении сопла при заданном составе и энтальпии топлива, условиях на входе в сопло, т.е. параметрах процесса горения, и параметре, характеризующем рассматриваемое сечение сопла, например, давление  $p$ , гео-

метрическая степень расширения сопла  $\bar{F} = F/F_m$ , число Маха  $M$  и т.п.

#### Модель процесса течения.

Течение с ускорением или разгон рабочего тела осуществляется в сопле идеального РД, т.е. происходит стационарно, одномерно и адиабатно при однородном составе и параметрах продуктов сгорания по сечению сопла. Дополнительно предполагают параллельность потока на выходе из сопла и отсутствие необратимых явлений: трения, различных видов неравновесности. Для гетерогенного рабочего тела это означает равенство скоростей и температур газа и конденсата.

Такой идеальный процесс течения является термодинамическим процессом изоэнтропного расширения рабочего тела. Основным уравнением его является

$$S = const . \quad (163)$$

С учётом определённого значения энтропии торможения для сечения  $s$  на входе в сопло  $S_{oc}$  в результате расчёта параметров процесса горения, основное уравнение идеального процесса течения запишется

$$S - S_{oc} = 0 . \quad (164)$$

Возможны следующие модели изоэнтропийного течения рабочего тела в сопле РД:

1. *Равновесное*, характеризуемое наличием в любой точке потока энергетического, химического и фазового равновесия.
2. *Химически замороженное*, т.е. с постоянным химическим составом рабочего тела.

Оно имеет место при малых временах пребывания продуктов сгорания в сопле и небольших скоростях протекания химических реакций. Результаты расчёта равновесного и замороженного течений определяют границы области, внутри которой находятся показатели химически неравновесного течения РТ.

3. *С неизменным фазовым состоянием отдельных компонентов рабочего тела.*

Это позволяет оценить предельное влияние задержки процессов кристаллизации или конденсации на параметры потока и двигателя

4. *С отсутствием определённого вида взаимодействия между газом и конденсатом, например, с отсутствием теплообмена.*

Эти модели позволяют оценить например предельное влияние температурной неравновесности между газовой и конденсированной фазами РТ.

5. *С внезапным замораживанием, т.е. равновесное до определённых условий, а далее замороженное*

Такая модель иногда может успешно заменить сложный расчёт процесса течения с учётом кинетики химических реакций.

Реальный процесс течения в соплах маршевых ХРД очень близок к равновесному, поэтому эта модель наиболее широко используется в практике.

Рассмотрим алгоритм расчёта равновесного течения рабочего тела до заданного давления  $p$  применительно к ЭВМ:

1. Задаются в нулевой итерации приближённым значением температуры  $T^{(0)}$ . Это можно сделать, например, по таблицам термодинамических функций.
2. Рассчитывают по изложенной выше методике равновесный состав рабочего тела при заданных  $p$  и  $T^{(0)}$ , его термодинамические и теплофизические свойства, в частности энтропию и теплоёмкость при постоянном давлении  $C_p$ .
3. Уточнение температуры  $T$  производится методом Ньютона, применяемым к уравнению (164),

$$\Delta \ln T^{(0)} = - \frac{S(p, T^{(0)}) - S_{ac}}{C_p}, \quad (165)$$

$$\ln T^{(1)} = \ln T^{(0)} + \Delta \ln T^{(0)}, \quad (166)$$

$$T^{(1)} = \exp [\ln T^{(1)}]. \quad (167)$$

Для улучшения сходимости метода Ньютона целесообразно использовать логарифмическую поправку  $\Delta \ln T$  к неизвестной  $\ln T$ .

4. Если  $|S - S_{ac}| > \varepsilon$ , где  $\varepsilon$  – наперёд заданная малая величина, определяющая точность расчёта, то расчёт повторяют с пункта 2 при уточнённом значении температуры. При достижении заданной точности расчёт прекращают. Результаты расчёта анализируются и выводятся на печать.

Имеются алгоритмы расчёта и всех других вариантов течения рабочего тела.

Особенность вариантов расчёта до заданных числа Маха  $M$  или геометрической степени расширения сопла  $\bar{F}$  состоит в том, что заранее неизвестны и температура и давление рабочего тела. Важным частным случаем этих вариантов является расчёт течения до местной скорости звука, когда  $M = 1$ , или  $\bar{F} = 1$ . Он необходим для определения параметров рабочего тела в критическом и минимальном сечениях сопла.

## **5.9. Определение идеальных параметров процесса течения рабочего тела и двигателя по результатам термодинамического расчёта.**

После завершения расчёта равновесного химического состава, термодинамических и теплофизических свойств и параметров рабочего тела для входного и любого другого сечения сопла можно определить параметры процесса течения и идеальные характеристики РД, т.е. термодинамические характеристики.

Скорость рабочего тела (ПС) в рассматриваемом сечении сопла

$$W = \sqrt{2(i_T - i)}.$$

Скорость рабочего тела в выходном сечении сопла

$$W_a = \sqrt{2(i_T - i_a)}. \quad (168)$$

Удельная площадь сечения камеры

$$f = \frac{F}{\dot{m}} = \frac{1}{W\rho} = \frac{R_o T}{Wp\mu}. \quad (169)$$

Геометрическая степень расширения сопла или относительная площадь рассматриваемого сечения сопла

$$\bar{F} = \frac{F}{F_*} = \frac{f}{f_*}. \quad (170)$$

Удельный импульс тяги:

✓ в пустоте, где  $p_n = 0$ ,

$$I_{y,n} = W_a + p_a f_a; \quad (171)$$

✓ на высоте Н

$$I_y = I_{y,n} = I_{y,n} - p_n f_a; \quad (172)$$

✓ на расчётном режиме, когда  $p_a = p_n$

$$I_{y,p} = I_{y,n} - p_a f_a = W_a. \quad (173)$$

Расходный комплекс

$$\beta = \frac{p_{oc} F_*}{\dot{m}} = p_{oc} f_* = \frac{p_{oc} R_o T_*}{p_* W_* \mu_*}. \quad (174)$$

Для изобарной камеры сгорания  $p_{oc} = p_*$ .

Тяговый комплекс:

✓ в пустоте

$$K_{p_n} = \frac{I_{y,n}}{\beta}; \quad (175)$$

✓ на высоте Н

$$K_p = \frac{I_y}{\beta} = \frac{I_{y,n}}{\beta}; \quad (176)$$

✓ на расчётном режиме

$$K_{p_p} = \frac{I_{y,p}}{\beta}. \quad (177)$$

## 5.10. Определение термодинамических характеристик с использованием соотношений газовой динамики

Приближённые значения термодинамических характеристик на

стадии предварительного (прикидочного) расчёта РД можно получить по газодинамическим соотношениям, принимая, что процесс течения газа в сопле описывается уравнением изоэнтропы  $p v^n = const$ , где  $n$  – средний показатель изоэнтропы расширения, определяемый по выражению

$$n = \ln \frac{P_{oc}}{p} / \ln \left( \frac{P_{oc}}{p} \frac{RT}{R_{oc}T_{oc}} \right). \quad (178)$$

Так, например, скорость продуктов сгорания в выходном сечении сопла

$$W_a = \sqrt{2 \frac{n}{n-1} R_{oc} T_{oc} \left[ 1 - \left( \frac{p_a}{P_{oc}} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]}, \quad (179)$$

расходный комплекс

$$\beta = \frac{\sqrt{R_{oc} T_{oc}}}{A(n)}, \quad (180)$$

где  $A(n) = \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}} \sqrt{n}$  и т.д.

## ЛЕКЦИЯ № 14

### 6. ВЛИЯНИЕ ОСНОВНЫХ ФАКТОРОВ НА ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

#### 6.1. Общие сведения

Термодинамические характеристики зависят, прежде всего, природы топлива и параметров процессов, осуществляемых в камере РД.

Природа химических двухкомпонентных топлив, состоящих из окислителя и горючего, определяется соотношением этих компонентов. От соотношения компонентов топлива зависит состав рабочего тела, его термодинамические и теплофизические свойства, а, следовательно, и параметры двигателя. Зависимость термодинамических характеристик от соотношения компонентов необходима проектировщику для выбора состава топлива и анализа параметров проектируемого двигателя.

Другими основными факторами, влияющими на термодинамические характеристики, являются:

- давление на выходе из камеры сгорания  $p_{oc}$ ,
- степень расширения рабочего тела в сопле  $\varepsilon$  или геометрическая степень расширения сопла  $\bar{F}_a$ ,
- степень равновесия процессов в камере.

Для САПР РД представляют интерес аналитические зависимости термодинамических характеристик. Они позволяют быстро оценить значения требуемых параметров, провести их анализ и компактно хранить информацию в памяти ЭВМ.

#### 6.2. Влияние соотношения компонентов топлива

Зависимость равновесного состава продуктов сгорания от коэффициента избытка окислителя  $\alpha_{ок}$  для двухкомпонентных жидких ракетных топлив имеет сложный характер, специфичный для определённых классов топлив.



Соотношение компонентов топлива для конкретного ЖРД на этапе его проектирования выбирается оптимальным, исходя из сформированной целевой функции, обеспечивающей максимальную эффективность аппарата. Она может изменяться также в процессе эксплуатации двигателя из-за изменения давления и температуры в топливных баках, работы системы синхронного опорожнения баков (СОБ).

Теоретические зависимости температуры торможения  $T_{oc}$ , молекулярной массы  $\mu_{oc}$ , газовой постоянной  $R_{oc}$  и удельного импульса тяги на расчётном режиме  $I_{y.p}$  от коэффициента избытка окислителя  $\alpha_{ок}$ .

Зависимость температуры равновесных продуктов сгорания в камере сгорания от  $\alpha_{ок}$  имеет явно выраженный максимум. При отсутствии диссоциации максимум температуры имеет место в подавляющем большинстве случаев при  $\alpha_{ок} = 1,0$ , т.е. при стехиометрическом составе топлива. Вследствие диссоциации рабочего тела, идущей с поглощением тепла, максимальное значение  $T_{oc}$  снижается, а положение максимума сдвигается в область  $\alpha_{ок} < 1,0$ .

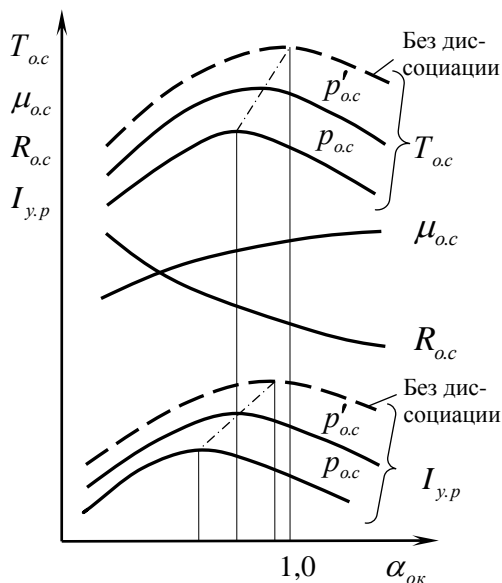


Рис. 19. Теоретическая зависимость

$$T_{oc}, \mu_{oc}, R_{oc}, I_{y.p} \text{ от } \alpha_{ок}$$

Вследствие диссоциации рабочего тела, идущей с поглощением тепла, максимальное значение  $T_{oc}$  снижается, а положение максимума сдвигается в область  $\alpha_{ок} < 1,0$ .

Величина и положение максимума  $T_{oc}$  зависят от давления в камере сгорания. С повышением давления ( $p'_{oc} > p_{oc}$ ) степень диссоциации продуктов сгорания снижается, что приводит к росту  $T_{oc}$  и смещению максимума в сторону  $\alpha_{ок} = 1,0$ , т.е. к стехиометрическому соотношению компонентов.

Анализ показывает, что максимум  $T_{oc}$  при диссоциации рабочего тела сдвигается от стехиометрического соотношения компонентов ( $\alpha_{ок} = 1,0$ ) в область с повышенным содержанием в продуктах сгорания молекул, устойчивых к процессу диссоциации. Для большинства ракетных топлив это область  $\alpha_{ок} < 1,0$ , где содержатся, например, устойчивые к диссоциации молекулы оксида углерода CO. Однако, для некоторых топлив на основе фтора максимум  $T_{oc}$  сдвигается в область  $\alpha_{ок} > 1,0$ , поскольку здесь будет больше молекул HF, противостоящих диссоциации.

Для большинства ЖРТ характерно увеличение молекулярной массы РТ в камере сгорания  $\mu_{oc}$  при возрастании  $\alpha_{ок}$ , а значит уменьшение удельной газовой постоянной  $R_{oc} = \frac{R_o}{\mu_{oc}}$ , где  $R_o$  – универсальная газовая постоянная ( $R_o = 8,3144 \frac{\text{Дж}}{\text{моль К}}$ ).

Зависимость  $I_{y.p}$  от  $\alpha_{ок}$  имеет максимум, который смещён по отношению к максимуму  $T_{oc}$  в сторону меньших значений  $\alpha_{ок}$ . Это объясняется возрастанием газовой постоянной  $R_{oc}$  с уменьшением  $\alpha_{ок}$ . Снижение температуры частично компенсируется ростом  $R_{oc}$ , что видно из выражения

$$I_{y.p} = W_a = \sqrt{2 \frac{n}{n-1} R_{oc} T_{oc} \left[ 1 - \left( \frac{p_a}{p_{oc}} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]}.$$

Изобразим характерные зависимости расходного комплекса  $\beta$  и удельного импульса тяги в пустоте от  $\alpha_{ок}$  в случае равновесного и замороженного течения.

Зависимости  $I_{у.л}$  и  $\beta$  от  $\alpha_{ок}$  имеют максимумы. Значения  $I_{у.л}$  и  $\beta$  равновесного течения выше, чем замороженного. Это объясняется тем, что часть выделившейся при рекомбинации теплоты превращается в кинетическую энергию рабочего тела и, следовательно, увеличивает скорость потока и удельный импульс тяги.

Разница в  $I_{у.л}$  при равновесном и замороженном течении зависит в первую очередь от природы топлива. Для топлив с высокой температурой горения  $T_{ос}$  эта разница может достигать 5...10 %.

Значения  $\alpha_{ок}$ , соответствующие максимумам  $\beta$  и  $I_{у.л}$  при замороженном течении, меньше, чем при равновесном.

Значения  $\alpha_{ок}$ , соответствующие максимуму  $I_{у.л}$  называют термодинамически оптимальными. Максимумы зависимостей  $I_{у.л}(\alpha_{ок})$  и  $\beta(\alpha_{ок})$  могут быть довольно пологими.

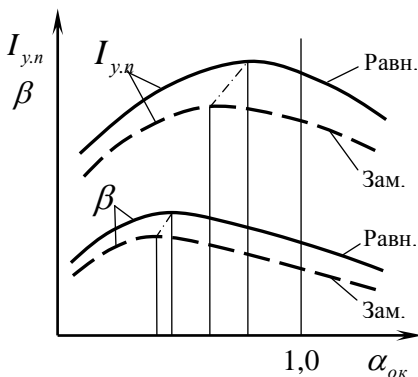


Рис. 20. Теоретическая зависимость  $I_{у.л}$  и  $\beta$  от  $\alpha_{ок}$  при равновесном и замороженном течении

### 6.3. Влияние давления в камере сгорания

Величина давления на выходе из камеры сгорания на входе в сопло  $p_{oc}$  выбирается при проектировании РД. Давление может изменяться и в процессе работы двигателя при его регулировании и дросселировании, т.к. при этом пропорционально давлению изменяется тяга камеры.

Покажем зависимость термодинамических характеристик от  $p_{oc}$

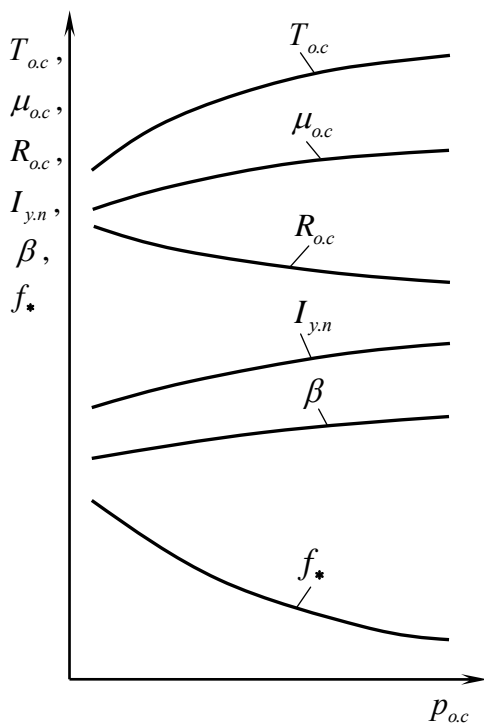


Рис. 21. Теоретическая зависимость  $T_{oc}$ ,

$\mu_{oc}$ ,  $R_{oc}$ ,  $I_{y.n}$ ,  $\beta$  и  $f_{*}$  от  $p_{oc}$

при  $\alpha_{ок}$  и  $\varepsilon = const$

Повышение давления в камере сгорания  $p_{oc}$  приводит к ослаблению (подавлению) диссоциации продуктов сгорания. Это сопровождается выделением тепла и ростом температуры рабочего тела  $T_{oc}$ . Снижение степени диссоциации продуктов сгорания приводит к укрупнению молекул, а значит росту молекулярной массы  $\mu_{oc}$  и уменьшению удельной газовой постоянной  $R_{oc}$ .

Влияние  $p_{oc}$  на  $\beta$  небольшое. Это следует из выражения

$$\beta = \frac{\sqrt{R_{oc} T_{oc}}}{A(n)}. \text{ При увеличении } p_{oc} \text{ температура } T_{oc} \text{ возрастает, а газовая}$$

постоянная  $R_{oc}$  уменьшается. При этом увеличение  $\sqrt{R_{oc}T_{oc}}$  оказывается небольшим при практически неизменной величине  $A(n)$ .

Для используемых ЖРТ изменение расходного комплекса в характерном диапазоне  $p_{oc}$  составляет 1...3 %. Поэтому при предварительных расчетах для данного топлива при принятом соотношении компонентов часто считают  $\beta$  постоянным.

Зависимость  $I_{y,n}$  от  $p_{oc}$  построена при постоянной степени расширения рабочего тела в сопле  $\varepsilon$ , что соответствует примерно одинаковой геометрической степени расширения сопла  $\bar{F}_a$ .

По тем же самым причинам, что и расходный комплекс, удельный импульс в пустоте  $I_{y,n}$  увеличивается с ростом  $p_{oc}$  незначительно. Исследования показывают, что при изменении  $p_{oc}$  с 3 до 30 МПа, т.е. на порядок,  $I_{y,n}$  увеличивается лишь на 20..50 м/с (0.5...1.5%).

#### **6.4. Влияние степени расширения рабочего тела или геометрической степени расширения сопла**

Выбор степени расширения рабочего тела в сопле осуществляют на этапе проектирования двигателя. Сейчас ведутся исследования по разработке РД с изменяемой геометрией сопла, допускающих изменение степени расширения газа в процессе работы.

Для конкретного рабочего тела степень его расширения в сопле  $\varepsilon = \frac{p_{oc}}{p_a}$  и геометрическая степень расширения сопла  $\bar{F}_a$  связаны однозначно. Покажем на рис. 22 эту связь графически для различных топлив.

Знание зависимости  $\varepsilon(\bar{F}_a)$  необходимо на этапе проектирования ракетного двигателя, когда выбирается давление на срезе сопла при заданном  $p_{oc}$ .

Покажем изменение термодинамических характеристик от степени расширения рабочего тела  $\varepsilon$  при равновесном и замороженном течениях.

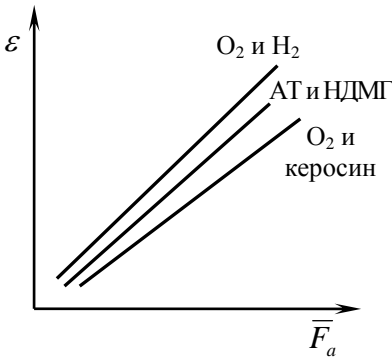


Рис. 22. Соотношения между  $\varepsilon$  и  $\bar{F}_a$  для различных топлив

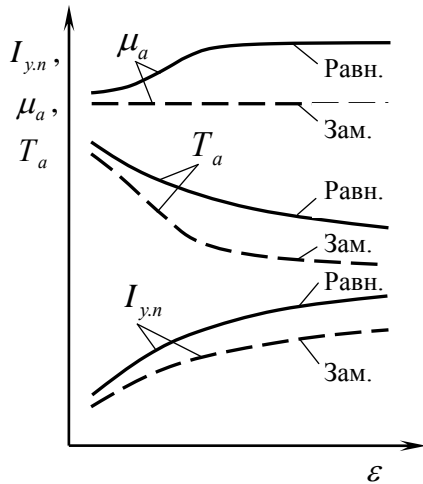


Рис. 23. Теоретическая зависимость  $I_{y.n}$ ,  $T_a$ ,  $\mu_a$  от  $\varepsilon$  при равновесном и замороженном течениях

Существенное увеличение  $I_{y.n}$  ростом  $\varepsilon$  очевидно из зависимости

$$I_{y.n} = W_a + \frac{p_a F_a}{\dot{m}} = \sqrt{2 \frac{n}{n-1} R_{oc} T_{oc} \left[ 1 - \left( \frac{1}{\varepsilon} \right)^{\frac{n-1}{n}} \frac{1}{\varepsilon} \right]} + \frac{p_a F_a}{\dot{m}}.$$

Причём для равновесного течения прирост  $I_{y.n}$  более значителен, чем для замороженного течения. Так для топлива  $H_{2ж}$  и  $F_{2ж}$  увеличение  $\varepsilon$  с 50 до 500 даёт возрастание удельного импульса в пустоте при равновесном течении на 17,3 %, а при замороженном – 12,3 %. Объясняется это тем, что с ростом  $\varepsilon$  увеличивается доля сопла в создании тяги и большим становится эффект от реакций рекомбина-

ции, характерных для равновесного течения продуктов сгорания по соплу.

Учитывая значительное влияние  $\varepsilon$  на удельный импульс тяги следует при проектировании РД стремиться к достижению высоких степеней расширения РТ в сопле.

## **7. ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ И СОПЛЕ РЕАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

### **7.1. Основные отличия реальных процессов от теоретических моделей**

Действительные процессы, протекающие в камере РД, заметно отличаются от рассмотренных ранее идеализированных моделей (схем). Основные отличия заключаются в следующем:

1. Скорость рабочего тела на входе в сопло (на выходе из камеры сгорания)  $W_c$  не равна нулю, а имеет конечную величину.
2. Движение продуктов сгорания в камере в общем случае не является одномерным, оно трехмерное.
3. Течение реального вязкого рабочего тела не является изэнтропическим, имеются потери на трение, неадиабатность и т.д.
4. Имеет место неполнота сгорания топлива в связи с конечным временем его пребывания в камере сгорания.
5. Параметры рабочего тела неоднородны в поперечном сечении камеры.
6. Реальное течение рабочего тела не является равновесным, поскольку полное химическое, энергетическое и фазовое равновесие достигается при достаточно большом времени пребывания газа в камере.
7. Реальное рабочее тело не является идеальным газом и их смесью.

Перечисленные отличия могут приводить к значительным отклонениям реальных (действительных) параметров и характеристик РД от идеальных.

Рассмотрим наиболее существенные из них.

## **ЛЕКЦИЯ № 15**

### **7.2. Тепловое сопротивление камеры сгорания**

В действительности (реально) продукты сгорания топлива дви-



жуются по проточной части камеры сгорания, ускоряясь за счет подвода тепла от реакции горения. Газодинамически это течение сжимаемого газа в цилиндрическом канале с подогревом. В этом случае появляется особый вид сопротивления движению газа – тепловое сопротивление. Оно характеризуется падением как статического давления, так и давления торможения.

Используя уравнения газовой динамики, можно записать, что коэффициент восстановления давления торможения в КС

$$\sigma_f = \frac{P_{oc}}{P_{ок}} = \frac{P_{oc}}{P_{к}} = \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_c^2\right)^{\frac{k-1}{k}}}{1 + k M_c^2}, \quad (181)$$

а относительная площадь камеры  $\bar{F}_{к} = \frac{F_{к}}{F_{*}}$

$$\bar{F}_{к} = \frac{F_{к}}{F_{*}} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{2(k-1)}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_c^2\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \frac{1}{M_c}. \quad (182)$$

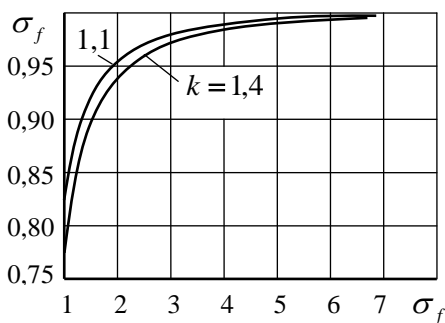


Рис. 24. Зависимость  $\sigma_f$  от  $\bar{F}_{к}$

Из выражений (181) и (182) видно, что имеется зависимость в неявном виде между коэффициентом восстановления давления  $\sigma_f$  и относительной площадью камеры  $\bar{F}_{к}$ . Изобразим эту зависимость  $\sigma_f = f(\bar{F}_{к})$  графически при значениях  $k=1,1$  и  $1,4$  (см. рис. 24).

Видно, что при  $\bar{F}_{к} \rightarrow \infty$   $\sigma_f \rightarrow 1,0$ . С допустимой для

практики точностью можно принимать  $\sigma_f=1,0$  при  $\bar{F}_{к} > 6 \dots 7$ .

Тепловое сопротивление приводит к снижению давления торможения перед соплом  $P_{oc} = \sigma_f P_{к}$  и уменьшению степени расширения

ния рабочего тела в сопле  $\varepsilon = \frac{P_{ac}}{P_a}$ . Это обуславливает снижение удельного импульса и тяги двигателя.

Коэффициент удельного импульса из-за потерь на тепловое сопротивление, учитывающий потери на тепловое сопротивление, с учетом выражений (166) и (172) запишется

$$\varphi_f = \frac{I_{y,f}}{I_{y,ud}} = \sqrt{\frac{1 - \left(\frac{P_a}{\sigma_f P_\kappa}\right)^{\frac{n-1}{n}}}{1 - \left(\frac{P_a}{P_\kappa}\right)^{\frac{n-1}{n}}}}. \quad (183)$$

Коэффициент  $\varphi_f$  изменяется в пределах от 0,98 до 1,0.

Влияние теплового сопротивления камеры сгорания на тягу РД больше, чем на удельный импульс тяги. Покажем это

$$P = I_y \dot{m}.$$

Массовый расход РТ через сопло  $\dot{m}$  снижается пропорционально уменьшению давления на входе в сопло, а значит пропорционально  $\sigma_f$ . Следовательно отношение тяг РД при наличии теплового сопротивления и без него составит

$$\frac{P_f}{P_{ud}} = \frac{I_{y,f} \dot{m}_f}{I_{y,ud} \dot{m}_{ud}} = \varphi_f \sigma_f. \quad (184)$$

Откуда

$$P_f = P_{ud} \varphi_f \sigma_f. \quad (185)$$

### 7.3. Неадиабатность процессов в камере

Процессы в камере реального РД сопровождаются тепловыми потерями через стенки камеры в окружающую среду. Могут иметь место два следующих варианта:

- ✓ независимое охлаждение, когда тепло из камеры отводится безвозвратно. Оно имеет место в неохлаждаемых снаружи

- камерах или камерах, имеющих радиационную или независимую системы охлаждения. В последнем случае специальная охлаждающая жидкость уносит с собой отобранное тепло;
- ✓ внешнее регенеративное охлаждение одним из компонентов топлива, когда тепло полностью или частично возвращается в камеру сгорания.

### 7.3.1. Потери на неадиабатность при независимом охлаждении

Очевидно, что отбор тепла от рабочего тела приводит к уменьшению удельного импульса тяги по сравнению с идеальным адиабатным процессом.

Оценим влияние неадиабатности при независимом охлаждении камеры. Будем считать, что отвод тепла  $Q$  происходит в основном на участке сопла при постоянной средней температуре, равной температуре продуктов сгорания в критическом сечении сопла  $T_*$ . Тогда изменение энтальпии в процессе течения (расширения) РТ составит

$$\begin{aligned} \Delta i_Q &= i_c - (i_a + \delta i_a) - Q \quad \text{или} \\ \Delta i_Q &= i_c - i_a - \delta i_a - Q, \end{aligned} \quad (186)$$

где  $i_c$  и  $i_a$  – значения энтальпии в соответствующих сечениях при адиабатном процессе течения, а  $\delta i_a$  – изменение энтальпии на срезе сопла, обусловленное отводом тепла  $Q$ .

Можно записать

$$\delta i_a = T_a \delta S, \quad (187)$$

где  $\delta S$  – изменение энтропии из-за неадиабатности процесса.

$$\delta S = - \int_{T_c}^{T_a} \frac{dQ}{T}. \quad (188)$$

Знак минус соответствует отводу тепла от рабочего тела.

Приближенно выражение (188) можно записать так

$$\delta S = -\frac{Q}{T_{cp}},$$

где  $T_{cp}$  – среднее значение температуры РТ на участке отвода тепла.

Можно принять  $T_{cp} = T_*$ , тогда  $\delta S = -\frac{Q}{T_*}$ . Учитывая, что

$$T_* = \frac{2}{n+1}T_c, \text{ получим}$$

$$\delta S = -\frac{n-1}{2} \frac{Q}{T_c}. \quad (189)$$

Тогда

$$\delta i_a = -\frac{n+1}{2} \frac{T_a}{T_c} Q. \quad (190)$$

Подставив выражение (190) в уравнение (186), получим

$$\Delta i_Q = (i_c - i_a) - Q \left( 1 - \frac{n+1}{2} \frac{T_a}{T_c} \right). \quad (191)$$

Коэффициент удельного импульса тяги, учитывающий неадиабатность процесса в камере

$$\varphi_Q = \frac{I_{y,Q}}{I_{y,ид}} = \sqrt{\frac{\Delta i_Q}{\Delta i}}. \quad (192)$$

С учетом (184) получим

$$\varphi_Q = \sqrt{1 - \frac{Q}{i_c - i_a} \left( 1 - \frac{n+1}{2} \frac{T_a}{T_c} \right)}. \quad (193)$$

Если  $Q \ll \Delta i = i_c - i_a$ , то по правилам приближенных вычисле-

ний, учитывая, что  $\frac{T_a}{T_c} = \left( \frac{p_a}{p_c} \right)^{\frac{n-1}{n}}$ , получим

$$\varphi_Q = 1 - \frac{Q}{2(i_c - i_a)} \left[ 1 - \frac{n+1}{2} \left( \frac{p_a}{p_c} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]. \quad (194)$$

Изобразим зависимости коэффициента  $\varphi_Q$  от относительного количества отведенного от РТ тепла  $Q/\Delta i$  при двух значениях степени расширения  $\frac{p_c}{p_a}$  20 и 100.

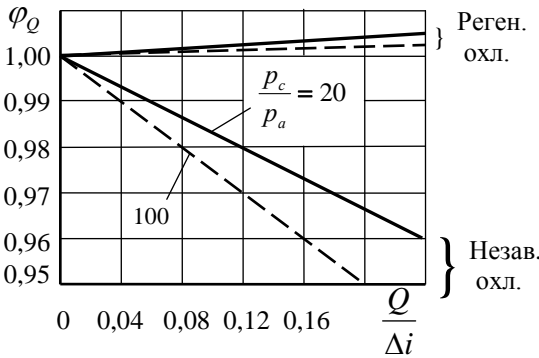


Рис. 25. Зависимость  $\varphi_Q$  от  $\frac{Q}{\Delta i}$

Из графика следует, что при одном и том же относительном количестве отведенного тепла  $Q/\Delta i$  потери удельного импульса тяги существеннее при больших степенях расширения рабочего тела  $\frac{p_c}{p_a}$ .

Относительное количество тепла, отведенного от РТ,

обычно составляет в РД 0,02...0,05. Причем меньшее значение относится к двигателям большей тяги. Обусловленные этим потери удельного импульса тяги, т.е. потери на неадиабатность, составляют 1...2%. В ЖРДМТ они могут достигать 5...7%.

### 7.3.2. Потери на неадиабатность при регенеративном охлаждении

При регенеративном внешнем охлаждении камеры тепло, отбираемое от продуктов сгорания, возвращается в камеру с одним из компонентов топлива. Отвод тепла осуществляется при более низ-

ком давления, чем возврат. Это должно приводить не к снижению, а к увеличению удельного импульса тяги по сравнению с его теоретическим значением.

Оценим потери на неадиабатность при регенеративном охлаждении камеры. Будем считать аналогично предыдущему случаю, что тепло отводится в основном на участке сопла при постоянной средней температуре, равной  $T_*$ . Примем также, что все отобранное тепло  $Q$  от единицы массы РТ полностью возвращается в камеру сгорания. Поэтому можно записать

$$\Delta i_Q = i_c - i_a - \delta i_a, \quad (195)$$

$$\delta i_a = T_a \delta S = T_a (\delta S_1 + \delta S_2) = T_a \left( -\frac{Q}{T_*} + \frac{Q}{T_c} \right).$$

Учитывая, что  $T_* = \frac{2}{n+1} T_c$ , запишем

$$\delta i_a = -\frac{n-1}{2} \frac{T_a}{T_c} Q. \quad (196)$$

Тогда 
$$\Delta i_Q = i_c - i_a + \frac{n-1}{2} \frac{T_a}{T_c} Q. \quad (197)$$

Коэффициент удельного импульса  $\varphi_Q$ , учитывающий неадиабатность процесса в камере

$$\varphi_Q = \frac{I_{y,Q}}{I_{y,ad}} = \sqrt{\frac{\Delta i_Q}{\Delta i}} = \sqrt{1 + \frac{n-1}{2} \frac{T_a}{T_c} \frac{Q}{\Delta i}}. \quad (198)$$

Учитывая правила приближенных вычислений и то, что

$$\frac{T_a}{T_c} = \left( \frac{p_a}{p_c} \right)^{\frac{n-1}{n}}, \text{ получим}$$

$$\varphi_Q = 1 + \frac{n-1}{4} \frac{Q}{\Delta i} \left( \frac{p_a}{p_c} \right)^{\frac{n-1}{n}}. \quad (199)$$

Зависимость  $\varphi_Q\left(\frac{Q}{\Delta i}\right)$  при  $\frac{P_c}{P_a}=20$  и 100 (199) приведена на

рис. 25. Видно, что неадиабатность при регенеративном охлаждении приводит к незначительному увеличению удельного импульса, которое составляет лишь доли процента. Однако регенерация тепла в тракте охлаждения камеры позволяет избежать потерь  $I_y$ , обусловленных охлаждением камеры РД.

#### 7.4. Неоднородность параметров рабочего тела

При выполнении термодинамического расчета предполагается равномерное однородное распределение расходонапряженности

$\dot{m}_F = \frac{\dot{m}}{F_\kappa}$  и состава рабочего тела, т.е. соотношения компонентов, по

площади поперечного сечения камеры сгорания. Действительное

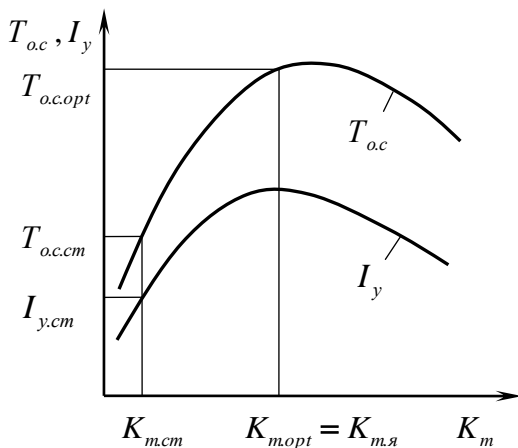


Рис. 26. Зависимость  $T_{oc}$ ,  $I_y$  от массового соотношения компонентов топлива  $K_m$

распределение в реальном РД является неравномерным. Эта неравномерность (неоднородность) может быть либо преднамеренной, либо непреднамеренной.

Оптимальному соотношению компонентов  $K_{m.opt}$ , соответствующему минимуму сформированной целевой функции, а значит обеспечивающему максимальную эффективность аппарата, соответствует высокая

температура продуктов сгорания  $T_{oc.opt}$ . При ней трудно организо-

вать надежную тепловую защиту стенок камеры. В некоторых случаях приходится создавать у стенок камеры низкотемпературную область с  $K_m \neq K_{m,opt}$ , т.е. с большим избытком в топливной смеси горючего или окислителя. Чаще подают в избытке горючее. Создаётся двухслойное течение в ядре и пристенке. Подобная неоднородность является преднамеренной.

Непреднамеренная неоднородность по соотношению компонентов возникает в основном в ЖРД и ГРД из-за разброса характеристик форсунок и расположения смесительных элементов, а в РДТТ – из-за неоднородности состава ТРТ.

Изобразим эпюры действительного (непрерывная линия) и теоретического (пунктирная линия) распределения  $K_m$  по диаметру в поперечном сечении камеры сгорания без пристеночной зоны а) и с пристеночной зоной б).

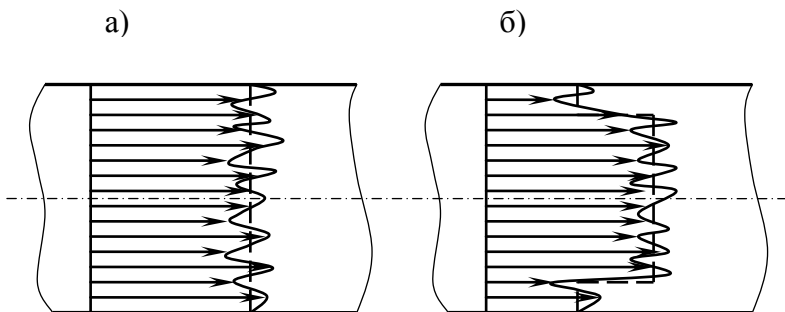


Рис. 27. Эпюра распределения массового соотношения компонентов топлива  $K_m$  по диаметру в поперечном сечении камеры сгорания:

а) – без пристеночной зоны; б) – с пристеночной зоной

----- – теоретическая; ————— – действительная

Следует иметь в виду, что отклонения от заданного  $K_m$  наблюдается и по окружности одного диаметра в данном сечении.

Следствием подобной неравномерности распределения компонентов топлива в поперечном сечении камеры является снижение удельного импульса тяги. Оценим это снижение.



Будем считать движение РТ в камере струйным, причем струйки движутся не перемешиваясь. Тогда действительный удельный импульс тяги при наличии неоднородности параметров запишется

$$I_y = \sum_i g_i I_{y,uidi}, \quad (200)$$

где  $g_i = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}}$  – относительный массовый расход  $i$ -ой струйки,  $I_{y,uidi}$  – идеальный удельный импульс продуктов сгорания в  $i$ -ой струйке, определяемый термодинамическим расчетом.

Тогда коэффициент удельного импульса, учитывающий потери из-за неравномерности параметров РТ, или коэффициент совершенства смешения

$$\varphi_{см} = \frac{I_y}{I_{y,ид}} = \frac{\sum_i g_i I_{y,uidi}}{I_{y,ид}}. \quad (201)$$

При наличии пристенка коэффициент совершенства смешения равен

$$\varphi_{см} = \frac{\sum_i g_i I_{y,uidi}}{I_{y,идя} - g_{ст}(I_{y,идя} - I_{y,идст})}. \quad (202)$$

## ЛЕКЦИЯ № 16

### 7.5. Неполное горение топлива

Процессы подготовки топлива к горению и процессы горения тесно связаны между собой. Точных границ между отдельными процессами не существует ни в пространстве, ни во времени.

Неполное горение топлива в КС происходит как из-за несовершенства подготовительных процессов, таких как подогрев капель, их испарение, смешение в газовой фазе, так и собственно процесса горения. Турбулентность потока и наличие диффузионных процессов ускоряют как подготовительные процессы, так и процесс горения.

Неполное горение топлива приводит к снижению удельного импульса тяги. Оно оценивается коэффициентом удельного импульса из-за неполноты горения топлива, т.е. коэффициентом полноты (совершенства) горения

$$\varphi_{гор} = \frac{I_y}{I_{yид}}, \quad (203)$$

где  $I_y$  – действительное значение удельного импульса тяги, учитывающего только потери на неполное горение топлива.

Снижение  $I_y$  объясняется уменьшением температур продуктов сгорания на входе в сопло  $T_{oc}$  из-за неполного тепловыделения.

Величина  $\varphi_{гор}$  зависит в основном от среднего времени пребывания в камере сгорания топливной смеси  $\tau_n$ , а значит от приведенной длины камеры сгорания

$$L_{np} = V_{кc} / F_m = \frac{\tau_n \dot{m}}{\rho_{nc}}.$$

На рис. 28 изобразим зависимость  $\varphi_{гор}$  от  $L_{np}$ . Если приведенная длина КС мала, то потери, связанные с неполным горением топлива, могут быть значительными. Они могут составлять 5...10%.

Значение  $L_{np}$ , обеспечивающее высокую полноту сгорания, зависит от:

- ✓ природы топлива,
- ✓ схемы смеси образования,
- ✓ конструкции двигателя,
- ✓ схемы организации рабочего процесса,

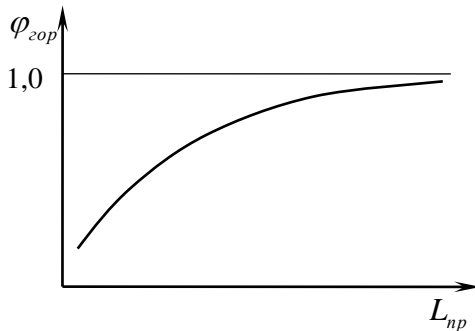


Рис. 28. Зависимость  $\varphi_{гор}$  от приведённой длины КС  $L_{np}$

✓ размерности камеры.

Для ЖРД  $L_{np}$  может изменяться от 1 до 3,5.

## 7.6. Сопла ракетных двигателей и требования к ним

Сопло – это часть камеры РД, где происходит преобразование тепловой и потенциальной энергии продуктов сгорания в кинетическую энергию вытекающей из сопла струи газов. Рабочее тело в сопле разгоняется (ускоряется). Скорость истечения рабочего тела из сопла  $W_a$  определяет важнейшую характеристику ракетного дви-

гателя – удельный или пульс тяги, т.к.  $I_y = W_a + \frac{P_a - P_n}{\dot{m}} F_a$ .

Реальный процесс преобразования энергии в сопле сопровождается различными потерями, эти потери энергии снижают скорость истечения, а, следовательно, и удельный импульс.

Учитывая сказанное, можно выдвинуть следующие требования к соплам РД:

1. Скорость истечения РТ из сопла должна быть максимальной.
2. Процесс течения РТ в сопле должен обеспечивать минимум всех видов потерь энергии.
3. Сопло должно иметь минимальные габаритные размеры как осевые, так и радиальные.

Сопла маршевых РД большой тяги представляют собой достаточно громоздкую конструкцию. Их габариты в значительной степени определяют габариты двигателей.

4. Масса сопла должна быть минимальной.
5. Конструкция сопла должна быть технологичной.

Итак, при проектировании камеры РД необходимо стремиться к тому, чтобы сопло обеспечило максимальную скорость истечения РТ при минимальных потерях энергии и при минимальных габаритах и массе сопла.

Применяемые в РД сверхзвуковые сопла по устройству подразделяются на два основных типа:

- круглые сверхзвуковые сопла или сопла Лавалья.
- сопла с центральным телом.

Сопла Лавалья по формуле расширяющейся (сверхзвуковой) части разделяются:

- ✓ на конические,
- ✓ профилированные.

Изобразим на рис. 29 профилированное а) и коническое б) сопла Лавая.

У конического сопла сверхкритическая часть выполняется в виде прямого усеченного конуса, а область минимального сечения – по дуге окружности.

У профилированного сопла контур сверхкритической части выполняется по специальной кривой (образующей), которая сначала резко отклоняется от оси сопла, а затем, достигнув максимального угла с осью в точке перегиба М, плавно снижается к срезу сопла. М – точка смены кривизны.

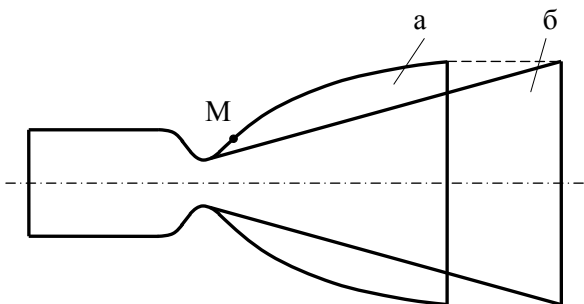


Рис. 29. Круглые сопла Лавая:  
а) – профилированное, б) – коническое

Профилированные сопла по сравнению с коническими при одинаковой геометрической степени расширения имеют меньшую длину, массу и потери энергии.

Сопла с центральным телом по особенностям течения РТ в сверхкритической части подразделяются:

Сопла с центральным телом по особенностям течения РТ в сверхкритической части подразделяются:

- на **кольцевые** – это осесимметричные сопла, в которых все сечения, нормальные оси симметрии потока, представляют собой кольца, имеют внешние и внутренние участки контура;
- **штыревые** – у контура расширяющейся части которых почти или полностью отсутствует внешний участок сопла;
- **тарельчатые**, у контура расширяющейся части которых почти или полностью отсутствуют внутренний участок сопла.

Схемы этих сопел в отличие от круглых сверхзвуковых сопел очень многочисленны.

## 7.7. Основы профилирования круглых сопел

Задачей профилирования круглого сверхзвукового сопла является определение его контура, обеспечивающего при заданном составе и параметрах РТ на входе и давлении окружающей среды максимальный удельный импульс тяги РД при минимальных габаритах и массе.

Круглое сопло Лаваля имеет сужающуюся и расширяющуюся части, минимальное (геометрически) и критическое сечения.

Критическое сечение сопла – это такое сечение, где скорость РТ равна местной скорости звука, а  $M = 1$ . Если в сопле поверхность перехода от дозвуковой к сверхзвуковой скорости плоская и отсутствуют необратимые явления, то минимальное и критическое сечения сопла полностью совпадают.

Изобразим на рис. 30 характерные типы круглых сверхзвуковых сопел:

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

На оси круглого сверхзвукового сопла (см.рис. 30, а) имеются две характерные точки:  $O$  – центр сопла и  $D$  – где достигается РТ некоторая заданная (расчетная) скорость течения ( $M=M_a$ ).

Поле течения в сопле Лаваля разделяется на несколько характерных областей течения РТ:

1 – дозвуковая;

2 – трансзвуковая, в которой осуществляется переход потока через скорость звука. Она определяется положением звуковой линии  $*-*$ , где  $W = a$ .

3 – разгонная или предварительного расширения, где скорость потока и угол наклона вектора скорости к оси сопла вдоль линии тока непрерывно увеличиваются. Угол наклона достигает своего максимального значения в точках на характеристике  $A'D$ , являющейся границей разгонной области.

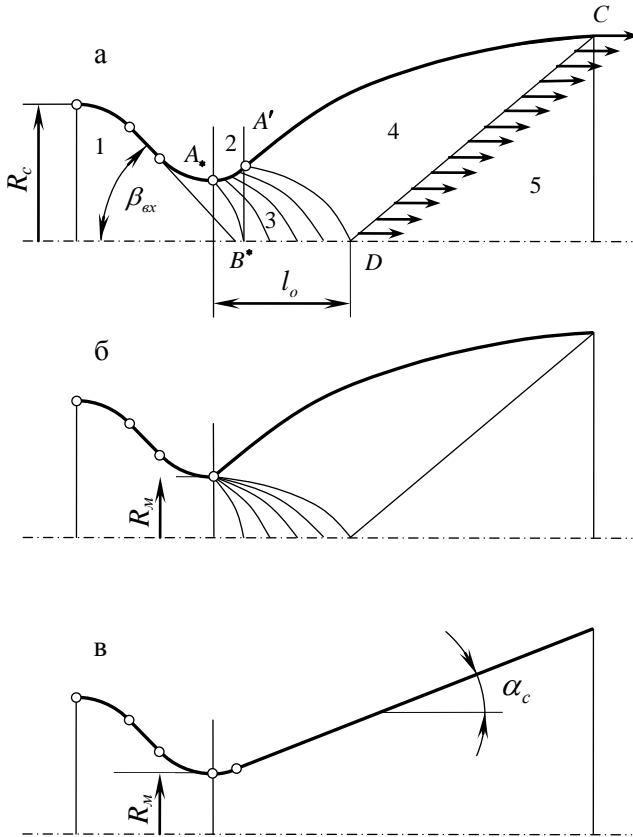


Рис.30. Характерные типы круглых сверхзвуковых сопел Лавалья:

- а) – профилированное сопло с обтеканием криволинейного контура в критическом сечении; б) – профилированное с угловой точкой; в) – коническое сопло

Форма контура  $A'A$  влияет на длину разгонного участка  $l_o$ . Криволинейный контур  $A'A$ , при обтекании которого РТ ускоряется, в предельном случае может быть заменен изломом контура сопла – угловой точкой  $A$  (см. рис. 30, б). Контур сопла, имеющий излом, называют контуром сопла с угловой точкой. Обычно излом контура

расположен в минимальном сечении и при обтекании угловой точки поток увеличивает свою скорость до заданной на кратчайшей длине по сравнению с обтеканием любого криволинейного контура.

4 – выравнивания потока, заключенная между характеристиками разных семейств  $A'D$  и  $DC$ .

В области выравнивания потока скорость продуктов сгорания продолжает увеличиваться, а угол наклона вектора скорости к оси сопла (потока) начинает уменьшаться. Максимальные изменения имеют место по контуру сопла. Угол наклона вектора скорости достигает минимального значения на характеристике  $DC$ , называемой выходной. В случае, изображенном на рисунке, угол наклона достигает значения, равного нулю.

5 – однородного потока, расположенная за выходной характеристикой  $DC$ . На выходе за неё реализуется течение, являющееся характерным для данного сопла.

Контур сопла с равномерной характеристикой – это такой контур, расширяющаяся часть которого обеспечивает параллельный поток в выходном сечении с одинаковой величиной скорости в любой точке этого сечения. В соплах с равномерной характеристикой нет потерь на рассеяние, т.е. из-за неравномерного распределения параметров потока в выходном сечении и не параллельности вектора скорости оси сопла.

Для исследования течения в соплах и газовых трактах РД и решения задач профилирования сопел широко применяется модель невязкого нетеплопроводного газа, которая описывается уравнениями Эйлера. Эти уравнения выражают законы сохранения массы, количества движения (импульса) и энергии для выделенной совокупности частиц РТ.

Для стационарных осесимметричных течений газовых смесей постоянного состава или с равновесными физико-химическими превращениями при отсутствии массовых сил уравнения Эйлера записывают в форме:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) = -\frac{\rho v}{y}, \quad (204)$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x}, \quad (205)$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y}, \quad (206)$$

$$u \frac{\partial e}{\partial x} + v \frac{\partial e}{\partial y} = - \frac{p}{\rho} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{v}{y} \right), \quad (207)$$

где  $u$  и  $v$  – проекции вектора скорости потока  $\bar{W}$  на оси координат  $x$  и  $y$  соответственно, ось  $x$  направлена вдоль оси симметрии сопла (проточной части), а ось  $y$  – перпендикулярно к ней;  $e$  – удельная внутренняя энергия рабочего тела.

Записанная система уравнений (204)...(207) не замкнутая. Обычно к ним добавляют в качестве замыкающего уравнения уравнение состояния, а также зависимость внутренней энергии единицы массы  $e$  от состава смеси и параметров потока.

Дифференциальные уравнения в частных производных (204)...(207) представляют собой систему квазилинейных, т.е. линейных лишь относительно производных, уравнений. В зависимости от скорости течения система может быть эллиптического ( $M < 1$ ), параболического ( $M = 1$ ) и гиперболического ( $M > 1$ ) типа.

При решении задач профилирования сопел принимают, что при течении РТ физико-химические превращения происходят равновесно. Изменение химического состава РТ при течении учитывают выбором среднего показателя изоэнтропы  $n$ . В зависимости от применяемых методов решения задач профилирования различают прямые и обратные задачи теории сопла.

## ЛЕКЦИЯ № 17

### 7.8. Профилирование докритической части сопла

Аналитические методы решения задачи оптимального профилирования дозвуковой части сопла являются достаточно сложными и трудоемкими, а их использование не даёт ощутимых преимуществ для РД. Поэтому на практике чаще используются эмпирические методы профилирования, аккумулирующие в себе весь накопленный положительный опыт.



Изобразим на рис.31 типичную геометрию докритической (сужающейся) части сопла до минимального сечения. Её характеризуют:

$R_c$  – радиус сопла на входе или камеры сгорания на выходе,

$\beta_{ex}$  – угол наклона конического участка сопла к оси,

$R_1$  – радиус, сопрягающий конический участок сопла и камеру сгорания,

$R_2$  – радиус скругления конического участка сопла до минимального сечения.

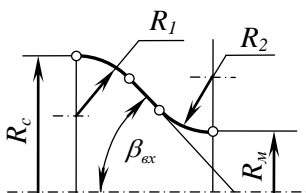


Рис. 31. Геометрия докритической части сопла

К профилю дозвуковой сужающейся части сопла предъявляются следующие требования:

1. Контур сопла должен обеспечивать безотрывное течение рабочего тела. В случае отрыва пограничного слоя интенсифицируется теплоотдача в стенку, что может привести к её прогару.
2. Форма дозвуковой части сопла должна способствовать обеспечению стабильности процесса горения в КС. При неблагоприятном сочетании геометрических параметров КС могут возникнуть высокочастотные колебания давления.
3. Контур дозвуковой части сопла должен обеспечивать минимальные потери энергии, габариты и массу сопла.

При некоторых сочетаниях значений радиусов  $R_1$  и  $R_2$  конический прямолинейный участок в сужающейся части сопла может отсутствовать. При  $R_2 > 0$  сопло называют с радиусной сужающейся частью, а при  $R_2 \approx 0$  – с конической сужающейся частью. В соплах современных РД радиусная сужающаяся часть является наиболее распространенной.

Величина угла  $\beta_{ex}$  определяет длину сужающейся части. С увеличением  $\beta_{ex}$  длина уменьшается, что приводит к снижению массы

и длины сопла. Уменьшается также интенсивность теплоотдачи от газа к стенке. В то же время может увеличиться склонность двигателя к ВЧ – неустойчивости. Практика показывает, что оптимальным является значение угла  $\beta_{\text{вх}} = 30 \dots 45^\circ$ .

Значения радиусов  $R_1$  и  $R_2$  выбираются в пределах:

- ✓  $R_1 = (0,1 \dots 1,0) R_c$  ( $R_c = R_k$  для цилиндрической камеры сгорания),
- ✓  $R_m < R_2 < 2 R_m$ .

Для сопел с конической сужающейся частью характерна большая неравномерность параметров в минимальном сечении.

Правильный выбор геометрических параметров дозвуковой части сопла обеспечит плоскую поверхность перехода через скорость звука. Если же поверхность перехода будет криволинейной, то в транзвуковой области вблизи минимального сечения сопла будут одновременно находиться струи с дозвуковыми и сверхзвуковыми скоростями течения. Это может служить причиной появления скачков уплотнения, а значит приводить к дополнительным потерям энергии и удельного импульса тяги.

## 7.9. Профилирование сверхкритической расширяющейся части сопла

Для конических сопел длина сверхзвуковой части  $L_a$  при известных  $d_a$  и  $d_m$  определяется углом раствора сопла

$$L_a = \frac{d_a - d_m}{2 \operatorname{tg} \alpha_c}, \quad (208)$$

где  $\alpha_c$  – половина угла раствора конического сопла.

При увеличении угла  $\alpha_c$  снижаются потери на трение, но возрастают потери на рассеяние. Поэтому в зависимости от величины степени расширения имеется оптимальное значение угла  $\alpha_c$ . Обычно  $\alpha_c = 10 \dots 15^\circ$ .

Для профилирования расширяющейся части сопла с наилучшими характеристиками решается задача параметрической оптимизации, основанная на вариационных методах исчисления. Найденный таким образом контур сопла называют оптимальным.

В простейшей постановке на вербальном уровне задача оптимального профилирования сверхзвуковой расширяющейся части сопла может быть сформулирована таким образом. Найти образующую расширяющейся части сопла  $AC$  (см. рис. 30, а), т.е. зависимость  $R(x)$ , которая обеспечит в конкретных условиях максимум тяги РД.

Минимизируемая целевая функция в этом случае запишется

$$F(x) = -P = -2\pi \left( \int_A^C R(x) p dR - R_c^2 p_n \right). \quad (209)$$

Учитывая, что образующая сопла должны начинаться и заканчиваться в точках  $A$  и  $C$ , вводятся прямые и функциональные ограничения  $x_o \leq x \leq x_c$ ,  $R(x) < R_c$ .

На геометрию контура расширяющейся части сопла могут накладываться и другие ограничения, например, может быть задана форма участок  $AA_1$  в виде дуги окружности радиусом  $R_3$ , либо участок  $AA_1$  исключается, превращаясь в сопло с угловой точкой.

Окончательно математически задача определения оптимального контура расширяющейся части сопла запишется

$$\begin{aligned} & \min F(x) \\ & x \in \{x \mid x \leq x_c, x \geq x_o, R(x) < R_c\} \end{aligned} \quad (210)$$

Профилирование расширяющейся части сопла производят также путём расчёта течения невязкого газа методом характеристик по заданным параметрам потока в критическом и выходном сечениях.

Характеристики – это линии распространения слабых возмущений в РТ.

Через любую точку потенциального, т.е безвихревого, сверхзвукового течения можно провести две характеристики первого и второго семейств. Одна из них исходит из произвольной точки криволинейного контура (угловой точки), например, точки  $A$ , а другая из

аналогичной точки расположенной на противоположной стороне сопла. Любую кривую линию можно представить кусочно-ломаной линией с большим числом угловых точек.

В газовой динамике получены дифференциальные уравнения характеристик и параметров потока рабочего тела вдоль этих характеристик.

При численном расчёте сверхзвуковых течений в соплах методом характеристик широко используются задачи Коши и Гурса. Решением задачи Коши обсчитывается разгонная область  $3 AA'DB$ . При определении параметров потока в области выравнивания  $4 A'DC$  или  $ADC$  в сопле с угловой точкой решается аналогичным образом задача Гурса.

Полученные результаты расчёта позволяют построить линии тока, выходящие из любой точки звуковой линии  $* - * (AB)$ . При этом линия тока, выходящая из точки  $A$  или  $A'$ , даёт нам контур сопла.

Построенный таким образом контур сверхзвуковой части сопла, т.е. методом характеристик, даёт нам контур сопла с равномерной характеристикой. Такое сопло обеспечивает равномерный и параллельный оси сопла поток РТ. Однако это не всегда выгодно. Концевой участок сопла практически не участвует в создании тяги. Если у такого сопла обрезать концевую часть, то получится выигрыш в длине и массе, уменьшатся потери на трение при незначительном возрастании потерь на рассеяние.

Решение задачи построения оптимального профиля расширяющейся части сопла по сформированной целевой функции была рассмотрена выше.

Наряду с точными аналитическими методами профилирования используются также эмпирические и полуэмпирические методы. С одним из таких методов профилирования расширяющейся части Вы познакомились при выполнении курсовой работы. Его надо знать.

Сравнение конического и профилированного сопел с одинаковой геометрической степенью расширения показывает, что при одном и том же уровне потерь тяги профилированное сопло короче на 30...50 %. Примерно столько же составляет уменьшение массы и поверхности сопла.

Если же сравниваемые сопла имеют одинаковую длину, то профилированное сопло обеспечивает выигрыш в удельном импульсе тяги до 2 %.

### **7.10. Реальный процесс течения и оценка совершенства процессов в сопле**

Действительный процесс течения в сопле заметно отличается от принятой в термодинамическом расчете идеальной модели. Он сопровождается потерями энергии, что естественно приводит к снижению (потерям) удельного импульса в пустоте и тяги. Потери в сопле обусловлены различными газодинамическими и физико-химическими процессами. Определяющими из них являются потери:

- ✓ из-за *рассеяния*, обусловленные неравномерностью параметров потока в выходном сечении сопла, включая непараллельность вектора скорости оси сопла;
- ✓ *трения*, обусловленные трением и вытеснением. Под вытеснением понимается загромождение проходных сечений сопла пограничным слоем. Трение возникает при течи в сопле вязкого и теплопроводного РТ. Вблизи стенок нарастает пограничный слой;
- ✓ *химической и энергетической неравновесности*, обусловленные тем, что время протекания физико-химических превращений, а именно изменение энергии степеней свободы молекул и реакций рекомбинации, становится соизмеримо со временем пребывания продуктов сгорания в сопле.
- ✓ *многофазности*, обусловленные наличием в продуктах сгорания конденсированной фазы, приводящей к необратимым процессам ускорения жидких или твердых частиц, теплообмена между фазами, неравновесности фазовых переходов.
- ✓ *прочих причин*, например, отличия реального контура сопла от расчетного (идеального), особенностей технологического процесса производства, разгара сопла в процессе работы.

Количественное отличие параметров реального процесса течения в действительном сопле от параметров идеального одномерного процесса течения оценивают следующими безразмерными коэффициентами.

1. Потери удельного импульса в сопле или просто потери в сопле – это относительные потери удельного импульса тяги в пустоте

$$\xi_c = \frac{I_{y.n.u\delta} - I_{y.n}}{I_{y.n.u\delta}}, \quad (211)$$

где значение действительного удельного импульса в пустоте  $I_{y.n}$  определено без учета потерь в камере сгорания, а  $I_{y.n.u\delta}$  – идеальное значение, определенное термодинамическим расчетом.

В соответствии с вышеизложенным, можно потери в сопле записать в виде следующей суммы

$$\xi_c = \xi_p + \xi_{mp} + \xi_n + \xi_s + \xi_{np}, \quad (212)$$

где  $\xi_p$  – потери из-за рассеяния,  $\xi_{mp}$  – трения,  $\xi_n$  – неравновесности течения,  $\xi_s$  – многофазности,  $\xi_{np}$  – прочие потери.

2. Коэффициент сопла – отношение действительного коэффициента тяги в пустоте к идеальному, вычисленному при тех же значениях соотношения компонентов, давления в камере сгорания и геометрической степени расширения сопла, т.е. при  $K_m = K_{m.u\delta}$ ,

$$p_{o.c} = p_{o.c.u\delta} \text{ и } \bar{F}_a = \bar{F}_{a.u\delta}$$

$$\varphi_c = \frac{K_{T.n}}{K_{T.n.u\delta}}. \quad (213)$$

$$\text{Очевидно, что } \varphi_c = 1 - \xi_c. \quad (214)$$

Можно записать

$$\varphi_c = \varphi_p \varphi_{mp} \varphi_n \varphi_s \varphi_{np}, \quad (215)$$

где  $\varphi_p = 1 - \xi_p$  – коэффициент удельного импульса, учитывающий потери в сопле из-за рассеяния и т.д.

3. Коэффициент расхода сопла – отношение действительного расхода рабочего тела через сопло  $\dot{m}$  к идеальному  $\dot{m}_{u\delta}$ , определенному при тех же значениях температуры и давления торможения в минимальном сечении сопла, газовой постоянной и местного показателя адиабаты,

$$\mu_c = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{уд}}. \quad (216)$$

На основе уравнений движения, неразрывности и энергии для вязкого теплопроводного рабочего тела с неравновесными физико-химическими процессами принципиально возможно создание общих математических моделей одновременно учитывающих влияние всех важнейших факторов реального течения. В большинстве случаев на практике влияние основных факторов реальных течений учитывают независимо, применяя в каждом конкретном случае необходимые модели.

## ЛЕКЦИЯ № 18

### 7.11. Определение потерь удельного импульса тяги в сопле

#### 7.11.1. Потери из-за рассеяния

Формулу для расчета потерь удельного импульса тяги из-за рассеяния выводят с помощью теоремы импульсов для случая, когда поверхность перехода от дозвуковой к сверхзвуковой скорости течения плоская, а минимальное и критическое сечения сопла совпадают. Теорему записывают для объема РТ, ограниченного площадью минимального сечения сопла, боковой поверхностью расширяющейся части и площадью выходного сечения сопла.

В окончательном виде формула записывается

$$\xi_p = \frac{\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{1}{n-1}} [Z(\lambda_a) - 1] - \bar{P}}{\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{1}{n-1}} Z(\lambda_a)}, \quad (217)$$

где  $\bar{P} = \int_1^{\bar{R}_p} \bar{p}\bar{R}d\bar{R}$  – безразмерный интеграл сил давления,  $\bar{p} = \frac{P}{P_{oc}}$ ,

$\bar{R} = \frac{R}{R_m}$  – относительный радиус сопла в сечении  $x$ , а

$Z(\lambda_a) = \frac{1}{2} \left( \lambda_a + \frac{1}{\lambda_a} \right)$  – газодинамическая функция полного импульса

са потока.

Зависимость  $\xi_p$  от  $n$ , характеризующего состав рабочего тела, не сильная. даже при увеличении  $n$  от 1.14 до 1.40  $\xi_p$  возрастает всего на 0.005...0.010.

Для конических сопел при условии радиального течения в них РТ получена следующая формула для расчета потерь удельного импульса из-за рассеяния

$$\xi_p = \frac{1 - \cos \alpha_c}{2}, \quad (218)$$

где  $\alpha_c$  – полуугол расширяющейся части конического сопла.

Потери, вычисленные по выражению (218), согласуются с расчетами осесимметричных течений с точностью 10...20% при  $\xi_p < 3\%$ .

В первом приближении оценку потерь удельного импульса из-за рассеяния в профилированных соплах Лаваля можно проводить по формуле

$$\xi_p = \frac{1 - \cos \beta_a}{2}, \quad (219)$$

где  $\beta_a$  – угол касательной к контуру сопла в выходном сечении (на срезе) с осью.

Возникают дополнительные потери из-за рассеяния, вызванные неравномерным распределением параметров РТ в минимальном сечении сопла. Если скругление угловой точки  $A$  производится радиусом  $R_3$ , то при  $R_3 < R_m$  дополнительные потери удельного импульса может приближенно определить по эмпирической зависимости

$$\Delta \xi_p = 0,002 \bar{R}_3. \quad (220)$$



Тогда

$$\xi_p = \xi_p + \Delta \xi_p.$$

Потери удельного импульса из-за рассеяния в соплах современных РД составляют 0.010...0.015 (1,0...1,5 %), а дополнительные потери  $\Delta \xi_p$  при  $0,5 < \bar{R}_3 < 1,0$  не превышают 0,002 (0.2 %).

### 7.11.2. Потери из-за трения

При течении вязких продуктов сгорания по соплу возникают силы трения, стремящиеся увлечь стенку в направлении потока, т.е. направленные в противоположную тяге сторону и снижающие ее.

Величина потерь удельного импульса из-за трения может быть определена по формуле, вывод которой приводится в учебнике В.Е. Алемасова «Теория ракетных двигателей»,

$$\xi_{mp} = \frac{2\bar{\delta}_a^{**}}{1 + 1/(nM_a^2)}, \quad (221)$$

где  $\bar{\delta}_a^{**} = \delta_a^{**} / R_a$  – относительная толщина потери импульса, а  $\delta_a^{**}$  – толщина потери импульса,  $M_a$  – число Маха на выходе из сопла, определяемое по результатам расчета одномерного течения.

В пограничном слое сопел возможны ламинарный, турбулентный или переходный режимы течения. Режим течения определяется характерным числом Рейнольдса

$$\text{Re}_{W_0} = \frac{W_{\max} L_c \rho_{o.c}}{\eta_{cm}}, \quad (222)$$

где  $W_{\max}$  – максимальная скорость истечения РТ,  $L_c$  – полная длина сопла,  $\eta_{cm}$  – динамическая вязкость.

Максимальная скорость истечения рабочего тела

$$W_{\max} = \sqrt{2 \frac{n}{n-1} R_{o.c} T_{o.c}}.$$

Значение критического числа Рейнольдса, при котором происходит перестройка режима течения, зависит в основном от следующих факторов:

- ✓ числа Маха  $M$  потока;
- ✓ фактора теплообмена  $\bar{T}_{cm} = \frac{T_{cm}}{T_o}$ ;
- ✓ степени шероховатости сопла;
- ✓ градиента давления.

Экспериментально установлено, что при числах Рейнольдса  $Re_{w_o} < 10^7$  пограничный слой является ламинарным, при  $Re_{w_o} > 3 \cdot 10^7$  – турбулентным, а в интервале  $Re_{w_o} = 10^7 \dots 3 \cdot 10^7$  – переходным.

В соплах РД возможны все режимы течения в пограничном слое. В соплах РДМТ обычно имеет место ламинарный режим течения, а в соплах двигателей больших тяг – турбулентный.

Изобразим на рис. 32 зависимость потерь удельного импульса тяги из-за трения в расширяющейся части сопла  $\xi_{mp}$  от относительной длины сверхзвуковой части сопла  $\bar{L}_a = \frac{L_a}{R_M}$

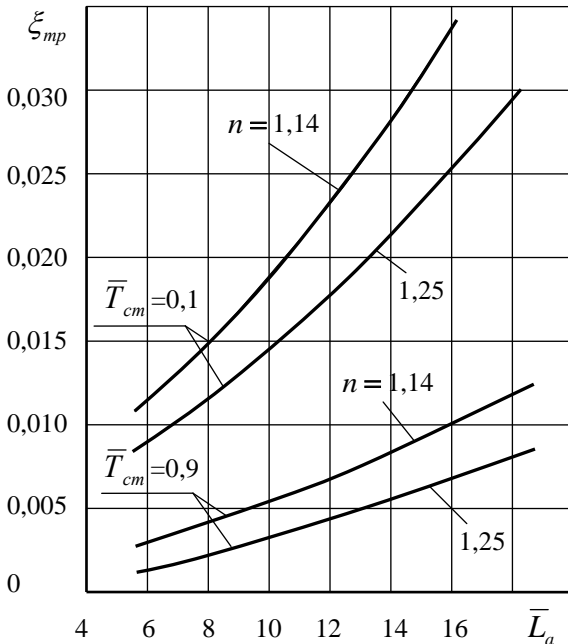


Рис. 32. Зависимость потерь из-за трения в расширяющейся части сопла от  $\bar{L}_a$

при турбулентном режиме течения в пограничном слое ( $Re_{w_o} = 10^8$ ).

Потери удельного импульса тяги из-за трения  $\xi_{mp}$  увеличиваются с ростом длины сопла.

Для фиксированного сопла потери из-за трения увеличиваются с уменьшением фактора теплообмена  $\bar{T}_{cm}$  и среднего показателя изоэнтропии  $n$ . Это связано с увеличением плотности РТ вблизи стенок сопла и влиянием отвода тепла на  $\delta^{**}$ .

Потери из-за трения в соплах современных РД составляют  $\xi_{mp} = 0,01 \dots 0,03$ .

В некоторых случаях внутреннюю поверхность сопла полируют, чтобы снизить шероховатость. Это позволяет уменьшить потери из-за трения  $\xi_{mp}$  до  $0,0075 \dots 0,0150$ .

### 7.11.3. Потери из-за химической и энергетической неравновесности

Анализ влияния химической неравновесности течения в соплах проводят сопоставляя параметры потока при одинаковых значениях геометрической степени расширения сопла  $\bar{F}$  для моделей равновесного и неравновесного течений. При расчёте неравновесного течения учитывается кинетика протекания химических реакций в рабочем теле.

На потери удельного импульса тяги из-за химической неравновесности оказывают влияние следующие факторы:

- ✓ вид топлива и соотношение его компонентов. От состава топлива зависит степень диссоциации рабочего тела и его температура торможения на входе в сопло  $T_{oc}$ ;
- ✓ давление торможения на входе в сопло  $p_{oc}$ .

С увеличением  $p_{oc}$  снижается степень диссоциации рабочего тела, увеличивается  $T_{oc}$ , а значит скорости химических

реакций, поэтому потери удельного импульса тяги из-за химической неравновесности  $\xi_n$  уменьшаются;

- ✓ диаметр минимального сечения сопла  $d_m$ .

С увеличением  $d_m$  растет время пребывания смеси в сопле, а значит  $\xi_n$  уменьшаются;

- ✓ относительный радиус сопла на выходе  $\bar{R}_a$ .

Возрастание  $\bar{R}_a$  при  $p_{oc}$  и  $d_m = const$  приводит к снижению скорости химических реакций из-за падения температуры РТ, а значит к увеличению  $\xi_n$ .

Итак, потери удельного импульса тяги из-за химической неравновесности определяются зависимостью  $\xi_n(\alpha_{ок}, p_{oc}, d_m, \bar{R})$ .

Изобразим эту зависимость для топлива кислород и керосин при  $\alpha_{ок} = 0,8$  на рис. 33.

Данные по потерям удельного импульса из-за химической неравновесности для различных ракетных топлив приводятся в графическом виде в справочнике «Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания».

Погрешность определения  $\xi_n$  составляет примерно 10...20 %. Это из-за того, что многие вопросы химической кинетики изучены недостаточно полно.

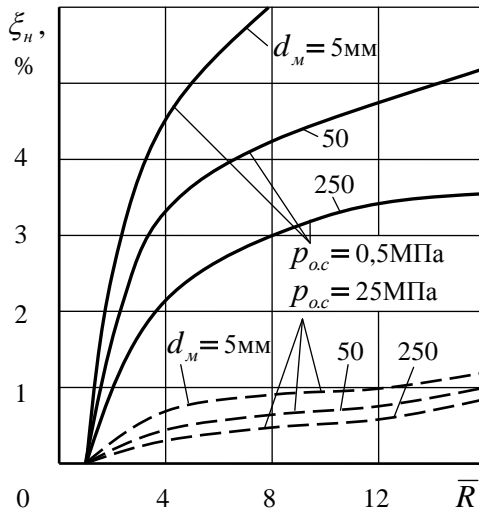


Рис. 33. Зависимость потерь из-за химической и энергетической неравновесности  $\xi_n$  от  $\bar{R}$ ,  $d_m$  и  $p_{oc}$

Основными компонентами смеси продуктов сгорания современных ЖРТ являются газообразные  $\text{CO}_2$ ,  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{H}_2$ ,  $\text{N}_2$ ,  $\text{CO}$ ,  $\text{NO}$ ,  $\text{OH}$ ,  $\text{O}$ ,  $\text{H}$ . Как показали исследования, для них потери удельного импульса тяги из-за энергетической неравновесности в значительной мере определяются параметром бинарного подобия

$$\psi = p_{oc} d_m. \quad (223)$$

В сопле ЖРД, работающего на топливе АТ и НДМГ ( $\text{N}_2\text{O}_4$  и  $(\text{CH}_3)_2\text{NNH}_2$ ) при  $p_{oc} = 10$  МПа,  $d_m = 100$  мм,  $\alpha_{ок} = 0,85$  и  $\bar{R} = 10$ , потери удельного импульса из-за неравновесности колебательных степеней свободы составляют не более 0,05 %. При уменьшении параметра бинарного подобия  $\psi$  в 100 раз ( $p_{oc} = 1$  МПа,  $d_m = 10$  мм) эти потери возросли до 1 %, т.е. в 20 раз. Полученные результаты являются приближёнными, т.к. кинетика колебательной дезактивации в многокомпонентной смеси продуктов сгорания изучена ещё недостаточно.

## 7.12. Коэффициент расхода сопла

Действительный расход рабочего тела через сопло меньше идеального из-за неравномерности потока в минимальном сечении сопла, а также из-за вязкости.

Для вязких течений в соплах двигателей чаще всего справедливо приближение пограничного слоя. Коэффициент расхода тогда можно записать в виде

$$\mu_c = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{ид}} = \frac{2\pi \left[ \int_0^{R_M} \tilde{\rho} \tilde{u} R dR - \int_{R_M-\delta}^{R_M} (\tilde{\rho} \tilde{u} - \rho u) R dR \right]}{\dot{m}_{ид}}, \quad (224)$$

где  $\tilde{\rho}, \tilde{u}$  – плотность и скорость РТ в минимальном сечении вне пограничного слоя, а  $\delta$  – толщина пограничного слоя.

Обозначим первое слагаемое в выражении (224)  $\mu_c^o$ . Оно учитывает влияние на  $\mu_c$  неравномерности потока. Второе слагаемое учитывает влияние вязкости. Тогда, после преобразований, получим

$$\mu_c = \mu_c^o - 2 \frac{\delta^*}{R_M} = \mu_c^o - \Delta\mu_\eta, \quad (225)$$

где  $\delta^*$  – толщина вытеснения.

При радиусной форме трансзвуковой области составляющая коэффициента расхода  $\mu_c^o$  при  $R_2 > 0,5 R_M$  мало зависит от среднего показателя изоэнтропы  $n$  и формы сужающейся части сопла, а в основном зависит от радиуса  $R_2$ .

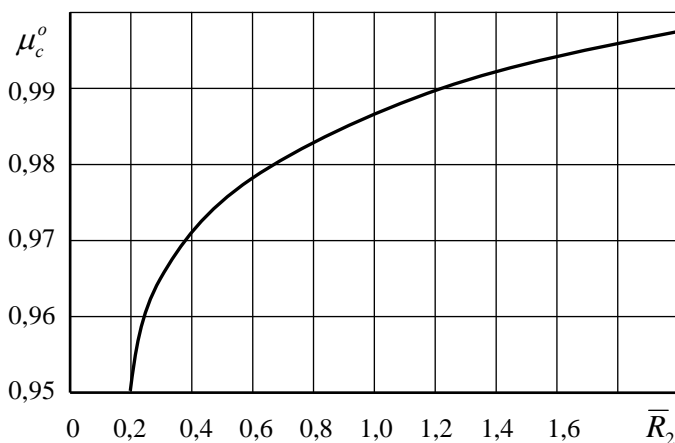


Рис. 34. Зависимость  $\mu_c^o$  от  $\bar{R}_2$  для сопла с радиусной сужающейся частью

На рис. 34 приведена зависимость  $\mu_c^o(\bar{R}_2)$ , где  $\bar{R}_2 = \frac{R_2}{R_M}$ , полученная расчётом двухмерного течения газа в сопле и хорошо подтверждённая экспериментальными данными.

Этой зависимостью можно пользоваться для определения  $\mu_c^o$  при проектировании камеры РД.

Расчётные и экспериментальные исследования показывают, что при  $Re_* > 10^5 \dots 10^6$  составляющая  $\Delta\mu_\eta = 0,001 \dots 0,002$ , т.е. достаточно мала. Для меньших чисел  $Re_*$  поправку  $\Delta\mu_\eta$  можно оценить по эмпирической зависимости

$$\Delta\mu_\eta = (\bar{R}_2)^{0,25} \sqrt{Re_*} (0,97 + 0,86 n). \quad (226)$$

Низкие числа  $Re_*$  являются характерными для сопел ЖРДМТ.