

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
«Воронежский государственный технический университет»

Кафедра ракетных двигателей

ТЕОРИЯ И РАСЧЕТ ЖИДКОСТНЫХ  
РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ  
к выполнению курсового проекта по дисциплине  
«Теория и расчет жидкостных ракетных двигателей»  
для студентов специальности  
24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей»  
(специализация «Проектирование жидкостных ракетных двигателей»)  
очной формы обучения

Часть 1

Воронеж 2023

УДК 629.7  
ББК

Составители: Д. П. Шматов, Т. А. Башарина, С. Е. Глебов, Д. А. Чернышов, А. В. Левина

**Теория и расчет жидкостных ракетных двигателей:** методические указания к выполнению курсового проекта по дисциплине «Теория и расчет жидкостных ракетных двигателей» для студентов специальности 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» (специализация «Проектирование жидкостных ракетных двигателей») очной формы обучения / ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет»; сост.: Д.П. Шматов, Т.А. Башарина, С.Е. Глебов, Д.А. Чернышов, А.В. Левина. - Воронеж: Изд-во ВГТУ, 2023. - 37 с. – Часть 1.

Разработанные методические указания предназначены для студентов специальности 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей», выполняющих курсовой проект по дисциплине «Теория и расчет жидкостных ракетных двигателей».

Издание предназначено для студентов очной формы обучения.

Методические указания подготовлены в электронном виде и содержатся в файле МУ\_ТиРЖРД\_КП\_Ч1\_2023.pdf

УДК 629.7  
ББК

**Рецензент** – А. В. Кретинин, д-р техн. наук, проф. кафедры нефтегазового оборудования и транспортировки

Издается по решению учебно-методического совета  
Воронежского государственного технического университета

## **ВВЕДЕНИЕ**

Важнейшим элементом ракетно-космической системы является двигательная установка (ДУ) с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД). Проектирование ДУ – важный и наиболее трудоемкий этап в создании космических ракет.

В методических указаниях представлены теоретические и практические материалы по темам, которые предусмотрены для решения курсового проекта по дисциплине «Теория и расчет жидкостных ракетных двигателей».

Материал составлен таким образом, чтобы его изучение способствовало усвоению теоретических основ дисциплины, а также закреплению приобретенных студентами навыков по расчетам ЖРД.

Курсовой проект призван научить студентов сознательно пользоваться знаниями, приобретенными при изучении предшествующих дисциплин, умении пользоваться литературными источниками.

## 1 Задание на курсовую работу

Типовое задание на курсовую работу включает:

- Выбор компоновочной схемы двигателя;
- Термодинамический расчет процессов горения и истечения продуктов сгорания из сопла двигателя (ПС);
- Расчет мощностного баланса ДУ;
- Проектирование газодинамического профиля камеры сгорания (КС) в масштабе;
- Расчет и проектирование системы смесеобразования;
- Расчет теплового состояния КС.

Исходные данные:

- Тяга  $P$ ;
- Топливные компоненты;
- Степень ДУ.

Курсовой проект оформляют в соответствии с требованиями, предъявляемыми в СТП ВГТУ 62-2007 [1] или ГОСТ 7.32-2017 «Отчет о научно-исследовательской работе [2]. Структура и правила оформления». Результаты расчетов, эскизы, таблицы и некоторые графики (например, графики, используемые при выполнении термодинамических расчетов на электронно-вычислительной машине (ЭВМ) по учебной программе) помещаются по тексту.

## 2 Расчет основных параметров камеры двигателя

### 2.1 Выбор пневмогидравлической схемы двигателя

Для определения пневмогидравлической схемы двигателя необходимо [3, 4]:

- выбрать тип системы подачи топлива исходя из давления в КС  $p_k$  (табл. 2.1) и тяги двигателя  $P$  (табл. 2.2);
- выбрать род газогенератора (ГГ);
- выбрать способы охлаждения ЖРД (охлаждающий компонент, схему подвода охладителя к камере, наличие поясов завесы).

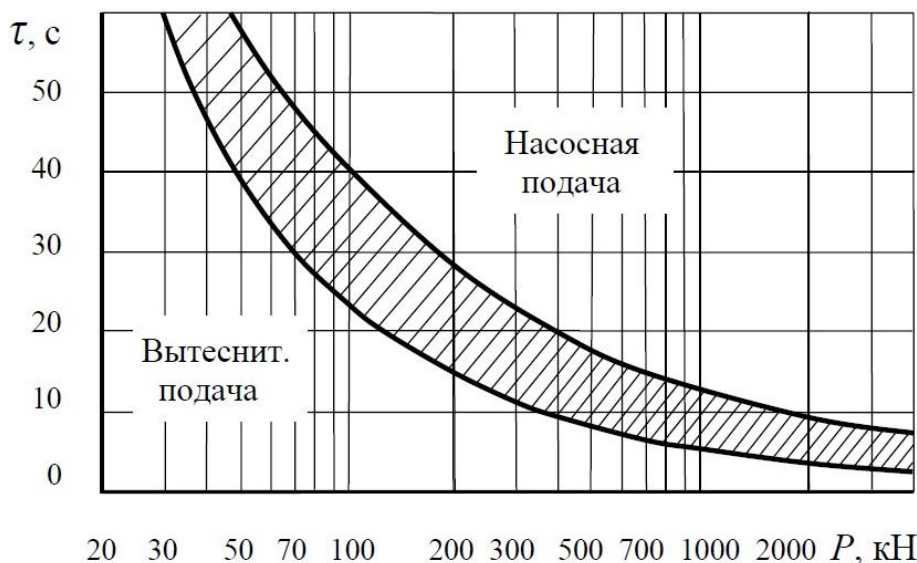
При выборе системы подачи топлива в первом приближении ориентируются на давление в камере  $p_k$ , давление на срезе сопла  $p_a$  и тягу  $P$ . Рекомендованное значение давления на срезе сопла  $p_a$  выбирается из табл. 2.1.

Таблица 2.1

Зависимость давления на срезе сопла  $p_a$  от ступени

Ступень	Давление на срезе сопла $p_a$ , кПа
Первая	65-85
Вторая	10-20
Третья	2-5

Для выбора системы подачи топлива необходимо использовать рис. 2.1, на котором представлена область применения вытеснительной или насосной системы подачи в зависимости от значения тяги и ресурса ЖРД.



**Рис. 2.1.** Области рационального использования насосной и вытеснительной подачи топлива в ЖРД

В двигателях с вытеснительной системой подачи топлива давление в камере сгорания (КС) необходимо выбирать из диапазона 2,5...4,5 МПа.

Выбор давлений для насосной системы подачи топлива представлен в табл. 2.2.

Таблица 2.2

Давление в КС двигателей с насосной системой подачи в зависимости от ступени

Схема подачи		Давление, МПа
Без дожигания генераторного газа с реактивным выхлопом	Первая ступень	8..9
	Вторая ступень	10..11
	Третья ступень	
С дожиганием генераторного газа, схема «газ-жидкость»	Окислительный ГГ	18..19
	Восстановительный ГГ	20..22
С дожиганием генераторного газа, схема «газ-газ»		30..50
С испарением горючего (Г) в тракте охлаждения КС		4..6

### 3 Термодинамический расчет КС

Целью проведения термодинамического расчета является определение термодинамических параметров рабочего тела (температуры, состава, газовой постоянной и т.д.) в заданных сечениях КС. Полученные результаты необходимы для дальнейшего проведения мощностного баланса и

газодинамического расчета.

Термодинамический расчет рекомендуется проводить аналитическим методом по расчетным методикам [4], [5] и [6].

Проверку расчетных данных, полученных аналитическим методом, рекомендуется проводить в программных комплексах «ТЕПЛО» или «RPA» («Rocket Propulsion Analysis») на ЭВМ при различных значениях коэффициента избытка окислителя (О)  $\alpha$  (рекомендуемое количество 5-6 значений). Диапазоны значений коэффициента избытка О  $\alpha$  определяются индивидуальной для каждой схемы двигателя и выбираются в соответствии с максимальным значением удельного импульса тяги двигателя  $I_{удп}$ . Пример выбора коэффициента избытка О  $\alpha$  в отражен в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Сравнение результатов термодинамического расчета с разным соотношением компонентов топлива

$\alpha$	$I_{удп}$ , м/с
0,85	351,4009
0,90	353,3095
0,95	354,3649
1,00	354,1762
1,05	350,4994

По полученным значениям в табл. 3.2 необходимо построить график зависимости  $I_{удп}$  ( $\alpha$ ).

Выбор оптимального коэффициента избытка О  $\alpha$  представляет собой поиск такого значения, при котором значение удельного импульса  $I_{уд}$  достигает своего максимума для заданного давления в КС  $P_k$  и на срезе сопла  $P_a$ .

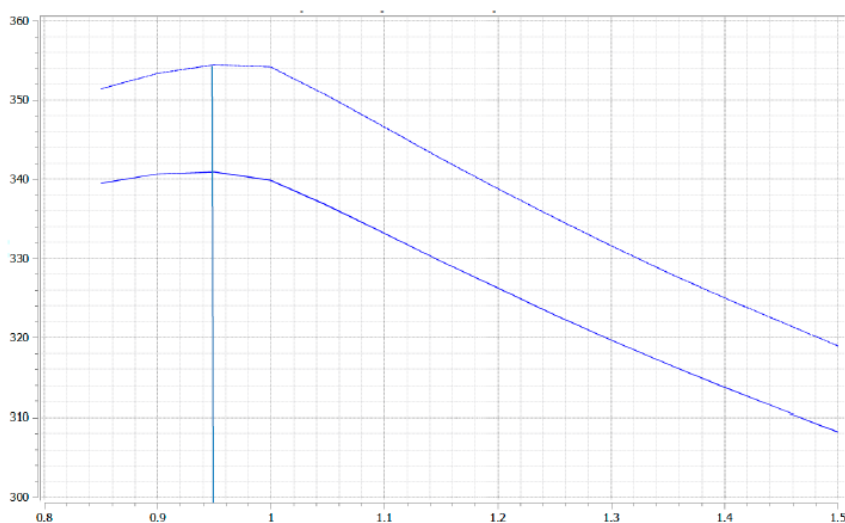


Рис. 3.1. Графическая зависимость удельного импульса в пустоте  $I_{уд}$  от коэффициента избытка О  $\alpha$

Для выбранного коэффициента избытка  $O \alpha$  необходимо провести повторный термодинамический расчет и занести полученные в каждом сечении параметры в табл. 3.2.

Таблица 3.2

Результаты термодинамического расчета с оптимальным коэффициентом  
избытка  $O \alpha$

Параметры	КС	Критическое сечение	Срез сопла
Давление $P$ , МПа			
Температура $T$ , К			
Газовая постоянная $R$ , $\frac{Дж}{кг \cdot К}$			
Плотность $\rho$ , $\frac{кг}{м^3}$			
Молекулярная масса $\mu$ , г/моль			
Показатель адиабаты $k$			
Показатель изоэнтропы $n$			
Местная скорость звука $a$ , м/с			
Скорость потока $v$ , м/с	-		
Число Маха $M$	-		
Расходный комплекс $\beta$ , м/с			
Удельный импульс на Земле $I_{удз}$ , м/с			
Удельный импульс в пустоте $I_{удп}$ , м/с			
Коэффициент избытка $O \alpha$			
Теоретическое соотношение компонентов $k_{m0}$			
Действительное соотношение компонентов $k_m$			
Плотность ПС $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>			
Энтальпия ПС, кДж/кг			

### 3.1 Расчет мощностного баланса

Баланс мощностей является итерационным методом расчета [7] для выполнения которого рекомендуется использовать средства компьютерной математики («Mathcad», «Maple» и т.д.).

Исходные данные, необходимые для расчета:

- тяга  $P$ , Н;
- удельный импульс  $I_{уд}$ ,  $\frac{м}{с}$ ;
- давление в камере:  $P_k$ , МПа;
- компоненты топлива;
- схема ДУ.

### 3.1.1 Методика расчета мощностного баланса для ДУ с дожиганием восстановительного генераторного газа

Для проведения баланса мощностей необходимо выбрать представленные ниже значения параметров элементов ДУ из приведенных диапазонов (табл. 3.3).

Таблица 3.3

Параметры элементов ДУ, выбираемые из диапазонов

Параметр элементов ДУ	Обозначение	Значения
Давление на входе по линии Г	$P_{вГ}$ , атм	10
Давление на входе по линии О	$P_{вО}$ , атм	10
Показатель адиабаты газа в ГГ	$k$	1,2...1,8
КПД полезного действия (КПД) турбины	$\eta_t$	(0,65 ... 0,75)
КПД насоса О камерной ступени	$\eta_{о1}$	(0,6 ... 0,7)
КПД насоса О генераторной ступени	$\eta_{о2}$	(0,6 ... 0,7)
КПД насоса Г	$\eta_g$	(0,55 ... 0,65)
Потеря давления на дросселе (по линии О)	$\Delta P_{ог}$ , атм	50
Потеря давления в тракте охлаждения (по линии Г)	$\Delta P_g$ , атм	90
Потеря давления на регуляторе (по линии О после генераторной ступени)	$\Delta P_{рег}$ , атм	90
Плотность Г	$\rho_g, \frac{кг}{м^3}$	Выбирается исходя из исходных данных
Плотность О	$\rho_o, \frac{кг}{м^3}$	Выбирается исходя из исходных данных
Отношение компонентов в ГГ	$k_{гг}$	(0,65 ... 0,8)
Газовая постоянная продуктов сгорания в ГГ	$R_g, \frac{Дж}{кг \cdot К}$	(250 ... 320)
Температура продуктов сгорания в ГГ	$T_{газ}$ , К	(720 ... 850)
Степень понижения давления на турбине	$\pi_t$	(1,2 ... 1,8)

Методика расчета баланса мощностей для ДУ с дожиганием восстановительного генераторного газа.

Массовый расход топлива (3.1):

$$\dot{m} = \frac{F}{I_{уд}}, \quad (3.1)$$

Массовый расход Г (3.2):

$$m_g = \frac{\dot{m}}{1 + k_m}, \quad (3.2)$$

Массовый расход О (3.3):

$$m_o = m_g \cdot k_m, \quad (3.3)$$

Массовый расход Г в ГГ (3.4):

$$m_{\text{ГГ}} = m_{\text{Г}} \cdot 0,75, \quad (3.4)$$

Массовый расход О в ГГ (3.5):

$$m_{\text{ОГГ}} = m_{\text{ГГ}} \cdot k_{\text{ГГ}}, \quad (3.5)$$

Массовый расход через турбину (3.6):

$$m_{\text{Т}} = m_{\text{ГГ}} + m_{\text{ОГГ}}, \quad (3.6)$$

Располагаемая адиабатная работа (3.7):

$$L_{\text{ад}} = \frac{k}{k-1} \cdot R_{\text{Г}} \cdot T_{\text{газ}} \cdot \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\text{Т}}^{\frac{k}{k-1}}} \right), \quad (3.7)$$

Мощность турбины (3.8):

$$N_{\text{Т}} = L_{\text{ад}} \cdot m_{\text{Т}} \cdot \eta_{\text{Т}}, \quad (3.8)$$

Давление на входе в тракт охлаждения на выходе из насоса Г (3.9):

$$\Delta P_{\text{Г}} + P_{\text{к}} \quad (3.9)$$

Давление на входе в турбину (3.10):

$$P_{\text{к}} \cdot \pi_{\text{Т}} \quad (3.10)$$

Напор насоса Г (3.11):

$$H_{\text{Г}} = \frac{\Delta P_{\text{Г}} + P_{\text{к}} - P_{\text{вГ}}}{\rho_{\text{Г}} \cdot g} \quad (3.11)$$

Напор насоса О (3.12):

$$H_{\text{О}} = \frac{\Delta P_{\text{О}} + P_{\text{к}} - P_{\text{вО}}}{\rho_{\text{О}} \cdot g} \quad (3.12)$$

Мощность насоса Г (3.13):

$$N_{\text{НГ}} = \frac{m_{\text{Г}} \cdot g \cdot H_{\text{Г}}}{\eta_{\text{Г}}} \quad (3.13)$$

Мощность насоса О (3.14):

$$N_{\text{НО}} = \frac{m_{\text{О}} \cdot g \cdot H_{\text{О}}}{\eta_{\text{О}}} \quad (3.14)$$

Давление после камерной ступени насоса О (3.15):

$$\Delta P_{\text{Од}} + P_{\text{К}} \quad (3.15)$$

Напор камерной ступени насоса О (3.16):

$$H_{\text{О1}} = \frac{\Delta P_{\text{Од}} + P_{\text{К}} - P_{\text{Во}}}{\rho_{\text{О}} \cdot g} \quad (3.16)$$

Мощность камерной ступени насоса О (3.17):

$$N_{\text{НО1}} = \frac{m_{\text{О}} \cdot g \cdot H_{\text{О1}}}{\eta_{\text{О1}}} \quad (3.17)$$

Давление на выходе из генераторной ступени насоса О (3.18):

$$P_{\text{К}} \cdot \pi_{\text{Т}} + \Delta P_{\text{рег}} \quad (3.18)$$

Напор генераторной ступени насоса О (3.19):

$$H_{\text{О2}} = \frac{P_{\text{К}} \cdot \pi_{\text{Т}} + \Delta P_{\text{рег}} - (\Delta P_{\text{Од}} + P_{\text{К}})}{\rho_{\text{О}} \cdot g} \quad (3.19)$$

Мощность генераторной ступени насоса О (3.20):

$$N_{\text{НО2}} = \frac{m_{\text{ОГ}} \cdot g \cdot H_{\text{О2}}}{\eta_{\text{О2}}} \quad (3.20)$$

Невязка мощностей (3.21):

$$\frac{N_{\text{НГ}} + N_{\text{НО1}} + N_{\text{НО2}} - N_{\text{Т}}}{N_{\text{Т}}} \cdot 100\% \quad (3.21)$$

Невязка мощностей должна быть не более 3%. В противном случае

рекомендовано заново провести расчет мощностного баланса, при этом уменьшать или увеличивать параметры, выбираемые из приведенных диапазонов и регулируя давление в КС.

Стоит отметить, что если замыкание схемы произошло с давлением в КС  $P_K$  отличным от исходных данных, то требуется пересчет термодинамики по п.3 настоящих методических указаний и проведение повторного замыкания схемы.

### 3.1.2 Методика расчета мощностного баланса для ДУ без дожигания с восстановительного генераторного газа

Зависимость удельного импульса тяги от давления в КС для ЖРД без дожигания генераторного газа представлена на рис. 3.2.

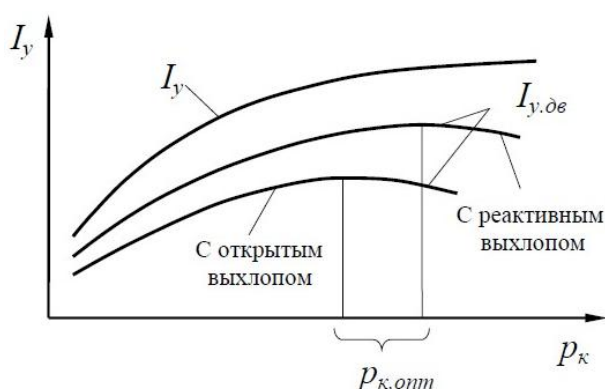


Рис. 3.2. Зависимость удельного импульса тяги от давления в КС

Табл. 3.4 содержит технические параметры с соответствующими номерами формул, которые необходимо использовать для продолжения расчета мощностного баланса.

Таблица 3.4

Параметры, необходимые в расчете баланса мощностей

Параметры	Формула
Массовый расход топлива	(3.1)
Массовый расход Г	(3.2)
Массовый расход О	(3.3)
Массовый расход Г в ГГ	(3.22)
Массовый расход О в ГГ	(3.5)
Массовый расход в камеру и ГГ	(3.23)
Суммарная тяга двигателя	(3.24)
Удельный импульс двигателя в пустоте с учетом рулевых сопел	(3.25)
Соотношение компонентов топлива в двигателе с учетом рулевых сопел	(3.26)
Располагаемая адиабатная работа	(3.7)
Мощность турбины	(3.8)
Давление на входе в тракт охлаждения на выходе из насоса Г	(3.9)

Продолжение табл. 3.4

Параметры	Формула
Давление на входе в турбину	(3.27)
Напор насоса Г	(3.11)
Мощность насоса Г	(3.28)
Давление после камерной ступени насоса О	(3.15)
Напор камерной ступени насоса О	(3.16)
Мощность камерной ступени насоса О	(3.29)
Давление на выходе из генераторной ступени насоса О	(3.30)
Напор генераторной ступени насоса О	(3.19)
Мощность генераторной ступени насоса О	(3.20)
Невязка мощностей	(3.31)

Массовый расход Г в ГГ (3.22):

$$m_{\text{ГГ}} = \frac{m_{\text{Т}}}{1 + k_{\text{ГГ}}} \quad (3.22)$$

где  $m_{\text{Т}}$  – массовый расход через турбину;  $k_{\text{ГГ}}$  – отношение компонентов в ГГ.

Массовый расход в камеру и ГГ (3.23):

$$m_{\Sigma} = m_{\text{Т}} + \dot{m} \quad (3.23)$$

Суммарная тяга двигателя (3.24):

$$F_{\Sigma} = F + F_{\text{орсег}}, \quad (3.24)$$

где  $F_{\text{орсег}}$  – тяга рулевых сопел.

Удельный импульс двигателя в пустоте с учетом рулевых сопел (3.25):

$$J_{\Sigma\text{имп}} = \frac{F_{\Sigma}}{m_{\Sigma}}, \quad (3.25)$$

Соотношение компонентов топлива в двигателе с учетом рулевых сопел (3.26):

$$K_{\Sigma} = \frac{m_o + m_{\text{огГ}}}{m_{\text{Г}} + m_{\text{ГГ}}}, \quad (3.26)$$

Давление на входе в турбину (3.27):

$$P_{\text{рул}} \cdot \pi_{\text{Т}}, \quad (3.27)$$

где  $P_{рул}$  – давление в рулевых сопла.

Мощность насоса Г (3.28):

$$N_{нг} = (m_{г} + m_{гг}) \cdot g \cdot H_{г}, \quad (3.28)$$

Мощность камерной ступени насоса О (3.29):

$$N_{но} = (m_{о} + m_{гг}) \cdot g \cdot H_{о1}, \quad (3.29)$$

Давление на выходе из генераторной ступени насоса О (3.30):

$$P_{рул} \cdot \pi_{т} + \Delta P_{рег}, \quad (3.30)$$

Невязка мощностей (3.31):

$$\frac{N_{нг} + N_{но1} - N_{т}}{N_{т}} \cdot 100\% \quad (3.31)$$

Невязка мощностей должна быть не более 3%.

### 3.1.3 Методика расчета мощностного баланса ДУ ЖРД с однокомпонентным газогенератором на третьем компоненте

Табл. 3.5 содержит технические параметры элементов ДУ, необходимые для проведения расчета мощностного баланса, а также указаны диапазоны значений параметров [8].

Таблица 3.5

Технические параметры для расчета баланса мощностей

Наименование	Обозн.	Знач.	Ед. изм.
Плотность окислителя	$\rho_{ок}$	–	кг/м <sup>3</sup>
Плотность горючего	$\rho_{гор}$	–	кг/м <sup>3</sup>
Плотность генераторного газа	$\rho_{H_2O_2}$	–	кг/м <sup>3</sup>
КПД насоса горючего	$\eta_{н}^{гор}$	–	–
КПД насоса окислителя	$\eta_{н}^{ок}$	–	–
КПД газогенератора	$\eta_{н}^{H_2O_2}$	–	–
КПД турбины	$\eta_{т}$	–	–
Стехиометрическое соотношение топливных компонентов в КС	$k_m'$	–	–
Коэффициент для определения перепада давления на тракте охлаждения КС	$c_{тр}^{охл}'$	0,25-0,45	–
Коэффициент для определения перепада давления на дресселе	$c_{дрос}^{соб}'$	0,15-0,25	–

Продолжение табл. 3.5

Наименование	Обозн.	Знач.	Ед. изм.
Перепад давления на форсунках окислителя	$\Delta p_{\phi}^{OK}$	0,3-1,5	МПа
Перепад на магистрали ввода окислителя от насоса к камере, включая клапаны	$\Delta p_{mag}^{OK'}$	0,8-1,5	МПа
Давление на входе в насос окислителя, определяемое исходя из условий обеспечения бескавитационной работы насоса	$p_{вх}^{H_{OK}}$	—	МПа
Перепад давления на форсунках горючего	$\Delta p_{\phi}^{гор'}$	—	МПа
Перепад на магистрали ввода горючего от насоса к КС	$\Delta p_{mag}^{гор'}$	—	МПа
Давление на входе в насос горючего	$p_{вх}^{H_{гор}}$	—	МПа
Перепад давления на форсунках генераторного газа	$\Delta p_{\phi}^{H_2O_2'}$	0,15-1,5	МПа
Перепад на магистрали ввода генераторного газа от насоса к КС	$\Delta p_{mag}^{H_2O_2'}$	0,2-0,3	МПа
Давление на входе в насос генераторного газа	$p_{вх}^{H_2O_2'}$	—	МПа
Давление на выходе из турбины	$p_{вых}^T$	—	МПа
Давление на входе в турбину	$p_{вх}^T$	—	МПа

Перепад давления на тракте охлаждения камеры  $\Delta p_{тр}^{охл'}$ :

$$\Delta p_{тр}^{охл'} = c_{тр}^{охл'} \cdot p_k \quad (3.32)$$

Перепад давления на дросселе  $\Delta p_{дрос}^{sob'}$ :

$$\Delta p_{дрос}^{sob'} = c_{дрос}^{sob'} \cdot p_k \quad (3.33)$$

Относительный перепад давления генераторного газа на турбине  $\pi_T$ :

$$\pi_T = \frac{p_{вх}^T}{p_{вых}^T} \quad (3.34)$$

Перепад давления  $\Delta p_H^{OK}$ , обеспечиваемый насосом для подачи окислителя в камеру сгорания:

$$\Delta p_H^{OK} = (p_k + \Delta p_{\phi}^{OK'} + \Delta p_{mag}^{OK'}) - p_{вх}^{H_{OK}} \quad (3.35)$$

Перепад давления, обеспечиваемый насосом для подачи горючего в камеру сгорания  $\Delta p_H^{гор}$ :

$$\Delta p_H^{гор} = \left[ (p_k + \Delta p_{\phi}^{гор'} + \Delta p_{тр}^{охл'} + \Delta p_{mag}^{гор'} + \Delta p_{дрос}^{sob'}) - p_{вх}^{H_{гор}} \right] \quad (3.36)$$

Удельная адиабатическая работа  $L_{ад}$ , совершаемая генераторным газом на турбине:

$$L_{ад} = \frac{n}{n-1} \cdot R \cdot T \cdot \left( 1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{(n-1)}{n}}} \right) \quad (3.37)$$

Относительный расход генераторного газа  $\xi$ :

$$\xi(p_k) = \frac{A(p_k)}{B(p_k)} \quad (3.38)$$

Коэффициент А:

$$A(p_k) = \frac{1}{\rho_{ок} \cdot \eta_H^{ок}} \cdot \frac{k_{m'}}{k_{m'}+1} \cdot [(p_k + \Delta p_{\phi}^{ок} + \Delta p_{Маг}^{ок}') - p_{ВХ}^{H_{ок}}] + \frac{1}{\rho_{гор} \cdot \eta_H^{гор} \cdot (k_{m'}+1)} \cdot \left[ (p_k + \Delta p_{\phi}^{гор'} + \Delta p_{тр}^{гор} + p_{Маг}^{гор'} + \Delta p_{дрос}^{соб}') - p_{ВХ}^{H_{гор}} \right] \quad (3.39)$$

Коэффициент В:

$$B(p_k) = \left[ L_{ад} \cdot \eta_T - \frac{1}{\rho_{H_2O_2} \cdot \eta_H^{H_2O_2}} \cdot \left( p_{ВЫХ}^T \cdot \pi_T + \Delta p_{\phi}^{H_2O_2} + \Delta p_{Маг}^{H_2O_2} + c_{рег}^{H_2O_2} \cdot p_k - p_{ВХ}^{H_2O_2} \right) \right] \quad (3.40)$$

Мощность на валу турбины  $N_T$ :

$$N_T = \dot{m}_{\Sigma}'' \cdot L_{ад} \cdot \eta_T = \xi \cdot \dot{m}_{\Sigma}' \left[ \frac{n}{n-1} \cdot (R \cdot T)^n \cdot \left( 1 - \frac{1}{\pi_T^{(n-1)/n}} \right) \right] \cdot \eta_T \quad (3.41)$$

Массовый расход окислителя  $\dot{m}_{ок}^{H_{ок}}$ , перекачиваемый насосом:

$$\dot{m}_{ок}^{H_{ок}} = m_{ок}' = \dot{m}_{\Sigma}' \cdot \frac{k_{m'}}{k_{m'}+1} \quad (3.42)$$

где  $\dot{m}_{\Sigma}$  – суммарный расход топлива в первом приближении

Мощность  $N_H^{ок}$ , потребляемая насосом окислителя:

$$N_H^{ок} = \frac{\dot{m}_{ок}^{H_{ок}} \cdot \Delta p_H^{ок}}{\rho_{ок} \cdot \eta_H^{ок}} \quad (3.43)$$

Массовый расход горючего, перекачиваемый насосом:

$$\dot{m}_{\text{гор}}^{\text{H}_{\text{гор}}} = \dot{m}_{\Sigma}' \cdot \frac{1}{k_{m'}+1} \quad (3.44)$$

Мощность, потребляемая насосом горючего:

$$N_{\text{H}}^{\text{гор}} = \frac{\dot{m}_{\text{гор}}^{\text{H}_{\text{гор}}} \cdot \Delta p_{\text{H}}^{\text{гор}}}{\rho_{\text{гор}} \cdot \eta_{\text{H}}^{\text{гор}}} \quad (3.45)$$

Потребный напор насоса вспомогательного компонента:

$$\Delta p_{\text{H}}^{\text{H}_2\text{O}_2} = p_{\text{ВЫХ}}^{\text{T}} \pi_{\text{T}} + \Delta p_{\text{Ф}}^{\text{H}_2\text{O}_2} + \Delta p_{\text{Маг}}^{\text{H}_2\text{O}_2} + \Delta c_{\text{рег}}^{\text{H}_2\text{O}_2} \cdot p_{\text{К}} - \Delta p_{\text{ВХ}}^{\text{H}_2\text{O}_2} \quad (3.46)$$

Расход компонента (условно  $\text{H}_2\text{O}_2$ ), перекачиваемого насосом:

$$\dot{m}_{\text{H}}^{\text{H}_2\text{O}_2} = \xi \cdot \dot{m}_{\Sigma}' \quad (3.47)$$

Мощность, потребляемая насосом третьим компонентом:

$$N_{\text{H}}^{\text{H}_2\text{O}_2} = \frac{\dot{m}_{\text{H}}^{\text{H}_2\text{O}_2} \Delta p_{\text{H}}^{\text{H}_2\text{O}_2}}{\rho_{\text{H}_2\text{O}_2} \eta_{\text{H}}^{\text{H}_2\text{O}_2}} \quad (3.48)$$

Удельный импульс двигателя:

$$I_{\text{уд}}^{\text{дв}} = \frac{I_{\text{уд}}' \cdot \varphi_{I_{\text{уд}}} + \xi I_{\text{уд}}''}{1 + \xi} \approx \frac{I_{\text{уд}}' \cdot \varphi_{I_{\text{уд}}}}{1 + \xi} = f(p_{\text{К}}) \quad (3.49)$$

где  $\varphi_{I_{\text{уд}}}$  – коэффициент потерь удельного импульса.

Относительная погрешность  $\delta$  в расчетах:

$$\delta = \frac{N_{\text{T}} - (N_{\text{H}}^{\text{ок}} + N_{\text{H}}^{\text{гор}})}{N_{\text{T}}} \quad (3.50)$$

Относительная погрешность в расчетах должна быть не более 3%.

### 3.1.4 Методика расчета мощностного баланса ДУ ЖРД с однокомпонентным газогенератором

Для выработки генераторного газа используется один из компонентов топлива, представляющий собой однокомпонентное топливо, обеспечивающее возможность возбуждения в его составе экзотермических реакций разложения [8].

Перепад давления на тракте охлаждения камеры  $\Delta p_{\text{тр}}^{\text{охл}'}$  рассчитывается по формуле (3.32).

Перепад на дросселе  $\Delta p_{\text{дрос}}^{\text{соб}'}$  определяется по формуле (3.33). Перепад давления на турбине  $\pi_{\text{T}}$  определяется условиями:  $\eta_{\text{T}} = (\pi_{\text{T}})$  и  $\pi_{\text{T}} \in (40; 60)$ , и определяется по формуле (3.34).

Перепад давления  $\Delta p_{\text{H}}^{\text{ок}}$ , обеспечиваемый насосом для подачи окислителя в камеру сгорания, определяется по формуле (3.35).

Перепад давления  $\Delta p_{\text{H}}^{\text{гор}}$ , обеспечиваемый насосом для подачи окислителя в камеру сгорания, вычисляется по формуле (3.36).

Удельная адиабатическая работа  $L_{\text{ад}}$  определяется по формуле (3.37).

Относительный расход генераторного газа  $\xi$ :

$$\xi(p_{\text{к}}) = \frac{\frac{1}{\rho_{\text{ок}} \eta_{\text{H}}^{\text{ок}}} \cdot \frac{k_{\text{m}'}}{k_{\text{m}'+1}} \cdot \Delta p_{\text{H}}^{\text{ок}} + \frac{1}{\rho_{\text{гор}} \eta_{\text{H}}^{\text{гор}}} \cdot \frac{1}{k_{\text{m}'+1}} \cdot \Delta p_{\text{H}}^{\text{гор}}}{L_{\text{ад}} \cdot \eta_{\text{T}} - \frac{1}{\rho_{\text{гор}} \eta_{\text{H}}^{\text{гор}}} \cdot \frac{1}{k_{\text{m}'+1}} \cdot \Delta p_{\text{H}}^{\text{гор}}} \quad (3.51)$$

Мощность на валу турбины  $N_{\text{T}}$  определяется по формуле (3.41).

Массовый расход окислителя  $\dot{m}_{\text{ок}}^{\text{Hок}}$ , перекачиваемый насосом, вычисляется по формуле (3.42).

Мощность  $N_{\text{H}}^{\text{ок}}$ , потребляемая насосом окислителя, определяется по формуле (3.43).

Массовый расход горючего  $\dot{m}_{\text{гор}}^{\text{Hгор}}$ , перекачиваемый насосом:

$$\dot{m}_{\text{гор}}^{\text{Hгор}} = \dot{m}_{\Sigma}' \cdot \frac{1}{k_{\text{m}'+1}} + \xi \quad (3.52)$$

Мощность, потребляемая насосом горючего, рассчитывается по формуле (3.45).

Относительная погрешность в расчетах вычисляется согласно формуле (3.50) и должна быть не более 3%.

### 3.1.5 Методика расчета мощностного баланса ДУ ЖРД с турбонасосной системой подачи открытого типа и двухкомпонентным газогенератором на основных компонентах топлива

Перепад давления на тракте охлаждения камеры  $\Delta p_{\text{тр}}^{\text{охл}'}$  рассчитывается по формуле (3.32).

Перепад на дросселе  $\Delta p_{\text{дрос}}^{\text{соб}'}$  определяется по формуле (3.33). Перепад давления на турбине  $\pi_{\text{T}}$  определяется условиями:  $\eta_{\text{T}} = (\pi_{\text{T}})$  и  $\pi_{\text{T}} \in (40; 60)$ , и определяется по формуле (3.34).

Перепад давления  $\Delta p_{\text{H}}^{\text{ок}}$ , обеспечиваемый насосом для подачи окислителя в камеру сгорания, определяется по формуле (3.35).

Перепад давления  $\Delta p_{\text{H}}^{\text{гор}}$ , обеспечиваемый насосом для подачи окислителя в камеру сгорания, вычисляется по формуле (3.36).

Удельная адиабатическая работа  $L_{\text{ад}}$  определяется по формуле (3.37).

Относительный расход генераторного газа  $\xi$ :

$$\xi(p_{\text{к}}) = \frac{\frac{1}{\rho_{\text{ок}} \cdot \eta_{\text{H}}^{\text{ок}}} \cdot \frac{k_{\text{m}'}}{k_{\text{m}'+1}} \cdot \Delta p_{\text{H}}^{\text{ок}} + \frac{1}{\rho_{\text{гор}} \cdot \eta_{\text{H}}^{\text{гор}}} \cdot \frac{1}{k_{\text{m}'+1}} \cdot \Delta p_{\text{H}}^{\text{гор}}}{L_{\text{ад}} \cdot \eta_{\text{T}} - \frac{1}{\rho_{\text{ок}} \cdot \eta_{\text{H}}^{\text{ок}}} \cdot \frac{k_{\text{m}''}}{k_{\text{m}''+1}} \cdot \Delta p_{\text{H}}^{\text{ок}} - \frac{1}{\rho_{\text{гор}} \cdot \eta_{\text{H}}^{\text{гор}}} \cdot \frac{1}{k_{\text{m}''+1}} \cdot \Delta p_{\text{H}}^{\text{гор}}} \quad (3.53)$$

Массовый расход окислителя в КС  $m'_{\text{ок}}$ :

$$m'_{\text{ок}} = \dot{m}_{\Sigma}' \cdot \frac{1}{k_{\text{m}'+1}} \quad (3.54)$$

Массовый расход окислителя в ГГ  $m''_{\text{ок}}$ :

$$m''_{\text{ок}} = \dot{m}_{\Sigma}' \cdot \xi \cdot \frac{k_{\text{m}''}}{k_{\text{m}''+1}} \quad (3.55)$$

Массовый расход окислителя  $\dot{m}_{\text{ок}}^{\text{Hок}}$ , перекачиваемый насосом и подаваемый в двигатель:

$$\dot{m}_{\text{ок}}^{\text{Hок}} = m'_{\text{ок}} + m''_{\text{ок}} = \dot{m}_{\Sigma}' \cdot \left( \frac{k_{\text{m}'}}{k_{\text{m}'+1}} + \xi \cdot \frac{k_{\text{m}''}}{k_{\text{m}''+1}} \right) \quad (3.56)$$

Мощность, потребляемая насосом окислителя  $N_{\text{H}}^{\text{ок}}$ , определяется по формуле (3.43).

Массовый расход горючего в КС  $m'_{\text{гор}}$ :

$$m'_{\text{гор}} = \dot{m}_{\Sigma}' \cdot \frac{1}{k_{\text{m}'+1}} \quad (3.57)$$

Массовый расход горючего в ГГ  $m''_{\text{гор}}$ :

$$m''_{\text{гор}} = \dot{m}_{\Sigma}' \cdot \frac{1}{k_{\text{m}''+1}} \quad (3.58)$$

Массовый расход горючего  $\dot{m}_{\text{гор}}^{\text{Hгор}}$ , перекачиваемый насосом:

$$\dot{m}_{\text{гор}}^{\text{Hгор}} = m'_{\text{гор}} + m''_{\text{гор}} = \dot{m}_{\Sigma}' \cdot \left( \frac{1}{k_{\text{m}'+1}} + \xi \cdot \frac{1}{k_{\text{m}''+1}} \right) \quad (3.59)$$

Мощность, потребляемая насосом горючего  $N_{\text{H}}^{\text{гор}}$ , определяется по формуле (3.45).

Удельный импульс  $I_{уд}^{ДВ}$  рассчитывается по формуле (3.49).

Суммарный расход топливных компонентов в двигатель  $\dot{m}_{\Sigma}^{ДВ}$ :

$$\dot{m}_{\Sigma}^{ДВ} = \dot{m}'_{\Sigma} + \dot{m}''_{\Sigma} \quad (3.60)$$

Тяга двигателя  $P$ :

$$P = I_{уд}^{ДВ} \cdot \dot{m}_{\Sigma}^{ДВ} \quad (3.60)$$

Относительная погрешность  $\delta$  определяется согласно формуле (3.50).  
Относительная погрешность в расчетах должна быть не более 3%.

### **3.1.6 Методика расчета мощностного баланса ДУ ЖРД с турбонасосной системой подачи открытого типа с двухкомпонентным ГГ и подкачивающими агрегатами**

Для повышения кавитационной устойчивости насоса ТНА применяются подкачивающие агрегаты. Устойчивость насоса достигается за счет повышения давления компонента на входе в насос, без повышения давления в топливных баках [8].

Существует несколько типов подкачивающих агрегатов, которые различаются по месту их расположения и функциям: бустерные, располагаемые в топливном баке, и преднасосные, располагаемые непосредственно в магистрали подачи топлива из бака к двигателю. Для получения генераторного газа используется окислитель, поступающий в газогенератор непосредственно из насоса.

Перепад давления на тракте охлаждения камеры  $\Delta p_{тр}^{охл}'$  рассчитывается по формуле (3.32).

Перепад на дросселе  $\Delta p_{дрос}^{sob}'$  определяется по формуле (3.33).

Перепад давления на турбине  $\pi_T$  вычисляется по формуле (3.34).

Удельная адиабатическая работа  $L_{ад}$  определяется по формуле (3.37).

Перепад давления  $\Delta p_{бТ}^{ок}$  рабочего тела, срабатываемый на бустерной турбине, соответствует перепаду давления  $\Delta p_H^{ок}$ , обеспечиваемому основным насосом окислителя, следовательно:

$$\Delta p_{бТ}^{ок} \approx \Delta p_H^{ок}$$

Относительный напор бустерного насоса окислителя  $\psi_{бН}^{ок}$ :

$$\psi_{бН}^{ок} = \frac{\Delta p_{бН}^{ок}}{\Delta p_H^{ок}} \quad (3.61)$$

где  $\Delta p_{\text{бн}}^{\text{ок}}$  – перепад давления на бустерном насосе окислителя.

Перепад давления  $\Delta p_{\text{н}}^{\text{ок}}$ , обеспечиваемый насосом для подачи окислителя в КС:

$$\Delta p_{\text{н}}^{\text{ок}} = (p_{\text{к}} + \Delta p_{\text{ф}}^{\text{ок}'} + \Delta p_{\text{маг}}^{\text{ок}'} - p_{\text{вх}}^{\text{бнок}}) \cdot \frac{1}{1 + \psi_{\text{бн}}^{\text{ок}}} \quad (3.62)$$

где  $p_{\text{вх}}^{\text{бнок}}$  – давление на входе в бустерный насос равное минимальному давлению в топливном баке и находящееся в диапазоне  $1,1 - 1,5 \cdot 10^5$  Па.

Относительный напор бустерного насоса горючего  $\psi_{\text{бн}}^{\text{гор}}$ :

$$\psi_{\text{бн}}^{\text{гор}} = \frac{\Delta p_{\text{бн}}^{\text{гор}}}{\Delta p_{\text{н}}^{\text{гор}}} \quad (3.63)$$

где  $\Delta p_{\text{бн}}^{\text{гор}}$  – перепад давления на бустерном насосе горючего.

Перепад давления  $\Delta p_{\text{н}}^{\text{гор}}$ , обеспечиваемый насосом для подачи окислителя в КС:

$$\Delta p_{\text{н}}^{\text{гор}} = \left[ (p_{\text{к}} + \Delta p_{\text{ф}}^{\text{гор}'} + \Delta p_{\text{тр}}^{\text{охл}'} + \Delta p_{\text{маг}}^{\text{гор}'} + \Delta p_{\text{дрос}}^{\text{соб}'} - p_{\text{вх}}^{\text{бнгор}}) \cdot \frac{1}{1 + \psi_{\text{бн}}^{\text{гор}}} \right] \quad (3.64)$$

где  $p_{\text{вх}}^{\text{бнгор}}$  – давление на входе в бустерный насос.

Относительный расход окислителя на питание турбин подкачивающих агрегатов  $g_{\text{ок}}^{\text{бт}}$ :

$$g_{\text{ок}}^{\text{бт}} = \psi_{\text{бн}}^{\text{ок}} \cdot \frac{1}{\eta_{\text{бт}}^{\text{ок}} \cdot \eta_{\text{бн}}^{\text{ок}}} \quad (3.65)$$

Относительный расход горючего на питание турбин подкачивающих агрегатов  $g_{\text{гор}}^{\text{бт}}$ :

$$g_{\text{гор}}^{\text{бт}} = \psi_{\text{бн}}^{\text{гор}} \cdot \frac{1}{\eta_{\text{бт}}^{\text{гор}} \cdot \eta_{\text{бн}}^{\text{гор}}} \quad (3.66)$$

Удельная адиабатическая работа  $L_{\text{ад}}$  определяется по формуле (3.37).

Относительный расход генераторного газа  $\xi$ :

$$\xi = \frac{\frac{(1+g_{\text{ок}}^{\text{бт}})}{\rho_{\text{ок}} \cdot \eta_{\text{н}}^{\text{ок}}} \cdot \frac{k_{\text{м}}'}{k_{\text{м}+1}'} \cdot \Delta p_{\text{н}}^{\text{ок}} + \frac{1}{\rho_{\text{гор}} \cdot \eta_{\text{н}}^{\text{гор}}} \cdot \frac{1}{k_{\text{м}+1}'} \cdot \Delta p_{\text{н}}^{\text{гор}}}{L_{\text{ад}} \cdot \eta_{\text{т}} - \frac{(1+g_{\text{ок}}^{\text{бт}})}{\rho_{\text{ок}} \cdot \eta_{\text{н}}^{\text{ок}}} \cdot \frac{k_{\text{м}}''}{k_{\text{м}+1}''} \cdot \Delta p_{\text{н}}^{\text{ок}} - \frac{(1+g_{\text{гор}}^{\text{бт}})}{\rho_{\text{гор}} \cdot \eta_{\text{н}}^{\text{гор}}} \cdot \frac{1}{k_{\text{м}+1}''} \cdot \Delta p_{\text{н}}^{\text{гор}}} \quad (3.67)$$

Массовый расход окислителя  $m'_{\text{ок}}$  и массовый расход горючего  $m'_{\text{гор}}$  в

КС вычисляются по формулам (3.54) и (3.57).

Суммарный массовый расход окислителя, поступающий в двигатель:

$$\dot{m}_{\text{OK}}^{\text{ДВ}} = \dot{m}_{\text{OK}}' + \dot{m}_{\text{OK}}'' \quad (3.68)$$

Массовый расход окислителя, поступающий в бустерную турбину:

$$\dot{m}_{\text{OK}}^{\text{бТ}} = \dot{m}_{\text{OK}}^{\text{ДВ}} \cdot g_{\text{OK}}^{\text{бТ}} \quad (3.69)$$

Массовый расход окислителя, поступающий в насос:

$$\dot{m}_{\text{OK}}^{\text{НОК}} = \dot{m}_{\text{OK}}^{\text{ДВ}} + \dot{m}_{\text{OK}}^{\text{бТ}} = \dot{m}_{\text{OK}}^{\text{бТ}} \cdot (1 + g_{\text{OK}}^{\text{бТ}}) \quad (3.70)$$

Мощность, потребляемая насосом окислителя, определяется по формуле (3.43).

Массовый расход горючего перекачиваемого насосом:

$$\dot{m}_{\text{ГОР}}^{\text{НОК}} = \dot{m}_{\text{ГОР}} + \dot{m}_{\text{ГОР}}'' = \dot{m}_{\Sigma}' \left( \frac{1}{k_{m'}+1} + \xi \frac{1}{k_m''+1} \right) \cdot (1 + g_{\text{OK}}^{\text{бТ}}) \quad (3.71)$$

Мощность, потребляемая насосом горючего, рассчитывается по формуле (3.45).

Удельный импульс  $I_{\text{уд}}^{\text{ДВ}}$  рассчитывается по формуле (3.49).

По формуле (3.60) уточняется суммарный массовый расход топливных компонентов в двигатель  $\dot{m}_{\Sigma}^{\text{ДВ}}$ .

Относительная погрешность в расчетах оценивается согласно неравенству (3.50). Относительная погрешность в расчетах должна быть не более 3%.

### 3.1.7 Методика расчета мощностного баланса ДУ ЖРД с двумя газогенераторами и ТНА

Относительный перепад давления на турбине  $\pi_{\text{T}}$  вычисляется по формуле (3.34). При этом:

$$\pi_{\text{T1}} = \pi_{\text{T2}} = \pi_{\text{T}} \quad (3.72)$$

где  $\pi_{\text{T1}}$ ,  $\pi_{\text{T2}}$  – относительный перепад давления на первой и второй турбине соответственно.

Относительный напор бустерного насоса окислителя вычисляется по формуле (3.61).

Перепад давления  $\Delta p_{\text{H}}^{\text{OK}}$ , обеспечиваемый насосом для подачи окислителя в камеру сгорания, определяется по формуле (3.62).

Относительный напор бустерного насоса горючего рассчитывается по формуле (3.63).

Перепад давления  $\Delta p_{\text{H}}^{\text{гор}}$ , обеспечиваемый насосом для подачи окислителя в камеру сгорания, вычисляется по формуле (3.64).

Относительный расход окислителя требуемый на питание турбин, подкачивающих агрегатов вычисляется по формуле (3.65).

Относительный расход горючего требуемый на питание турбин, подкачивающих агрегатов определяется по формуле (3.66).

Удельная адиабатическая работа  $L_{\text{ад}}$  определяется по формуле (3.37).

Массовый расход генераторного газа для питания первой турбины  $m_{\Sigma}^{\text{T1}}$ :

$$m_{\Sigma}^{\text{T1}} = \gamma \cdot m_{\Sigma}'' \quad (3.73)$$

где  $m_{\Sigma}''$  – суммарный массовый расход генераторного газа для питания турбин;  $\gamma$  – доля генераторного газа подаваемого на турбину.

Массовый расход генераторного газа для питания второй турбины  $m_{\Sigma}^{\text{T2}}$ :

$$m_{\Sigma}^{\text{T2}} = (1 - \gamma) \cdot m_{\Sigma}'' \quad (3.74)$$

где  $m_{\Sigma}''$  – суммарный массовый расход генераторного газа для питания турбин.

Относительный расход генераторного газа  $\xi$  определяется:

$$\xi = \frac{m_{\Sigma}''}{m_{\Sigma}'^{\prime}} = \frac{m_{\Sigma}^{\text{T1}} + m_{\Sigma}^{\text{T2}}}{m_{\Sigma}'^{\prime}} \quad (3.75)$$

Для замыкания схемы необходимо, чтобы точки пересечения графиков зависимостей относительных расходов генераторного газа  $\xi'$  и  $\xi''$  однозначно определяли точку пересечения значений относительного расхода генераторного газа  $\xi$  и доли генераторного газа, подаваемого на турбину  $\gamma$ :

$$\xi' = \frac{\frac{1+g_{\text{OK}}^{\text{бТ}}}{\rho_{\text{OK}} \cdot \eta_{\text{H}}^{\text{OK}}} \cdot \frac{k m'}{k m'+1} \cdot \frac{p_{\text{ВЫХ}}^{\text{НОК}} - p_{\text{ВХ}}^{\text{бНОК}}}{1+\psi_{\text{бН}}^{\text{OK}}}}{\gamma \cdot L_{\text{ад}} \cdot \eta_{\text{T1}} - \frac{(1+g_{\text{OK}}^{\text{бТ}})}{\rho_{\text{OK}} \cdot \eta_{\text{H}}^{\text{OK}}} \cdot \frac{k m''}{k m''+1} \cdot \frac{p_{\text{ВЫХ}}^{\text{НОК}} - p_{\text{ВХ}}^{\text{бНОК}}}{1+\psi_{\text{бН}}^{\text{OK}}}} \quad (3.76)$$

$$\xi'' = \frac{\frac{1+g_{\text{гор}}^{\text{бТ}}}{\rho_{\text{гор}} \cdot \eta_{\text{H}}^{\text{гор}}} \cdot \frac{1}{k m'+1} \cdot \frac{p_{\text{ВЫХ}}^{\text{Нгор}} - p_{\text{ВХ}}^{\text{бНгор}}}{1+\psi_{\text{бН}}^{\text{гор}}}}{(1-\gamma) \cdot L_{\text{ад}} \cdot \eta_{\text{T2}} - \frac{(1+g_{\text{гор}}^{\text{бТ}})}{\rho_{\text{гор}} \cdot \eta_{\text{H}}^{\text{гор}}} \cdot \frac{1}{k m''+1} \cdot \frac{p_{\text{ВЫХ}}^{\text{Нгор}} - p_{\text{ВХ}}^{\text{бНгор}}}{1+\psi_{\text{бН}}^{\text{гор}}}} \quad (3.77)$$

### 3.1.8 Методика расчета мощностного баланса ДУ ЖРД с подкачивающими агрегатами в турбонасосной системе подачи открытого типа и использованием генераторного газа для наддува

Перепад давления на турбине  $\pi_T$  вычисляется по формуле (3.34).

Удельная адиабатическая работа  $L_{ад}$  определяется по формуле (3.37).

Перепад давления  $\Delta p_H^{ок}$ , обеспечиваемый насосом для подачи окислителя в камеру сгорания, определяется по формуле (3.62).

Перепад давления  $\Delta p_H^{гор}$ , обеспечиваемый насосом для подачи окислителя в камеру сгорания, вычисляется по формуле (3.64).

Относительный расход рабочего тела системы наддува бака окислителя  $g_{рт}^{снб_{ок}}$ :

$$g_{рт}^{снб_{ок}} = \frac{p_6^{ок}}{RT_{рт}^{снб_{ок}} \cdot \eta_{тп}^{б_{ок}} \cdot \rho_{ок}} \quad (3.78)$$

где  $RT_{рт}^{снб_{ок}}$  – работоспособность рабочих тел системы наддува;  $p_6^{ок}$  – рабочее давление в баке окислителя;  $\eta_{тп}^{б_{ок}} = 0,6 - 0,7$  – коэффициенты тепловых потерь в баке окислителя.

Относительный расход рабочего тела системы наддува бака горючего  $g_{рт}^{снб_{гор}}$ :

$$g_{рт}^{снб_{гор}} = \frac{p_6^{гор}}{RT_{рт}^{снб_{гор}} \cdot \eta_{тп}^{б_{гор}} \cdot \rho_{гор}} \quad (3.79)$$

где  $RT_{рт}^{снб_{гор}}$  – работоспособность рабочих тел системы наддува;  $p_6^{гор}$  – рабочее давление в баке окислителя;  $\eta_{тп}^{б_{гор}} = 0,6 - 0,7$  – коэффициенты тепловых потерь в баке окислителя.

Массовый расход горючего  $\dot{m}_{осв}^{б_{гор}}$ , подаваемый в двигатель:

$$\dot{m}_{осв}^{б_{гор}} = \dot{m}_{\Sigma}' \cdot \frac{\frac{1}{k_{m'}'+1} + \xi \cdot \frac{1}{k_{m'}'+1}}{1 - k_{m}^{ду} \cdot g_{рт}^{снб_{гор}} \cdot \frac{1}{k_{m_{рт}}^{снб_{ок}} + 1} - g_{рт}^{снб_{гор}} \cdot \frac{1}{k_{m_{рт}}^{снб_{гор}} + 1}} \quad (3.80)$$

где  $k_m^{ду}$  – стехиометрическое соотношение топливных компонентов, подаваемых в двигатель;  $k_{m_{рт}}^{снб_{ок}}$  – стехиометрическое соотношение топливных компонентов в составе рабочего тела системы наддува бака окислителя;  $k_{m_{рт}}^{снб_{гор}}$  – стехиометрическое соотношение топливных компонентов в составе рабочего тела системы наддува бака горючего.

Массовый расход окислителя, подаваемый в двигатель  $\dot{m}_{\text{осв}}^{\text{бок}}$ :

$$\dot{m}_{\text{осв}}^{\text{бок}} = \dot{m}_{\Sigma}' \cdot \frac{\frac{k_{m'}}{k_{m'+1}} + \xi \cdot \frac{k_{m''}}{k_{m''+1}}}{1 - g_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} \cdot \frac{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбок}}}}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбок}} + 1}} - g_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} \cdot \frac{1}{k_{m^{\text{ду}}}} \cdot \frac{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбгор}}}}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} + 1}}} \quad (3.81)$$

Массовый расход рабочего тела системы наддува баков окислителя  $\dot{m}_{\text{рт}}^{\text{снбок}}$ :

$$\dot{m}_{\text{рт}}^{\text{снбок}} = \dot{m}_{\text{осв}}^{\text{бок}} \cdot g_{\text{рт}}^{\text{снбок}} \quad (3.82)$$

Массовый расход рабочего тела системы наддува баков горючего  $\dot{m}_{\text{рт}}^{\text{снбгор}}$ :

$$\dot{m}_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} = \dot{m}_{\text{осв}}^{\text{бок}} \cdot g_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} \quad (3.83)$$

Массовый расход рабочего тела  $\dot{m}_{\text{ок}}^{\text{Нок}}$ , перекачиваемый насосом окислителя:

$$\dot{m}_{\text{ок}}^{\text{Нок}} = \dot{m}_{\Sigma}' \cdot \frac{\left(\frac{k_{m'}}{k_{m'+1}} + \xi \cdot \frac{k_{m''}}{k_{m''+1}}\right) \cdot (1 + g_{\text{ок}}^{\text{бт}})}{1 - g_{\text{рт}}^{\text{снбок}} \cdot \frac{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбок}}}}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбок}} + 1}} - \frac{1}{k_{m^{\text{ду}}}} \cdot g_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} \cdot \frac{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбгор}}}}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} + 1}}} \quad (3.84)$$

Мощность, потребляемая насосом окислителя  $N_{\text{н}}^{\text{ок}}$ :

$$N_{\text{н}}^{\text{ок}} = \frac{m'}{\rho_{\text{ок}} \cdot \eta_{\text{н}}^{\text{ок}}} \cdot \frac{\left(\frac{k_{m'}}{k_{m'+1}} + \xi \cdot \frac{k_{m''}}{k_{m''+1}}\right) \cdot (1 + g_{\text{ок}}^{\text{бт}})}{\left(1 - g_{\text{рт}}^{\text{снбок}} \cdot \frac{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбок}}}}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбок}} + 1}} - \frac{1}{k_{m^{\text{ду}}}} \cdot g_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} \cdot \frac{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбгор}}}}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} + 1}}\right)} \cdot \frac{1}{[(p_{\text{к}} + \Delta p_{\text{ф}}^{\text{ок}'} + \Delta p_{\text{маг}}^{\text{ок}'}) - p_{\text{вх}}^{\text{бнок}}] \cdot (1 + \psi_{\text{бн}}^{\text{ок}})} \quad (3.85)$$

Массовый расход горючего  $\dot{m}_{\text{гор}}^{\text{Нгор}}$  в составе рабочего тела системы наддува бака горючего:

$$\dot{m}_{\text{гор}}^{\text{Нгор}} = \dot{m}_{\Sigma}' \cdot \frac{\frac{1}{k_{m'+1}} + \xi \cdot \frac{1}{k_{m''+1}} \cdot (1 + g_{\text{ок}}^{\text{бт}})}{1 - k_{m^{\text{ду}}} \cdot g_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} \cdot \frac{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбок}}}}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбок}} + 1}} - g_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} \cdot \frac{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбгор}}}}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} + 1}}} \quad (3.86)$$

Мощность, потребляемая насосом горючего  $N_H^{\text{гор}}$ :

$$N_H^{\text{гор}} = \frac{m'}{\rho_{\text{гор}} \cdot \eta_H^{\text{гор}}} \cdot \frac{\left(\frac{1}{k_{m'+1}} + \xi \cdot \frac{1}{k_{m'+1}}\right) \cdot (1 + g_{\text{ок}}^{\text{бТ}})}{\left(1 - k_m^{\text{ду}} \cdot g_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} \cdot \frac{1}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбок}}+1}} - g_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} \cdot \frac{1}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбгор}}+1}}\right)} \cdot \left[ \left(p_{\text{к}} + \Delta p_{\text{ф}}^{\text{гор}'} + \Delta p_{\text{тр}}^{\text{охл}'} + \Delta p_{\text{маг}}^{\text{гор}'} + \Delta p_{\text{дрос}}^{\text{соб}'}\right) - p_{\text{вх}}^{\text{бнгор}} \right] \cdot \frac{1}{1 + \psi_{\text{бн}}^{\text{гор}}} \quad (3.87)$$

Коэффициент  $A$ , определяющий относительный расход генераторного газа:

$$A = \left(1 - g_{\text{рт}}^{\text{снбок}} \cdot \frac{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбок}}}}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбок}}+1}} - \frac{1}{k_m^{\text{ду}}} \cdot g_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} \cdot \frac{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбгор}}}}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбгор}}+1}}\right) \quad (3.88)$$

Коэффициент  $B$ , определяющий относительный расход генераторного газа:

$$B = \left(1 - k_m^{\text{ду}} \cdot g_{\text{рт}}^{\text{снбок}} \cdot \frac{1}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбок}}+1}} - g_{\text{рт}}^{\text{снбгор}} \cdot \frac{1}{k_{m_{\text{рт}}^{\text{снбгор}}+1}}\right) \quad (3.89)$$

Для замыкания схемы необходимо, чтобы точки пересечения графиков зависимостей относительных расходов генераторного газа  $\xi'$  и  $\xi''$  однозначно определяли точку пересечения значений относительного расхода генераторного газа  $\xi$  и  $k_m^{\text{ду}}$ :

$$\xi' = \frac{\frac{(1+g_{\text{ок}}^{\text{бТ}})}{\rho_{\text{ок}} \cdot \eta_{\text{Н}}^{\text{ок}}} \cdot \frac{k_{m'}}{k_{m'+1}} \cdot \frac{\Delta p_{\text{Н}}^{\text{ок}}}{A} + \frac{(1+g_{\text{гор}}^{\text{бТ}})}{\rho_{\text{гор}} \cdot \eta_{\text{Н}}^{\text{гор}}} \cdot \frac{k_{m'}}{k_{m'+1}} \cdot \frac{\Delta p_{\text{Н}}^{\text{гор}}}{B}}{L_{\text{ад}} \cdot \eta_{\text{T}} - \frac{(1+g_{\text{ок}}^{\text{бТ}})}{\rho_{\text{ок}} \cdot \eta_{\text{Н}}^{\text{ок}}} \cdot \frac{k_{m''}}{k_{m''+1}} \cdot \frac{\Delta p_{\text{Н}}^{\text{ок}}}{A} - \frac{(1+g_{\text{гор}}^{\text{бТ}})}{\rho_{\text{гор}} \cdot \eta_{\text{Н}}^{\text{гор}}} \cdot \frac{1}{k_{m''+1}} \cdot \frac{\Delta p_{\text{Н}}^{\text{гор}}}{B}} \quad (3.90)$$

$$\xi'' = \frac{B \cdot \frac{k_{m'}}{k_{m'+1}} - k_m^{\text{ду}} \cdot \frac{A}{k_{m'+1}}}{k_m^{\text{ду}} \cdot \frac{A}{k_{m''+1}} - B \cdot \frac{k_{m''}}{k_{m''+1}}} \quad (3.91)$$

### 3.1.9 Методика расчета мощностного баланса ДУ с турбонасосной системой питания открытого типа на трехкомпонентном топливе

Относительная доля третьего компонента в составе топлива в КС:

$$\delta_{H_2} = \frac{m_{H_2}^{\&}}{m_{H_2}^{\&} + m_{y_{62}}^{\&} + m_{\text{ок}}^{\&}} \quad (3.91)$$

Массовое соотношение компонентов в КС:

$$k'_m = \frac{m_{OK}'}{m_{H_2}' + m_{yвг}'} \quad (3.92)$$

Массовое соотношение компонентов в ГГ:

$$k''_m = \frac{m_{OK}''}{m_{зоп}''} \quad (3.93)$$

Доля третьего компонента в составе горючего камеры:

$$\gamma_{H_2} = \delta_{H_2} \cdot (k'_m + 1) \quad (3.94)$$

Относительная доля генераторного газа, расходуемого для привода второго и третьего ТНА:

$$\varphi = \frac{m_{pmT_2} + m_{pmT_3}}{m_{pmT_1} + m_{pmT_2} + m_{pmT_3}} \quad (3.95)$$

Относительный перепад давления ГГ определяется по формуле (3.34) с учетом  $\pi_{T1} = \pi_{T2} = \pi_{T3} = \pi_T$ .

Перепад давления обеспечиваемые насосами для подачи окислителя и горючего в камеру сгорания, определяются по формулам (3.62) и (3.64).

Перепад давления, обеспеченный насосом углеводородного горючего:

$$\Delta p_{yвг}(p_k) = p_k + \Delta p_{ф.yвг} + \Delta p_{хол}(p_k) + \Delta p_{маг.yвг} + \Delta p_{дрос}(p_k) - p_{вх.yвг} \quad (3.96)$$

Перепад давления, обеспеченный насосом третьего компонента топлива:

$$\Delta p_{H_2}(p_k) = p_k + \Delta p_{ф.H_2} + \Delta p_{маг.H_2} - p_{вх.H_2} \quad (3.97)$$

Относительные напоры насосов определяются по формулам (3.61) и (3.63).

Относительные расходы насосов определяются по формулам (3.62) и (3.64).

Удельная адиабатическая работа  $L_{ад}$  определяется по формуле (3.37).

Коэффициент А:

$$A = \frac{(1 + g_{ок}^{\delta T})}{\rho_{ок_{1cm}} \cdot \eta_{ок_{1cm}}} \cdot \frac{k'_m}{k'_m + 1} \cdot \Delta p_{ок_{1cm}} + \frac{(1 - \gamma_{H_2})}{\rho_{y6z} \cdot \eta_{y6z}} \cdot \frac{(1 + g_{y6z}^{\delta T})}{k'_m + 1} \cdot \Delta p_{y6z} \quad (3.98)$$

Коэффициент В:

$$B = (1 - \varphi) \cdot L_{a0} \cdot \eta_T - \frac{1}{\rho_{ок} \cdot \eta_{ок_{1cm}}} \cdot \frac{k''_m}{k''_m + 1} \cdot (1 + g_{ок}^{\delta T}) \cdot \Delta p_{ок_{1cm}} - \frac{1}{\rho_{ок} \cdot \eta_{ок_{2cm}}} \cdot \frac{k''_m}{k''_m + 1} \cdot \Delta p_{ок_{2cm}} \quad (3.99)$$

Относительный расход генераторного газа:

$$\xi' = \frac{(\delta_{H_2} \cdot \Delta p_{H_2}(p_k) \cdot (1 + \psi_{6н.H_2}(p_k)))}{\left( \rho_{H_2} \cdot \eta_{H_2} \left( \varphi \cdot L_{a0} \cdot \eta_T - \frac{1}{k_{мz} + 1} \cdot \Delta p_{H_2} \cdot (1 + \psi_{6н.H_2}(p_k)) \cdot \frac{1}{\rho_{H_2} \cdot \eta_{H_2}} \right) \right)} \quad (3.100)$$

$$\xi'' = \frac{A(p_k)}{B(p_k)} \quad (3.101)$$

Для замыкания схемы необходимо, чтобы точки пересечения графиков зависимостей относительных расходов генераторного газа  $\xi'$  и  $\xi''$  однозначно определяли точку пересечения значений относительного расхода генераторного газа  $\xi$  и относительной доли генераторного газа, расходуемого для привода второго и третьего ТНА.

#### 4 Газодинамический расчет камеры

Исследование газодинамических процессов в камере ракетного двигателя обычно проводят на основе наиболее простой схемы одномерного газового течения. Зависимости, полученные для этой схемы, будут принципиально справедливыми, но приближенными для неоднородного потока, их уточняют на основании теоретических или опытных данных.

Выбор и расчёт рабочих и конструктивных параметров камеры в сочетании с простотой и малым удельным весом её конструкции, надёжностью работы и высокими эксплуатационными характеристиками являются

основными задачами проектирования и конструирования камеры ЖРД.

Форма камеры сгорания оказывает существенное влияние на величину удельной тяги и устойчивость работы двигателя. Поэтому при проектировании ЖРД форму камеры сгорания необходимо выбирать с учетом предъявляемых общих требований к камерам, достоинств и недостатков камер сгорания различных форм и в зависимости от различных факторов. Принципиально камера сгорания двигателя должна быть такой формы, при которой она будет иметь высокую экономичность и малые значения удельного веса и стоимости.

## 4.1 Расчет газодинамического профиля камеры

### 4.1.1 Профилирование дозвуковой части сопла

Исходными величинами для газодинамического исследования являются заданные параметры и полученные по ним результаты термодинамического расчета:

- тяга  $P$ , тс;
- давление в КС  $P_k$ , атм;
- давление на срезе сопла  $P_a$ , атм;
- относительная степень расширения сопла  $\bar{f}_a$ ;
- показатель адиабаты  $k$ ;
- температура в камере  $T_k$ , К;
- газовая постоянная  $R$ ,  $\frac{Дж}{кг \cdot К}$ ;
- удельный импульс  $I_y$ ,  $\frac{м}{с}$ .

Потери удельной тяги в общем случае определяются коэффициентами потерь в камере  $\varphi_k$ , в сопле  $\varphi_c$  и на тепловое сопротивление  $\varphi_{тепл}$ , соответственно общие потери импульса тяги равны (4.1):

$$\varphi_{\Sigma} = \varphi_k \cdot \varphi_c \cdot \varphi_{тепл} , \quad (4.1)$$

Потери, происходящие в КС, состоят из двух видов потерь: из-за неполноты сгорания вследствие некачественного протекания процессов преобразования топлива в продукты сгорания и из-за неравномерности распределения по сечению камеры компонентов топлива и расходонапряженности. Общие потери в КС  $\varphi_k$  находятся в диапазоне 0,95÷0,99.

Потери, происходящие в сопле, обусловлены потерями из-за рассеяния потока, трения, потерями на входе, потерями из-за неравновесности процесса расширения и неадиабатичности, а также потерями, связанными с сужением потока вследствие наличия пограничного слоя и потерями при расширении двухфазного потока. Данный коэффициент лежит в диапазоне 0,95÷0,998.

Потери вследствие теплового сопротивления имеют место только при

скоростной КС  $\varphi_{менл} = 1$ . Тогда общие потери импульса тяги равны (4.2):

$$\varphi_{\Sigma} = \varphi_{к} \cdot \varphi_{с}, \quad (4.2)$$

Все дальнейшие расчеты будут проводиться с учетом этих потерь.

Основными величинами, используемыми для оценок работы ЖРД и определяющими его характеристики, являются: удельный импульс, расходный комплекс  $\beta$ , и относительная степень расширения сопла  $\overline{f_a}$ .

При  $P_a = P_n$ , где  $P_n$  – давление окружающей среды, реализуется расчётный режим работы сопла, при котором значение действительного удельного импульса равно (4.3):

$$I_{уд.д} = I_{уд} \cdot \varphi_{\Sigma}, \quad (4.3)$$

Суммарный массовый расход (4.4):

$$\dot{m} = \frac{P}{I_{уд.д}}, \quad (4.4)$$

С расчётом параметров процессов в критическом сечении связано определение важной и широко применяемой термодинамической характеристики – так называемого удельного импульса давления газов в КС  $\beta$ , также называемого расходным комплексом, который задаётся соотношением (4.5):

$$\beta = \frac{P_{к} \cdot F_{кр}}{\dot{m}}, \quad (4.5)$$

Теоретическое значение  $\beta$  рассчитывается по формуле (4.6):

$$\beta = \frac{\sqrt{T_{к} \cdot R}}{A_{(k)}} \quad (4.6)$$

где  $R$  – газовая постоянная продуктов сгорания, а величина  $A_{(k)}$  рассчитывается следующим образом (4.7):

$$A_{(k)} = \sqrt{k} \cdot \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}, \quad (4.7)$$

Площадь критического сечения сопла вычисляется по формуле (4.8):

$$F_{кр} = \frac{\beta \cdot \dot{m}}{P_k} \quad (4.8)$$

Диаметр критики равен (4.9):

$$d_{кр} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{кр}}{\pi}}, \quad (4.9)$$

Зная из термодинамического расчета относительную степень расширения сопла на срезе  $\overline{f_a}$ , найдем значение площади среза сопла (4.10):

$$F_a = \overline{f_a} \cdot F_{кр}, \quad (4.10)$$

Тогда диаметр среза равен (4.11):

$$d_a = \sqrt{\frac{4 \cdot F_a}{\pi}} \quad (4.11)$$

Наиболее широкое распространение получила КС цилиндрической формы. Она более технологична, а ее смесительная головка обычно имеет плоскую форму, что также упрощает технологию изготовления. Определим ее основные параметры, используя справочные данные по времени пребывания топливной смеси в КС  $\tau_{пр}$ .

Объем цилиндрической КС вычисляется по формуле (4.12):

$$V_k = m_{\Sigma} \cdot \frac{R \cdot T_k}{P_k} \cdot \tau_{пр}, \quad (4.12)$$

Площадь сечения камеры вычисляется по формуле (4.13):

$$F_k = 3 \cdot F_{кр}, \quad (4.13)$$

Диаметр камеры вычисляется по формуле (4.14):

$$d_k = \sqrt{\frac{4 \cdot F_k}{\pi}}, \quad (4.14)$$

Длина камеры вычисляется по формуле (4.15):

$$L_K = \frac{V_K}{F_K}, \quad (4.15)$$

Найдем длину конфузора, обозначив (4.16, 4.17)

$$\rho = 0,25 \cdot 10^{-6} \cdot P_K, \quad (4.16)$$

$$l_{\text{BX}} = \left[ 0,5 \cdot d_{\text{кр}} \sqrt{\left( 2 + \rho \cdot \sqrt{\frac{F_K}{F_{\text{кр}}}} \right)^2 - \left[ (\rho - 1) \cdot \sqrt{\frac{F_K}{F_{\text{кр}}}} + 3 \right]^2} \right], \quad (4.17)$$

Размеры конфузора (4.18) – (4.20):

$$h = \frac{2 \cdot l_{\text{BX}}}{2 + \rho \cdot \sqrt{\frac{F_K}{F_{\text{кр}}}}}, \quad (4.18)$$

$$H = l_{\text{BX}} - h, \quad (4.19)$$

$$\bar{y} = \frac{h}{l_{\text{BX}}} \cdot \sqrt{\frac{F_K}{F_{\text{кр}}}} + \frac{H}{l_{\text{BX}}}, \quad (4.20)$$

Находим объем входной части сопла (4.21):

$$\Delta V_{\text{BX}} = F_{\text{кр}} \cdot l_{\text{BX}} \cdot \left[ \left[ \left( 2 \cdot \frac{F_K}{F_{\text{кр}}} + \bar{y}^2 \right) \cdot \frac{H}{(3 \cdot l_{\text{BX}})} \right] + \left[ (\bar{y}^2 + \bar{y} + 4) \cdot \frac{h}{(6 \cdot l_{\text{BX}})} \right] \right], \quad (4.21)$$

Длина цилиндрической части КС (4.22):

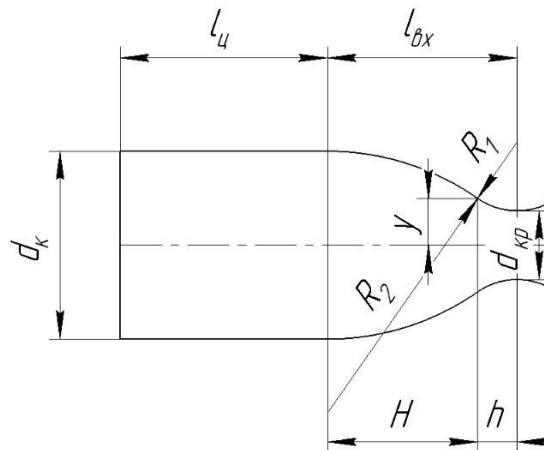
$$l_{\text{ц}} = \frac{V_K - \Delta V_{\text{BX}}}{F_K}, \quad (4.22)$$

Радиусы сопряжения (4.23) – (4.24):

$$R_1 = d_{\text{кр}}, \quad (4.23)$$

$$R_2 = d_{кр}, \quad (4.24)$$

Графическое построение дозвуковой части методом сопряжения окружностей с радиусами выполняется на миллиметровой бумаге или в чертежных программах (КОМПАС-3D, AUTOCAD) в масштабе. Построение дозвуковой части сопла приведено на рис. 4.1.



**Рис.4.1.** Построение дозвуковой части сопла методом сопряжения окружностей

#### 4.1.2 Профилирование сверхзвуковой части камеры

Сопло является необходимым элементом ракетного двигателя. В нем происходит преобразование тепловой энергии ПС в кинетическую энергию истекающей из сопла струи газа.

Относительный диаметр среза сопла (4.25):

$$\bar{D}_a = \frac{d_a}{d_{кр}}, \quad (4.25)$$

Угол наклона контура на срезе сопла определяется из решения уравнения (4.26):

$$\sin(2\beta_a) = \frac{P_a - P_H}{\frac{1}{2} \cdot P_a \cdot W_a^2} \cdot \sqrt{M_a^2 - 1} \beta_a, \quad (4.26)$$

Проводим линейную интерполяцию параметров  $k$ ,  $\beta_a$ ,  $\bar{D}_a$  по ближайшим данным и находим угол наклона вектора скорости  $\beta_m$  [рад], и относительную длину сверхзвуковой части сопла  $\bar{x}_a$ , используя таблицы основных данных для построения профиля «угловых» сопел в [4].

По относительной длине сверхзвуковой части сопла найдем натуральную

длину (4.27):

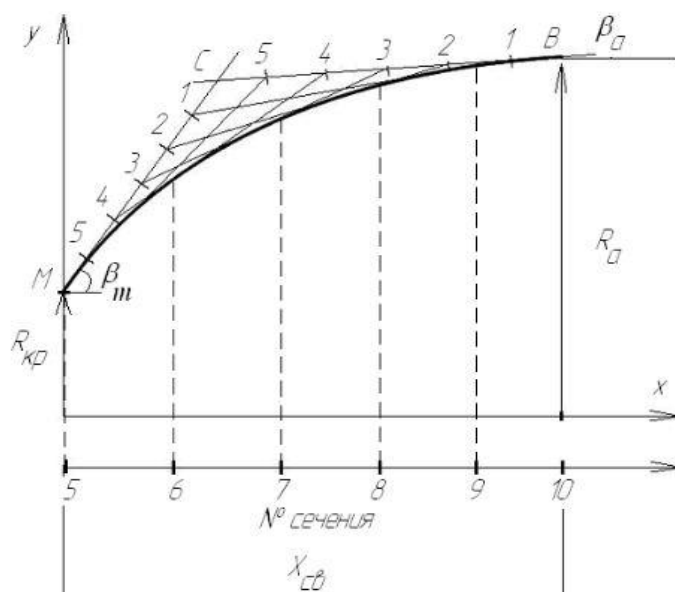
$$L_a = \frac{\bar{x}_a \cdot d_{кр}}{2}, \quad (4.27)$$

В первом сечении сверхзвуковой части откладываем вверх радиус критики  $d_{кр}$ , в последнем сечении, находящемся на расстоянии откладываем радиус на срезе  $d_a$ .

Для построения параболы проводим касательную  $MC$  под углом и касательную  $BC$  под углом, которые пересекутся в точке  $C$ . Разбив отрезки  $MC$  и  $BC$  на 5 - 7 равных частей и соединив соответствующие точки 1, 2, 3 и т.д. прямыми, строим огибающую параболу  $MB$ , которая и будет искомым контуром сверхзвуковой части сопла. Сверхзвуковую часть делим на 5 равных частей.

Для построения сверхзвуковой части сопла от оси координат откладывается вверх радиус критического сечения  $R_{кр}$ , вершина линии обозначается буквой  $M$ . На расстоянии равном натуральной длине сверхзвуковой части  $L_a$  откладывается вверх радиус среза  $R_a$ , вершина линии обозначается буквой  $B$ .

Таким образом, известны координаты крайних точек, через которые проходит криволинейный контур сопла, а также углы наклона касательных к контуру в этих точках. С достаточной точностью контур может быть аппроксимирован параболой, которую легко можно провести чисто графически через заданные точки и касательные в них. Построение сверхзвуковой части сопла приведено на рис. 4.2.



**Рис.4.2.** Построение сверхзвуковой части сопла методом координат

## 5 Расчет охлаждения двигателя

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

Методики расчета охлаждения ЖРД представлены в литературных источниках [2-7].

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. ВГТУ С.Т.П. ВГТУ 62-2007 //Стандарт предприятия. Курсовое проектирование. Организация, порядок проведения, оформление расчетно-пояснительной записки и графической части. – 2007.

2. **ГОСТ 7.32-2017.** Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Отчет о научно-исследовательской работе. Структура и правила оформления: дата введения 2018-07-01. – URL: [https://cs.msu.ru/sites/cmc/files/docs/2021-11gost\\_7.32-2017.pdf](https://cs.msu.ru/sites/cmc/files/docs/2021-11gost_7.32-2017.pdf) (дата обращения: 26.05.2023).

3. **Расчет параметров и характеристик камеры двигателя:** учебное пособие по курсу «Теория двигателей» / А. А. Дорофеев, Г. Т. Лоскутникова, Л. А. Филимонов, В. А. Чернухин. – под ред. А. И. Бабкина. – М.: Изд-во МГТУ, 1990. – 56 с.

4. **Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. В 2 кн. Кн. 1.** : учебник / А. П. Васильев, В. М. Кудрявцев, В. А. Кузнецов [и др.]. - под ред. В.М. Кудрявцева - Москва: Издательство «Высшая школа», 1983. – 703 с.

5. **Алемасов, В. Е.** Теория ракетных двигателей / В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегаллин. – М: Оборонгиз, 1963 г., – 476 с.

6. **Квасников, А. В.** Теория жидкостных ракетных двигателей / А. В. Квасников. – И: Государственное союзное издательство судостроительной промышленности, 1959 г. – 542 с.

7. **Добровольский, М. В.** Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов, 2006 г. – 488 с.

8. **Пинчук, В.А.** Энергетический расчет ЖРД с нагнетательными системами питания / В.А. Пинчук; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2018. – 90 с.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение .....	3
1 Задание на курсовую работу .....	4
2 Расчет основных параметров камеры двигателя.....	4
3 Термодинамический расчет КС .....	5
4 Газодинамический расчет камеры.....	27
5 Расчет охлаждения двигателя .....	34
Библиографический список.....	35

# ТЕОРИЯ И РАСЧЕТ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

## МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

Методические указания к выполнению курсовой работы по дисциплине  
«Теория и расчет жидкостных ракетных двигателей» для студентов  
специальности 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей»  
очной формы обучения

Составители:

Шматов Дмитрий Павлович  
Башарина Татьяна Александровна  
Глебов Сергей Евгеньевич  
Чернышов Данил Алексеевич  
Левина Анастасия Витальевна

Отпечатано в авторской редакции

Подписано к изданию 2023  
Объем данных

ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет»  
394026 Воронеж, Московский проспект, 14