

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования**

**Московский государственный технический университет**

**им. Н. Э. Баумана**

**Национальный исследовательский университет**

**(МГТУ им. Н.Э. Баумана)**

Факультет СМ «Специальное машиностроение»

Кафедра СМ-1 «Космические аппараты и ракеты-носители»

Расчётно-пояснительная записка к курсовой работе по дисциплине «Двигательные установки космических аппаратов» на тему:

«Расчёт маршевого ЖРД открытой схемы с восстановительным ЖГГ на основных компонентах топлива»

**Вариант №10**

Выполнил: Серебрянников О.А.

Группа: РКТ2-71

Подпись:\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

Преподаватель: Медведев В. Е.

Подпись:\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

Оглавление

[1. Техническое задание 3](#_Toc58875220)

[Требуемые характеристики 3](#_Toc58875221)

[2. Термодинамический расчёт 3](#_Toc58875222)

[3. Построение газодинамического тракта 5](#_Toc58875223)

[3.1 Расход топлива и площади сечения сопла 5](#_Toc58875224)

[3.2 Определение объема и диаметра камеры сгорания 6](#_Toc58875225)

[3.3 Чертёж газодинамического профиля ЖРД 8](#_Toc58875226)

[4. Построение ПГС двигателя 9](#_Toc58875227)

[4.1 Описание работы ПГС. 9](#_Toc58875228)

[5. Расчет смесительной головки 12](#_Toc58875229)

[5.1 Параметры топлива 12](#_Toc58875230)

[5.2 Расчет струйных форсунок для пристеночного слоя. 13](#_Toc58875231)

[5.3 Расчет центробежных форсунок 14](#_Toc58875232)

[5.3.1. Форсунки горючего 14](#_Toc58875233)

[5.3.2. Форсунки окислителя 16](#_Toc58875234)

# Техническое задание

Проектирование ЖРД открытой схемы с восстановительным ЖГГ.

## Требуемые характеристики

* Топливо:
* Тяга в пустоте:
* Давление в камере сгорания:
* Давление на срезе сопла:

# Термодинамический расчёт

Для осуществления термодинамического расчета был использован программный комплекс расчета TERRA.

Исходный состав: ( O2 [ -398 , 1.7 ] - 3.5504) +

( CH4 [ -5566 , 3.424 ] - 1.0000)

Состав, моль/кг: O 48.767 C 13.699 H 54.794

1-й параметр: p(кам) =7.25

2-й параметр: I(кам) = -1533.724

расширение: p(a), МПа =0.020

-------------------------------------------------------------------------------

Равновесные параметры при p(кам)=7.25 МПа, p=7.25 МПа (камера, СИ):

p=7.25 T=3572.22 v=0.185427 S=12.0183 I=-1533.72

U=-2765.88 M=45.2632 Cp=2.32025 k=1.1936 Cp'=7.25813

k'=1.17157 Ap=0.0004847 Bv=0.0004656 Gt=0.146427e-6 MMg=22.093

Rg=376.334 Cpg=2.32025 kg=1.1936 Cp'g=7.25813 k'g=1.17552

Mu=0.0000944 Lt=0.352816 Lt'=1.57482 Pr=0.62073 Pr'=0.435022

A=1229.91 z=0 n= - w=0 Mach=0

Frel= - F'= - Isp= - B= -

Равновесные концентрации (моль/кг):

O = 0.56975 O2 = 1.4975 H = 0.9804 H2 = 3.1952

OH = 3.2134 HO2 = 0.00806 H2O = 22.099 H2O2 = 0.00125

C = 0.2145e-7 CO = 7.5256 CO2 = 6.1717 C2O = 0.5301e-8

C3O2 = 0.5191e-11 CH = 0.9887e-8 CH2 = 0.1317e-7 CH3 = 0.2332e-7

CH4 = 0.5915e-8 C2H = 0.7175e-11 C2H2 = 0.4152e-10 CHO = 0.5487e-3

CHO2 = 0.6873e-3 CH2O = 0.1636e-4 CH2O2 = 0.9221e-4 CH3O = 0.6738e-9

O3 = 0.1291e-6 e- = 0.1177e-5 O+ = 0.4309e-11 O- = 0.1644e-6

O2+ = 0.3465e-8 O2- = 0.5129e-7 H+ = 0.8621e-11 H- = 0.2109e-7

H3+ = 0.1424e-9 OH+ = 0.5394e-9 OH- = 0.1104e-5 HO2- = 0.4941e-8

H2O+ = 0.2319e-7 H3O+ = 0.2434e-5 CO+ = 0.6649e-10 CO2+ = 0.5521e-9

CHO+ = 0.6086e-7

Равновесные параметры при p(кам)=7.25 МПа, p=4.2085 МПа (кр.сечение, СИ):

p=4.20846 T=3403.93 v=0.300422 S=12.0183 I=-2242.84

U=-3396.42 M=44.6731 Cp=2.30673 k=1.19192 Cp'=7.16872

k'=1.16337 Ap=0.0004976 Bv=0.0004798 Gt=0.251476e-6 MMg=22.3848

Rg=371.428 Cpg=2.30673 kg=1.19192 Cp'g=7.16872 k'g=1.16727

Mu=0.0000913 Lt=0.337721 Lt'=1.53187 Pr=0.623809 Pr'=0.4274

A=1190.9 z=0 n=1.12721 w=1190.9 Mach=1

Frel=1 F'=0.0002523 Isp=2252.55 B=1828.92

Равновесные концентрации (моль/кг):

O = 0.45511 O2 = 1.3226 H = 0.84133 H2 = 2.9839

OH = 2.7536 HO2 = 0.00522 H2O = 22.612 H2O2 = 0.7616e-3

C = 0.6924e-8 CO = 7.1079 CO2 = 6.5899 C2O = 0.1563e-8

C3O2 = 0.1344e-11 CH = 0.2901e-8 CH2 = 0.4118e-8 CH3 = 0.8061e-8

CH4 = 0.2109e-8 C2H = 0.1452e-11 C2H2 = 0.1038e-10 CHO = 0.2978e-3

CHO2 = 0.4044e-3 CH2O = 0.8412e-5 CH2O2 = 0.5195e-4 CH3O = 0.2078e-9

O3 = 0.4755e-7 e- = 0.6741e-6 O+ = 0.1019e-11 O- = 0.6316e-7

O2+ = 0.1165e-8 O2- = 0.1842e-7 H+ = 0.2192e-11 H- = 0.7762e-8

H3+ = 0.4200e-10 OH+ = 0.1526e-9 OH- = 0.4827e-6 HO2- = 0.1626e-8

H2O+ = 0.8202e-8 H3O+ = 0.1215e-5 CO+ = 0.1741e-10 CO2+ = 0.1678e-9

CHO+ = 0.2357e-7

Равновесные параметры при p(кам)=7.25 МПа, p=0.02 МПа (вых.сечение, СИ):

p=0.02 T=1977.2 v=33.806 S=12.0183 I=-7353.93

U=-7928.1 M=41.1286 Cp=2.10339 k=1.19414 Cp'=2.2766

k'=1.18188 Ap=0.0005125 Bv=0.0005123 Gt=0.0000501 MMg=24.314

Rg=341.958 Cpg=2.10339 kg=1.19414 Cp'g=2.2766 k'g=1.18229

Mu=0.0000624 Lt=0.205198 Lt'=0.207619 Pr=0.639872 Pr'=0.684486

A=893.734 z=0 n=1.13203 w=3411.8 Mach=3.81747

Frel=39.2783 F'=0.0099085 Isp=3609.98 B= -

Равновесные концентрации (моль/кг):

O = 0.3202e-3 O2 = 0.00159 H = 0.02945 H2 = 2.1791

OH = 0.03232 HO2 = 0.3319e-6 H2O = 25.187 H2O2 = 0.1218e-6

CO = 3.8534 CO2 = 9.8452 CH4 = 0.2247e-11 CHO = 0.2077e-6

CHO2 = 0.3945e-6 CH2O = 0.1703e-7 CH2O2 = 0.1806e-6 e- = 0.4138e-10

H3O+ = 0.4199e-10

# Построение газодинамического тракта

## 3.1 Расход топлива и площади сечения сопла

Расчетный расход топлива:

Площадь критического сечения:

Действительная площадь критического сечения:

Площадь сечения на срезе сопла:

Действительная площадь сечения на срезе сопла:

## Определение объема и диаметра камеры сгорания

Приведенная длина камеры сгорания выбирается в зависимости от топлива. В нашем случае примем:

Объём камеры сгорания:

Диаметр камеры сгорания:

Истинная длина камеры сгорания:

Выберем угол наклона к оси конического участка сопла:

Радиус критического сечения:

Диамтр критического сечения:

Радиус выходного сечения:

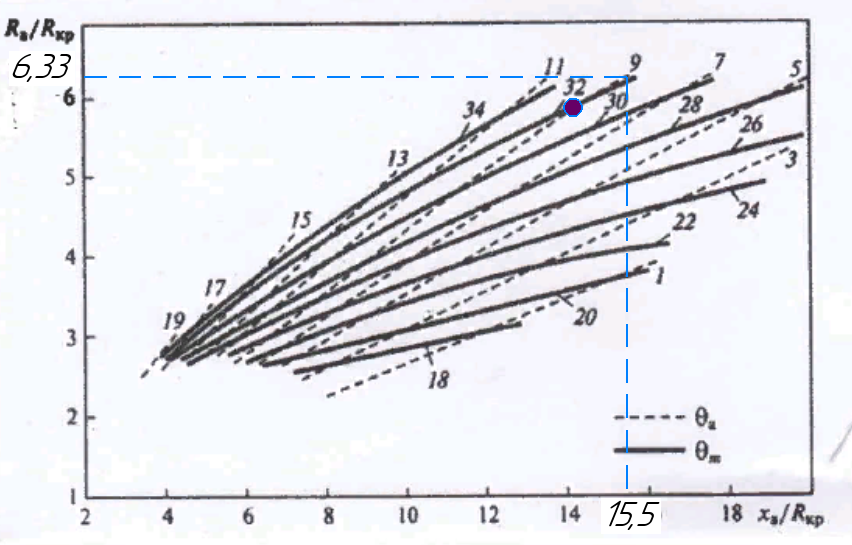
Радиус скругления входной части сопла ():

Радиус скругления образующей в докритической части сопла ():

Радиус скругления образующей на входе в сверхзвуковую часть:

Уширение сопла:

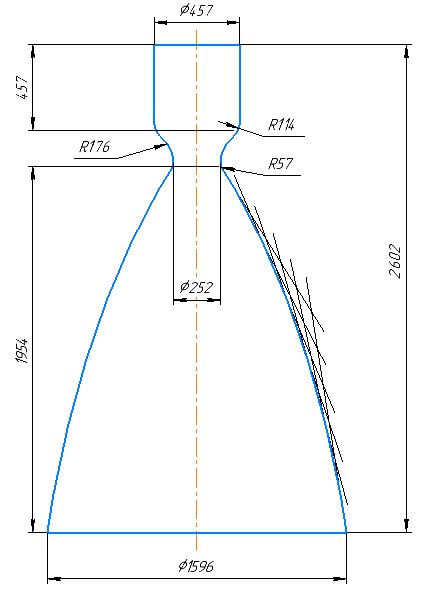
Примем угол наклона на срезе сопла:

**

По графику находим:

* угол на входе в сверхзвуковую часть
* длину сверхзвуковой части сопла:

## 3.3 Чертёж газодинамического профиля ЖРД

**

# Построение ПГС двигателя

ПГС ЖРД открытой схемы с восстановительным ЖГГ на основных компонентах топлива.

##### 

*Пневмогидросхема открытого типа*

1. Камера ЖРД; 2- датчик давления в камере сгорания; 3- главный пироклапан окислителя; 4- счетно-решающий прибор системы РКС; 5- исполнительный дроссель системы РКС; 6- восстановительный ЖГГ; 7- пусковой стартер; 8- исполнительный дроссель системы СОБ; 9- пиромембранаж; 10- заправочно-сливное устройство; 11- измеритель уровня; 12- дренажно-предохранительный клапан; 13- счетно-решающий прибор СОБ; 14- шар-баллон с сухим азотом; 15- комплекс: фильтр, редуктор давления, обратный клапан; 16- торовый баллон с жидким азотом; 17- теплообменник; 18- обратные сопла с эксцентриситетом на оси; 19- клапан горючего; 20- стабилизатор ЖГГ; 21- насос окислителя; 22- насос горючего; 23- турбина; 24- бак окислителя; 25- бак горючего;

## 4.1 Описание работы ПГС.

**1) Заправка баков топливом и газовых баллонов.** Заправка компонентами топлива баков ведется через клапаны 10, 10а (заправочно-сливные устройства) методом поднятия “зеркала” компонента. Дренаж находящегося в баках сжатого газа (воздух, чаще сухой азот) во время заправки баков осуществляется через дренажно-предохранительные клапана 12, 12а. Для измерения уровня компонентов в баках при заправке используются измерители уровня 11, 11а. После подачи сигналов датчиками 11, 11а закрываются клапаны10, 10а и заправка топливом завершается. Примерно по такой же схеме осуществляется заправка шар-баллона с газом (обычно это сухой азот) высокого давления 14 и торового баллона 16 с жидким азотом.

**2) Запуск двигателя.**

*а) Запуск двигателя на предварительную ступень.*

Подается напряжение на пиромембраны 9, 9а, происходит их прорыв. Компоненты под действием гидростатического давления и давления наддува в топливных баках поступаютв магистрали и в насосы. Одновременно подается напряжение на пороховой газогенератор (пусковой стартер 7). Давление пороховых газов раскручивают ротор турбины 23 и часть топлива поступает в ЖГГ 6, где воспламеняется специальным пиропатроном. Другая часть топлива поступает в камеру сгорания двигателя 1.

*б) Запуск двигателя на режим главной ступени.*

После достижения в камере сгорания устойчивого горения и заданного давления, которое контролируется датчиком 2, двигатель переключается на режим главной ступени.

**3) Работа ПГС в полете.** В полете наддув баков с топливо осуществляется следующим образом. Бак “Г” 25 наддувается газом, отбираемым после турбины 23 и проходящим через теплообменник 17. Бак “О” 24 наддувается азотом (гелием - несколько измененная ПГС). Для этого жидкий азот из торового баллона 16 вытесняется газообразным азотом из шар-Баллона 14, газифицируется в теплообменнике 17 и поступает в бак “О” 24. Давление наддува в баках “Г” 25 и “О” 24 контролируется дренажно-предохранительными клапанами 12, 12а и в случае превышения заданного давления, стравливает из баков излишки газа.

**4) Выключение двигателя.** Для выключения двигателя подаются команды для закрытия клапанов, через которые подаются компоненты в ЖГГ (на схеме не показаны). Подача топлива в ЖГГ прекращается. Одновременно подаются команды на закрытие главных пироклапанов окислителя 3 и горючего 19. Топливо не поступает в камеру сгорания, двигатель прекращает работу.

**5) Система регулирования кажущейся скорости (РКС).** Для успешного решения баллистической задачи необходимо обеспечить в конечной точке активного участка траектории программные значения следующих основных величин – координат конца активного участка и , скорости и угла наклона вектора скорости к местному горизонту . При достижении заданной скорости подается команда на выключение двигателя с помощью соответствующих приборов, в частности автомата управления дальностью (АУФ).

Управление углом , его выдержка пред выключением двигателя обеспечивается автоматом угловой стабилизации (АУС).

Вывод изделия в конечную точку активного участка с координатами и , решается с помощью системы регулирования кажущейся скорости (РКС), которая выполняет задачу ликвидации в каждый момент полета отклонения скорости (кажущейся) изделия от ее программного значения с целью обеспечения полета по т.н. жесткой траектории.

Программа изменения во времени полета кажущейся скорости разрабатывается баллистиками перед полетом. Кажущаяся скорость может быть замерена и рассчитана с помощью счетно-решающего прибора системы РКС 4. В случае различия действительной и программной скоростей , Блок 4 выдает управляющий сигнал на дроссель 5, который в зависимости от знака рассогласования действительной и программной скоростей открывает или прикрывает проходное сечение дросселя 5. Чтобы сохранить температуру рабочего тела в ЖГГ 6, стабилизатор 20 синхронно изменяет расход 2-го компонента, идущего в ЖГГ. При этом изменяется расход топлива в ЖГГ (при сохранении коэффициента избытка окислителя ), и, соответственно, на турбину 23. Это, в свою очередь, изменяет число оборотов турбины 23 и насосов 21, 22, меняется расход топлива в камеру ЖРД 1 и его тяга. Изменение тяги сопровождается изменением кажущейся скорости. Последующее ее сравнение с программной скоростью позволит, при необходимости, выработать новый сигнал рассогласования и принять меры к его ликвидации.

Датчик 2 играет двоякую роль. Во-первых, он осуществляет обратную связь системы РКС с камерой сгорания. Во-вторых, в процессе работы в процессе полета может возникнуть ситуация, при которой система РКС будет либо стремиться к существенному уменьшению тяги двигателя, либо к ее чрезмерному форсированию. Во избежание таких ситуаций РКС ограничивается с помощью обратной связи действия системы областью допускаемых отклонений тяги двигателя.

**6) Система синхронного опорожнения баков (СОБ).** Заправка баков двигателя производится исходя из расчетного соотношения . В результате действия случайных факторов действительная величина будет отличаться от расчетного, что может привести к уменьшению из-за снижения величины и . Последнее из-за гарантийного запаса, что ведет к уменьшению величины полезного груза. Использование системы СОБ позволяет уменьшить гарантийный запас топлива и тем самым увеличить массу полезного груза. Датчиками этой системы могут быть измерители уровней компонентов в баках или расходомеры, установленные в магистралях подачи компонентов в камеру сгорания.

На приведенной выше схеме ПГС сигналы уровнемеров (измерители уровня 11, 11а) поступает в счетно-решающий прибор СОБ 13. После сравнения текущих значений с программными и обнаружения отклонения от программы блок 13 вырабатывает команду дросселю системы СОБ 8, который изменяет расход одного из компонентов в камеру сгорания двигателя. В результате опорожнение баков происходит в соответствии с программой, но тяга двигателя может выйти за пределы допуска. В этом случае начинает работу система РКС, которая приведет величину тяги в соответствии с программной.

# Расчет смесительной головки

## 5.1 Параметры топлива

Для нашего топлива:

* Плотность окислителя :
* Плотность горючего :

Из пункта 3.1 расход топлива:

Возьмём действительное соотношение компонентов из расчета программы TERRA:

Секундный массовый расход горючего:

Секундный массовый расход окислителя:

Проверка:

## 5.2 Расчет струйных форсунок для пристеночного слоя.

Расположим форсунки на расстоянии 16 мм от стенки камеры сгорания, на расстоянии между центрами форсунок зададим 15 мм.

В предыдущих пунктах мы вычислили:

Примем расстояние между соседними форсунками .

Перепад давления на форсунке возьмём

Считая, что ⇒ (коэффициент расхода)

Количество струйных форсунок:

Массовой расход одной струйной форсунки:

Площадь форсунок:

Считая коэффициент скорости равным коэффициенту расхода , определим действительную скорость истечения:

Диаметр отверстия форсунок:

Толщина стенки форсунки:

## 5.3 Расчет центробежных форсунок

### 5.3.1. Форсунки горючего

Общее число центробежных форсунок горючего шт.

Массовой расход через одну форсунку горючего:

Зная угол распыления, по графику определим геометрическую характеристику и коэффициент расхода



Площадь сопла форсунки горючего:

Диаметр сопла форсунки:

Радиус сопла:

Зададим число входных отверстий

Плечо закрутки (из соотношения ):

Пусть:

Тогда:

Для нашего горючего вязкость составляет:

Найдем коэффициент трения λ:

Найдем эквивалентную характеристику форсунки:

Так как значение отличается от не более чем на , то полученные значения принимаем окончательными.

Определим остальные размеры форсунки:

Высота форсунки:

Радиус камеры закрутки:

Радиус форсунки:

Толщина стенки форсунки:

### 5.3.2. Форсунки окислителя

Общее число центробежных форсунок окислителя шт.

Массовой расход через одну форсунку окислителя:

Зная угол распыления, по графику определим геометрическую характеристику и коэффициент расхода



Площадь сопла форсунки окислителя:

Диаметр и радиус сопла:

Зададимся числом входных отверстий и плечом закрутки:

Зададим число входных отверстий

Плечо закрутки (из соотношения ):

Пусть:

Вязкость для нашего окислителя составляет:

Найдем коэффициент трения λ:

Найдем эквивалентную характеристику форсунки:

Так как значение отличается от не более чем на , то полученные значения принимаем окончательными.

Определим остальные размеры форсунки:

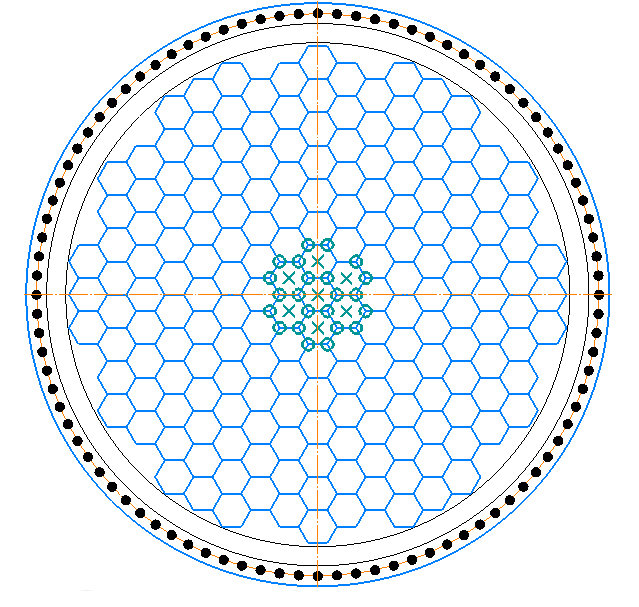
Высота форсунки:

Радиус камеры закрутки:

Радиус форсунки:

Толщина стенки форсунки:

## 5.4 Эскиз форсуночной головки



* 187 форсунки горючего
* 424 форсунок окислителя
* 92 струйных форсунок пристеночного слоя