Реферат

Выпускная квалификационная работа на 112 с., 12 рис., 21 табл., 15 источников, 5 приложений.

разгонный блок, жидкостной ракетный двигатель, высококипящие компоненты топлива, насосная система подачи с дожиганием, баллистический расчет, оптимизация параметроа двигательной установки, расчет газогенератора.

Целью данной выпускной квалификационной работы является проектирование разгонного блока на основе жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) закрытого цикла на высококипящих компонентах топлива, а также разработка корпуса газогенератора.

В процессе работы были произведены баллистический расчет затрат характеристической скорости, оптимизация параметров двигательной установки, а также расчеты по определению параметров газогенератора.

По результатам произведенных расчетов были разработаны конструктивно-компоновочная схема разгонного блока, конструктивный облик газогенератора, рабочий чертеж корпуса газогенератора.

Оглавление

[Перечень сокращений 5](#_Toc517046417)

[Введение 6](#_Toc517046418)

[1 Сравнительный анализ современных разгонных блоков 8](#_Toc517046419)

[1.1 Разгонный блок "ДМ" 9](#_Toc517046420)

[1.2 РБ «Фрегат» 11](#_Toc517046421)

[1.3 Разгонные блоки «Бриз-М» и «Бриз-КМ» 12](#_Toc517046422)

[1.4 Проектируемый РБ 13](#_Toc517046423)

[2 Баллистический расчет 15](#_Toc517046424)

[3 Определение параметров двигательной установки 22](#_Toc517046425)

[3.1 Расчет затрат характеристической скорости при наличии потерь 22](#_Toc517046426)

[3.2 Расчет проектных параметров МДУ 26](#_Toc517046427)

[3.3 Расчет параметров камеры маршевой двигательной установки 32](#_Toc517046428)

[3.4 Компоновка разгонного блока 40](#_Toc517046429)

[3.4.1 Общие требования к компоновке 40](#_Toc517046430)

[3.4.2 Расчет объемов структурных элементов ТКА 41](#_Toc517046431)

[3.4.3 Выбор формы топливных баков и приборного отсека 43](#_Toc517046432)

[3.4.4 Расчет параметров баков наддува 46](#_Toc517046433)

[3.5 Конструктивно-компоновочная схема разгонного блока 48](#_Toc517046434)

[4 Газогенератор 50](#_Toc517046435)

[4.1 Классификация и основные параметры 50](#_Toc517046436)

[4.2 Жидкостной газогенератор 50](#_Toc517046437)

[4.3 Особенности процессов в ЖГГ 52](#_Toc517046438)

[4.4 Расчет параметров газогенератора 53](#_Toc517046439)

[4.4.1 Термодинамический метод определения параметров продуктов сгорания топлива в камере ГГ 53](#_Toc517046440)

[4.4.2 Определение расходов компонентов через ЖГГ 60](#_Toc517046441)

[4.4.3 Определение параметров работы основных агрегатов и давления ЖГГ 62](#_Toc517046442)

[4.4.4 Расчет геометрических параметров газогенератора 68](#_Toc517046443)

[4.4.5 Газодинамический расчет параметров течения в газогенераторе 72](#_Toc517046444)

[4.4.6 Расчет входного сечения для подвода компонентов топлива в ГГ 75](#_Toc517046445)

[4.4.7 Расчет количества форсунок и их расположение в смесительной головке 76](#_Toc517046446)

[4.5 Основные конструктивные решения 80](#_Toc517046447)

[Заключение 82](#_Toc517046448)

[Список использованных источников 84](#_Toc517046449)

ПРИЛОЖЕНИЕ А …………………………………………………………86

ПРИЛОЖЕНИЕ Б ……………………………………………………...…107

ПРИЛОЖЕНИЕ В ……………………………………………………...…108

ПРИЛОЖЕНИЕ Г ………………………………………………………...110

ПРИЛОЖЕНИЕ Д ………………………………………………………..111

# Перечень сокращений

АТ – азотный тетраоксид

БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина

ГГ – газогенератор

ДУ – двигательная установка

Жгг – жидкостной газогенератор

ЖРД – жидкостный ракетный двигатель

ИСЗ – искусственный спутник Земли

КА – космический аппарат

ККС – конструктивно-компоновочная схема

КОС – комплекс обеспечивающих систем

МБ – межорбитальный буксир

МДУ – маршевая двигательная установка

МТКК – многоразовый транспортный космический корабль

НДМГ – несимметричный диметилгидразин

НДС – напряженно-дефформированное состояние

НСП – насосная система подачи

РБ – разгонных блоков

РН - ракета-носитель

СХН – система хранения топлива и наддува топливных баков

ТГКА – транспортный грузовой космический аппарат

ТКА – транспортный космический аппарат

ТКК – транспортный космический корабль

ТНА – турбонасосный агрегат

# Введение

Развитие систем глобальной спутниковой навигации и необходимость пополнения орбитальной группировки приводит к необходимости решения задачи выведения большого количества космических аппаратов на средние орбиты высотой 19100 км. В этой связи целесообразным является создание специализированного разгонного блока, позволяющего выводить навигационные КА.

На данный момент в большинстве разгонных блоков (РБ) используются жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), работающие по открытой схеме, то есть имеющие насосную систему подачи (НСП) без дожигания компонентов топлива, поступающих в камеру сгорания двигателя. Основным недостатком такой схемы является то, что после турбины генераторный газ сбрасывается в окружающую среду, что приводит к менее эффективному расходу компонентов топлива.

Одним из направлений повышения эффективности ЖРД является использование ЖРД с насосной системой подачи с дожиганием компонентов топлива, то есть двигательные установки (ДУ), работающие по закрытой схеме.

В отличие от ЖРД с открытой схемой, в ЖРД с дожиганием используется весь генераторный газ, которое после турбины поступает в камеру сгорания двигателя, где полностью дожигается при соприкосновении с другими компонентами. В результате чего химическая энергия топлива полностью используется для создания реактивной силы, при этом обеспечивая максимально высокий удельный импульс.

Цель выпускной квалификационной работы: на основании баллистических расчетов разработать разгонный блок (РБ) на основе ЖРД закрытого цикла на высококипящих компонентах топлива. Так же произвести расчет параметров газогенератора, который применяется в ЖРД на высококипящих компонентах топлива с дожиганием генераторного газа.

Поставленная в работе цель обусловила необходимость решения следующих задач:

* расчет затрат характеристической скорости;
* оптимизация параметров ДУ;
* разработка конструктивно – компоновочной схемы (ККС) РБ;
* расчет параметров генератора: определение расхода компонентов, температуры продуктов сгорания, размеров и формы камеры, толщины стенок камеры газогенератора;
* разработка рабочего чертежа корпуса газогенератора и чертежа общего вида.

# Сравнительный анализ современных разгонных блоков

Транспортные задачи связаны с изменением положения центра масс космического аппарата (КА) в пространстве в процессе полета. Изменения происходят под действием тяги ракетных двигателей.

Транспортные КА (ТКА) и ракетные двигатели, установленные на КА, выполняют транспортные задачи.

Транспортные космические аппараты (ТКА) – это подкласс космических аппаратов, предназначенных для выполнения транспортных задач в космическом пространстве и атмосфере планеты [1].

К транспортным космическим аппаратам (рисунок 1.1) относятся:

* разгонные блоки (РБ);
* транспортные космические корабли (ТКК) и транспортные грузовые космические аппараты (ТГКА);
* многоразовые транспортные космические корабли (МТКК) и межорбитальные буксиры (МБ).

ТКА

РБ

ТКК

ТГКА

МТКА

МБ

Рисунок 1.1 – Классификация транспортных космических аппаратов по назначению

В данной работе рассматривается один из видов ТКА, а именно разгонный блок.

Разгонный блок – техническое устройство, предназначенное для решения некоторых транспортных задач в космическом пространстве, к примеру довыведение космических аппаратов на рабочую орбиту после отделения их от ракеты-носителя (РН) и др [1].

На данный момент существует множество конфигураций разгонных блоков, способных выводить КА различного назначения на целевую орбиту искусственных спутников Земли (ИСЗ). Некоторые из РБ представлены в таблице 1.1.

## Разгонный блок "ДМ"

Разгонный блок "ДМ" предназначен для применения на РН "Протон-К", "Протон-М" и "Зенит-3" и выведения КА с опорной орбиты на целевую орбиту ИСЗ. РБ «ДМ» состоит из маршевого двигателя, двух двигательных установок стабилизации и ориентации; сферического бака окислителя (кислорода); приборного отсека; аппаратуры командно-измерительного комплекса; тороидального бака горючего (керосина); отделяемых в полете нижнего и верхнего переходников. Одним из плюсов РБ «ДМ» является то, что с целью уменьшения остатков незабора компонента бак горючего наклонен относительно продольной оси на 3 градуса.

Конструктивная схема РБ «ДМ» представлена на рисунке 1.2 [2].

Рисунок 1.2 – Разгонный блок «ДМ»

Таблица 1.1 – Общие характеристики РБ

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Название** | **Ракета-носитель** | **Стартовая масса, кг** | **Масса полезной нагрузки, кг** | **Топливо** | **Масса топлива, кг** | **Удельный импульс км/с** | **Тяга, кН** | **Время работы, с** | **Высота рабочей орбиты, км** |
| **Блок «ДМ»** | **Протон-К** | **18360** | **до 2600** | **Кисло-род/керосин** | **14940** |  | **86** | **720** | **до 35870** |
| **«Фрегат»** | **Союз-У**  **Протон-М** | сухая  900 | **1000** | **АТ/**  **НДМГ** |  | **3,243** | **19,6**  **13,72** | **20** | **до 35870** |
| **«Бриз КМ»** | **Рокот**  **Ангара** | **6565** | **1318** | **АТ/**  **НДМГ** | **4965** | **3,19** | **29,4** | **1000** | **540** |
| **«Бриз М»** | **Протон К**  **Ангара** | **до 22500** | **2120-**  **3000** | **АТ/**  **НДМГ** | **до 20000** | **3,193** | **19,62** | **не менее 24 часов** | **до 35870** |

## 

## РБ «Фрегат»

РБ «Фрегат» может быть использован в составе РН среднего и тяжелого классов («Союз», «Зенит», «Протон»). Конструктивную основу РБ «Фрегат» составляет блок баков маршевой двигательной установки (МДУ), выполненный в виде шести сваренных между собой металлических сфер равного диаметра.

Широкие возможности по выведению полезных нагрузок на различные целевые орбиты обеспечиваются возможностью многократного включения маршевой ДУ в условиях невесомости при длительных схемах выведения и «гибкой» системой управления на базе бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ).

Внешний вид РБ «Фрегат» представлен на рисунке 1.3 [2].

Рисунок 1.3 – Внешний вид РБ «Фрегат»

РБ «Фрегат» обладает следующими особенностями [2]:

* автономный, т.е. обеспечивает весь процесс выведения полезной нагрузки без вмешательства с Земли;
* логика работы РБ предусматривает выход из возможных нештатных ситуаций;
* возможность многократного включения МДУ с целью обеспечения оптимального выведения;
* длительное время (до 2-х суток) активного существования.

## Разгонные блоки «Бриз-М» и «Бриз-КМ»

Разгонный блок «Бриз-КМ» используется в качестве третьей ступени ракеты-носителя легкого класса «Рокот». Двигательная установка разгонного блока использует высококипящие компоненты топлива, а именно азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин, и включает маршевый ЖРД, ЖРД коррекции и ориентации. Маршевый двигатель многократного включения обеспечивает реализацию различных схем выведения КА, в том числе групповой запуск аппаратов на одинаковые или различные орбиты. РБ «Бриз-КМ» состоит из моноблока с коническим баковым отсеком и маршевым двигателем, расположенным в нише бака горючего. Аппаратура обеспечивает высокую точность выведения КА на орбиты, требуемую ориентацию и, при необходимости, энергоснабжение космического аппарата в орбитальном полете продолжительностью до 7 часов. Основной особенностью является возможность маневрирования в полете.

Разгонный блок «Бриз-М» применяется в составе ракет-носителей «Ангара-А5» и «Протон-М», также обеспечивает выведение космических аппаратов на околоземные орбиты различных высот и наклонений, в том числе на геостационарную орбиту. РБ состоит из центрального блока на базе РБ «Бриз-КМ» и сбрасываемого дополнительного топливного бака тороидальной формы [3].

Разгонный блок «Бриз-М» в составе ракеты-носителя «Протон-М» выводит на геостационарную орбиту полезный груз массой до 3,3 т, а на геопереходную орбиту – свыше 6 т.

Достоинствами РБ «Бриз-М» является [4]:

* возможность выведения тяжелых и крупногабаритных космических аппаратов.
* двигатель находится в нише, расположенной внутри топливного бака центрального блока.
* баки являются несущими — нет силовых ферм, которые бы требовали дополнительного веса и увеличивали длину.

РБ «Бриз-М» представлен на рисунке 1.4 [2].

Основным недостатком семейства разгонных блоков «Бриз» — «Бриз-М», «Бриз-КМ» является, то, что из-за плотной компоновки, двигатель, который при работе излучает тепло и находится очень близко к бакам и трубопроводам.

Рисунок 1.4 – Разгонный блок «Бриз-М»

## Проектируемый РБ

Проектируемый в данной работе разгонный блок, предназначенный для выведения КА на высокую круговую орбиту, имеющую высоту 19140 км, которая характерна для навигационных искусственных спутников Земли.

Масса полезной нагрузки, которую способен вывести проектируемый в данной работе РБ, составляет 3500 кг, что соответствует массе двух космических аппаратов ГЛОНАСС-К2.

Данный разгонный блок может применяться в составе ракет-носителей «**Союз-5**», «Протон ».

По своим характеристикам данный РБ не уступает РБ «Бриз-М» и РБ «Фрегат» (таблица 1.2).

РБ «Фрегат» по своим характеристикам является легким космическим аппаратом, и может вывести на орбиту не более одного искусственного спутника земли системы «ГЛОНАСС». В отличие от него РБ «Бриз М» более тяжелый по своим характеристикам, он обеспечивает выведение нескольких КА системы «ГЛОНАСС».

Таблица 1.2 – Общие характеристики проектируемого РБ

|  |  |
| --- | --- |
| Стартовая масса, кг | 11900 |
| Масса полезной нагрузки, кг | 3500 |
| Топливо | АТ/НДМГ |
| Масса топлива, кг | 7742 |
| Удельный импульс, км/с | 3,247 |
| Тяга, кН | 19,04 |
| Время работы, с | 1320 |
| Высота рабочей орбиты, км | 19140 |

Учитывая выше изложенное, разработка данного разгонного блока целесообразна с точки зрения пополнения группировки навигационных космических аппаратов. По своим характеристикам данный РБ будет выгоднее в применении, в сравнении с РБ «Фрегат», так как масса выводимой им полезной нагрузки больше чем у РБ «Фрегат». Это позволяет выводить за один пуск два КА ГЛОНАСС-К2, каждый из которых имеет массу 1650 кг.

# Баллистический расчет

Движение КА определяется вектором скорости и характеризуется траекторией. В космическом пространстве КА движутся по баллистической траектории. Следовательно, задачи движения КА, связанные с проектными параметрами, называют задачами баллистического проектирования. Они включают в себя [1]:

* выбор и расчет траектории движения;
* расчет потребной импульсной скорости;
* расчет потерь и необходимой характеристической скорости.

Различают пассивное и активное движение КА. Пассивное движение происходит под действием гравитационных аэродинамических, магнитных сил и сил солнечного ветра. Активное движение – это движение с включенными маршевыми двигателями или двигателями коррекции орбиты. На активных участках движения КА возникают потери характеристической скорости, связанные с действием ускорения свободного падения Земли, с протяженностью активного участка, действием вектора силы тяги против вектора скорости движения КА.

Основными проектными параметрами ТКА являются:

* масса полезной нагрузки – Mпн;
* стартовая масса КА – Мо;
* масса рабочего тела – Мрт;
* тяга маршевой двигательной установки (МДУ) – Р;
* удельный импульс тяги – Iуд;
* суммарный импульс тяги - IΣ;
* максимальное количество включения ДУ;
* начальное ускорение – ао;
* располагаемая характеристическая скорость – скорость, которую приобрел бы КА в бессиловом пространстве под действием постоянно направленной тяги МДУ после израсходования всего запасенного в ее составе рабочего тела.
* суммарные затраты характеристической скорости – скорость разгона КА в бессиловом пространстве под действием постоянно направленной тяги маршевой ДУ, которая эквивалентна по затратам рабочего тела выполненным маневрам.

В данной работе рассматривается компланарный двухимпульсный Гомановский перелет. Перелет с низкой круговой орбиты на более высокую круговую орбиту проводиться по полуэллипсу Гомана. Такой перелет оптимален по затратам скорости.

Цель баллистического расчета заключается в определении затрат характеристической скорости, которые необходимы для совершения импульсного перелета с одной круговой орбиты на другую по полуэллипсам Гомана.

Схема перелета представлена на рисунке 2.1.

Рисунок 2.1 – Схема перелета:

∆Vппр, ∆Vапр – импульсная скорость в перигее и апогее перехода на рабочую орбиту; ∆Vппу, ∆Vапу – импульсная скорость в перигее и апогее переход на орбиту утилизации; оо – опорная орбита; ор – рабочая орбита; оу – орбита утилизации; ro, rр, rу – радиусы опорной, рабочей и орбиты утилизации

∆Vапу

∆Vппр

∆Vапр

∆Vппу

оо

ро

оу

ro

rp

ry

В расчете перехода используется импульсная аппроксимация активных участков полета. Предполагается, что импульс тяги выдается двигателем мгновенно и КА под действием импульса мгновенно меняет свою скорость. В этом случае, точки приложения импульса одновременно принадлежат начальным и конечным орбитам активного участка. Переходной орбитой является полуэллиптическая траектория.

Приведенные допущения возможны по следующим причинам [1]:

* время работы двигателя значительно меньше времени движения ТКА на активных участках, и не происходит существенных изменений траекторий;
* потери скорости на активном участке полета достаточно точно вычисляют по специальным зависимостям.

Импульсное изменение скорости КА на активном участке представляет собой мгновенное изменение скорости КА в оптимальной точке на исходной орбите, которое необходимо для достижения требуемых параметров орбиты КА в конце активного участка.

Рассматривается расчет идеального случая – импульсный перелет, то есть при расчетах не учитываются потери характеристической скорости на активном участке.

Суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневров КА можно представить в виде суммы суммарных затрат характеристической скорости при переходе с опорной орбиты на рабочую Vхор и суммарных затрат характеристической скорости при переходе с рабочей орбиты на конечную Vхрк:

(2.1)

Суммарные затрат характеристической скорости при переходе с опорной орбиты на рабочую определяется по следующей формуле:

(2.2)

где – затраты характеристической скорости в перигее перехода на рабочую орбиту;

– затраты характеристической скорости в апогее перехода на рабочую орбиту.

Затраты характеристической скорости в перигее и апогее перехода на рабочую орбиту определяются по следующим соотношениям соответственно:

(2.3)

где – импульсное изменение скорости в перигее и апогее.

Суммарные затрат характеристической скорости при переходе с рабочей орбиты на орбиту утилизации можно представить в виде суммы импульсных изменений скорости в перигее и апогее переходной орбиты :

(2.4)

Для нахождения импульсной скорости достаточно знать начальную и конечную скорость в точке приложения импульса тяги. Тогда импульсное изменение скорости определяется по следующей формуле:

(2.5)

где ΔVi – импульсное изменение скорости на i-ом участке, Vкi – конечная скорость на i-ом активном участке, Vнi – начальная скорость на i-ом активном участке.

Скорость в произвольной точке с радиусом r на переходной эллиптической орбите определяется по формуле [1]:

(2.6)

где a = 0,5(rа + rп) – большая полуось эллипса;

rп, rа – расстояние от центра Земли до перигея и апогея (радиусы перигея и апогея);

μз = 3,986·1014 м3/с2 – гравитационный параметр Земли.

Скорость КА на круговой (начальной или конечной) орбите определяется по следующей формуле:

(2.7)

Радиус-вектор в произвольной точке орбиты:

(2.8)

где h – высота полета КА (расстояние от поверхности Земли до КА);

Rз = 6371 км – радиус Земли.

Время выполнения межорбитального перелета представляет собой время перелета с опорной орбиты на рабочую (целевую) орбиту. Время перелета находится через формулу периода обращения по эллиптической орбите:

(2.9)

Исходными данными при решении баллистической задачи являются значения высот опорной орбиты, рабочей орбиты и орбиты утилизации: Ho = 400 км, Hр = 19140 км, Hу = 19240 км.

Разработанная программа для расчета представлена в приложении А. Результаты расчета приведены в таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Результаты баллистического расчета

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Радиус опорной орбиты, км | ro | 6771 |
| Радиус рабочей орбиты, км | rp | 25510 |
| Радиус орбиты утилизации, км | rу | 25610 |
| Импульсные изменения скорости на переходной орбите (с опорной на рабочую), м/с:  в перигее  в апогее | ∆Vппр  ∆Vaпр | 1973  1393 |
| Затраты характеристической скорости при переходе с опорной орбиты на рабочую, м/с | Vхор | 3366 |

Продолжение таблицы 2.1

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Импульсные изменения скорости на переходной орбите (с рабочей на орбиту утилизации), м/с:  в перигее  в апогее | ∆Vппу  ∆Vaпу | 3,864  3,86 |
| Затраты характеристической скорости при переходе с рабочей орбиты на орбиту утилизации, м/с | Vхрк | 7,725 |
| Суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневров КА, м/с | VхΣ | 3374 |
| Время перелета, с | t | 1,02·104 |

Значения фактических затрат характеристической скорости больше вследствие наличия потерь.

# Определение параметров двигательной установки

## Расчет затрат характеристической скорости при наличии потерь

Как уже было сказано выше, расчет производиться при использовании импульсной аппроксимации активных участков полета. Метод импульсной аппроксимации основан на расчете активных участков в импульсной постановке с последующим учетом потерь характеристической скорости. При таком подходе затраты характеристической скорости на активном участке можно представить в виде суммы:

(3.1)

где ∆V – импульсное изменение скорости на активном участке;

Vпот – потери характеристической скорости на активном участке.

Потери характеристической скорости на активном участке – это дополнительные затраты характеристической скорости, обусловленные конечной протяженностью активного участка.

Существует два варианта потерь [5]:

* Потери в случае, когда тяга прикладывается не в оптимальной точке. В этом случае потери характеристической скорости представляют собой разность между суммой импульсных приращений скорости, соответствующих протяженному активному участку, и импульсным изменениям скорости в оптимальной точке исходной орбиты.
* Гравитационные потери и потери на управление. Гравитационные потери скорости представляют собой потери скорости, вызванные действием гравитационного ускорения против вектора реактивного ускорения. А потери скорости на управление – это потери, обусловленные отклонением вектора тяги от направления скорости КА. Потери характеристической скорости в этом случае представляют собой сумму гравитационных потерь и потерь на управление.

Существует два способа понижения потерь скорости:

1. повышение начального ускорения КА - ао;
2. использование импульсной схемы межорбитального перелета.

В данных расчетах предполагается, что больший вклад в величину потерь вносят гравитационные потери, поэтому потерями всех других сил можно пренебречь.

Суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневров КА и при переходе с одной орбиты на другую определяются по формулам (2.1) и (2.2). При наличии гравитационных потерь формула затрат характеристической скорости в перигее и апогее перехода на рабочую орбиту имеет следующий вид:

(3.2)

где – импульсное изменение скорости в перигее и апогее;

– потери характеристической скорости в перигее и апогее.

Значения суммарных затрат характеристической скорости при переходе с рабочей орбиты на орбиту утилизации были определены по формуле (2.5).

Для определения потерь характеристической скорости на активном участке используется эмпирическая формула, имеющая следующий вид [5]:

(3.3)

где aоi – начальное ускорение КА в начале i-ого активного участка;

r – радиус-вектор точки импульсного изменения скорости на i-ом активном участке;

Iуд – удельный импульс МДУ.

Величина aоi определяется следующим образом [5]:

(3.4)

где – ускорение КА в начале (i-1)-го активного участка (перигейного или апогейного);

– импульсное изменение скорости на (i-1)-м активного участка (перигейного или апогейного);

– потери характеристической скорости на (i-1)-м активного участка (перигейного или апогейного).

Удельный импульс определяется по следующей формуле [5]:

(3.5)

где – коэффициент потерь удельного импульса;

ра – давление продуктов сгорания на срезе сопла;

γm = 0,645 – константа в формуле расхода;

Тос – температура продуктов сгорания на выходе из камеры;

Rс = R/μc – газовая постоянная продуктов сгорания;

R = 8.314 Дж/(моль·К) – универсальная газовая постоянная;

μc – молярная масса продуктов сгорания;

Wа – скорость истечения продуктов сгорания;

рн – давление окружающей среды;

nс – геометрическая степень расширения сопла;

рос – давление в камере сгорания.

Выражение для скорости истечения продуктов сгорания имеет вид:

(3.6)

где k – показатель адиабаты продуктов сгорания;

ε = рос/ ра – степень расширения газа в сопле.

Геометрическая степень расширения сопла является функцией степени расширения в сопле [5]:

(3.7)

Исходными данными при расчете являются:

1. Топливная пара – азотный тетраоксид (АТ – окислители) и несимметричный диметилгидразин ( НДМГ – горючее).
2. Показатель адиабаты продуктов сгорания АТ/НДМГ: k = 1,18.
3. Значения давлений:
   1. ра = 0,06·105 Па – давление продуктов сгорания на срезе сопла;
   2. рн = 0 Па – давление окружающей среды;
   3. рос = 10 МПа – давление в камере сгорания.
4. Величины температуры продуктов сгорания на выходе из камеры и молярная масса продуктов сгорания: Тос = 3470 К и μc = 24,56·10-3 кг/моль.

Расчет проводиться при варьировании начального ускорения в диапазоне ао = 0,8…5,2 м/с2. Величина ускорения, при котором производятся расчеты, берется, исходя из решения оптимизационной задачи. Решение данной задачи рассматривается далее.

## Расчет проектных параметров МДУ

В настоящее время в качестве МДУ КА используются жидкостные двигательные установки.

На начальном этапе обоснования проектных параметров производиться разбиение маршевой двигательной установки на следующие составляющие [5]:

* маршевый двигатель;
* система хранения и наддува топливных баков (СХН);
* комплекс обеспечивающих систем (КОС);
* конструкция двигательной установки;
* запас рабочего тела (топлива).

Маршевый двигатель представляет собой совокупность одной или нескольких камер, в которых осуществляется формирование тяги, и агрегатов подачи топлива из баков в камеры. СХН состоит из топливных баков и системы их наддува. КОС включает в себя систему электропитания, систему стабилизации на активных участках полета, систему теплового режима, и средства обеспечения запуска ДУ в невесомости. Конструкция ДУ объединяет в единое целое все вышеуказанные части ДУ и обеспечивает защиту МДУ от неблагоприятных факторов окружающей среды.

С учетом указанного выше разбиения МДУ на составные части уравнение баланса масс КА имеет следующий вид [5]:

(3.8)

где mo – стартовая (начальная) масса КА;

mпн – масса полезной нагрузки МДУ, под которой понимают массу КА без МДУ;

mт – масса топлива МДУ;

mСХН – масса СХН;

mдв – масса маршевого двигателя;

mКОС – масса КОС;

mк – масса конструкции ДУ.

Значение массы полезной нагрузки задано и равно mпн = 3500 кг.

Маршевая двигательная установка КА обеспечивает следующие виды маневров: перелет КА с опорной на рабочую орбиту и перевод КА с рабочей орбиты на орбиту утилизации.

Для данного случая требуемая масса топлива на маневрирование КА можно выразить следующим образом:

(3.9)

где VxΣ – суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневров КА;

Vхрк – затраты характеристической скорости на перелет КА с рабочей обиты на орбиту утилизации;

Iуд – удельный импульс МДУ.

Масса маршевого двигателя, определяется через следующее соотношение:

(3.10)

где ао – начальное ускорение;

kдв = 0,8 – относительная масса двигателя.

Масса КОС находится следующим образом:

(3.11)

где kКОС = 0,02…0,025 – относительна масса КОС.

Масса СХН определяется с помощью следующего выражения:

(3.12)

где kСХН = 0,02…0,03 – относительная масса СХН.

Масса конструкции МДУ определяется по формуле:

(3.13)

где kк = 0,015…0,025 – относительная масса элементов конструкции МДУ.

Расчет проектных параметров проводиться при варьировании начального ускорения в диапазоне ао = 0,8…5,2 м/с2.

Величина ускорения, при котором производятся расчеты, берется, исходя из решения оптимизационной задачи, где варьируемым параметром является начальное ускорение, а целевой функцией – стартовая масса КА, которая должна стремиться к минимальному значению.

Также максимальная перегрузка nmax, действующая на полезную нагрузку в процессе транспортировки, не должна превышать допустимое значение nдоп = 0,48.

Максимальная перегрузка находится исходя из следующего выражения:

(3.14)

где Vхор – затраты характеристической скорости на перелет КА с опорной обиты на рабочую;

g = 9.8 м/с2 –ускорение свободного падения.

Основные параметры ДУ определяются следующим образом:

* Тяга ДУ определяется по следующей формуле:

(3.15)

* Массовый расход определяется с помощью следующего выражения:

(3.16)

где Iуд – удельный импульс.

* Время работы двигателя находится по формуле:

(3.17)

* Полный импульс тяги рассчитывается по формуле:

(3.18)

Результаты произведенных расчетов.

Расчет производился в программе Mathcad, представленной в приложении А, при использовании функции root. Данная функция используется для решения одного уравнения с одним неизвестным, в данной задаче это стартовая масса КА mо.

Обращение к функции осуществляется следующим образом:

где f(mo)– выражение, равное нулю;

mo – аргумент, варьируя который, система ищет значение.

Значения относительных масс в формулах (3.10) – (3.13) берутся из указанных ранее диапазонов.

Полученные зависимости начальной массы КА и максимального ускорения от начального ускорения представлены на рисунке 3.1.

Рисунок 3.1 – График зависимости стартовой массы Mo и максимальной nmax и допустимой nдоп перегрузок от начального ускорения aо

В соответствии с рисунком 3.1. были получены значение стартовой массы и соответствующее ему значение начального ускорения. Так же были определены значения удельного импульса, суммарных затрат характеристической скорости, которые соответствует найденному при решении задачи оптимизации начальному ускорению.

Результаты проведенных расчетов приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Результаты расчетов

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Удельный импульс, м/с | Iуд | 3247 |
| Начальное ускорение, м/с2 | ао | 1,6 |
| Потери характеристической скорости при переходе с опорной на рабочую орбиту, м/с:  в перигее  в апогее | Vпотппр  Vпотапр | 47,086  0,103 |

Продолжение таблицы 3.1

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Затраты характеристической скорости на переходной орбите (с опорной на рабочую орбиту), м/с:  в перигее  в апогее | Vхппр  Vхапр | 2020  1393 |
| Затраты характеристической скорости при переходе при переходе с опорной на рабочую орбиту, м/с | Vхор | 3413 |
| Суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневров КА, м/с | VхΣ | 3421 |
| Максимальная перегрузка | nmax | 0,467 |
| Стартовая масса КА, кг | mo | 1,19·104 |
| Масса топлива МДУ, кг | mт | 7742 |
| Масса СХН, кг | mСХН | 193,56 |
| Масса маршевого двигателя, кг | mдв | 110,39 |
| Масса КОС, кг | mКОС | 189 |
| Масса конструкции ДУ, кг | mк | 164,7 |
| Тяга двигателя, Н | Р | 1,904·104 |
| Массовый расход, кг/с |  | 5,864 |
| Время работы двигателя, с | tp | 1,32·103 |
| Полный удельный импульс тяги, Нс | Iп | 2,524·107 |

Полученное значение полного удельного импульса соответствует ЖРД с насосной системой подачи с дожиганием генераторного газа в соответствии с рисунком 3.2 [6].

Рисунок 3.2 – Зависимость массы двигательной установки от суммарного (полного) импульса тяги: 1 – для ЖРД с вытеснительной системой подачи; 2 – для ЖРД с НСП без дожигания генераторного газа; 3 – для ЖРД с НСП с дожиганием

## Расчет параметров камеры маршевой двигательной установки

Значения удельного импульса и массового расхода известны из предыдущих расчетов.

Массовые расходы горючего и окислителя определяются исходя из следующих соотношений:

(3.19)

где Km = αокKm0 – соотношение компонентов;

αок – коэффициент избытка окислителя;

Km0 – стехиометрическое соотношение компонентов.

Для данной топливной пары АТ/НДМГ стехиометрическое соотношение компонентов имеет следующее значение Km0 = 3,07. А значение коэффициента избытка окислителя задается и равно αок = 0,965.

Масса окислителя и горючего можно определить через соотношение компонентов топлива [5]:

(3.20)

Камеры сгорания должна иметь такую длину, которая могла бы обеспечить полное протекание всех процессов, а именно процессов распыления компонентов, их испарения, диффузионного смешения и химического взаимодействия. Для оценки габаритов камеры принято использовать приведенную длину камеры Lприв или время пребывания топлива в ней τприб. Эти две величины связаны между собой следующим выражением [7]:

(3.21)

где γm = 0,645 – константа в формуле расхода;

Тос – температура продуктов сгорания на выходе из камеры;

Rс = R/μc – газовая постоянная продуктов сгорания;

R = 8.314 Дж/(моль·К) – универсальная газовая постоянная;

μc – молярная масса продуктов сгорания.

Значение приведенной длины для топлива АТ/НДМГ равно Lприв = 1,5 [8].

Площадь критического сечения сопла определяется из выражения для массового расхода [5]:

(3.22)

где рос – давление в камере сгорания.

Диаметр критического сечения сопла находится через площадь критического сечения сопла:

(3.23)

Объем камеры сгорания определяется по формуле:

(3.24)

В ЖРД применяются цилиндрические камеры сгорания. Диаметр камеры находится с учетом относительной длины камеры сгорания , значение которого берется из диапазона [5]. Формула для диаметра камеры имеет следующий вид:

(3.25)

Зная диаметр камеры сгорания, можно определить площадь сечения камеры сгорания:

(3.26)

После нахождения площадей критического и камеры сгорания необходимо произвести проверочные расчеты по двум условиям. Первое условие – проверка камеры сгорания на изобарность [5]:

Изобарная камера сгорания при одинаковой тяге требует меньшего давления подачи по сравнению со скоростной камерой сгорания. При расчетах значение равно

Второе условие проверки камеры сгорания – выполнение ограничения на расходонапряженность:

Значение было выбрано из указанного диапазона. По проведенным расчетам значение Оба условия проверки камеры были выполнены.

Площадь выходного сечения камеры находится из выражения для геометрической степени расширения сопла:

(3.27)

где nс – геометрическая степень расширения, которая определяется по формуле (2.14).

Диаметр выходного сечения камеры определяется по формуле:

(3.28)

Длины сужающейся и расширяющейся частей реактивного сопла определяется по эмпирическим формулам [5]:

(3.29)

где lсуж – длина сужающейся части реактивного сопла;

lрас – длина расширяющейся части реактивного сопла.

Длина камеры сгорания определяется по формуле:

(3.30)

Длина смесительной головки определяется по формуле [5]:

(3.31)

Длина камеры двигательной установки равна сумме длин ее составных частей:

(3.32)

Массу камеры можно определить по эмпирической формуле [5]:

(3.33)

где ε = рос/ ра – степень расширения газа в сопле;

Р – тяга двигателя.

Смесительная головка имеет форму сферы. Радиус сферы образующей вычисляется по следующей формуле [9]:

(3.34)

где 58 – оптимальный коэффициент выпуклости днища.

Произведенный расчет представлен в приложении А. Результаты расчетов приведены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Результаты расчетов

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Массовый расход горючего, кг/с |  | 1,48 |
| Массовый расход окислителя, кг/с |  | 4,384 |
| Масса окислителя, кг | mок | 5788 |
| Масса горючего, кг | mг | 1954 |
| Диаметр критического сечения сопла, м | dкр | 0,035 |
| Объем камеры сгорания, м3 | Vкс | 1,478·10-3 |
| Диаметр камеры сгорания, м | dкс | 0,116 |
| Диаметр выходного сечения камеры, м | dа | 0,382 |
| Длина сужающейся части сопла, м | lсуж | 0,073 |
| Длина расширяющейся части сопла, м | lрасш | 0,45 |
| Длина камеры сгорания, м | lкc | 0,139 |
| Длина смесительной головки, м | lcг | 0,041 |
| Длина камеры ДУ, м | lкам | 0,703 |

Продолжение таблицы 3.2

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Масса камеры, кг | mкам | 13,068 |
| Радиус сферы образующей днища, м |  | 0,067 |

Построение геометрической модели камеры.

В профилированном сопле контур образующей имеет непрерывно меняющуюся кривизну.

Параметры, необходимые для построения геометрической модели, определяются следующими размерами [7]:

1. Радиус входного сечения:
2. Горловина сопла представляет собой дугу окружности радиусом

Центр этой окружности лежит в плоскости критического сечения.

1. Углом наклона при входе в расширяющуюся часть αmax = (30…40)°.
2. Целесообразно использовать укороченные сопла, которые имеют угол наклона на срезе сопла αmin = (5…7)°. Хотя это может привести к небольшому уменьшению удельного импульса, но дает выигрыш в массе.

Все значения параметров берутся из указанных диапазонов.

Описание построения профиля камеры:

Общая длина камеры ЖРД равна 703мм. Длина камеры сгорания 139 мм, длина сужающей и расширяющейся частей соответственно равны 73 мм и 450 мм.

На выходе из камеры сгорания радиусом входного сечения Rвх = 44 мм строиться окружность. Горловина сопла представляет собой дугу окружности радиусом Rкр = 28 мм, данная окружность строиться в плоскости критического сечения. К обеим окружностям проводиться касательная, так чтобы они соединились.

Под углом наклон αmax = 36° проводиться касательная к дуге горловины сопла. К данной касательной строиться перпендикуляр.

Далее под углом наклона αmin = 6° на срезе сопла проводиться перпендикуляр. Точка пересечения двух перпендикуляров является радиусом дуги профиля раструба.

Геометрическая модель камеры представлена на рисунке 3.3.

Рисунок 3.3 – Профиль камеры ЖРД:

R – радиус дуги профиля раструба

R

R

## Компоновка разгонного блока

### Общие требования к компоновке

Компоновка ТКА – это процесс размещения и соединения основных частей КА в заданном объеме. Она включает в себя [1]:

* группирование элементов ТКА;
* расчет объемов, выбор формы и определение размеров элементов и частей;
* обеспечение требований к компоновке;
* разработку конструктивно-компоновочных схем, конструктивно-силовых схем.

При компоновке ТКА необходимо выполнять следующие требования [1]:

1. согласовать габариты ТКА с габаритами зоны полезного груза ракеты-носителя (обтекателя);
2. согласовать схемы ТКА со схемами выводимых КА (конструктивно-компоновочную, конструктивно-силовую, компоновочную схемы);
3. провести согласование с транспортными средствами доставки ТКА на полигон запуска. При доставке железнодорожным транспортом следует иметь в виду, что объем железнодорожного вагона не превышает 330 м3, диаметр перевозимых грузов не более 4,1 м, а длина грузов не более 25 м;
4. проанализировать силовое и тепловое нагружения в течение всей эксплуатации;
5. предварительно проанализировать динамическое нагружение и динамические характеристики ТКА в отдельности, а также в составе с КА и РН;
6. обеспечить безопасное отделение отстреливаемых частей;
7. разместить источники питания ближе к потребителям;
8. учесть межблочные связи, их массовые и габаритные характеристики;
9. проанализировать напряженно-деформированное состояние (НДС) конструкций ТКА в процессе наземной эксплуатации. Оно не должно превышать НДС в процессе летной эксплуатации;
10. обеспечить технологичность на этапах сборки и эксплуатации, удобство монтажа и демонтажа, наличие опорных шпангоутов и проушин подъема, доступ к местам визуального контроля, штуцерам заправки и зарядки, согласованность с наземным технологическим оборудованием.

Перечисленные выше и другие необходимые требования отрабатываются последовательно в процессе решения компоновочных задач.

### Расчет объемов структурных элементов ТКА

Для расчета объемов элементов ТКА используется следующая формула [1]:

(3.35)

где m и ρ – масса и плотность объекта расчета;

kз – коэффициент запаса.

Форма ТКА зависит от формы того объема, в котором нужно его разместить. При минимизации массы и объема не следует забывать о требованиях надежности, безопасности.

Для приборного отсека коэффициент запаса kз = 1. Плотность аппаратуры составляет 0,25…0,5 т/м3 [1]. Масса аппаратуры составляет 50…150 кг [1]. Приборные отсеки имеют различные формы: цилиндра с эллиптическими или сферическими днищами, шара, тороида и тд.

В данной работе плотность аппаратуры равна ρпо = 500 кг/м3, а масса аппаратуры mпо = 150 кг.

Для баков окислителя и горючего в формуле объема коэффициентами запаса являются коэффициенты объемов баков окислителя и горючего, учитывающие надтопливное пространство, а также объем вытеснительных мешков, агрегатов, датчиков и других устройств, размещаемых в топливных баках. И значение данных коэффициентов составляет kок = kг = 1,05…1,1 [1].

Топливные баки ТКА обычно имеют форму шара, цилиндра и тороида.

При расчетах значение коэффициентов объема бралось из указанного диапазона и равнялось kок = kг = 1,1. Плотность окислителя (азотного тетраоксида) и горючего (несимметричного диметилгидразина) соответственно равны ρок = 1440 кг/м3 и ρг = 790 кг/м3.

Произведенный расчет представлен в приложении А. Получившиеся результаты объемов баков и приборного отсека представлены в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Результаты объемов баков и приборного отсека

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Объем бака окислителя, м3 | Vок | 4,422 |
| Объем бака горючего, м3 | Vг | 2,721 |
| Объем приборного отсека, м3 | Vпо | 0,3 |

Выбор компоновки зависит от следующих требований [1]:

1. обеспечение минимальных габаритов ТКА;
2. отсутствие взаимных помех в работе бортового оборудования;
3. должны быть малые моменты инерции ТКА относительно связной системы координат;
4. отношение длины ТКА к его диаметру должно быть в пределах 0,5…3. Если значение отношения больше 3 или меньше 0.5, то возникают большие изгибающие моменты;
5. малый эксцентриситет тяги МДУ, т.е. расстояние между линией действия тяги и центра масс ТКА должно быть не большим;
6. возможность размещения ТКА под обтекатель РН, диаметр которого равен 4,1 м;
7. смещение центра масс в процессе полета допускается только вдоль продольной оси ТКА, т.е. вдоль линии действия тяги.

Основные требования – повышение плотности ТКА и уменьшение его продольного размера.

Размещение двигателя диктуется некоторыми дополнительными требованиями к компоновке топливных баков. При этом необходимо предусмотреть, чтобы изменение массы топлива в баках не приводила к появлению больших возмущающих моментов. Так же при выработке топлива не желательно большое изменение по величине потребного момента управления.

### Выбор формы топливных баков и приборного отсека

В данной работе используется комбинация цилиндрического окислительного и торового горючего баков. Данная комбинация выгодна при больших затратах топлива. Так же использование торового бака позволяет уменьшить длину отсека, в котором он подвешан. Это обусловлено тем, что в его середине можно разместить двигатель, тем самым снизить продольный размер РБ. Но, к сожалению, данная комбинация проигрывает по массе конструкции.

Расчет параметров баков осуществляется с помощью геометрических формул, по которым находятся необходимые геометрические значения баков.

Радиус торового бака определяется из формулы объема тора:

(3.36)

где r – радиус образующей окружности тора;

R – радиус окружности вращения образующей окружности торы, в первом приближении R = Dоб/2 – r;

Dоб = 4 м – диаметр обтекателя.

Для цилиндрического бака искомым параметром является высота, которая определяется из формулы объема цилиндра:

(3.37)

где r – радиус основания, в первом приближении r = Dоб/2;

h – высота цилиндра.

Учитывая требования к компоновке ТКА, была проведена оптимизация параметров топливных баков. Значения, полученные в результате расчетов, представлены в таблицах 3.4 и 3.5. Произведенный расчет представлен в приложении А.

Таблица 3.4 – Параметры бака горючего

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Радиус образующей окружности тора, м | r | 0,41 |
| Радиус окружности вращения образующей окружности торы, м | R | 0,82 |

Таблица 3.5 – Параметры бака окислителя

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Радиус основания цилиндра, м | r | 1 |
| Высота цилиндра, м | h | 1,407 |

Днища цилиндрических баков могут иметь сферическую или эллиптическую формы. В данной работе применяются сферические днища, так как они более технологичны по сравнению с днищами других форм. От радиуса сферического днища зависит не только его масса, но и масса цилиндрической части бака, масса распорно-стыковочных шпангоутов, а также масса и длина всего топливного отсека [10].

При выборе радиуса днищ стремятся к увеличению плотности компоновки и минимизации массы конструкции. Радиусы верхнего и нижнего днищ различаются, это объясняется различием в нагружении, так как давление, которое действует на нижнее днище много больше. Для определения радиусов днищ можно использовать следующие соотношения [11]:

(3.38)

где r – радиус цилиндра.

Однако из технологических и экономических соображений все днища топливного отсека делают с одинаковым радиусом ~ (1,3…1,4)r.

При расчетах радиусов днищ использовалось следующее соотношение:

(3.39)

В результате расчетов радиусы днищ цилиндрического топливного бака равны Rд = 1,4 м.

Приборный отсек имеет форму тора, что позволяет разместить его на бак окислителя и тем самым уменьшить продольный размер РБ. Расчет параметров приборного отсека аналогичен расчету торового бака, где R = Dбпо/2 – rпо. Значение диаметра приборного отсека Dбпо было определено при оптимизации параметров топливных баков и равно 1,85 м.

Произведенный расчет представлен в приложении А. Значения параметров приборного отсека, полученные в результате расчета, представлены в таблице 3.6.

Таблица 3.6 – Параметры приборного отсека

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Радиус образующей окружности тора, м | r | 0,139 |
| Радиус окружности вращения образующей окружности торы, м | R | 0,786 |

### Расчет параметров баков наддува

Наддув баков газами при насосной системе подачи осуществляется для того, чтобы исключить кавитационный режим работы насосов. Газами наддува служат нейтральные газы: азот или гелий.

В данной работе в качестве газа наддува используется азот. Характеристики газа приведены в таблице 3.7.

Для расчета объема баллона и запаса газа необходимо знание следующих исходных данных: общий объем бака горючего и окислителя Vб, давление подачи компонентов или наддува баков pб, а также газовая постоянная R и начальная температура газа Tа.

Таблица 3.7 – Характеристики азота

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Наименование параметров | Показатель адиабаты | Газовая постоянная, Дж/(кг·К) | Начальная температура газа, К |
| Значения параметров | 1,4 | 297 | 293 |

В процессе работы двигателя газ из баллона постоянно заполняет топливные баки, давление в нем падает и температура понижается.

В конце работы двигателя баланс масс имеет следующий вид Из начальной массы газа часть будет находиться в баллоне, а остальная часть – в топливных баках. Такой массовый баланс позволяет определить требуемый объем баллона [9]:

(3.40)

где рб = р0 + ∆рф + ∆ргидр – давление в топливных баках;

∆рф – перепад давления на форсунках, значение которого берется в зависимости от типа форсунок и равняется 0,5…1 МПа;

∆ргидр – суммарные гидравлические потери давления на пути от топливных баков до форсуночной головки, величина которой в среднем равна 1 МПа;

Vб = Vок + Vг – суммарный объем топливных баков;

– начальное давление в баллоне, значение которого равно 30…35 МПа;

рб + ∆рред – конечное давление в баллоне;

∆рред – минимальный перепад давления на газовом редукторе, определяющий его нормальную работу, величина которого определяется в зависимости от типа редуктора и равняется 0,7…1 МПа;

с1, с2 – коэффициенты для объема баллона.

Коэффициенты в формуле объема определяются по следующим соотношениям [9]:

(3.41)

где k – показатель адиабаты;

– отношение начального и конечного давлений в баллоне.

Масса газа, в данном случае азота, определяется по формуле:

(3.42)

Радиус шар-баллона определяется из формула объема шара:

(3.43)

Для расчетов значения давлений были взяты из выше указанных диапазонов и равны ∆рф, = 0.5 МПа, ∆ргидр = 1 МПа, = 30 МПа, ∆рред = 0.7 МПа. Давление в топливных баках задается изначально рб = 0,2 МПа.

Произведенный расчет представлен в приложении А. Результаты произведенных расчетов представлены в таблице 3.8.

Таблица 3.8

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Объем газового баллона, м3 | Vа | 0,069 |
| Масса азота, кг | mг | 23,692 |
| Радиус газового баллона, м | Ra | 0,202 |

## Конструктивно-компоновочная схема разгонного блока

Конструкция проектируемого разгонного блока представлена на чертеже в приложении Б.

Разгонный блок состоит из маршевой двигательной установки 10; цилиндрического бака окислителя (АТ) 1; тороидального бака горючего (НДМГ) 12; приборного отсека 3, ферм, карданового подвеса 9.

Цилиндрический бак окислителя и тороидальный бак горючего соединены между собой с помощью фермы 6, которая крепится болтовым или шпилечным соединениями к распорно-стыковочному шпангоуту 5 бака окислителя и к промежуточному шпангоуту бака горючего 8. К этой же ферме крепятся два шар-баллона с азотом 7, которые необходимы для наддувов баков. Баллоны зафиксированы на ферме кронштейнами 13, которые соединены между собой с помощью болтовых или шпилечных соединений. Так же баки наддува фиксируются на верхней поверхности бака горючего с помощью кронштейнов 16. Сами кронштейны соединены с другими элементами конструкции сваркой.

Нижнее днище бака окислителя разделено с помощью промежуточного шпангоута 17, который крепиться к днищу с помощью сварного соединения. На шпангоут устанавливается ферма двигательной установки 11. Соединение фермы со шпангоутом производится с помощью заклепок. Двигатель установлен в кардановом подвесе 9, на котором устанавливается ферма.

Толщина нижнего днища цилиндрического бака, различается. После промежуточного шпангоута 17 толщина увеличивается, это связано с тем, что нижнее днище бака окислителя воспринимает нагрузку от МДУ.

Приборный отсек разделен промежуточным шпангоутом 15, который соединен с помощью сварки с обечайкой приборного отсека. Данный шпангоут крепится к кронштейнам 14, установленных на ферме 4. Сама ферма зафиксирована на распорно-стыковочном шпангоуте 5 бака окислителя. Соединение кронштейна со шпангоутом приборного отсека и фермы со шпангоутом бака окислителя осуществляется болтовыми соединениями.

Фермы 4, 6, 11 состоят из полых стержней и фитингов. Минимальное количество стержней составляет 6 штук.

# Газогенератор

## Классификация и основные параметры

Газогенератор (ГГ) – агрегат ЖРД, в котором основное или вспомогательное топливо в результате экзотермических химических реакций преобразуется в генераторный газ [8].

Основное назначение газогенератора состоит в получение рабочего тела заданной температуры и в заданном количестве для привода турбонасосного агрегата (ТНА). Газогенераторы могут работать как на жидком топливе, так и твердом.

По числу компонентов, используемых для получения рабочего тела, различают одно- и двухкомпонентные газогенераторы. В однокомпонентных газогенераторах рабочее тело образуется в результате разложения топлива. В двухкомпонентных рабочее тело получается вследствие сгорания горючего и окислителя. Такие ГГ называться жидкостными газогенераторами (ЖГГ).

Основными параметрами рабочего тела ГГ является температура рабочего тела, величина RT и расход рабочего тела .

Температура рабочего тела, необходимая для привода турбины, находится в пределах 750…1200 К. Величина RT рабочего тела характеризует его работоспособность и зависит от применяемых компонентов и их соотношения [8].

## Жидкостной газогенератор

В данной работе рассматривается двухкомпонентный жидкостной газогенератор, который используется в ЖРД закрытого цикла на высококипящих компонентах топлива.

Рабочими телами газогенератора являются: окислитель – азотный тетраоксид (АТ), горючее – несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

Двухкомпонентные ЖГГ устроены во многом аналогично основным камерам. Они состоят из смесительной головки и корпуса, который имеет регенеративное охлаждение или выполняется неохлаждаемым.

ЖГГ в двигателях с дожиганием являются одним из наиболее нагруженных элементов конструкции двигателя, не смотря на то, что температура продуктов сгорания в них существенно ниже, чем в камере, но давление заметно больше.

Главная особенность и отличие ЖГГ от камеры сгорания заключается в том, что ЖГГ работают при «смещенном» коэффициенте избытка окислителя α, т.е. при α>>1 или α<<1. Жидкостные газогенераторы, работающие при α<<1, называют восстановительными, а работающие при α>>1, называют окислительными.

В двигательной установке с дожиганием выбор типа ЖГГ (окислительного или восстановительного) определяется работоспособностью рабочего тела, подводимого на турбину.

В ЖРД с дожиганием на высококипящих компонентах топлива для привода ТНА применяют окислительный ЖГГ. Использование таких ЖГГ исключает возможность образования сажи и ее осаждения по газовому тракту, но требует подбора конструкционных материалов, которые должны надежно (без возгорания) работать при контакте с продуктами сгорания высокого давления, содержащими избыток окислителя [12].

ЖГГ по способу организации процесса получения рабочего тела могут быть с одноступенчатым и двухступенчатым подводом топлива (однозначные и двухзначные).

При одноступенчатом подводе (рисунок 4.1, а) все топливо подается через головку и в камере происходит сгорание при заданном соотношении компонентов. При двухступенчатом подводе (рисунок 4.1, б) часть топлива подается через специальные форсунки или пояс форсунок, размещенных на некотором отдалении от головки [8].

Рисунок 4.1 – Схема ЖГГ с одноступенчатым (а) и двухступенчатым (б) подводом топлива

Дополнением к уже сказанным характеристикам жидкостного газогенератора, который рассматривается в данной работе, является то, что используется неохлаждаемый окислительный ЖГГ с одноступенчатым подводом топлива, который работает на основных компонентах топлива.

## Особенности процессов в ЖГГ

Вследствие большого избытка одного из компонентов, в данном случае окислителя, и при наличии необходимости обеспечения сравнительно низкой температуры рабочего тела характерны следующие особенности организации процесса образования рабочего тела в ЖГГ [8].

* Особенности воспламенения. При большом смещении коэффициента окислителя соотношение компонентов становится близким к пределам воспламеняемости, что приводит к затруднениям при воспламенении. Для обеспечения надежного воспламенения применяют двухступенчатый подвод топлива. В случае, когда топливо подается только от головки, возникает необходимость обеспечения надежного воспламенения ядра, что достигается соответствующем размещением форсунок.
* Температура и химическая неравномерность состава газов. Из-за большого избытка окислителя и низких температур часть избыточного компонента может испариться и не вступить в реакцию.
* Частичная неравномерность процесса. Ввиду низких температур химические реакции протекают медленнее, чем в камере ЖРД. В результате этого изменение состава продуктов сгорания не успевает за изменением температуры и не устанавливается равновесное состояние.
* Влияние химического состава топлива. При использовании компонентов топлива, которые имеют сложную молекулу, вследствие сравнительно низких температур в камере ЖГГ возможно образование продуктов сгорания со сложным молекулярным строением, а при большом избытке углеводородного горючего возможно выделение углерода в твердой фазе (сажи).

## Расчет параметров газогенератора

### Термодинамический метод определения параметров продуктов сгорания топлива в камере ГГ

Основной процесс, который определяет явление превращения энергии в камере сгорания, – горение топлива.

Процесс горения схематично можно представить следующим образом:

где Т – топливо;

АГВi  – i-е атомное газообразное вещество;

МГВj  – j-е молекулярное газообразное вещество.

Состав топлива задается с помощью условной формулы, которая имеет следующий вид:

где с, h, o, n – число молей соответствующего химического элемента в 1 кг топлива.

Для камеры сгорания при расчетах делаются следующие допущения о процессе горения топлива [13]:

* смесь продуктов сгорания является равновесной;
* горение осуществляется при постоянном давлении и отсутствии теплообмена с окружающей средой в стационарном режиме;
* смесь газообразных продуктов сгорания – идеальный газ;
* кинетическая энергия продуктов сгорания пренебрежимо мала в сравнении с энергией теплового движения.

Вследствие того, что теплообмен и работа объемной деформации отсутствуют, а режим процесса горения стационарный, то справедливо следующее соотношение [13]:

(4.1)

Данное соотношение является условием равенства полной энтальпии топлива и продуктов сгорания.

Суть термодинамического расчета состоит в решении уравнений трех видов: уравнение материального баланса, а также уравнения, выражающие законы действующих масс и Дальтона.

Уравнения материального баланса – следствия закона сохранения вещества. Они выражают следующую закономерность: число молей элемента в 1 кг топлива равно числу молей этого элемента во всех соединениях 1 кг продукта сгорания. Уравнения данного вида записываются для каждого элемента входящего в состав топлива.

Для углерода это уравнение имеет следующий вид [13]:

(4.2)

где р – полное давление;

с – коэффициент в условной формуле при углероде;

рГi – парциальное давление i-го МГВ;

сГi – число молей углерода в одном моле i-го МГВ;

RКj – условное парциальное давление j-го КВ;

nKj – число молей j-го КВ в 1 кг продуктов сгорания;

nΣ – число молей газообразных продуктов в 1 кг продуктов сгорания;

сКj – число молей углерода в одном моле j-го КВ;

– давление насыщающих паров j-го КВ;

– парциальное давление k-го иона;

сИk – число молей углерода в одном моле k-го иона;

РС – парциальное давление атомарного углерода.

Уравнение равновесия – математическая формулировка закона действующих масс. В равновесной смеси продуктов химического взаимодействия протекает большое количество равновесных химических реакций. Их можно выразить через независимые химические реакции.

Уравнение диссоциации и соответствующие уравнения равновесия имеют следующий вид [13]:

(4.3)

Kpi – константа равновесия реакции диссоциации.

Уравнение, выражающее закон Дальтона [13]:

(4.4)

Решение системы уравнений (4.2) – (4.4) позволяет найти неизвестные, описывающие состав, а следовательно, все термодинамические функции, включая энтальпию:

(4.5)

где нижний индекс μ указывает на мольное значение соответствующей термодинамической функции.

Числено система уравнений решается с помощью метода Ньютона.

Процесс нахождения состава продуктов сгорания.

Компоненты задаются либо химической, либо условной формулой.

Коэффициенты условной формулы находятся с помощью следующих соотношений:

(4.6)

где nn – количество компонентов в составе топлива;

сμi, hμi, … – число молей углерода, водорода и т.д. в одном моле i-го компонента;

μi – масса моля i-го компонента;

gi – массовая доля i-го компонента;

сi, hi, … – коэффициент в условной формуле i-го компонента при углероде, водороде и т.д.

Важной характеристикой топлива, характеризующей его энергосодержание, является энтальпия:

(4.7)

где ii(Tн) – удельная энтальпия i-го компонента при начальной температуре.

Для оценки свойств топлива определяется коэффициент избытка окислителя элементов [13]:

(4.8)

где – коэффициенты в условной формуле топлива при окислительных и горючих элементах;

- наивысшая валентность окислительных и горючих элементов (для азота принимается валентность, равная нулю).

Молярная масса (μГ) и газовая постоянная продуктов сгорания (Rг):

(4.9)

где nc – число моль газа продуктов в 1 кг;

R – универсальная газовая постоянная (R=8,314 Дж/(моль К)).

Расчет проводится следующим образом:

1. Задается некоторое соотношение между окислителем и горючим

2. По результатам варьирования температуры для заданного состава определяется зависимость iпр.с.(Т), по которой определяется искомая температура, отвечающая соотношению (4.1).

3. Если расчетная температура получится больше допустимой температуры материала (Tдоп), из которого изготовлен ЖГГ, то необходимо изменить состав топлива. В этом случае расчет повторяется по п.1-3 до выполнения условия Т = Тдоп.

Результаты произведенного термодинамического расчета.

Термодинамический расчёт проводился в программе MATLAB. Программа решения представлена в приложении В. Расчёты проводились при значении давления 10 МПа и значениях энтальпий:

* азотного тетраоксида – -207 кДж/кг;
* несимметричного диметилгидразин 828 кДж/кг.

Для изготовления газогенератора используются жаропрочные стали, имеющие температуру Tдоп = 1200 К.

Характер изменения параметров ТГГ, γ, nс от коэффициент избытка окислителя αГГ приведен на рисунке 4.2.

а

в

Рисунок 4.2 - Графики зависимости:

а – температуры Т от коэффициента избытка окислителя αГГ; б – показателя адиабаты γ от коэффициента избытка окислителя αГГ; в – числа моль газообразного продукта в 1 кг nc от коэффициента избытка окислителя αГГ

б

По графикам зависимостей были определены значения показателя адиабаты γ и числа моль газообразного продукта в 1 кг nс, в соответствии с рисунком 4.2 б и в.

Результаты проведенного термодинамического расчёта приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Результаты термодинамического расчета

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значение параметров |
| Коэффициент избытка окислителя | αГГ | 9,864 |
| Температура в ГГ, К | ТГГ | 1012,52 |
| Показатель адиабаты | γ | 1,327 |
| Число моль газообразного продукта в 1 кг, моль/кг | nс | 33,16 |
| Молярная масса продуктов сгорания, кг/моль | μГ | 0,03 |
| Газовая постоянная продуктов сгорания, Дж/(кг·К) | RГ | 275,692 |

### Определение расходов компонентов через ЖГГ

В двигательных установках с дожиганием суммарный расход компонентов через ЖГГ определяется температурой рабочего тела. Это связано с тем, что один из компонентов топлива полностью подается в генератор и расход его через ЖГГ равен расходу в камеру ЖРД. Расход второго подбирается так, чтобы температура рабочего тела не превышала допустимой температуры нагрева лопаток турбины, и определяется принятым значением массового соотношения компонентов в ЖГГ (КmГГ).

При окислительной схеме расход компонентов определяется следующим образом [14]:

(4.10)

(4.11)

где – расход окислителя и горючего через газогенератор;

– расход окислителя через камеру ЖРД;

– массового соотношения компонентов в газогенераторе.

Массового соотношения компонентов в газогенераторе определяется следующим образом:

(4.12)

где – коэффициент избытка окислителя а газогенераторе;

– стехиометрическое соотношение компонентов топлива.

Суммарный расход компонентов через газогенератор определяется следующим соотношением:

. (4.13)

Произведенный расчет представлен в приложении А. Результаты проведенного расчёта приведены в таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Значения расходов компонентов топлива через ГГ

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значение параметров |
| Массового соотношения компонентов |  | 30,282 |
| Расход окислителя, кг/с |  | 4,384 |

Продолжение таблицы 4.2

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значение параметров |
| Расход горючего, кг/с |  | 0,145 |
| Суммарный расход компонентов, кг/с |  | 4,529 |

### Определение параметров работы основных агрегатов и давления ЖГГ

Основным уравнением, позволяющим при заданном давлении в камере сгорания определить давление в ЖГГ, необходимое для привода ТНА, а следовательно, и давление, необходимое для подачи (иногда его называют давлением, при котором схема замыкается), является уравнение баланса мощности, потребляемой насосами и развиваемой турбиной [8]:

(4.14)

Уравнение мощности, потребляемой насосами окислителя и горючего, имеет следующий вид:

(4.15)

Уравнение мощности, развиваемой турбиной, имеет следующий вид:

(4.16)

где – расход рабочего тела через турбину, равный расходу компонентов через ЖГГ;

γ – показатель адиабаты продуктов сгорания ЖГГ;

– расход горючего через камеру ЖРД;

– эффективный КПД турбины и КПД насосов окислителя и горючего;

рпод.о, рпод.г – давление подачи компонентов насосами;

рвх.о, рвх.г– давление окислителя и горючего на входе в насос;

R – газовая постоянная, считаем равной газовой постоянной в ЖГГ;

– температура торможения рабочего тела на входе в турбину, считаем равной температуре в ЖГГ.

При замкнутой схеме давление рвых определяется давлением в камере сгорания:

(4.17)

где рк – давление в камере сгорания;

∆рк – потери давления продуктов сгорания на пути от турбины до камеры сгорания.

Давление на входе в турбину можно считать равным давлению в ЖГГ:

(4.18)

Перепад давления на турбине с учетом соотношений (4.17) и (4.18) определяется по формуле [8]:

(4.19)

Давление подачи насосов, выше давления в ЖГГ на величину гидравлических потерь давления компонентов на пути от насоса до камеры сгорания ЖГГ. В общем случае давление подачи насосов имеет следующий вид:

(4.20)

где – потери давления компонента в магистралях, клапанах, регулирующих устройствах, находящихся на пути от насоса до ЖГГ, а также а трактах и форсунках ЖГГ;

– давление в газогенераторе

(4.21)

Для простоты анализа предполагается, что КПД насосов горючего и окислителя, потери давления в линиях горючего и окислителя и давления на входе в насосы равны и не зависят от параметров работы установки [8]:

ηн.о = ηн.г = ηн = const,

(4.22)

рвх.о = рвх.о = рвх.н = const.

Также считаем, что потери ∆рк не зависят от параметров работы.

Тогда уравнения для мощностей можно записать следующим образом:

(4.23)

где - суммарный объемный расход жидкости, проходящий через насосы.

(4.24)

где ρо и ρг – плотности окислителя и горючего.

Эти уравнения решается с помощью варьирования параметра πт. После определения для каждого πт величину , строятся графики зависимостей располагаемой мощности турбины Nт и потребной мощности насосов Nн от перепада давления на турбине πт. Точка пересечения кривых является расчетным значением πт.р. и мощности ТНА Np, при которых схема замыкается (рисунок 4.3).

Рисунок 4.3 – Зависимость располагаемой мощности турбины Nт и потребляемой мощности насосов Nн от πт

При решении заданы и известны из расчета камеры двигателя и ЖГГ расходы компонентов и значение показателя адиабаты продуктов сгорания. Значения КПД насосов и турбин выбираются из диапазонов значений, применяемых для ЖРД.

КПД насосов. Потери в насосе и полный его КПД (ηн) характеризуются тремя КПД: объемным (ηо), гидравлическим (ηг) и механическим (ηм).

Величина КПД для насосов ЖРД:

* объемный КПД – ηо = 0,9 – 0,95;
* гидравлический КПД – ηг = 0,7 – 0,9;
* механический КПД – ηм = 0,85 – 0,98 [8].

Полный КПД насосов определяется по формуле:

(4.25)

Газовые турбины, которые используются в ЖРД с дожиганием генераторного газа, называют предкамерными. Главными их характеристиками являются большой массовый расход газа и малый перепад давления, связанный с необходимостью подачи генераторного газа с выхода турбины в камеру сгорания двигателя. Из-за малого перепада давления скорость газа в турбине остается дозвуковой.

Малый перепад давления в предкамерных турбинах делает целесообразным использование только одной ступени. Движение газа в турбине с дозвуковой скоростью существенно снижает потери и позволяет достичь более высоких значений КПД: ηн = 0,75 – 0,85 [6].

Давление на входе в насосы находится в пределах – рнвх = (2…4)·105 Па [5].

Оценка потерь давления проводится исходя из следующих рекомендаций [15]:

* регуляторы, дроссели системы опорожнения баков:

∆р = 20 – 30 кг/см2;

* пусковые и отсечные клапаны: ∆р = 10 – 20 кг/см2;
* магистрали низкого давления: ∆р = 1 – 2 кг/см2;
* магистрали высокого давления: ∆р = 5 – 10 кг/см2.

Результаты произведенного расчета.

Потери давления на пути от насосов до камеры ЖГГ и от турбины до камеры сгорания считаются постоянными при всех режимах работы установки. Значения давление подачи на входе в насосы и потери давления выбираются из уже существующих диапазонов. Для потерь выбор значения производится с учетом рекомендаций. Значения потерь давления, давления подачи и КПД насосов и турбины представлены в таблице 4.3.

Произведенный расчет представлен в приложении А. Полученные при расчетах значения представлены в таблице 4.4.

Таблица 4.3 – Значения потерь давления

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметры | Обозначение | Значения параметров |
| Потери давления, МПа |  | 2,2  0,98 |
| Давление подачи на входе в насосы, МПа | рн.вх | 0,3 |
| КПД:  насосов  турбины | ηн  ηт | 0,677  0,75 |

Таблица 4.4 – Параметры работы основных агрегатов

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметры | Обозначение | Значения параметров |
| Мощность, Вт:  турбины  насосов | Nт  Nн | 1,043·105  1,03·105 |
| Перепад давлений | πт | 1,118 |
| Давление в ЖГГ, МПа | рГГ | 12,28 |

Продолжение таблицы 4.4

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметры | Обозначение | Значения параметров |
| Давление на выходе из турбины, МПа | рвых | 10,98 |
| Давление подачи компонентов насосами, МПа | рпод | 14,48 |

### Расчет геометрических параметров газогенератора

Камера сгорания газогенератора.

Размеры камеры сгорания должны обеспечивать полноту протекания процессов (распыла компонентов, их испарение, диффузионного смешения и химического взаимодействия).

Габариты камеры принято оценивать временем пребывания топлива в ней τпреб или приведенной длиной камеры Lприв. Эти величины связаны друг с другом выражением [7]:

(4.26)

где Тг – температура продуктов сгорания в камере сгорания ЖГГ;

αγ – коэффициент, который зависит только от коэффициента адиабаты продуктов сгорания:

(4.27)

Значения приведенной длины камеры и стехиометрического массового соотношения компонентов для топлива АТ+НДМГ приведены в таблице 4.5.

Таблица 4.5

|  |  |
| --- | --- |
| Параметр | АТ+НДМГ |
| km0 | 3.07 |
| Lприв, м | 1.4…1.6 |

Требуемый объем камеры сгорания Vгг определяется исходя из соотношения:

(4.28)

Значения длины (LГГ) и диаметр камеры (DГГ) находится при решении системы двух уравнений, включающей выражение для объема цилиндрической камеры и относительной длины камеры

(4.29)

принимаемой из статически равной 1…1,5.

При конструкторском расчете для определения толщины стенки учитывают максимальное напряжение (тангенциальное). Толщина стенки камеры ГГ определяется по следующей формуле [9]:

(4.30)

где – коэффициент безопасности, равен 1,25;

[σт] – предел текучести материала.

Днище камеры сгорание ГГ (смесительная головка).

Конструкция выпуклых днищ должна отвечать оптимальной величине вылета днищ, который выбирается так, чтобы его масса будет минимальной. Обычно выпуклость днища оценивается коэффициентом выпуклости, равным:

(4.31)

где b – вылет днища.

Для сферических днищ (рисунок 4.4) оптимальный коэффициент выпуклости равен 0,85.

Рисунок 4.4 – Сферическое днище

DГГ

Толщина стенки определяется выражением [7]:

(4.32)

где Rсф – радиус сферы.

(4.33)

Для изготовления газогенератора используются жаропрочные стали, имеющие температуру 1200 К. Характеристики жаропрочной высоколегированной стали 20Х23Н18 приведены в таблице 4.6.

Таблица 4.6 – Характеристики стали 20Х23Н18

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Температура, °С | 900 | 800 | 700 |
| [σт], МПа | 135 | 195 | 330 |

Результаты проведенных расчетов.

Значения параметров Lприв и Lотн, были взяты из уже существующих диапазонов и равны Lприв = 1,4 м и Lотн = 1,25.

Произведенный расчет представлен в приложении А. Результаты геометрических расчетов параметров ГГ и толщин стенок представлены в таблице 4.7.

Таблица 4.7 – Геометрические параметры ГГ

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Объем ГГ, м3 | Vгг | 4,06·10-4 |
| Диаметр камеры сгорания ГГ, м | Dг | 0,075 |
| Длина камеры сгорания ГГ, м | Lг | 0,093 |
| Сопловая головка, м:  вылет  радиус | b | 0,022  0,043 |
| Толщина стенок, мм:  камеры сгорания  смесительной головки | δсф | 3  2 |

### Газодинамический расчет параметров течения в газогенераторе

Используются следующие допущения:

* истечение газа – адиабатное, изоэнтропное;
* состав продуктов сгорания – неизменный.

В этом случае справедливым является уравнение изоэнтропы:

(4.34)

где p, V – параметры газа в произвольном сечении тракта ГГ;

n – показатель изоэнтопы, равен значению показателя адиабаты γ.

Скорость течения рабочего тела в произвольном сечении, в том числе на выходе из ГГ, определяется по следующему выражению:

(4.35)

где pa – давление в произвольном сечении (на выходе из ГГ).

Относительная скорость потока продуктов сгорания определяется из следующего соотношения:

(4.36)

где π(λ) – газодинамическая функция, которая имеет следующий вид

(4.37)

Для определения площади сечения на выходе из ГГ, а следовательно и диаметра этого сечения, используется газодинамическая функция.

Площадь сечения на выходе из ГГ определяется по следующему выражению:

(4.38)

где nг – геометрическая степень расширения;

Fкр –площадь критического сечения.

Геометрическая степень расширения определяется по формуле:

(4.39)

где q(λ) – газодинамическая функция, которая имеет следующий вид:

(4.40)

В газогенераторе после камеры сгорания есть сужающая часть, включающая в себя выходное сечение из ГГ. Для определения параметров выходного сечения необходимо наличие информации о критических параметрах течения газа при λ = 1.

Площадь критического сечения определяется по формуле, имеющей следующий вид:

(4.41)

Диаметр сечения на выходе из ГГ находится из формулы площади окружности и имеет следующий вид:

(4.42)

Длина сужающей части определяется по эмпирической формуле:

(4.43)

Произведенный расчет представлен в приложении А. Результаты газодинамического расчета представлены в таблице 4.8.

Таблица 4.8 – Газодинамические параметры ГГ

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Скорость течения рабочего тела на выходе из ГГ, м/с | wа | 247,839 |
| Относительная скорость потока продуктов сгорания | λ | 0,439 |
| Геометрическая степень расширения | nГ | 1,558 |
| Площадь сечения на выходе из ГГ, м2 | Fаг | 4,51·10-4 |
| Диаметр выходного сечения, м | dаг | 0,024 |
| Длина сужающей части ГГ, м | lсуж | 0,042 |

Температура в выходном сечении ГГ была определена исходя из допущения об изоэнтропном течении газа в сужающей части ГГ, и ее значение составляет 985,23 К.

### Расчет входного сечения для подвода компонентов топлива в ГГ

Площадь проходного сечения потока, а следовательно и диаметр проходного сечения, рассчитывается с помощью уравнения неразрывности. Данное уравнение имеет следующий вид:

(4.44)

где ρт – плотность компонента топлива;

uг – скорость потока компонента топлива;

расход потока компонента топлива в рассматриваемом сечении;

Fпрох – площадь проходного сечения потока.

Проходное сечение потока имеет форму круга. Формула площади проходного сечения имеет следующий вид:

(4.45)

где dпрох – диаметр проходного сечения потока.

Проходное сечение коллекторов, трубопроводов подбирают исходя из допускаемой скорости движения компонентов по трубам. Обычно скорость движения жидкости принимают равной 5…30 м/с [8].

Результаты произведенного расчета.

Значение скорости потока было выбрано из допустимого диапазона скоростей.

Для окислителя значение скорости потока равно uок = 10 м/с, а для горючего – uг = 9 м/с.

Плотность компонентов топлива:

* окислителя – азотного тетраокисида – ρок = 1440 кг/м3 ;
* горючего – несимметричного диметилгидразина – ρг = 790 кг/м3.

Произведенный расчет представлен в приложении А. Результаты расчета приведены в таблице 4.9.

Таблица 4.9 – Значения проходного сечения для подвода компонентов топлива

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Диаметр проходного сечения, мм:  окислителя  горючего | dок  dг | 20  5,093 |

### Расчет количества форсунок и их расположение в смесительной головке

Форсунки – специальные устройства, которые необходимы для введения компонентов топлива в камеру сгорания.

К процессу распыления предъявляются следующие требования [6]:

* необходимые тонкость и однородность распыления;
* равномерное распределение компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания.

Конструкцией форсунок, свойствами компонента, плотностью среды, в которую осуществляется впрыск, определяется качество распыления. Так же имеет значение количество и расположение форсунок.

Классификация форсунок:

* 1. в зависимости от направления движения жидкости внутри форсунок:
     1. струнные;
     2. центробежные;
  2. в зависимости от фазового состояния компонентов:
     1. жидкостные;
     2. газовые;
  3. по числу одновременно вводимых компонентов:
     1. однокомпонентные;
     2. двухкомпонентные.

В проектируемом газогенераторе для введения компонентов топлива в камеру сгорания используются струнные, жидкостные, однокомпонентные форсунки.

Струнные форсунки рассчитываются следующим образом. Теоретическая скорость истечения несжимаемой жидкости из отверстия вычисляется по формуле [8]:

(4.46)

где ρж – плотность жидкости;

∆рф – перепад давления.

Перепад давления на форсунках ∆рф обычно находиться в пределах 0,3…1,5 МПа. Уменьшение ∆рф меньше 0,3 МПа приводит к снижению интенсивности распыления и смесеобразования, а так же возрастает возможность возникновения низкочастотных колебаний [8].

Расход жидкости, проходящей через форсунку, определяется по уравнению расхода:

(4.47)

где Fс – площадь поперечного сечения отверстия форсунки;

μф – коэффициент расхода, учитывающий сужение струи и уменьшение действительной скорости течения по сравнению с теоретической.

Площадь поперечного сечения отверстия форсунки определяется по следующей формуле:

(4.48)

где dc – диаметр отверстия форсунки.

Коэффициент расхода μф выбирают в соответствии с размерами выходного отверстия струйной форсунки.

При отношении длины форсунки (lc) к диаметру ее отверстия (dc) lc/dc = 2…3 значение коэффициента расхода изменяется в диапазоне μф = 0,7…0,85.

Диаметр отверстий форсунок dc для жидких компонентов составляет 0,8…2,5 мм. При диаметрах меньше 0,8 мм появляется опасность засорения или закоксовывания форсунок. А при диаметрах, превышающих 2,5 мм, существенно снижается качество распыления [8].

Число форсунок можно определить, зная полный расход компонента и расход компонента через одну форсунку . Если предположить, что расход через все форсунки одинаков, то

(4.49)

Расположение форсунок на головке должно способствовать выполнению основных требований, которые предъявляются к смесеобразованию, при обеспечении надежности и технологичности конструкции, что сводится к следующему:

* возможно более равномерному распылению по сечению камеры сгорания соотношения компонентов Кm;
* возможно меньшей склонности к возникновению неустойчивого горения;
* защите стенок камеры сгорания от прогара.

В проектируемом газогенераторе форсунки на головке имеют сотовое расположение. При такой форме расположения каждая форсунка горючего окружена группой окислительных форсунок, что позволяет иметь большее число форсунок окислителя, чем горючего. Это обеспечивает лучшее распыление и смешивание компонентов топлива.

Расчет проводился при перепаде давления на форсунках ∆р = 1 МПа. Значения диаметров отверстий форсунок окислителя и горючего, а так же значения коэффициентов расхода для форсунок окислителя и горючего были взяты из выше указанных диапазонов.

Значения диаметров отверстий и коэффициентов расхода:

* для окислителя - dc = 2,5 мм и μф = 0,85;
* для горючего - dc = 0,8 мм и μф = 0,7.

Произведенный расчет представлен в приложении А. Результаты проведенных расчетов по определению характеристик форсунок представлены в таблице 4.10.

Таблица 4.10 – Характеристик форсунок окислителя и горючего

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Теоретическая скорость истечения, м/с:  для форсунок окислителя  для форсунок горючего | ωок  ωг | 37,268  50,3 |
| Расход жидкости, кг/с:  через одну форсунку окислителя  через одну форсунку горючего |  | 0,224  0,014 |
| Длина форсунки, мм:  окислителя  горючего | lcoк  lcг | 7,5  2,4 |

Продолжение таблицы 4.10

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Обозначение | Значения параметров |
| Площадь поперечного сечения отверстия форсунки, м2:  окислителя  горючего | Fcок  Fсг | 4,9·10-6  5,024·10-7 |
| Число форсунок:  окислителя  горючего | nфок  nфг | 20  11 |

## Основные конструктивные решения

Конструкция газогенератора представлена в приложении Б. В приложении В представлен рабочий чертеж ГГ.

Газогенератор состоит из плоской смесительной головки, цилиндрической камеры сгорания и сужающего выходного канала.

Корпус газогенератора выполняется неохлаждаемым.

Смесительная головка, камера сгорания и выходной канал выполняются в виде отдельных технологических блоков и соединяются между собой сваркой.

Смесительная головка 14 состоит из силового кольца и форсунок. Она включает в себя сферическое наружное днище 2, плоское промежуточное днище 12 и плоское внутреннее днище 10. Днища соединены между собой силовым кольцом 4. Соединение производится сваркой в соответствии с ГОСТом.

Полость окислителя образуется наружным и промежуточным днищами. Подвод окислителя осуществляется через ниппель 1, устанавливаемый в центре наружного днища смесительной головки. Полость горючего ограничена промежуточным и внутренним днищами. Горючее подводится в головку через ниппель 3, устанавливаемый на силовом кольце. Ниппели подвода крепятся к наружному днищу смесительной головки и силовому кольцу при помощи сварки.

В промежуточном и внутреннем днищах устанавливаются форсунки 11,13. Форсунки окислителя 13 и горючего 11 крепятся к днищам при помощи пайки.

Камера сгорания газогенератора 6 состоит из наружной стенки 5, которая выдерживает температуру в газогенераторе. Она выполнена из жаропрочной высоколегированной стали 20Х23Н18.

Остальные детали газогенератора изготавливаются из нержавеющей высоколегированной стали.

На выходе из газогенератора, а именно на выходном канале 9, используется фланцевое соединение. Сам фланец 8 крепится к выходному каналу с помощью сварки.

# Заключение

В результате выполнения данной работы получены следующие результаты:

1. Был произведен сравнительный анализ проектируемого разгонного блока с некоторыми представителями группировки навигационных космических аппаратов. В результате анализа было определено, что по своим характеристикам данный РБ не уступает РБ «Бриз-М» и РБ «Фрегат», и выгоднее в применении в сравнении с РБ «Фрегат», так как масса выводимой им полезной нагрузки больше чем у РБ «Фрегат».
2. При баллистическом расчете были получены значения затрат характеристической скорости, которые необходимы для совершения импульсного перелета с одной круговой орбиты на другую по полуэллипсам Гомана, при идеальном случае (без потерь) - 3374 м/с и с учетом гравитационных потерь 3421 м/с.
3. Определение параметров двигательной установки. Результатами проведенных расчетов являются: начальное ускорение 1.6 м/с2; максимальная перегрузка – 0.467; стартовая масса – 11900 кг; удельный импульс тяги – 3247 м/с; тяга двигателя – 19.04 кН; массовый расход компонентов – 5.864 кг/с; масса окислителя 5788 кг и горючего 1954 кг.

Также были получены значения основных параметров камеры двигательной установки, топливных баков и приборного отсека. На основании полученных значений была разработана конструктивно-компоновочная схема разгонного блока.

1. При определении параметров двухкомпонентного жидкостного неохлаждаемого окислительного газогенератора с одноступенчатым подводом топлива, который работает на основных компонентах топлива, были получены основные значения: коэффициент избытка окислителя 9,864; температура продуктов сгорания в газогенераторе 1012,52 К; расход окислителя 4,384 кг/с и горючего через газогенератор ; давление в газогенераторе 12,28 МПа; размеры камеры газогенератора – диаметр 0,075 м и длина 0,093 м; толщина стенок камеры газогенератора 3 мм.

Также были произведены расчеты основных параметров смесительной головки; были определены диаметр сечения на выходе из ГГ (24 мм) и температура на выходе из ГГ (985,23 К); расчеты по определению входных сечений коллекторов, необходимых для подвода компонентов в смесительную головку; расчеты количества форсунок (20 форсунок окислителя и 11 форсунок горючего) и их расположение в смесительной головке.

По результатам произведенных расчетов были разработаны чертеж общего вида газогенератора и рабочий чертеж корпуса газогенератора.

# Список использованных источников

1. Никольский В.В. Основы проектирования автоматических космических аппаратов: учебник. Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2007. – 230 с.
2. Воробьев Е.В. Проектирование транспортных средств специального назначения: учеб. пособие. М – МАДИ, 2014. – 96 с.
3. Государственная корпорация по космической деятельности РОСКОСМОС. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.roscosmos.ru/450/>
4. Новости ВПК. Отрасль: космонавтика. [Электронный ресурс]. URL: <https://vpk.name/library/f/briz-m.html>
5. Ермолаев В.И. Методы оптимизации проектных параметров маршевых двигательных установок и способов маневрирования космических аппаратов: учебник. Балт. гос. тех. ун-т. – СПб., 2017. – 80 с.
6. Ермолаев В.И. Двигательные установки космических летательных аппаратов: учебник. Балт. гос. тех. ун-т. – СПб., 2016. – 214 с.
7. Белов В.П. Тепловое проектирование ракетных двигателей: прак-е пособие. Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2016. – 43 с.
8. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для высших учебных заведений. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2016. – 461 с.
9. Белов В.П. Расчет параметров и характеристик ракетных двигателе: прак-е пособие. Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2013. – 47 с.
10. Евстафьев В.А. Основы конструирования космических аппаратов: учеб. пособие. Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2008. – 95 с.
11. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов: учебник для студентов вузов/ под ред. В.П. Мишина и В.К. Карраска. М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.
12. Гахун Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: Уч. для студ. вузов. – М.: Машиностроение, 1989. – 424 с.
13. Бабук В.А. Параметры продуктов сгорания в камере и на срезе сопла ракетного двигателя: метод-е указ-я к лаб.раб. Балт. гос. тех. ун-т. – СПб., 2007. – 18 с.
14. Алемасов В.Е. Теория ракетных двигателей: учеб. для студентов машиностроительных специальностей вузов. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.
15. Гуртовой А.А. Расчет и конструирование агрегатов ЖРД: учеб. пособие. ФГБОУ ВО «Воронежский гос. тех.ун-т.» – Воронеж, 2016. – 166 с.