|  |  |
| --- | --- |
| *voenmeh* | МИНОБРНАУКИ РОССИИ  федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  высшего образования  **«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»**  **(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»)** |
| БГТУ.СМК-Ф-4.2-К5-01 |

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Факультет |  | А |  | Ракетно-космической техники |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Кафедра |  | А8 |  | Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Дисциплина |  | Обоснование облика РД с нагнетательной системой подачи | | |

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

на тему

|  |
| --- |
| Обоснование облика и режимных параметров ЖРД |
| с системами питания открытого типа и с дожиганием |
| генераторного газа в камере |

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Выполнил студент группы | | | |  | А8М41 |
| Арчибасова О.В. | | | | | |
| Фамилия И.О. | | | | | |
| **РУКОВОДИТЕЛЬ** | | | | | |
| Пинчук В.А. | |  |  | | |
| Фамилия И.О. Подпись | | | | | |
| Оценка |  | | | |  |
| «\_\_\_\_\_» |  | | | | 201\_г. |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2018 г.

# РЕФЕРАТ

Курсовой проект содержит: 41 страницу, 7 рисунков, 12 таблиц, использовалось 4 источника.

Основные слова и словосочетания: жидкостной ракетный двигатель (ЖРД), насосная система питания (НСП), газовый аккумулятор давления (ГАД), турбонасосный агрегат (ТНА), газогенератор (ГГ), камера сгорания (КС).

Цель работы – сравнить параметры жидкостного ракетного двигателя в случаях использования насосной системы питания, открытого или закрытого типа. Работа включает в себя термогазодинамический расчет в программе TERMORAS. Расчеты параметров проводились в программе Microsoft Excel и Mathcad. В результате произведен сопоставительный анализ рассмотренных схем, отвечающий общей постановке задачи курсового проекта.

# СОДЕРЖАНИЕ

[РЕФЕРАТ 2](#_Toc528711360)

[СОДЕРЖАНИЕ 3](#_Toc528711361)

[ВВЕДЕНИЕ 5](#_Toc528711362)

[1 Характеристики топливной пары 7](#_Toc528711363)

[2 Облик двигателя 10](#_Toc528711364)

[2.1 Вариант ЖРД с насосной системой питания открытого типа 10](#_Toc528711365)

[2.1.1 ПГС ЖРД с НСП открытого типа с подкачивающими агрегатами 11](#_Toc528711366)

[2.1.2 Запуск, работа и останов двигателя 12](#_Toc528711367)

* 1. [ЖРД с НСП с дожиганием газогенераторного газа в камере 13](#_Toc528711368)

[2.2.1 ПГС ЖРД с НСП с дожиганием генераторного газа в камере 15](#_Toc528711369)

[2.2.2 Запуск, работа и останов двигателя 16](#_Toc528711370)

[3 Энергетический расчет с насосной системой питания открытого типа 17](#_Toc528711371)

[3.1 Исходные данные 17](#_Toc528711372)

[3.2 Зависимость удельного импульса камеры и температуры в камере сгорания от коэффициента избытка окислителя 17](#_Toc528711373)

[3.3 Зависимость удельного импульса камеры сгорания от давления в камере при α=0,88 18](#_Toc528711374)

[3.4 Параметры газогенератора 19](#_Toc528711375)

[3.5 Зависимость удельного импульса двигательной установки от относительного расхода на привод ТНА 21](#_Toc528711376)

[3.6 Массовые расходы через двигатель 26](#_Toc528711377)

[3.7 Проверка баланса мощностей 27](#_Toc528711378)

[4 Энергетический расчет с насосной системой питания закрытого типа 28](#_Toc528711379)

[4.1 Выбор параметров в газогенераторе 28](#_Toc528711380)

[4.2 Выбор параметров в КС 28](#_Toc528711381)

[4.3 Определение оптимального давления в камере сгорания, перепада на турбине, расходных и энергетических характеристик 29](#_Toc528711382)

[4.4 Массовые расходы 36](#_Toc528711383)

[4.5 Проверка баланса мощностей 37](#_Toc528711384)

[5 Сопоставительный анализ рассматриваемых вариантов двигателя 39](#_Toc528711385)

[ЗАКЛЮЧЕНИЕ 40](#_Toc528711386)

[СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 41](#_Toc528711387)

# ВВЕДЕНИЕ

Целью работы является сравнить параметры жидкостного ракетного двигателя в случаях использования насосной системы питания, открытого или закрытого типа.

Для разгона и перемещения какого-либо аппарата в среде с сопротивлением необходимо прикладывать к нему определенную силу, а для обеспечения управляемого движения – еще и регулировать направление этой силы в течении заданного времени.

В авиации и космонавтике для перемещения летательных аппаратов в большинстве случаев используется принцип реактивного движения. Движущей силой является реактивная сила, создаваемая при выбрасывании из аппарата некоторой массы, т.е. при истечении реактивной струи. Реактивная сила прямо пропорциональна скорости реактивной струи и секундному расходу массы выбрасываемого вещества.

Реактивная струя ракетных двигателей образуется только из веществ, запасенных на аппарате, а внешняя среда при этом не используется. Определение «ракетный» содержит дополнительные ограничивающие признаки – независимость от внешних источников массы и энергии.

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

Из числа известных и широко используемых видов энергии для ракетных двигателей выделим следующие основные.

Химическая энергия. Носителями ее являются химические топлива – вещества или совокупности веществ, способные выделять тепло в результате химических превращений.

Ядерная энергия. Ее источниками являются ядерные топлива – вещества, способные выделять тепло в результате ядерных превращений.

Электрическая энергия. Источники ее на борту аппарата могут быть многообразными.

В соответствии с видом первичной энергии, используемой в двигателе, различают химические, ядерные и электрические ракетные двигатели.

Химические РД имеют ограничение по ускорению рабочего тела, то обусловлено в основном природой топлива. Химические РД являются наиболее освоенными и применяемым типом ракетных двигателей. Основная классификация их связана с видом применяемого топлива. Подразделяют на жидкокостные ракетные двигатели (ЖРД), ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ), гибридные ракетные двигатели (ГРД).

Среди основных рабочих характеристик РД особое внимание уделяется удельному импульсу – отношению величины реактивной тяги к массе расходуемого за единицу времени рабочего тела. Значение удельного импульса отображает эффективность и экономичность двигателя.

# 1 Характеристики топливной пары

Кислород () – окислитель. Он представляет собой жидкость со значительной степенью криогенности. Жидкий кислород без запаха, тонких слоях прозрачный, бесцветный, в толстых слоях имеет голубоватый цвет.

Кислород получают из сжиженного воздуха. За счет небольшой разности температур кипения производится отделение кислорода (=90К) и азота (=81 К).

Запасы жидкого кислорода в атмосфере Земли огромны, но не безграничны, и в будущем может возникнуть необходимость добывать кислород иным путем или ограничить его использование.

Кислород считается не токсичным, не ядовитым, но длительное пребывание в его атмосфере не рекомендуется. Контакт с жидким кислородом может привести к обмораживанию. Например, прикосновение рукой к трубам, по которым течет жидкий кислород, может вызвать мгновенное примерзание кожного покрова руки к поверхности металла, результатом чего является длительно не заживающая рана.

Попадание жидкого кислорода на одежду может вызвать ее воспламенение, иногда со слабым взрывом, если одежда пропитана маслами нефтяного происхождения. Попадание жидкого кислорода на пористые материалы (с последующей их пропиткой), например, теплоизоляцию баков, может привести к взрыву этих материалов при наличии ударного или теплового импульса.

Контакт жидкого кислорода с маслами нефтяного происхождения (солидол или тавот, автол, СУ и др.) всегда приводит к взрыву. Все емкости и трубопроводы для жидкого кислорода перед заполнением должны тщательно обезжириваться и обезвоживаться.

Жидкий кислород обладает хорошей текучестью, он способен проникать через очень малые зазоры и в силу этих свойств является хорошим смазывающим материалом для подшипников турбонасосных агрегатов.

Кислород не является коррозионноактивным, и поэтому выбор конструкционных материалов не ограничен. Однако надо учитывать, что жидкий кислород — жидкость с высокой степенью криогенности, и ее контакт с конструкционным материалом вызывает так называемое «охрупчивание» материала. Физические свойства кислорода представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Физические свойства кислорода

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Плотность, кг/ | Токсичность | Температура плавления, К | Температура кипения, К | Взрывоопасность | Энтальпия,  кДж/кг |
| 1135 | Не ядовит | 46 | 90 | Относительно безопасен | -398,3 |

Материал становится хрупким, теряет пластичность, ковкость и под нагрузкой сопротивляемость его падает. В качестве прокладочного материала при работе с жидким кислородом применяют фторопласты, винипласты, специальные сорта резины из изопренового каучука.

Прокладки органического происхождения недопустимы, так как они могут воспламеняться. Лучшими металлическими прокладками являются свинец, чистый алюминий и медь.

Транспортировка жидкого кислорода в небольших количествах (до 10—15 л) осуществляется в металлических сосудах Дьюара.

При заправке баков ракеты потери жидкого кислорода в результате испарения при контакте со стенками «горячих» —«не захоложенных емкостей» бывают очень велики и иногда достигают полного объема бака.

Жидкий кислород обладает очень высокой упругостью паров. С увеличением температуры упругость пара значительно возрастает, и поэтому кислородные баки должны дренироваться в атмосферу.

За счет упругости паров жидкого кислорода можно обеспечить наддув баков, закрывая или регулируя при этом дренажный клапан. Для гарантии безопасности нагрузки на стенки бак должен иметь предохранительный клапан.

Баки и трубопроводы перед заполнением жидким кислородом должны продуваться горячим воздухом для полного удаления влаги, иначе возможны примерзания клапанов и другой арматуры. Кислород обеспечивает высокий удельный импульс тяги и является относительно дешевым окислителем: по пятибальной шкале стоимости его индекс равен единице. Производственные возможности получения жидкого кислорода также довольно просты. Именно этими условиями определяется широта применения кислорода.

Этиловый спирт () – горючее.  При стандартных условиях летучая, горючая, бесцветная прозрачная жидкость. Он является хорошими охлаждающим компонентом и достаточно дешев.

Спирты в современных условиях могут получаться путем синтеза ряда углеводородов, получаемых из нефти. Этиловый спирт растворяется в воде в любых соотношениях. Такая смесь, обладая высокой теплоемкостью и скрытой теплотой испарения, обеспечивает лучшее по сравнению с керосином охлаждение двигателя.

Легко воспламеняется. При достаточном доступе воздуха горит (за счёт его кислорода) светлым голубоватым пламенем, образуя терминальные продукты окисления — диоксид углерода и воду. Обладает слабо выраженными кислотными свойствами, в частности, подобно кислотам взаимодействует со щелочными металлами, а также магнием, алюминием и их гидридами.

Этиловый спирт горюч, пары его образуют с взрывчатые смеси (пределы взрываемости 4—14% объемн.). Предельно допустимая концетрация 1 мг/л.

# 2 Облик двигателя

## 2.1 Вариант ЖРД с насосной системой питания открытого типа

В двигателях без дожигания генераторного газа (т.е. «открытой схемы»), последний после срабатывания на турбине выбрасывается в окружающую среду через вспомогательные сопла, иногда являющиеся рулевыми. В данном случае для получения генераторного газа необходим запас вспомогательного топлива, либо дополнительный запас основного топлива. Вследствие относительно низкой температуры генераторного газа и малой степени его расширения во вспомогательных соплах использование указанного запаса топлива для создания тяги оказывается малоэффективным. Поэтому для ЖРД с насосной системой подачи топлива без дожигания, характерно некоторое снижение экономичности в связи с затратами рабочего тела на привод ТНА.

При работе по открытой схеме тяга двигательной установки складывается из двух составляющих: тяги , создаваемой камерой двигателя и дополнительной тяги ∆, возникающей вследствие истечения из патрубков ТНА рабочего тела привода ТНА.

Удельный импульс ДУ определяется как тяга установки, поделенная на полный расход компонентов, поступающих в камеру сгорания и затраченных на привод ТНА.

Удельная тяга ДУ, работающей по открытой схеме меньше удельной тяги камеры двигателя вследствие менее эффективного использования компонентов, расходуемых на привод ТНА, т.к. температура и давление рабочего тела в патрубках значительно ниже, чем в камере сгорания. Соответственно степень использования рабочего тела (т.е. удельная тяга патрубков или рулевых сопел) при получении добавки тяги намного ниже, чем в камере ЖРД.

Таким образом, хотя патрубки и дают некоторую дополнительную тягу, расходы при получении этой тяги непропорционально велики. При этом в зависимости от давления подачи и совершенства ТНА потеря удельной тяги составляет 2 - 3% от удельной тяги двигателей.

### 2.1.1 ПГС ЖРД с НСП открытого типа с подкачивающими агрегатами

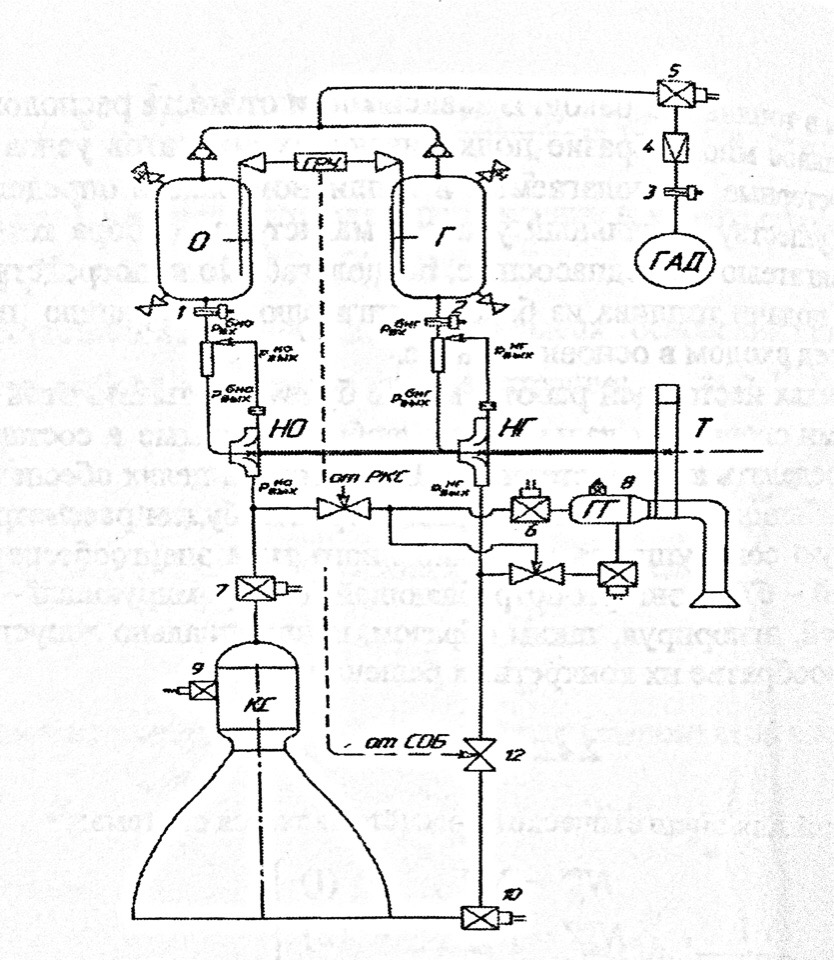


Рисунок 1 – Принципиальная ПГС ЖРД с НСП открытого типа с подкачивающими агрегатами

ГАД – Газовый аккумулятор давления; ГГ – газогенератор; КС – камера сгорания; 1 – мембрана окислителя; 2 – мембрана горючего; 3 – мембрана от ГАД; 4 – редуктор; 5 – обратный клапан от ГАД; 6 – обратный клапан окислителя на входе в ГГ; 7 – обратный клапан на входе в КС; 8 – датчик давления в ГГ; 9 – датчик давления в КС; 10 – отсечной клапан горючего на входе в КС; 11 – управляющий механизм системы РКС; 12 – управляющий механизм системы СОБ.

### 2.1.2 Запуск, работа и останов двигателя

Запуск: Открывается отсечной клапан системы наддува. Происходит настройка РКС на номинальную тягу. Подается напряжение на пиростартер. Импульс давления с пиростартера подается на пиромембранные клапана, тем самым открывая магистрали горючего и окислителя, компоненты самотеком поступают в магистрали. Одновременно раскручивается турбина ТНА, компоненты под давлением поступают в камеру сгорания и газогенератор. Подается напряжение на ПЗУ в камере сгорания и в газогенераторе, газогенератор выходит на штатный режим, пиростартер отключается. Двигатель выходит на штатный режим работы.

Так как двигатель предназначен для верхних ступеней ЗУР, выключение не предусмотрено. Двигатель работает либо до полного израсходования топлива, либо до попадания ракеты в цель. Повторного включения конструкция не предусматривает.

## 2.2 ЖРД с НСП с дожиганием газогенераторного газа в камере

В ДУ с дожиганием генераторного газа в камере (т.н. «замкнутая схема») отработавшее в турбине рабочее тело поступает в камеру сгорания, где происходит его догорание при оптимальном соотношении восстановительных и окислительных элементов. При этом характерные для ДУ открытой схемы потери тяги за счет нерационального расхода компонентов на привод турбины отсутствуют – удельная тяга ДУ с замкнутой схемой равна удельной тяге камеры двигателя.

Таким образом, в двигательных установках с замкнутой схемой более полно используется для создания тяги химическая энергия всего топлива, имеющегося на борту ракеты. Применение замкнутой схемы не только повышает удельный импульс ДУ по сравнению с установки с открытой схемой, но и дает возможность дальнейшего увеличения за счет увеличения давления в камере.

В зависимости от состояния, в котором компоненты подаются в камеру сгорания, различают два типа замкнутых схем: «газ+жидкость» и «газ+газ». При схеме «газ+жидкость» один из компонентов, окислитель или горючее, полностью поступает в ЖГГ, где и сгорает с частью второго компонента (соответственно при α>1 или α<1). Образовавшиеся газообразные продукты сгорания с большим избытком окислительных или восстановительных элементов идут на привод турбины ТНА и затем по газоводу поступают в камеру сгорания. Второй компонент поступает в камеру сгорания в жидком виде.  
Основным уравнением, позволяющим при заданном давлении в камере сгорания определить давление в ЖГГ, необходимое для привода ТНА, а следовательно, и необходимое давление подачи, является уравнение баланса мощностей, потребляемой насосами и развиваемой турбиной:

С увеличением возрастает необходимое давление подачи, т.е. возрастает мощность, потребляемая насосами. Соответственно должна увеличиваться и мощность турбины , необходимая для привода насосов.

Таким образом, при замкнутой схеме двигательной установки существует предельно возможное давление в камере сгорания . Величина этого давления определяется свойствами рабочего тела: , , КПД насосов и турбины, потерями в трактах и типом применяемого ЖГГ (окислительный или восстановительный).

### 2.2.1 ПГС ЖРД с НСП с дожиганием генераторного газа в камере

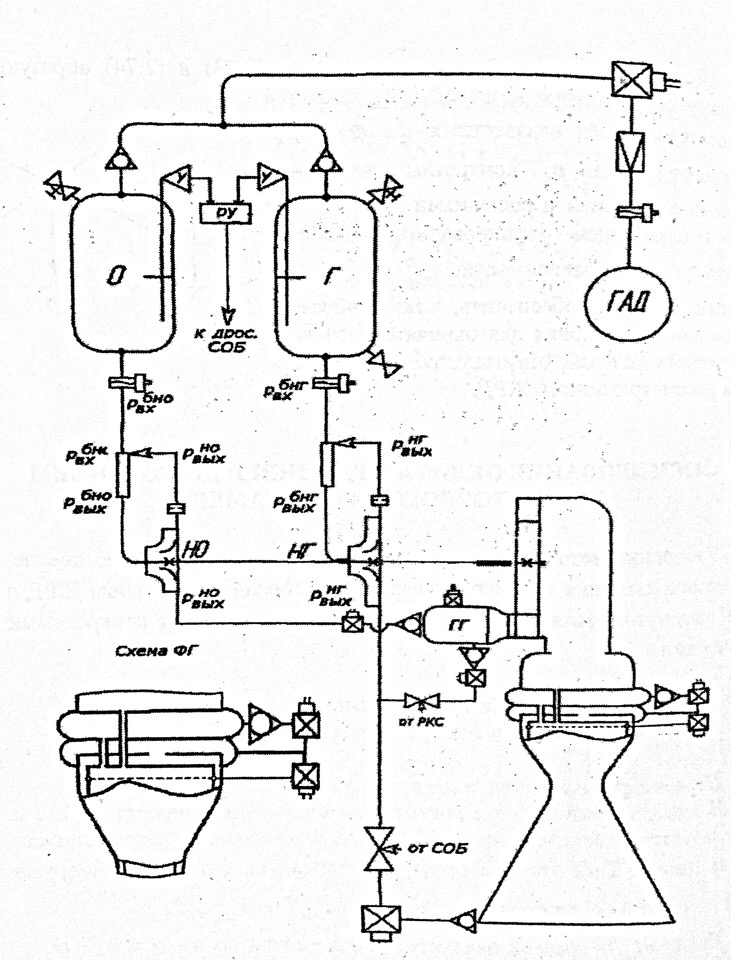


Рисунок 2 – Принципиальная ПГС ЖРД с НСП с дожиганием генераторного газа в камере

### 2.2.2 Запуск, работа и останов двигателя

Запуск: Открывается отсечной клапан системы наддува. Открываются отсечные клапана. Происходит настройка РКС и СОБ на номинальный режим, компоненты самотеком поступают в магистрали. Подается напряжение на пиростартер, вал ТНА раскручивается. Открываются отсечные клапана и компоненты поступают в газогенератор, горючее поступает в охлаждающий тракт и далее в камеру сгорания. Подается напряжение на ПЗУ в ГГ, окислительный газ, через турбину, подается в камеру сгорания. Основная турбина обгоняет стартовую, обгонный механизм отключает вал стартовой турбины от вала ТНА. Срабатывает ПЗУ в камере сгорания, двигатель выходит на рабочий режим.

Останов происходит путем уменьшения подачи компонентов в газогенератор, далее перекрываются отсечные клапана магистралей, камеры и газогенератора, обеспечивая тем самым минимальный импульс последействия и отсутствие гидроударов в системе. Компоненты не поступают в КС и ГГ, двигатель выключен. Повторного включения конструкция не предусматривает.

# 3 Энергетический расчет с насосной системой питания открытого типа

В энергетическом расчете систем открытого типа первоочередной задачей является определение потерь удельного импульса в результате затрат на привод ТНА.

Величину потерь характеризует коэффициент ξ ( относительный расход в ГГ)

## 3.1 Исходные данные

Тяга двигателя: 29,5 [кН]

Компоненты топлива:

- Кислород ()

- Этиловый спирт ()

Давление на срезе сопла: 0,05 [атм]

Назначение двигателя:

Двигатель однократного включения, однорежимный, предназначен для создания реактивной тяги верхних ступеней РН.

## 3.2 Зависимость удельного импульса камеры и температуры в камере сгорания от коэффициента избытка окислителя

Зависимость удельного импульса камеры и температуры в камере сгорания от коэффициента избытка окислителя приведена в таблице 2 и на рисунке 3.

Таблица 2 – Зависимость удельного импульса камеры и температуры в камере сгорания от коэффициента избытка окислителя

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| *α* |  | |
| , м/с | *Т*', К |
| 0,2 | 1204 | 2062 |

Продолжение таблицы 2

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| 0,4 | 1760 | 2499 |
| 0,6 | 2885 | 3101 |
| 0,8 | 3413 | 3382 |
| 0,98 | 3484 | 3479 |
| 1,0 | 3476 | 3458 |
| 1,2 | 3430 | 3319 |

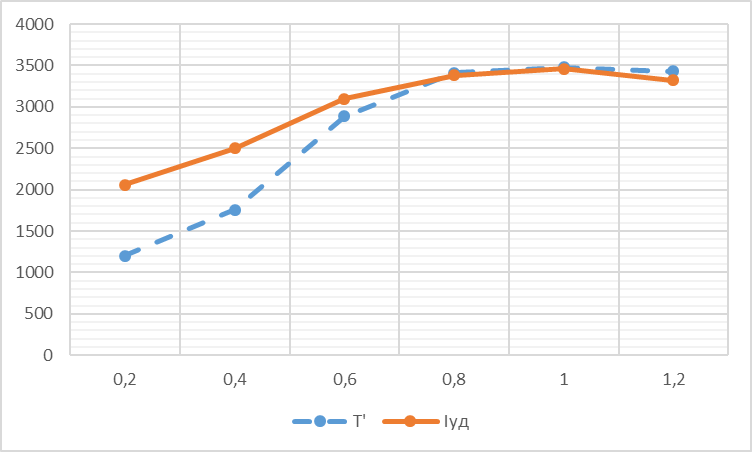


Рисунок 3 – Зависимость удельного импульса камеры и температуры в камере сгорания от коэффициента избытка окислителя

При *α*=0,98 достигается наибольший удельный импульс в срезе сопла, но из-за необходимости охлаждения стенок, действительное значение *α*=0,98·0,9=0,88 (=2,042).

## 3.3 Зависимость удельного импульса камеры сгорания от давления в камере при α=0,88

Зависимость приведена в таблице 3.

Таблица 3 – Зависимость удельного импульса камеры сгорания от давления в камере при α=0,88

|  |  |
| --- | --- |
| *р*к, МПа | , м/с |
| 5 | 3345 |
| 6 | 3378 |
| 7 | 3405 |
| 8 | 3427 |
| 9 | 3446 |
| 10 | 3463 |
| 11 | 3478 |
| 12 | 3491 |
| 13 | 3503 |
| 14 | 3514 |
| 15 | 3524 |
| 16 | 3533 |
| 17 | 3542 |
| 18 | 3550 |
| 19 | 3557 |
| 20 | 3564 |
| 21 | 3570 |
| 22 | 3577 |

## 3.4 Параметры газогенератора

Газогенератор восстановительного типа, за счет этого можно обеспечить высокую работоспособность газа на турбине. Данные газогенератора приведены в таблице 4.

Таблица 4 – Параметры газогенератора

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| *T*″, K | *R″*, Дж/кг×К |  | *n* |
| 1042 | 401 | 0,21 | 1,21 |

Зависимость температуры в газогенераторе от коэффициента избытка окислителя представлена в таблице 5 и на рисунке 4.

Таблица 5 – Зависимость температуры в газогенераторе от коэффициента избытка окислителя

|  |  |
| --- | --- |
| *α* | *T″,* K |
| 0,01 | 598 |
| 0,02 | 686 |
| 0,03 | 760 |
| 0,04 | 821 |
| 0,05 | 872 |
| 0,06 | 918 |
| 0,07 | 956 |
| 0,08 | 988 |
| 0,09 | 1017 |
| 0,1 | 1042 |
| 0,2 | 1204 |
| 0,3 | 1335 |
| 0,4 | 1760 |
| 0,5 | 2378 |
| 0,6 | 2885 |
| 0,7 | 3239 |
| 0,8 | 3413 |
| 0,9 | 3471 |
| 0,95 | 3478 |

Продолжение таблицы 5

|  |  |
| --- | --- |
| 0,98 | 3478 |
| 0,99 | 3477 |
| 1 | 3476 |

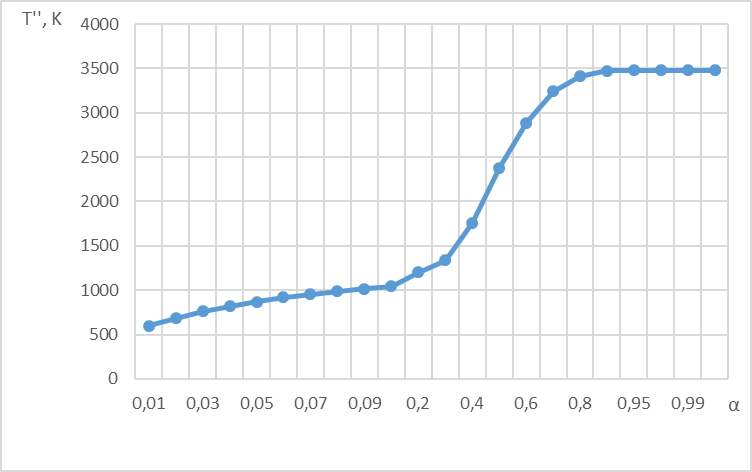


Рисунок 4 – Зависимость температуры в газогенераторе от коэффициента избытка окислителя

## 3.5 Зависимость удельного импульса двигательной установки от относительного расхода на привод ТНА

Уравнение энергетического баланса:

(1)

Мощность на валу турбины:

(2)

где – удельная адиабатическая работа генераторного газа на турбине; суммарный расход топлива через камеру; суммарный расход генераторного газа на турбину; относительный расход генераторного газа; – перепад давления на турбине (определяются условиями максимума ); показатель процесса; газовая постоянная генераторного газа; температура генераторного газа; – эффективный КПД турбины.

Мощность насоса окислителя:

(3)где – расход окислителя, перекачиваемый насосом (подаваемый в двигатель); относительный расход окислителя, отбираемый за основным насосом для питания турбины бустерного нагнетательного агрегата; потребный перепад давления, обеспечиваемый насосом; давление в камере; перепады давления на форсунках и магистрали подвода окислителя от насоса к камере ( включая и перепад на пускоотсечном клапане); давление на входе в бустерный насос окислителя; относительный напор бустерного насоса окислителя.

Мощность насоса горючего:

(4)где расход горючего, перекачиваемый насосом; перепад давления на насосе, оценивыемый из условия ввода горючего в камеру ЖРД

Относительный расход окислителя, отбираемый за основным насосом для питания турбины бустерного нагнетательного агрегата, определится, таким образом, зависимостью

где относительный напор бустерного насоса окислителя.

Аналогичным образом, для горючего

где относительный напор бустерного насоса горючего.

Условие энергетического баланса (1), с учетом (2), (3), (4), переписывается, как

откуда, как функция давления в камере сгорания устанавливается и относительный расход генераторного газа на турбину в зависимости от давления в камере сгорания

Для расчета принимаем следующие параметры, приведенные в таблице 6.

Таблица 6 – Значения параметров для расчета

|  |  |
| --- | --- |
| Параметр | Значение |
| Перепад на форсунках | 0,5 МПа |
| Перепад на регуляторе, стабилизаторе, дросселе | 0,2 МПа |
| Перепад на магистралях | 1,2 МПа |
| Перепад в тракте охлаждения | 0,35 МПа |
| Давление на входе в бустерный насос | 0,12 МПа |
| КПД насоса окислителя | 0,6 |
| КПД насоса горючего | 0,6 |
| КПД турбины | 0,6 |
| КПД бустерных насосов | 0,9 |
| КПД бустерных турбин | 0,9 |
| Относительный напор бустерного насоса | 0,1 |

Получаем зависимость удельного импульса двигателя от относительного расхода на привод ТНА, представлено на таблица 7 и рисунке 5.

где 0,99 – коэффициент потерь удельного импульса.

Таблица 7 – Зависимость удельного импульса двигателя от относительного расхода на привод ТНА

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
|  |  | ξ |  |
| 5 | 3345 | 0,015 | 3263 |
| 6 | 3378 | 0,018 | 3285 |
| 7 | 3405 | 0,021 | 3302 |
| 8 | 3427 | 0,024 | 3313 |
| 9 | 3446 | 0,027 | 3322 |
| 10 | 3463 | 0,03 | 3329 |
| 11 | 3478 | 0,034 | 3330 |
| 12 | 3491 | 0,037 | 3333 |
| 13 | 3503 | 0,04 | 3335 |
| 14 | 3514 | 0,043 | 3335 |
| 15 | 3524 | 0,047 | 3332 |
| 16 | 3533 | 0,05 | 3331 |
| 17 | 3542 | 0,053 | 3330 |
| 18 | 3550 | 0,057 | 3325 |
| 19 | 3557 | 0,06 | 3322 |
| 20 | 3564 | 0,063 | 3319 |
| 21 | 3570 | 0,067 | 3312 |
| 22 | 3577 | 0,07 | 3310 |

Рисунок 5 – Зависимость удельного импульса двигателя от относительного расхода на привод ТНА

Таким образом, при ξ=0,04 и =13 МПа достигается максимальный удельный импульс двигателя =3335 м/с.

## 3.6 Массовые расходы через двигатель

Суммарный расход топлива в двигатель:

88,2 кг/с

Суммарный массовый расход в КС:

84,8 кг/с

Массовый расход горючего в КС:

27,9 кг/с

Массовый расход окислителя в КС:

56,9 кг/с

Суммарный массовый расход в ГГ:

3,4 кг/с

Массовый расход горючего в ГГ:

2,8 кг/с

Массовый расход окислителя в ГГ:

0,6 кг/с

## 3.7 Проверка баланса мощностей

Мощность насоса горючего:

1,318 МВт

Мощность насоса окислителя:

1,109 МВт

Мощность на валу турбины:

2,429 МВт

Проверка баланса мощностей:

0,005

# 4 Энергетический расчет с насосной системой питания закрытого типа

## 4.1 Выбор параметров в газогенераторе

В ДУ закрытого типа используется окислительный газогенератор. Весь расход окислителя проходит через газогенератор и турбину. Параметры рабочего тела имеют ограничения, из-за коррозионной стойкости лопаток турбины, температура окислительного газа не должна превышать 800 К.

Из результата терморасчёта получаем *α*=14. Параметры газогенератора приведены в таблице 8.

Таблица 8 – Параметры газогенератора

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| *T″*, K | *R″*, Дж/кг×К |  | *n* |
| 774 | 263 | 29,17 | 1,32 |

## 4.2 Выбор параметров в КС

Зависимость удельного импульса камеры от коэффициента избытка окислителя представлена в таблице 9 и на рисунке 6.

Таблица 9 – Зависимость удельного импульса камеры от коэффициента избытка окислителя

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| *α* |  | |
| , м/с | *Т*', К |
| 0,2 | 2062 | 1204 |
| 0,3 | 2184 | 1335 |
| 0,4 | 2499 | 1760 |
| 0,5 | 2858 | 2378 |
| 0,6 | 3101 | 2885 |
| 0,7 | 3269 | 3239 |
| 0,8 | 3382 | 3413 |
| 0,9 | 3448 | 3471 |

Продолжение таблицы 9

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| 0,95 | 3462 | 3478 |
| 0,97 | 3463 | 3478 |
| 0,98 | 3464 | 3478 |
| 1 | 3458 | 3476 |
| 1,1 | 3390 | 3459 |
| 1,2 | 3319 | 3430 |

Рисунок 6 – Зависимость удельного импульса камеры от коэффициента избытка окислителя

Принимаем в камере сгорания *α*=0,98, =2,04.

## 4.3 Определение оптимального давления в камере сгорания, перепада на турбине, расходных и энергетических характеристик

Из уравнения энергетического баланса получим зависимость давления в камере от перепада на турбине:

Мощность на валу турбины:

где , здесь суммарный расход топлива через камеру и газогенератор; суммарный расход окислителя через газогенератор и камеру; степень использования окислителя для получения на его основе генераторного газа, в данном случае предельная схема; – перепад давления на турбине; показатель процесса; газовая постоянная генераторного газа; температура окислительного генераторного газа; – эффективный КПД турбины.

Мощность, потребляемая насосом окислителя:

где

Перепад давления, обеспечиваемый насосом окислителя:

где перепад давления на форсунках окислителя камеры и газогенератора; перепад на магистрали подвода окислителя к ГГ, включающий, в том числе, и перепад на клапане.

Мощность, потребляемая насосом горючего:

где

Следует учесть, далее, что разветвление тракта горючего за насосом на тракт подачи горючего в камеру и газогенератор приводит к необходимости определения потребного перепада на насосе согласно выражению:

Пусть перепад, определяемый из условия ввода горючего в камеру сгорания:

Тогда перепад, отвечающий условиям ввода горючего в газогенератор определится выражением

Опыт создания ЖРД указывает на функциональную связь, оп меньшей мере некоторых, входящих в уравнения параметров и . Определим в этой связи, например,

Выражение для мощности, потребляемой насосом горючего, в зависимости от конкретно выбираемого значения для , далее, представляется в виде

или же как

Двояко, таким образом, представляется и базовое уравнение энергетического баланса.

или же выражением

Будучи преобразованными для разрешения относительно давления в камере, они приобретают вид

а также

Могут быть использованы для построения зависимостей и .

Сопоставлением максимумов оценивается обеспечиваемое, при учитываемых рассмотрением параметрах, максимальное давление в камере сгорания. Оценка при прочих равных условиях производится согласно условию

Наименьший из устанавливаемых, таким образом, «максимумов» и определит в этом случае максимальное давление в камере сгорания, отвечающее энергоресурсам двигателя. Определится, таким образом, и отвечающий максимуму перепад на турбине.

Для расчета принимаем параметры, представленные в таблице 10.

Таблица 10 – Параметры для расчета

|  |  |
| --- | --- |
| Параметр | Значение |
| Перепад на форсунках | 0,5 МПа |
| Перепад на регуляторе, стабилизаторе, дросселе | 0,2 МПа |
| Перепад на магистралях | 1,2 МПа |
| Перепад в тракте охлаждения | 0,35 МПа |
| Давление в баках | 0,105 МПа |
| Степень использования окислителя | 1,0 |
| КПД насоса окислителя | 0,6 |
| КПД насоса горючего | 0,6 |
| КПД турбины | 0,6 |
| КПД бустерных насосов | 0,98 |

Продолжение таблицы 10

|  |  |
| --- | --- |
| КПД бустерных турбин | 0,98 |
| Относительный напор бустерного насоса окислителя | 0,06 |
| Относительный напор бустерного насоса горючего | 0,02 |

Проведя расчет, получаем зависимость от , представленная на таблице 11 и рисунке 7.

Таблица 11 – Зависимость от

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
| 1,1 | 2,427 | 2,165 |
| 1,2 | 5,376 | 5,233 |
| 1,3 | 7,785 | 7,557 |
| 1,4 | 9,766 | 9,335 |
| 1,5 | 11,4 | 10,7 |
| 1,6 | 12,76 | 11,76 |
| 1,7 | 13,89 | 12,58 |
| 1,8 | 14,83 | 13,21 |
| 1,9 | 15,61 | 13,69 |
| 2 | 16,26 | 14,06 |
| 2,1 | 16,8 | 14,33 |
| 2,2 | 17,25 | 14,52 |
| 2,3 | 17,61 | 14,66 |
| 2,4 | 17,91 | 14,74 |
| 2,5 | 18,15 | 14,79 |
| 2,6 | 18,34 | 14,8 |

Рисунок 7 – Зависимость от

Для безопасной работы двигателя выбираем =2,4. Мы гарантируем, что мощности турбины хватит на то, чтобы обеспечить мощностью насосы окислителя и горючего. При данном давление в камере сгорания =17,91 МПа и =14,74 МПа. Принимаем =.

Принимаем следующие значения: =2,4, =14,74 МПа, 3521 м/с.

Удельный пустотный импульс двигателя:

3486 м/с,

где 0,99 – коэффициент потерь удельного импульса.

## 4.4 Массовые расходы

Суммарный расход топлива в двигатель:

84,4 кг/с

Суммарный массовый расход в КС:

84,4 кг/с

Расход окислителя через насос окислителя:

56,6 кг/с

Расход горючего через насос горючего:

27,8 кг/с

Массовый расход окислителя через КС:

38 кг/с

Массовый расход горючего через КС:

46,4 кг/с

Суммарный массовый расход через ГГ:

58,5 кг/с

Массовый расход горючего через газогенератор:

1,94 кг/с

Массовый расход окислителя через газогенератор:

56,57 кг/с

## 4.5 Проверка баланса мощностей

Мощность насоса горючего:

2,713 МВт

Мощность насоса окислителя:

3,182 МВт

Мощность на валу турбины:

5,643 МВт

Проверка баланса мощностей:

0,04

# 5 Сопоставительный анализ рассматриваемых вариантов двигателя

Анализ параметров двигателей при НСП открытого и закрытого типа представлен в таблице 12.

Таблица 12 – Сопоставительный анализ параметров двигателя при открытой и закрытой схеме

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Параметр | Открытая схема | Закрытая схема |
| Давление в камере | 13 МПа | 14,74 МПа |
| Удельный импульс двигателя | 3335 м/с | 3486 м/с |
| Суммарный массовый расход через двигатель | 88,2 кг/с | 84,4 кг/с |
| Суммарный массовый расход в камеру сгорания | 84,8 кг/с | 84,4 кг/с |
| Суммарный массовый расход в газогенератор | 3,4 кг/с | 58,5 кг/с |
| Массовый расход через насос окислителя | 57,5 кг/с | 56,6 кг/с |
| Массовый расход через насос горючего | 30,7 кг/с | 27,8 кг/с |
| Массовый расход окислителя в камеру сгорания | 56,9 кг/с | 38 кг/с |
| Массовый расход горючего в камеру сгорания | 27,9 кг/с | 46,4 кг/с |
| Массовый расход окислителя в газогенератор | 0,6 кг/с | 56,57 кг/с |
| Массовый расход горючего в газогенератор | 2,8 кг/с | 1,94 кг/с |
| Мощность насоса окислителя | 1,109 МВт | 3,182 МВт |
| Мощность насоса горючего | 1,318 МВт | 2,713 МВт |
| Мощность турбины | 2,429 МВт | 5,643 МВт |

# ЗАКЛЮЧЕНИЕ

При расчете двух различных схем двигателя с насосной системой подачи, можно сделать следующие выводы:

Двигатель выполненный по закрытой схеме обеспечивает полное использование энергии топлива, имеющегося на борту ракеты, так как отсутствуют потери тяги за счет расхода компонентов на привод ТНА, но обеспечение высокого давления в камере сгорания ведет к росту массогабаритных характеристик двигателя.

Двигатель открытой схемы проигрывает в удельных характеристиках, но его конструкция проще, массогабаритные характеристики меньше и как следствие двигатель дешевле.

Проанализировав характеристики двигателей, приходим к выводу, что выбор типа двигателя зависит от конкретного изделия, и нельзя отдать предпочтение конкретной схеме.

# СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.Л. Теория ракетных двигателей – 3 изд., перераб. и доп./ под ред. Глушко В. П. – Москва: Машиностроение, 1980 г. – 524 с.
2. Штехер М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. Учебное пособие для авиационных вузов. – Москва: Машиностроение, 1976 г. – 304 с.
3. Левихин А.А., Юнаков Л.П. Рабочие тела и топлива ракетных двигателей: учебное пособие – СПб: Балт. гос. техн. ун-т., 2015 г. – 78 с.
4. Пинчук В.А. Энергетический расчет ЖРД с нагнетательными системами питания – СПб: Балт. гос. техн. ун-т., 2018 г. – 90 с.