



МИНОБРНАУКИ РОССИИ
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»
(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова)
БГТУ.СМК-Ф-4.2-К5-02

| | | |
|------------|------------------------------------|---|
| Факультет | <u>А</u> | <u>Ракетно-космической техники</u> |
| | шифр | наименование |
| Кафедра | <u>А8</u> | <u>Двигателей и энергоустановок летательных аппаратов</u> |
| | шифр | наименование |
| Дисциплина | <u>Обоснование облика РД с НСП</u> | |

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

на тему

Обоснование облика ракетных двигателей
с нагнетательной системой подачи

Выполнил студент группы А8М31
Аникина В.Д.

Фамилия И.О.

РУКОВОДИТЕЛЬ

Пинчук В.А.

Фамилия И.О.

Подпись

Оценка _____

«_____» _____ 20____ г.

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ
2017г.



МИНОБРНАУКИ РОССИИ
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»
(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова)

БГТУ.СМК-Ф-4.2-К5-03

УТВЕРЖДАЮ:

Заведующий кафедрой _____

подпись

Фамилия И.О.

З А Д А Н И Е

на курсовой проект по дисциплине _____

выполняемый в _____ семестре 20____ - 20____ уч. года

студенту _____

группы _____ факультета

1 Тема проекта _____

2 Дата выдачи задания _____ 20__ г.

3 Сроки сдачи студентом оконченного проекта _____ 20__ г.

4 Техническое задание _____ 20__ г.

Исходная технико-экономическая информация к проекту

5 Состав и объем проекта

5.1 Чертежи, схемы, диаграммы:

5.2 Программа расчетов на ЭВМ _____

5.3 Расчетно-пояснительная записка к проекту на _____ стр.

6 Календарный план выполнения курсового проекта

[illegible]

7. Дополнительные указания по проектированию _____

8 Отзыв руководителя _____

9 Общая оценка о работе студента _____

Студент _____

подпись _____

ФИО _____

дата

Руководитель _____

подпись _____ ФИО _____

дата

РЕФЕРАТ

Курсовой проект «Обоснование облика ракетных двигателей с нагнетательной системой подачи» посвящен проведению сравнительного анализа между двумя схемами ЖРД на трехкомпонентном топливе. В работе рассмотрены характеристики топливных компонентов, изложена теоретическая информация по различным конструкциям РД, проведен термодинамический и энергетический расчет схем без дожигания и с дожиганием генераторного газа. На основе полученных данных проведен сравнительный анализ.

Работа состоит из пяти глав, введения и заключения общим объемом 55 страниц. В работе содержится 11 таблиц, 5 рисунков.

Ключевые слова: ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ (ЖРД), ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СХЕМА (ПГС), ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ, ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ, ТРЕХКОМПОНЕНТНОЕ ТОПЛИВО, МАССОВЫЙ РАСХОД, ТЯГА, УДЕЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС.

СОДЕРЖАНИЕ

| | |
|--|----|
| ВВЕДЕНИЕ..... | 6 |
| 1. Анализ исходных данных..... | 7 |
| 1.1 Жидкий кислород..... | 7 |
| 1.2 Жидкий водород..... | 10 |
| 1.3 Керосин Т-1 | 13 |
| 1.4 Топливная композиция. Назначение двигателя..... | 15 |
| 2. Описание двигательной установки | 16 |
| 2.1 Система подачи КТ | 16 |
| 2.2 Турбонасосный агрегат | 18 |
| 2.3 Наддув топливных баков..... | 21 |
| 2.4 Захолаживание двигателя перед запуском..... | 22 |
| 2.5 Агрегаты автоматики ЖРД | 22 |
| 2.6 Запуск и останов двигателя..... | 26 |
| 2.7 Облик двигателя..... | 26 |
| 3. Энергетический расчет ЖРД на трехкомпонентном топливе с НСП открытого типа | 32 |
| 3.1 Зависимость удельного импульса камеры от коэффициента избытка окислителя..... | 32 |
| 3.2 Расчет газогенератора..... | 34 |
| 3.3 Зависимость удельного импульса ДУ от относительного расхода на привод ТНА..... | 35 |
| 3.4 Массовые расходы компонентов через двигатель..... | 40 |
| 3.5 Проверка баланса мощностей..... | 41 |
| 4. Энергетический расчет ЖРД на трехкомпонентном топливе с НСП закрытого типа..... | 43 |
| 4.1 Выбор параметров в ГГ и КС..... | 43 |

| | |
|---|----|
| 4.2 Определение оптимального давления в камере сгорания, перепада на турбине, расходных и энергетических характеристик..... | 43 |
| 4.3 Массовые расходы. | 49 |
| 4.4 Проверка баланса мощностей..... | 50 |
| 5. Сравнительный анализ..... | 52 |
| ЗАКЛЮЧЕНИЕ | 53 |
| СПИСОК ИСТОЧНИКОВ | 54 |

ВВЕДЕНИЕ

Ракетные двигатели на жидком топливе находят применение в качестве маршевых двигателей ракет-носителей и боевых ракет, реже выступают рулевыми двигателями.

Задачей данного курсового проекта является расчет основных параметров и последующее сравнение полученных данных для двух схем маршевых ЖРД – открытой (со сбросом отработанных на турбине газов в атмосферу) и закрытой (с дожиганием генераторного газа). Расчет проводится на основе уравнений баланса мощностей насосов и турбин согласно пневмогидравлическим схемам (ПГС). В качестве топлива используется углеводородное горючее с добавкой водорода и жидкий кислород, т.е. рассматривается трехкомпонентное топливо.

Работа состоит из пяти частей. В первой части проводится анализ исходных данных из ТЗ. Во второй описывается ДУ в целом и рассматривается облик двигателя, выполненного по открытой и закрытой схеме. Третья часть работы содержит термодинамический и энергетические расчеты двигателя открытой схемы. Четвертая часть содержит термодинамический и энергетические расчеты двигателя закрытой схемы. В пятой части проводится сравнительный анализ полученных данных.

1. АНАЛИЗ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ

Таблица 1 – Исходные данные

| Компоненты топлива | | Давление на срезе сопла Pa, МПа | Доля добавки водорода δ_{H_2} , % |
|--------------------|------------|------------------------------------|---|
| Горючее | Окислитель | | |
| C_7H_{13} | $H_{2(ж)}$ | 0,05 | 6 |

1.1 Жидкий кислород

Жидкий кислород был первым окислителем, нашедшим применение в ракетной технике и оставшимся одним из основных до настоящего времени. Ракетные топлива, в которых в качестве окислителя используют жидкий кислород, имеют высокую теплоту сгорания, что объясняется полным использованием реакционноспособного кислорода. Жидкий кислород имеет низкую вязкость и высокую испаряемость, что обеспечивает хорошее смесеобразование его с горючим.

Данный компонент имеет еще одно преимущество – широкую сырьевую базу и множество способов получения. В промышленном масштабе жидкий кислород получают из атмосферного воздуха методом глубокого охлаждения. Вначале воздух очищают от различных примесей, затем сжимают многоступенчатым компрессом, дополнительно очищая и охлаждая после каждой ступени. Очищенный и сжатый воздух переводят в жидкое состояние и подвергают низкотемпературной ректификации. При этом из жидкого воздуха испаряется практически весь азот, а жидкий кислород отбирают из нижней части ректификационной колонны.

Жидкий кислород представляет собой бледно-синюю прозрачную жидкость, которая при охлаждении затвердевает в виде кристаллов синего цвета. Основные физическо-химические свойства кислорода приведены в таблице 2.

Таблица 2 – Физико-химические свойства кислорода

| | |
|--|-------------|
| Молекулярный вес | 32 |
| Плотность ρ , г/см ³ (при $T_{\text{кип}}$) | 1,144 |
| Температура кипения $T_{\text{кип}}$, °C | -182,97 |
| Температура плавления $T_{\text{пл}}$, °C | -218,8 |
| Критическая температура $T_{\text{кр}}$, °C | -118,38 |
| Критическое давление $P_{\text{кр}}$, кГ/см ² | 50,14 |
| Стандартная энтальпия J , Дж/кг (при $T_{\text{кип}}$) | -398 |
| Коррозионная активность | Не активен |
| Токсичность | Не токсичен |

Переохлаждение жидкого кислорода ниже температуры кипения увеличивает его плотность.

Присутствующие в воздухе диоксид углерода, пары воды, ацетилен и другие соединения практически не поглощаются жидким кислородом вследствие их низкой растворимости. Однако при длительном хранении жидкого кислорода происходит увеличение содержания этих примесей в нем, так как идет испарение основного продукта. При наступлении пресыщения кристаллы диоксида углерода и ацетилена могут выпадать в осадок, что является причиной засорения фильтров технических средств заправки ракет. Аналогичные трудности возникают при попадании в жидкий кислород влаги – образуются кристаллы льда, имеющие более низкую плотность и поэтому плавающие на поверхности жидкого кислорода.

При смешении жидкого кислорода с органическими веществами образуются взрывоопасные смеси. Это явление наблюдается, например, при наличии и постепенном концентрировании в жидком кислороде ацетилена, масла и продуктов его разложения из перекачивающего и заправочного оборудования и т.п.

Жидкий кислород имеет низкую температуру кипения и небольшую теплоту парообразования, поэтому даже незначительный нагрев вызывает

большие потери на испарение. Для сокращения потерь от испарения резервуары и цистерны для жидкого кислорода снабжены тепловой изоляцией.

Один из видов изоляции передвижных ёмкостей - порошково-вакуумная, потери кислорода при ее использовании составляют около 0,3% в сутки. Стационарные резервуары имеют экранно-вакуумную изоляцию, потери на испарение при этом составляют около 0,1% в сутки.

Для снижения потерь на испарение жидкий кислород переохлаждают ниже температуры кипения на 10...15 °С.

Кислород – сильный окислитель, он образует соединения почти со всеми химическими элементами. Скорость горения веществ в кислороде в 10...100 раз выше, чем в воздухе. Фреоны образуют с кислородом взрывоопасные смеси, поэтому для пожаротушения применяют воду, диоксид углерода и азот.

При контакте с металлами коррозии практически нет вследствие низкой температуры. Однако сильное охлаждение приводит к ухудшению механических свойств металлов, вызывая охрупчивание, которому особенно подвержены черные металлы.

Основная опасность при работе с жидким кислородом связана с образованием взрывоопасных смесей его с органическими соединениями и материалами, которые горят в обычных условиях. Образующиеся смеси могут взрываться от статического электричества, удара, электрической искры и других источников. При значительных проливах (несколько сотен литров) жидкого кислорода грунт промерзает, и повышенное содержание кислорода над ним сохраняется продолжительное время.

Кислород легко адсорбируется и поглощается многими материалами. Например, при 123К один объем серебра поглощает 22 объема кислорода. Одежда и волосы сильно адсорбируют кислород даже при нормальных условиях рабочей зоны. Поэтому после работы с жидким кислородом необходимо 20...30 мин находиться на открытом воздухе, избегая контактов с открытыми источниками огня во избежание возгорания.

При обращении с жидким кислородом следует соблюдать меры предосторожности. Во избежание обморожения нельзя допускать контакта жидкого кислорода или холодного газа с поверхностями тела. Для предохранения от обморожения используют средства индивидуальной защиты в виде специальных комплектов одежды с использованием таких материалов, как асбест и хромовая кожа. Органы дыхания, как правило, не защищают.

1.2 Жидкий водород

В качестве горючего жидкий водород впервые был предложен К.Э. Циолковским в 1903 г. Жидкий водород в паре с жидким кислородом образует топливо, обладающее самым высоким удельным импульсом. На сегодняшний день водород используют также как добавку к основному углеводородному горючему ЖРД. Это позволяет получить более высокий удельный импульс камеры, не прибегая к использованию только сложного в эксплуатации жидкого водорода, стоимость которого также выше, чем углеводородного горючего. Доля водорода в топливе может быть различной, выбирается на основе расчетов.

Водород существует в виде двух молекулярных модификаций: параводорода и ортоводорода. В молекулах параводорода ядерные спины антипараллельны и вращательные квантовые числа четные. Молекулы ортоводорода имеют параллельные спины и нечетные квантовые числа. При сжижении водорода происходит самопроизвольная медленная орто-параконверсия – ортоводород превращается в парамодификацию. Жидкий водород практически полностью состоит из параводорода. Теплота конверсии – около 14 кДж/моль.

В промышленности водород обычно получают в результате газопаровой конверсии угля, когда над раскаленным углем (коксом) пропускают водяной пар. При высокой температуре атомы водорода в воде замещаются на атомы углерода, далее смесь полученных газов разделяют. Сжижение газообразного водорода производят глубоким охлаждением.

Получаемый жидкий водород проходит орто-параконверсию, поскольку длительно хранить можно только параводород. Конверсию проводят в несколько ступеней в присутствии катализаторов.

Сжиженный водород с целью улучшения эксплуатационных характеристик подвергают дальнейшему охлаждению до получения шугообразного водорода. Шугообразный водород представляет собой смесь жидкого и твердого (около 30...50%) водорода. По сравнению с жидким, шугообразный водород имеет большую плотность и меньшую испаряемость. Применение шугообразного водорода вместо жидкого позволяет увеличить полезную нагрузку ракет примерно на 30.40% и сократить потери водорода почти в 10 раз. Шугообразный водород можно получить охлаждением жидкого водорода гелием ($T_{\text{кип}} = -268,9^{\circ}\text{C}$) или вакуумированием.

Жидкий водород представляет собой бесцветную подвижную жидкость. Основные его физико-химические свойства приведены в таблице 3.

Таблица 3 – Физико-химические свойства водорода

| | |
|--|-----------------|
| Молекулярный вес | 2,016 |
| Плотность ρ , г/см ³ (при $T_{\text{кип}}$) | 0,07097 |
| Температура кипения $T_{\text{кип}}$, °C | -252,76 |
| Температура плавления $T_{\text{пл}}$, °C | -259,21 |
| Критическая температура $T_{\text{кр}}$, °C | -239,97 |
| Критическое давление $p_{\text{кр}}$, кГ/см ² | 12,81 |
| Стандартная энтальпия J , Дж/кг (при $T_{\text{кип}}$) | -3828 |
| Коррозионная активность | Не активен |
| Токсичность | Не токсичен |
| Чувствительность к удару | Не чувствителен |

В жидком водороде замерзают все газы, кроме гелия. Водород является инертным газом, однако обладает способностью диффундировать в металлы, вызывая их сильное охрупчивание. Это явление называется водородной

коррозией. Кроме того, водород легко адсорбируется на поверхности металлов, что увеличивает пожарную опасность при обращении с ним.

Водород обладает высокой термической стабильностью, заметно разлагается на атомы только при температурах выше 2500°C , поэтому он используется для охлаждения стенок камеры ЖРД. Жидкий водород, как и другие криогенные компоненты топлива, в баках ракет в условиях космоса склонен к тепловому расслоению. Для предотвращения этого явления предусматривают перемешивание криогенного компонента в баке ракеты при работе двигателя.

Эксплуатация жидкого водорода прежде всего связана с обеспечением сохранности его от испарения, для чего применяют низкотемпературную тепловую изоляцию рабочего оборудования. Наиболее распространенными являются высоковакуумная, вакуумно-порошковая и многослойная (вакуумно-многослойная, экранно-вакуумная) типы изоляции.

Особенностью эксплуатации жидкого и шугообразного водорода является высокая пожаро- и взрывоопасность. Области воспламенения водорода в смеси с воздухом – 4...75%, в смеси с кислородом – 4,65...94%; пределы взрываемости водорода в смеси с воздухом – 8,3...74%, с кислородом – 15...94%. При горении водорода с воздухом и кислородом образуется бесцветное пламя, температура которого достигает порядка 1900К. Его излучающая способность примерно в 10 раз ниже, чем у смесей воздуха с углеводородами. Бесцветность водородного пламени является проблемой, так как трудно зарегистрировать его возникновение и направление распространения. При проливах жидкого водорода пожары и взрывы могут возникать при наличии источников воспламенения. При их отсутствии водород быстро испаряется и рассеивается в воздушной среде. В случае больших проливов водорода окружающий воздух и грунт сильно охлаждаются, в результате чего взрывоопасное облако сохраняется продолжительное время.

Для обеспечения безопасности при эксплуатации жидкого водорода необходимо использовать специально сконструированное оборудование. Оно изготавливается из материалов, механические свойства которых сохраняются при низких температурах. Запрещается перекачивать и хранить жидкий водород без теплоизоляции. Кроме того, все емкости и трубопроводы оборудуются устройствами для сброса избыточного давления.

При работе с жидким водородом во избежание обморожений следует пользоваться средствами индивидуальной защиты, аналогичными применяемым для работы с жидким кислородом. Глаза и лицо защищают масками с очками или прозрачными экранами.

1.3 Керосин Т-1

Керосин Т-1 соответствует ГОСТ 10227-86. Разработано горючее было Институтом нефтехимических процессов им. Мамедалиева АН Азербайджана при участии ЦИАМ. Авиационный керосин Т-1 долгое время являлся основным горючим для ЖРД ракет космического назначения. По внешнему виду данное горючее представляет собой бесцветную или слегка желтоватую жидкость с запахом нефтепродуктов. Получают керосин Т-1 прямой перегонкой нефти малосернистых сортов. В составе в следовых количествах присутствуют такие элементы, как азот, кислород и сера. При этом для энергетических расчетов допустимо принимать приближенную формулу C_7H_{13} . Физико-химические свойства авиационного керосина Т-1 представлены в таблице 3.

Таблица 4 – Физико-химические свойства авиационного керосина Т-1

| | |
|---|----------------|
| Молекулярный вес | 2,016 |
| Плотность ρ , г/см ³ (при 20°С) | 0,81 |
| Температура начала кристаллизации, \leq °С | -60 |
| Температура вспышки, \geq °С | 30 |
| Содержание фактических смол, мг на 100 мл | 6 |
| Общее содержание серы, \leq % | 0,1 |
| Содержание ароматических углеводородов, \leq % | 20 |
| Стандартная энтальпия J , Дж/кг (при $T_{\text{кип}}$) | -1720 |
| Коррозионная активность | Не активен |
| Токсичность | Слабо токсичен |

Топлива на основе керосина Т-1 являются несамовоспламеняющимися, исключая пару с фтором и его соединениями. Ввиду содержания в керосине балластных веществ в виде ароматических углеводородов, использование его для охлаждения стенок камеры РД нецелесообразно. Возможно образование твердых смолистых отложений на стенках охлаждающего тракта, что приведет к увеличению его гидравлического сопротивления, ухудшению качества охлаждения и возможному прогару стенки. По той же причине использование керосина Т-1 в авиационных двигателях приводит к сокращению срока их службы примерно в два раза.

Токсическое действие керосина выражено слабо, проявляется так же, как у других характерных нефтепродуктов.

Ввиду достаточно низкой температуры вспышки данное горючее считается пожароопасным в условиях хранения при повышенных температурах.

Достоинством керосина Т-1 является широкая сырьевая база, развитая инфраструктура получения и поставки, а также низкая стоимость. На сегодняшний день данное горючее выпускают только первого сорта и в достаточно ограниченном количестве.

1.4 Топливная композиция. Назначение двигателя

Топливная композиция кислород-керосин является традиционной для отечественной ракетной техники. Данные компоненты являются несамовоспламеняющимися. Добавка водорода в КС позволяет увеличить удельные характеристики двигателя, процентное соотношение добавки определяется расчетными методиками. В данной работе величина добавки задается.

Исходя из свойств применяемых компонентов топлива и общеизвестной практики конструирования ЖРД можно сделать вывод, что применение рассматриваемого двигателя будет наиболее эффективно на нижних ступенях ракет, в условиях давления окружающей среды от 1 до примерно 0,4 атмосфер.

2. ОПИСАНИЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

2.1 Система подачи КТ

Различия требований по величине тяги, продолжительности и условиям работы ЖРД приводят к большому разнообразию схем двигательной установки в целом. При этом конструкция и параметры ЖРД и ДУ в значительной мере зависят от типа схемы подачи компонентов топлива.

На выбор типа системы подачи оказывает влияние требуемая величина суммарного удельного импульса и то, в каких условиях она должна быть получена. Если двигатель работает в плотных слоях атмосферы, то повышение удельного импульса тяги можно добиться только за счет увеличения давления в КС. При работе в верхних (разряженных) слоях атмосферы и вакууме требуемая степень расширения может быть достигнута снижением давления продуктов сгорания на срезе сопла при сравнительно невысоких давлениях в камере.

По типу агрегата, создающего давление подачи, различают ЖРД с вытеснительной системой подачи и ЖРД с насосной системой подачи.

Вытеснительная система подачи

При использовании вытеснительной подачи давление в топливных баках больше, чем в камере двигателя. За счет этой разницы и происходит перемещение компонентов, т.е. условно «самотеком». Для реализации этой схемы, с одной стороны, необходимо понижать давление в КС, что снижает удельный импульс и увеличивает размеры самой камеры. С другой стороны, необходимо повышать давление в топливных баках. Для этого может применяться газ высокого давления, запасенный отдельно в специальных аккумуляторах; продукты разложения основного КТ или вспомогательного вещества; генераторный газ, образующийся при сгорании одного или двух основных КТ или вспомогательного топлива. Однако повышение давления в баках приводит к увеличению толщины их стенок из соображений прочности, и как следствие к увеличению их массы и габаритов.

Таким образом, вытеснительная система подачи достаточно проста и, следовательно, обладает высокой надежностью. Она сравнительно легко обеспечивает многократный запуск двигателя. С этой точки зрения, можно рекомендовать ее применение в двигательных установках малой тяги, например, в стартовых ускорителях, ДУ космических ЛА, двигателях коррекции, ориентации и стабилизации космического аппарата.

Насосная система подачи

В схемах ЖРД с насосной подачей компоненты топлива подаются из баков в камеру насосами, приводимыми во вращение турбиной. Турбина и насосы образуют турбонасосный агрегат (ТНА). Привод турбины осуществляется рабочим телом – генераторным газом.

Основная особенность всех схем с турбонасосной подачей компонентов топлива – низкое избыточное давление наддува в топливных баках. Оно необходимо для обеспечения бескавитационной работы насосов (основных или компримирующих), а так же для предотвращения «схлопывания» топливных баков при выработке из них топливных компонентов.

Насосные системы подачи без дожигания генераторного газа

Двигатели, работающие по схеме без дожигания генераторного газа, объединяет общий признак – выброс отработавшего на турбине генераторного газа в окружающую среду через выхлопную систему. В конце выхлопной системы иногда устанавливают реактивные сопла, на которых «срабатывается» определенный перепад давлений, создающий тягу, используемую в системе управления вектором тяги (рулевые сопла). Так же возможен вариант, когда отработанный генераторный газ направляют в щель сопла основной камеры в зоне малых давлений, образуя заградительное охлаждение данного участка. В данной схеме повышение давления в КС вызывает необходимость увеличения мощности ТНА (для увеличения давления подачи), но это приводит к росту относительного расхода

генераторного газа на привод ТНА. Отработанный газ не участвует в образовании тяги, следовательно, повышение давления в КС целесообразно только до момента, пока удельный импульс двигателя не начнет снижаться.

Насосные системы подачи с дожиганием генераторного газа

В данной схеме генераторный газ, отработанный на турбине ТНА, по газоводу направляется в основную камеру, где дожигается с основными компонентами топлива. Благодаря этому потери на привод ТНА полностью отсутствуют, то есть удельный импульс двигателя равен удельному импульсу КС. При этом, ограничения на повышение давления в камере накладываются исходя из величины давления подачи компонентов, которую можно надежно обеспечить, и располагаемой мощности ТНА, которая определяется расходом генераторного газа через турбину и его термодинамическими параметрами (температурой, видом газа – окислительный или восстановительный).

2.2 Турбонасосный агрегат

ТНА состоит из основных и вспомогательных (подкачивающих) насосов, подающих компоненты топлива с заданными необходимыми параметрами (расходом – объемным или массовым, давлением на выходе), и турбины для привода насосов. Требования, предъявляемые к ТНА формируются исходя из задач, решаемых ДУ, в которую он будет входить. Параметры турбины так же определяются свойствами рабочего тела, образующегося в газогенераторе, главное из которых – его температура. Параметры насосов зависят от физико-химических свойств КТ, с которыми они будут работать – коррозионной активности, плотности (от которой зависит возможность возникновения кавитации) и др.

В общем случае одна турбина приводит в действие оба насоса. При этом насосы и турбина могут располагаться либо на одном валу, либо на нескольких валах со шлицевым или мультипликаторным соединением. Положение турбины относительно насосов может быть центральным, либо консольным. Центральное положение обеспечивает наиболее благоприятные

условия нагружения агрегатов ТНА и надежное разделение полостей горючего и окислителя. Однако для двигателей с дожиганием единственно возможным является консольное расположение турбины, которая в этом случае называется предкамерной (в схемах без дожигания турбина - автономная). Такой же тип расположения обычно применяют в двигателях больших тяг без дожигания. Обычно, рядом с турбиной помещают насос того компонента, на избытке которого она работает. Однако насос криогенного компонента лучше располагать дальше от турбины, чтобы избежать подогрева компонента и его испарения, что может вызвать явление кавитации и срыв работы насоса.

В трехкомпонентных двигателях применяется схема с двумя турбинами и двумя газогенераторами. Одна турбина приводит насос углеводородного горючего, основной насос окислителя, осуществляющий подачу компонента в КС, и вспомогательный насос окислителя, подающий компонент в газогенераторы. Вторая турбина приводит насос водорода. каждая турбина получает рабочее тело из своего газогенератора, работающего на водороде и основном окислителе. Подобное разделение привода насосов необходимо из-за сильного отличия физико-химических свойств жидкого водорода.

Газогенераторы в двигателях открытых схем, как правило, работают на восстановительном газе. Его работоспособность выше, однако, при наличии в топливе углерода, образуется сажа из-за неполного сгорания горючего. Это делает его неприменимым для двигателей с закрытыми схемами, поэтому там используют окислительный газ. Работоспособность его ниже, но при этом отсутствует образование сажи, так как все горючее полностью сгорает в окислителе.

Турбины могут быть активными – весь перепад давления будет срабатываться на соплах подвода – или реактивными – когда часть перепада давления срабатывается на лопатках и создается реактивная сила. Подвод рабочего тела к турбине осуществляется вдоль оси, радиально или тангенциально. За турбиной отработанный газ может двигаться

перпендикулярно оси, в этом случае турбина называется центробежной, или по направлению вдоль оси – в осевых турбинах.

В ТНА ЖРД могут применяться насосы центробежные или шнековые. Как правило, насосы в ЖРД должны быть высоконапорными. В связи с этим, в качестве основных обычно используют центробежные насосы. Вспомогательные насосы могут быть самыми разными – шнековыми, осевыми, струйными и пр.

Стартовая раскрутка ТНА может осуществляться различными способами. Выбор конкретной схемы зависит от условий работы двигателя, параметров ТНА, конструктивных возможностей компоновки, но самое главное – определяется схемой двигателя (закрытая или открытая). В двигателях без дожигания можно осуществить раскрутку турбины от основного ГГ. КТ в ГГ могут подаваться из пусковых бачков, установленных на борту или из поршневых насосов, заполняемых автоматически из главных магистралей. Эти варианты обеспечивают возможность многократного запуска. Возможна подача топлива в ГГ от наземной установки (только для первых ступеней ракет). Так же можно осуществлять раскрутку сжатым газом от бортовой или наземной установки, но нужно учитывать большой расход рабочего тела. В двигателях однократного запуска без дожигания раскрутку турбины можно осуществлять с помощью пускового твердотопливного газогенератора. Для двигателей с дожиганием генераторного газа возможны два варианта стартовой раскрутки турбины. Первая схема – от основного ГГ, стартовые расходы компонентов топлива в который поступают самотеком под давлением наддува баков. Так как в КС еще нет противодавления (горение еще не началось), турбина ТНА раскручивается быстро и плавно поднимает давление подачи компонентов. Второй возможный вариант – установка дополнительной – пусковой – турбины с твердотопливным ГГ. В этом случае ось стартовой турбины соединяется с осью ТНА через муфту сцепления, которая автоматически отсоединяется при включении в работу основного ГГ.

2.3 Наддув топливных баков

Осуществлять наддув топливных баков необходимо для обеспечения давления подачи КТ в насосы, достаточного для их бескавитационной работы, а также для исключения возможного эффекта «схлопывания» топливных баков при выработке компонентов. Существует несколько схем наддува, различающихся способами получения вытесняющего газа – рабочего тела системы наддува.

В схеме с газовым аккумулятором давления вытеснительный газ получается редуцированием газа высокого давления, запасенного в отдельном баллоне. В качестве рабочего газа, обычно, выступает азот или гелий. Это наиболее простая и надежная схема. В некоторых случаях, для уменьшения габаритов ДУ, газовый аккумулятор давления (ГАД) помещают внутрь бака с криогенным КТ (например, жидким кислородом). Это позволяет снизить требуемый объем ГАД за счет низкой температуры хранения. Перед подачей в бак газ наддува можно подогреть в теплообменнике, что снизит его расход.

В жидкостной испарительной системе наддува в качестве рабочего тела выступают пары вспомогательного компонента, испарение которого осуществляют в теплообменнике. Также можно получать пары основных компонентов несамовоспламеняющейся топливной пары по аналогичной схеме. Для криогенных компонентов возможен вариант, когда испарение происходит в охлаждающем тракте камеры сгорания.

Для снижения давления в топливных баках, а следовательно, для снижения потребного давления наддува, прибегают к установке бустерного турбонасосного агрегата (БТНА). Он состоит из вспомогательных насосов, приводимых в движение турбиной, которые устанавливаются в магистралях КТ между баком и основным насосом. Бустерные насосы (БН) производят предварительное повышение давления компонента перед подачей в основной насос, что улучшает антикавитационные характеристики. При этом сами БН

могут работать при низком давлении подачи из бака. Такая схема позволяет значительно улучшить общие массогабаритные характеристики ДУ.

2.4 Захолаживание двигателя перед запуском

При использовании в двигателе криогенных компонентов топлива перед запуском магистрали и полости насосов необходимо захолаживать до температуры компонентов и только после этого заполнять. В противном случае, при контакте жидкого криогенного компонента с теплой стенкой, он будет газифицироваться, полости заполняться парами, что может привести к срыву насосов из-за кавитации.

Захолаживание можно осуществлять проливкой криогенного компонента из бака с выходом через дренажный клапан. Применимо для первых ступеней при условии постоянной подпитки баков. Более сложная схема – циркуляционная проливка компонентом из бака. При этом необходимо устанавливать отдельный агрегат – рециркуляционный насос с электроприводом, а баки заполнять слегка переохлажденными компонентами. Для второй и последующих ступеней ракет возможна следующая схема захолаживания: перед стартом производят продувку магистралей газообразным гелием, затем полости магистралей и насосов заполняются криогенными компонентами до главных клапанов. При этом необходимо обеспечить эффективную теплоизоляцию трубопроводов, а в процессе полета предусмотреть возможность дренажа КТ из магистралей до включения двигателя данной ступени.

В трехкомпонентных двигателях третьим компонентом, как правило, является криогенный водород. Основное горючее, в общем случае, является углеводородным, поэтому его система не требует захолаживания. Окислители могут использоваться различные, в том числе и криогенные.

2.5 Агрегаты автоматики ЖРД

Автоматика ЖРД призвана выполнять следующие функции:

- обеспечение запуска и останова двигателя;

- обеспечение заданного режима работы двигателя (реализация заложенной программы полета и ее автоматическая коррекция);
- обслуживание двигателя частично перед запуском и полностью – в процессе полета (контроль заправки емкостей, регулирование наддува баков, значений давлений и т.п.).

Технические средства, обеспечивающие автоматическую работу двигателя, называют агрегатами автоматики. К ним относятся различные клапаны, дроссели, регуляторы и приводы, которые могут принадлежать какой-либо системе или выполнять отдельные функции.

Самыми многочисленными агрегатами автоматики являются клапаны. По способу приведения в действие они подразделяются на пироклапаны, пневмоклапаны и электромагнитные клапаны.

Наибольшее распространение в настоящее время получили пироклапаны благодаря их простоте, хорошим массогабаритным характеристикам, высокому быстродействию и готовности к работе. Они могут применяться как в качестве пусковых клапанов, так и отсечных клапанов. Задача пусковых клапанов – разделение полостей и магистралей горючего и окислителя, препятствие их попаданию в КС или ГГ самотеком, что особенно важно при длительном хранении изделия. Так же их используют для герметизации, например, шара-баллона ГАД. Пусковые клапаны с пиропатронами, как правило, являются мембранами принудительного прорыва. Задача отсечных клапанов – перекрытие магистралей подачи КТ в газогенератор(ы) и КС. Так же они используются для перекрытия подачи в других магистралях (например, управляющего воздуха высокого давления). Иногда совмещают функции пускового и отсечного клапана в одном устройстве – пуско-отсечном клапане. Основной недостаток клапанов с пиропатронами – одноразовость и возможность возникновения гидроударов в топливных магистралях. Это затрудняет их применение в ДУ ракет-носителей,

т. е. двигателей больших тяг, а также в двигателях космических летательных аппаратов, где требуется многократность включений.

Основные области применения пневмоклапанов – ДУ ракет-носителей, самолетные ускорители, а так же двигатели со ступенчатым выходом на режим. Они были определены главными достоинствами данного типа клапанов: возможностью простой реализации многоразового использования и простотой конструкторских решений. Однако для пневмоклапанов необходима система подачи воздуха управления.

Особенность электромагнитных клапанов в возможности обеспечения большого числа включений. При этом их массогабаритные характеристики приемлемы только при сравнительно небольших диаметрах трубопровода, что ограничивает их применимость только двигателями малых тяг.

Для того, чтобы разделить магистрали с различными компонентами, например, линии наддува баков «О» и «Г» от одного редуктора или избежать передачи импульса давления в нежелательном направлении, в соответствующих магистрали устанавливаются обратные клапаны.

Помимо рассмотренных самостоятельных элементов автоматики, в ЖРД устанавливаются три системы, определяющие режим работы: система управления ракетой, внутрдвигательная системой автоматического регулирования и система предварительной настройки.

К ракетным системам относят систему регулирования кажущейся скорости (РКС) и систему одновременного (синхронного) опорожнения баков (СОБ).

Система СОБ обеспечивает одновременное опорожнение баков, сводя к минимуму остатки компонентов топлива в момент выключения двигателя. Это применяется на нижних ступенях ракет при использовании токсичных компонентов топлива, так как остатки КТ из баков могут попасть в ОС. Для верхних ступеней эта система не является необходимой, так как после отделения топливные баки вместе с компонентами сгорят в атмосфере, не достигнув поверхности земли.

Система РКС устраняет отклонения от заданного режима движения летательного аппарата путем регулирования тяги двигателя в соответствии с сигналами, поступающими от системы управления. Возможны два варианта работы системы РКС. Первая схема регулирования тяги применяется в двигателях без дожигания и с дожиганием, является достаточно надежной, работает в большом диапазоне и хорошо оправдала себя на практике. Для ее реализации необходимо дополнительно установить систему регулирования соотношения КТ в ГГ (ССК). Схема действия следующая: система управления подает сигнал на изменение тяги, в соответствии с которым регулятор системы РКС изменяет давление одного из компонентов, это изменение воспринимается ССК, которая выравнивает давление обоих компонентов, сохраняя их соотношение в ГГ постоянной величиной (настроенной изначально). Т.е. тяга в данном случае регулируется через расход КТ в ГГ. Вторая схема используется в двигателях с дожиганием, если требуется регулирование тяги в небольших пределах по верхнему значению (5 ... 8 % от номинального). Здесь нет необходимости в ССК, так как регулирование производится температурой генераторного газа, подаваемого на турбину. От температуры зависит совершаемая адиабатическая работа, следовательно, и мощность, развиваемая насосами. Схема работает следующим образом: от системы управления поступает сигнал на изменение тяги, регулятор РКС изменяется расход одного из компонентов, что меняет соотношение компонентов в ГГ, приводящее к изменению выходной температуры. Изменяется режим работы насосов и расход в КС, что приводит к изменению тяги двигателя.

Для компенсации отклонений режима работы двигателя от номинального значения, вызванных разбросом характеристик узлов и агрегатов двигателя из-за производственных погрешностей, предусматривается предварительная настройка двигателя. Она заключается в установке в соответствующие гидравлические тракты двигателя регулируемых дросселей или расходных шайб. Их гидравлические

сопротивления подбираются по результатам проливов агрегатов двигателя или по данным контрольно-технологических огневых испытаний.

2.6 Запуск и останов двигателя

В моменты запуска и останова двигателя большинство систем работают на нестационарных режимах: срабатывают клапаны, возникают гидроудары в магистралях и вибрации, при запуске раскручивается ТНА и нарастает давление подачи, при останове – прекращается поступление компонентов, происходит остаточное горение. Процесс начала и завершения горения может сопровождаться вибрациями, хлопками, забросами давления и другими негативными процессами.

Определенное сочетание описанных факторов может привести к разрушению двигателя. Из опыта известно, что большинство неполадок возникает во время запуска, меньше – при останове.

Запуск ЖРД – это процесс с момента поступления команды на пуск до момента выхода двигателя на номинальный режим. Длительность этого процесса характеризуется временем запуска. Темп набора давления и перегрузка характеризуют «жесткость» запуска, т.е. характер нарастания инерционных перегрузок.

Останов двигателя – это процесс с момента поступления команды на выключение двигателя до полного прекращения горения и опорожнения объема КС от ПС. Характеризуется данный процесс временем останова. Также важным является параметр, называемый импульсом последствия. Это импульс тяги, создаваемый на режиме останова и его разброс, т.е. отклонение от среднего значения из-за различия условий работы двигателя.

Более подробно процесс запуска и останова двигателя рассмотрен отдельно для каждой схемы в соответствующих разделах

2.7 Облик двигателя

Двигатель, пневмогидравлическая схема которого рассчитывается в данной работе, является трехкомпонентным. В состав входят два

газогенератора, две турбины, два основных насоса – углеводородного горючего и окислителя, вспомогательный насос окислителя для подачи его в ГГ и насос третьего компонента – жидкого водорода.

Все насосы – шнековые, центробежные, с осевым подводом компонента.

В магистралях всех компонентов установлены бустерные насосные агрегаты (БНА). Каждый из них состоит из преднасоса – шнекового, центробежного, с осевым подводом компонента. Приводятся в действие жидкостной турбиной. Для ее раскрутки отбирается часть компонента за основным насосом, которая после срабатывания на турбине возвращается в основной поток.

Турбины обоих ТНА работают на газе, образующемся при сжигании основных КТ с избытком горючего (т.е. газ восстановительный). Это объясняется его более высокой работоспособностью при отсутствии сажеобразования. Поступление рабочего тела на турбины из ГГ происходит через выхлопные насадки с малым перепадом давления, которым можно пренебречь при расчете. Подача КТ в ГГ происходит через жидкостные форсунки для окислителя и газовые – для горючего, которое газифицировалось при прохождении тракта охлаждения КС.

Наддув топливных баков обоих компонентов осуществляется гелием от газового аккумулятора давления. Использование гелия необходимо, несмотря на его высокую стоимость, так как он является химически нейтральным по отношению ко всем компонентам.

Камера двигателя, состоящая из камеры сгорания и сопла, служит для преобразования химической энергии топлива в кинетическую энергию отбрасываемой реактивной струи, что создает тягу двигателя. Форсуночная головка – многосекционная, с жидкостными форсунками для основных компонентов. В открытой схеме отработавший на турбине генераторный газ сбрасывается в закритическую часть сопла камеры двигателя. В создании тяги данный поток не участвует, поэтому в расчете не фигурирует. В закрытой

схеме ввод потока отработавшего рабочего тела происходит в КС через газовые форсунки.

ПГС двигателя открытой схемы

Пневмогидравлическая схема (ПГС) двигателя открытой схемы представлена на рис.1.

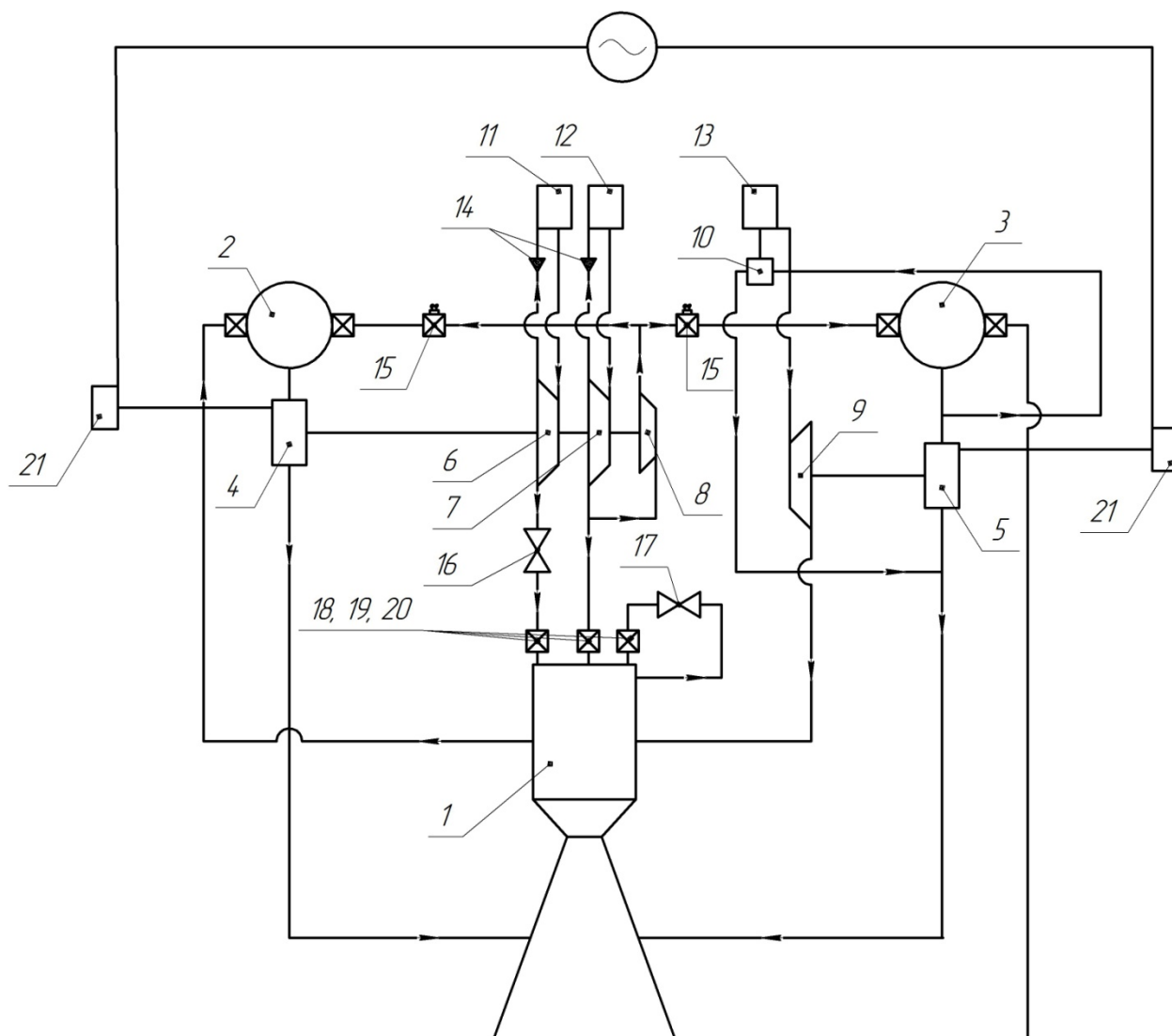


Рисунок 1 – ПГС двигателя открытой схемы

- 1 – Камера ракетного двигателя;
- 2 – Газогенератор №1;
- 3 – Газогенератор №2;
- 4 – Турбина №1;
- 5 – Турбина №2;
- 6 – Насос углеводородного горючего (УГВ);

- 7 – Насос окислителя №1;
- 8 – Насос окислителя №2;
- 9 – Насос водорода;
- 10 – Турбина №3;
- 11 – Бустерный насос УВГ;
- 12 – Бустерный насос окислителя;
- 13 – Бустерный насос водорода;
- 14 – Обратные клапана;
- 15 – Регуляторы расхода;
- 16 – Дроссель УВГ;
- 17 – Дроссель водорода;
- 18 – Форсунки УВГ;
- 19 – Форсунки окислителя;
- 20 – Форсунки водорода;
- 21 – Пиростартеры.

При подаче команды на запуск двигателя открывается отсечной клапан системы наддува. РКС настроен на номинальную тягу. Подается напряжение на пиростартеры (21). Импульс давления с пиростартеров подается на пиромембранные клапаны, тем самым открывая магистрали УВГ, водорода и окислителя, компоненты поступают на насосы УВГ (6), водорода (9) и окислителя (7). Одновременно раскручиваются турбины (4 и 5) ТНА. Компоненты под давлением поступают в камеру сгорания и газогенераторы (2 и 3). Подается напряжение на ПЗУ в камере сгорания и в газогенераторах, газогенераторы выходят на номинальный режим, пиростартеры отключаются. Двигатель выходит на номинальный режим работы.

Поддержание работы двигателя на номинальном режиме тяги и ее изменение обеспечивается работой исполнительных органов системы РКС и дросселями (16, 17).

Останов осуществляется уменьшением подачи компонентов в газогенератор, затем перекрываются отсечные клапана магистралей, камеры и

газогенератора, обеспечивая тем самым минимальный импульс последствия и отсутствие гидроударов в системе. Компоненты не поступают в камеру сгорания и газогенераторы, двигатель выключен. Двигатель предполагается одноразового использования, поэтому система повторного запуска не предусматривается.

ПГС двигателя закрытой схемы

ПГС двигателя закрытой схемы представлена на рис. 2

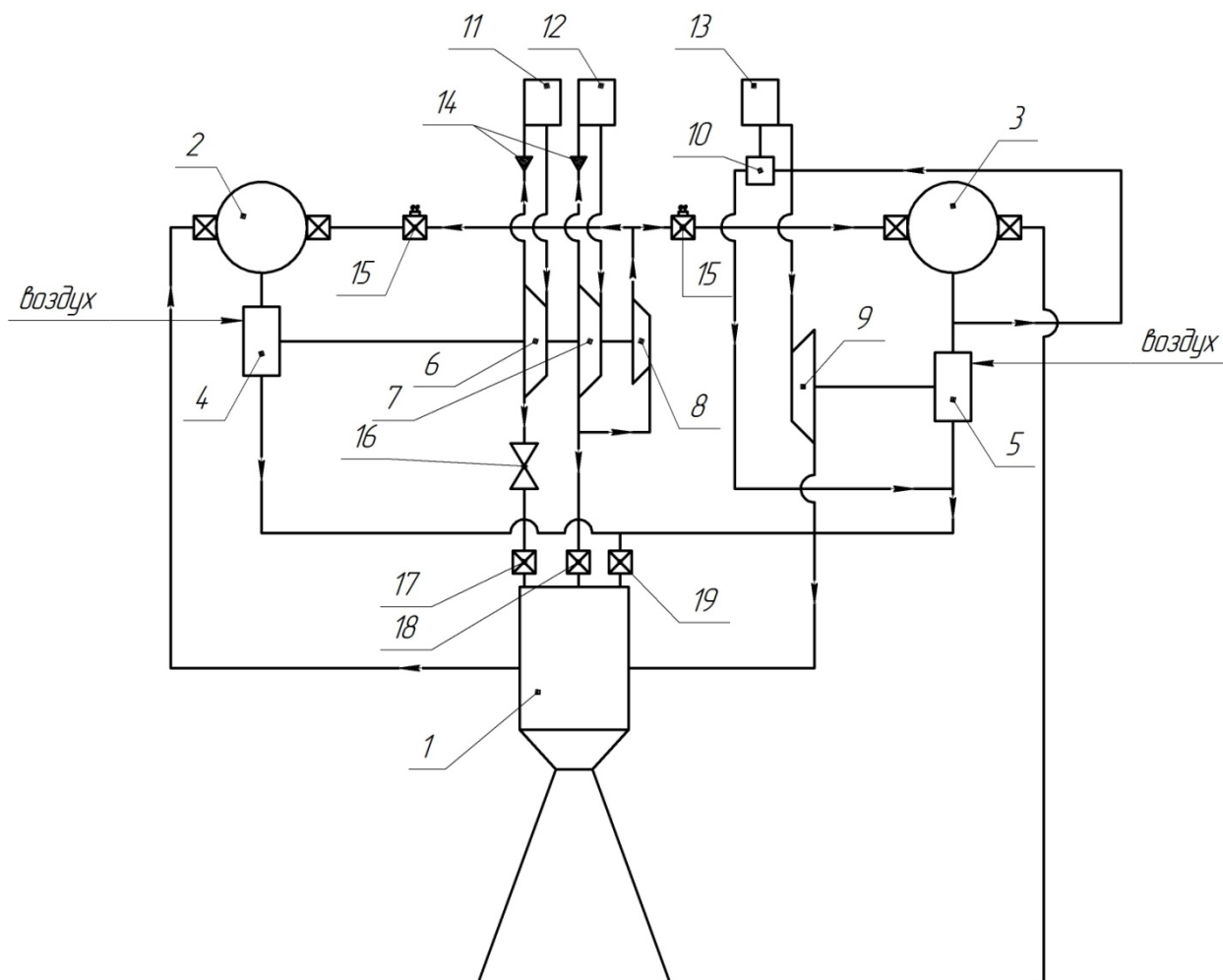


Рисунок 2 – ПГС двигателя закрытой схемы

- 1 – КРД
- 2 – ГГ №1
- 3 – ГГ №2
- 4 – Турбина №1
- 5 – Турбина №2
- 6 – Насос УВГ

- 7 – Насос окислителя №1
- 8 – Насос окислителя №2
- 9 – Насос водорода
- 10 – Турбина №3
- 11 – Бустерный насос УВГ
- 12 – Бустерный насос окислителя
- 13 – Бустерный насос водорода
- 14 – Обратные клапана
- 15 – Регуляторы расхода
- 16 – Дроссель УВГ
- 17 – Форсунки УВГ
- 18 – Форсунки окислителя
- 19 – Форсунки для генераторного газа

При подаче команды на запуск двигателя открывается отсечной клапан системы наддува. РКС и СОБ настроены на номинальный режим. Подается воздух от наземной установки для первичной раскрутки турбин (4 и 5), раскручиваются валы ТНА. Подается напряжение на ЭПК, тем самым открывая магистрали горючего и окислителя, компоненты поступают в магистрали. Открываются отсечные клапана. Окислитель поступает в газогенераторы (2 и 3); водород – в газогенераторы (2 и 3) и охлаждающий тракт, УВГ – в КС. Подается напряжение на ПЗУ в газогенераторах, восстановительный газ, проходя через турбины (2, 3, 10), поступает в КС. Газогенератор выходит на режим, подача пускового воздуха на турбины (4 и 5) прекращается. Срабатывает ПЗУ в камере сгорания, двигатель выходит на номинальный режим.

Поддержание работы двигателя на номинальном режиме тяги и ее изменение обеспечивается работой регулятора расхода (15) в ГГ и дросселем.

Останов происходит аналогично двигателю открытой схемы.

.

3. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ЖРД НА ТРЕХКОМПОНЕНТНОМ ТОПЛИВЕ С НСП ОТКРЫТОГО ТИПА

В энергетическом расчете систем открытого типа главной задачей является определение потерь удельного импульса в результате затрат компонентов топлива на привод ТНА. Величину потерь характеризует коэффициент ξ (относительный расход в ГГ).

3.1 Зависимость удельного импульса камеры от коэффициента избытка окислителя

Для разного массового соотношения компонентов в камере K'_m определяется оптимальный коэффициент избытка окислителя и соответствующий ему удельный импульс.

Результаты расчета данной зависимости приведены в таблице 5 и на графике (рис. 3).

Таблица 5 – Расчет удельного импульса двигателя

| K'_m | α | Иуд, м/с |
|--------------------|----------|----------|
| при $P_k = 12$ МПа | | |
| 2,07 | 0,6 | 3488,65 |
| 2,25 | 0,65 | 3582,13 |
| 2,43 | 0,7 | 3656,38 |
| 2,6 | 0,75 | 3714,14 |
| 2,78 | 0,8 | 3756,95 |
| 2,96 | 0,85 | 3785,91 |
| 3,14 | 0,9 | 3801,45 |
| при $P_k = 14$ МПа | | |
| 2,07 | 0,6 | 3498,58 |
| 2,25 | 0,65 | 3593,68 |
| 2,43 | 0,7 | 3669,25 |
| 2,6 | 0,75 | 3728,64 |

| | | |
|--------------------|------|---------|
| 2,78 | 0,8 | 3773,04 |
| 2,96 | 0,85 | 3803,89 |
| 3,14 | 0,9 | 3821,06 |
| при $R_k = 16$ МПа | | |
| 2,07 | 0,6 | 3506,93 |
| 2,25 | 0,65 | 3603,03 |
| 2,43 | 0,7 | 3680,05 |
| 2,6 | 0,75 | 3740,71 |
| 2,78 | 0,8 | 3786,45 |
| 2,96 | 0,85 | 3818,82 |
| 3,14 | 0,9 | 3837,51 |
| при $R_k = 18$ МПа | | |
| 2,07 | 0,6 | 3514,25 |
| 2,25 | 0,65 | 3610,93 |
| 2,43 | 0,7 | 3689,5 |
| 2,6 | 0,75 | 3751,18 |
| 2,78 | 0,8 | 3797,96 |
| 2,96 | 0,85 | 3831,49 |
| 3,14 | 0,9 | 3851,58 |

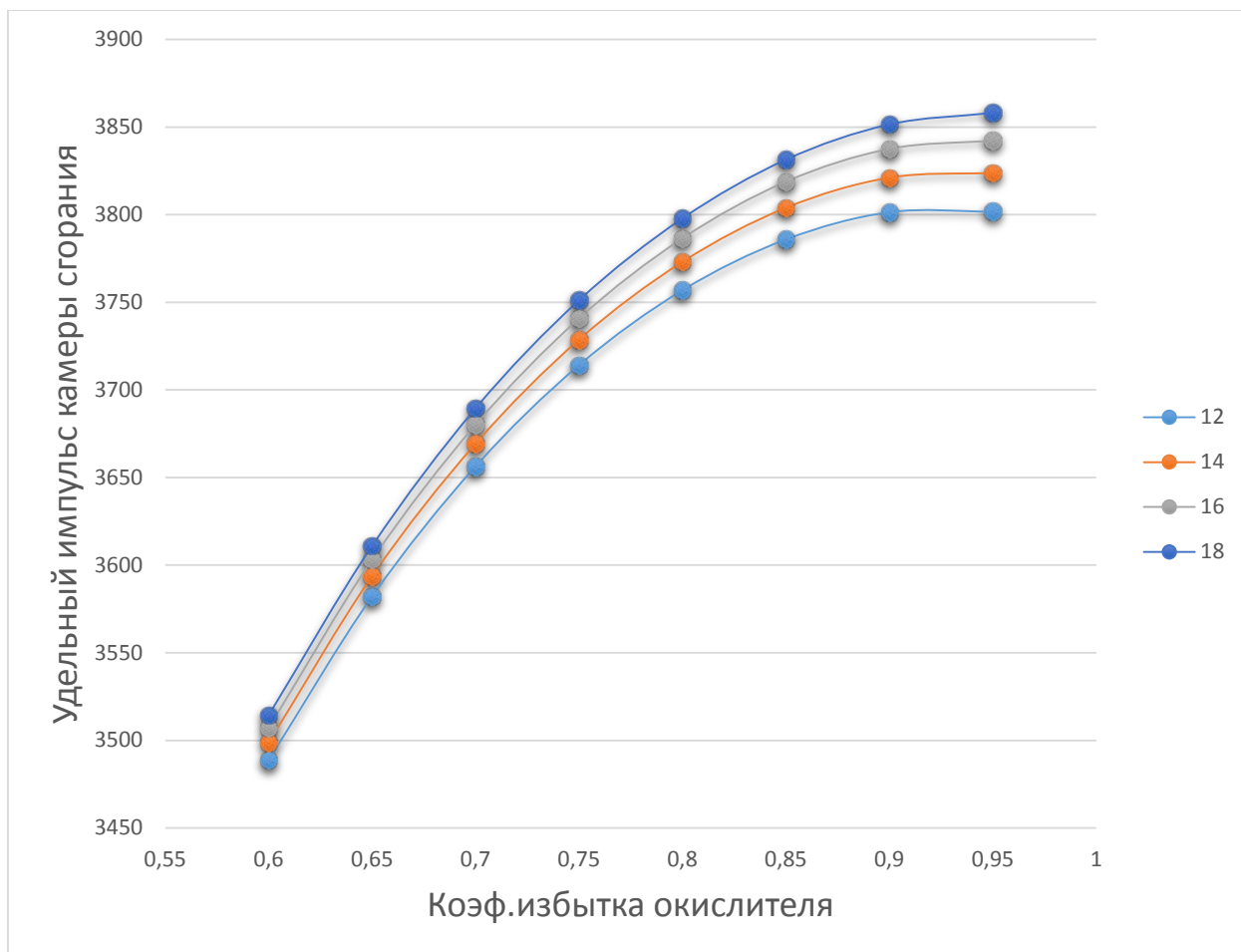


Рисунок 3 – Графики зависимости удельного импульса КС от α при различных $R_{кс}$

Таким образом, с ростом массового соотношения компонентов растет удельный импульс, а коэффициент избытка окислителя (в пределах одного значения давления в КС) остается постоянным.

Для дальнейших расчетов принимается значения:

$$K'_m = 3,14, \alpha = 0,9$$

3.2 Расчет газогенератора

Применяется газогенератор восстановительного типа, за счет чего получается рабочее тело для турбины с высокой работоспособностью, характеризующейся термодинамическим качеством – производением газовой постоянной ПС и их температуры. Результаты термодинамического расчета ГГ приведены в таблице 6.

Таблица 6 – Термодинамические параметры ГГ

| T", K | R", Дж/кг*К | K _m " | n |
|-------|-------------|------------------|------|
| 941 | 2112 | 0,952 | 1,36 |

3.3 Зависимость удельного импульса ДУ от относительного расхода на привод ТНА

Базовая система уравнений

$$N_{\bar{m}}^{ок} = N_{\bar{m}}^{ок} \Rightarrow g_{ок}^{\bar{m}} = \psi_{ок}^{\bar{m}} \frac{1}{\eta_{\bar{m}}^{ок} \eta_{\bar{m}}^{ок}} \quad (1)$$

$$N_{\bar{m}}^{зор} = N_{\bar{m}}^{зор} \Rightarrow g_{ок}^{\bar{m}} = \psi_{\bar{m}}^{зор} \frac{1}{\eta_{\bar{m}}^{зор} \eta_{\bar{m}}^{зор}} \quad (2)$$

$$N_{m_1} = N_n^{ок1} + N_n^{ок2} + N_n^{y62} \quad (3)$$

$$N_{m_2} = N_n^{H_2} \quad (4)$$

$$N_{m_3} = N_{\bar{m}}^{H_2} \quad (5)$$

Принимаем, что $\pi_{T1} = \pi_{T2} = \pi_{T3} = \pi_T$

Уравнение (5) может быть переписано в следующем виде:

$$\dot{m}_{pm}^{m_3} L_{ad} \eta_{m_3} = \frac{1}{\rho_{H_2} \eta_{\bar{m}}^{H_2}} \dot{m}_{H_2}^{\bar{m}} \Delta p_{\bar{m}}^{H_2} = \frac{1}{\rho_{H_2} \eta_{\bar{m}}^{H_2}} \dot{m}_{H_2}^{\bar{m}} \psi_{\bar{m}}^{H_2} \Delta p_n^{H_2}$$

или

$$\xi \dot{m}_{\Sigma} \cdot \varphi \cdot \alpha \cdot L_{ad} \eta_{m_3} = \frac{1}{\rho_{H_2} \eta_{\bar{m}}^{H_2}} \dot{m}_{H_2}^H \psi_{\bar{m}}^{H_2} \Delta p_n^{H_2}$$

Уравнение (4), в свою очередь, переписывается следующим образом:

$$\xi \dot{m}_{\Sigma} \cdot \varphi \cdot (1 - \alpha) \cdot L_{ad} \eta_{m_2} = \frac{1}{\rho_{H_2} \eta_{\bar{m}}^{H_2}} \dot{m}_{H_2}^H \Delta p_n^{H_2}$$

В предположении, что $\eta_{m_2} \approx \eta_{m_3}$ и $\eta_n^{H_2} \approx \eta_{\delta n}^{H_2}$, поделив выражения для уравнений (5) и (4) получим:

$$\alpha / (1 - \alpha) = \psi_{\delta n}^{H_2}$$

или

$$\alpha = \psi_{\delta n}^{H_2} / (1 + \psi_{\delta n}^{H_2})$$

Теперь суммируем выражения для уравнений (4) и (5):

$$\begin{aligned} \xi m_{\Sigma} \varphi L_{ad} \eta_m = & \frac{1}{\rho_{H_2} \eta_n^{H_2}} m_{\Sigma} \left(\delta_{H_2}' + \xi \frac{1}{k_m'' + 1} \right) \Delta p_n^{H_2} + \\ & + \frac{1}{\rho_{H_2} \eta_n^{H_2}} m_{\Sigma} \left(\delta_{H_2}' + \xi \frac{1}{k_m'' + 1} \right) \Delta p_n^{H_2} \psi_{\delta n}^{H_2} \end{aligned}$$

или

$$\xi \varphi L_{ad} \eta_m = \frac{1}{\rho_{H_2} \eta_n^{H_2}} \left(\delta_{H_2}' + \xi \frac{1}{k_m'' + 1} \right) \Delta p_n^{H_2} (1 + \psi_{\delta n}^{H_2})$$

В результате получаем:

$$\xi^* = \frac{\delta_{H_2}' \Delta p_n^{H_2} (1 + \psi_{\delta n}^{H_2})}{\rho_{H_2} \eta_n^{H_2} \left(\varphi L_{ad} \eta_m - \frac{1}{k_m'' + 1} \Delta p_n^{H_2} (1 + \psi_{\delta n}^{H_2}) \frac{1}{\rho_{H_2} \eta_n^{H_2}} \right)}$$

Рассмотрим уравнение (3) основной системы, которое запишем в виде:

$$\begin{aligned} \xi (1 - \varphi) L_{ad} \eta_m = & \frac{1}{\rho_{OK_1} \eta_n^{OK_1}} \left(\frac{k_m'}{k_m' + 1} + \xi \frac{k_m''}{k_m'' + 1} \right) (1 + g_{OK}^{\delta m}) \Delta p_n^{OK_1} + \\ & + \frac{1}{\rho_{OK_2} \eta_n^{OK_2}} \xi \frac{k_m''}{k_m'' + 1} \Delta p_n^{OK_2} + \\ & + \frac{1}{\rho_{y_{\delta z}} \eta_n^{y_{\delta z}}} \frac{1}{k_m' + 1} (1 - \gamma_{H_2}) (1 + g_{y_{\delta z}}^{\delta m}) \Delta p_n^{y_{\delta z}} \end{aligned}$$

откуда получим:

$$\xi^{**} = \frac{A}{B},$$

где

$$A = \frac{1}{\rho_{ок1} \eta_n^{ок1}} \frac{k_m'}{k_m' + 1} (1 + g_{ок}^{6m}) \Delta p_n^{ок1} + \frac{1}{\rho_{y62} \eta_n^{y62}} \frac{1}{k_m' + 1} (1 - \gamma_{н2}) (1 + g_{y62}^{6m}) \Delta p_n^{y62},$$

$$B = (1 - \varphi) L_{ад} \eta_m - \frac{1}{\rho_{ок1} \eta_n^{ок1}} \frac{k_m''}{k_m'' + 1} (1 + g_{ок}^{6m}) \Delta p_n^{ок1} - \\ - \frac{1}{\rho_{ок2} \eta_n^{ок2}} \frac{k_m''}{k_m'' + 1} \Delta p_n^{ок2}$$

Здесь определяющие величины для А и В – потребные уровни перепадов на насосах: $\Delta p_n^{ок1}, \Delta p_n^{ок2}, \Delta p_n^{y62} = f(p_k)$.

Полученные зависимости ξ^* и ξ^{**} образуют систему двух линейных независимых уравнений относительно трёх неизвестных ξ , φ и p_k . Если задать значение p_k , система замыкается. Получаем зависимости $\xi, \varphi = f(p_k)$ из которых сможем найти оптимальные параметры работы двигателя.

В расчете используются следующие условные обозначения:

$g_{гн}^{6н}$ – относительный расход для питания бустерного насоса горючего;

π_T – относительный перепад давления на турбине;

\dot{m}'_{Σ} – суммарный расход компонентов через двигатель;

ξ – относительная доля генераторного газа (ГГ) в составе топлива ЖРД;

φ – относительная доля ГГ, расходуемого для привода ТНА-2 и ТНА-3 (гидротурбины 2 и 3);

α – доля ГГ на привод турбины ТНА-3 в суммарном расходе ГГ на турбины ТНА-2 и ТНА-3;

$L_{ад}$ – адиабатная работа на турбине;

η_t – КПД турбины;

η_n – КПД насоса;

ρ - плотность компонента;

$\Psi_{бн}$ – относительный напор бустерного насоса;

K'_m – соотношение топливных компонентов в камере сгорания.

K''_m – соотношение топливных компонентов в газогенераторе.

В качестве входных параметров расчета используются следующие справочные величины:

| Параметр | Значение |
|---|-------------------------|
| Перепад на форсунках | 0,5 МПа |
| Перепад на регуляторе, стабилизаторе, дросселе | 0,2Рк МПа |
| Перепад на магистралях | 0,6 МПа |
| Перепад в тракте охлаждения | 0,3Рк МПа |
| Перепад на бустерных насосах | 0,8 МПа |
| Давление в баках | 0,3 МПа |
| КПД насоса окислителя | 0,7 |
| КПД насоса горючего | 0,6 |
| КПД турбины | 0,8 |
| КПД бустерных насосов | 0,7 |
| КПД бустерных турбин | 0,7 |
| Плотность керосина Т-1 (C_7H_{13}) | 825 кг/м ³ |
| Плотность O_2 на 1 насосе | 1140 кг/м ³ |
| Плотность O_2 на 2 насосе | 1140 кг/м ³ |
| Плотность H_2 | 70,76 кг/м ³ |

Получаем зависимость удельного импульса двигателя от ξ при соответствующих значениях φ и разных давлениях в КС.:

$$I_{уд}^{дв} = \frac{I_{уд}^{кс}}{1 + \xi}$$

Результаты расчета представлены в таблице 7

Таблица 7 – Расчет удельного импульса двигателя

| Рк | ξ | φ | I уд кс | Iуд дв |
|----|---------|-----------|---------|--------|
| 14 | 0,01226 | 0,593 | 3821 | 3699 |
| 16 | 0,01407 | 0,596 | 3837 | 3708 |
| 17 | 0,01495 | 0,5999 | 3844 | 3712 |
| 18 | 0,01593 | 0,5999 | 3851 | 3715 |
| 19 | 0,0169 | 0,6005 | 3857 | 3717 |
| 20 | 0,018 | 0,61 | 3863 | 3719 |
| 21 | 0,01876 | 0,605 | 3869 | 3722 |
| 22 | 0,01971 | 0,607 | 3874 | 3723 |
| 23 | 0,02067 | 0,609 | 3879 | 3724 |
| 24 | 0,02167 | 0,61 | 3884 | 3725 |
| 25 | 0,02266 | 0,612 | 3888 | 3726 |
| 26 | 0,02368 | 0,614 | 3893 | 3726 |
| 27 | 0,02466 | 0,615 | 3897 | 3727 |
| 28 | 0,02565 | 0,617 | 3900 | 3727 |
| 29 | 0,02674 | 0,619 | 3904 | 3726 |
| 30 | 0,02773 | 0,62 | 3905 | 3723 |

На графике (рис. 4) представлены зависимости от давления в Кс для удельного импульса КС, удельного импульса двигателя (на левой оси ординат) и величины ξ (на правой оси ординат).

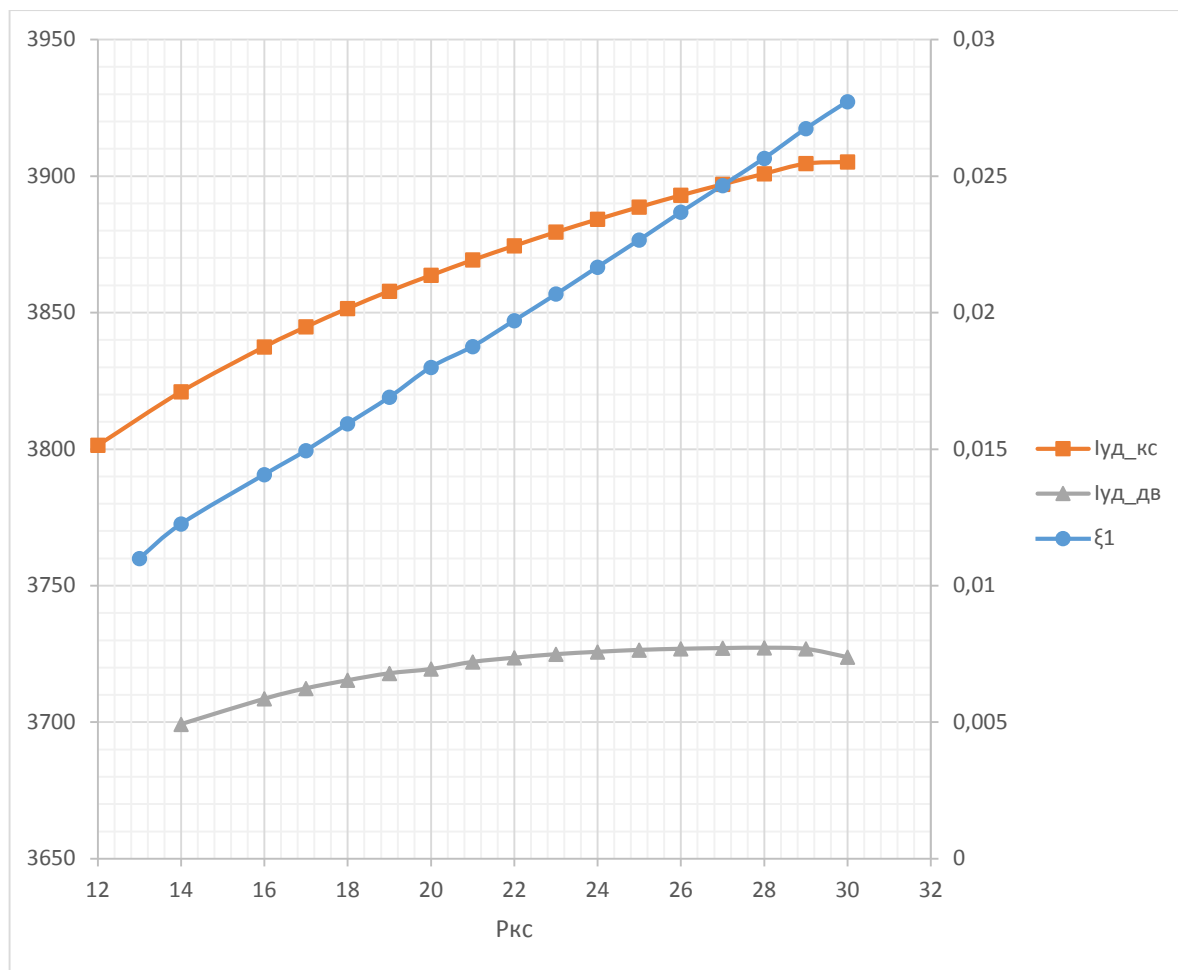


Рисунок 4 – Графики зависимости ξ и удельных импульсов КС и двигателя от $P_{КС}$

Из графика видно, что точка максимума лежит в области давлений в КС около 28 МПа. Данная величина давления является необоснованно большой и труднореализуемой. В связи с этим в качестве рабочей величины давления принимается значение $P_K = 21$ МПа. При этом получим $\xi=0,00,01876$ и $\varphi = 0,605$. Удельный импульс двигателя составляет $I_{уд}^{ДВ} = 3722$ м/с.

3.4 Массовые расходы компонентов через двигатель

Суммарный расход топлива в двигатель:

$$\dot{m}_{\Sigma} = \frac{P}{I_{уд}^{ДВ}} = 107,5 \text{ кг/с};$$

Суммарный массовый расход в КС:

$$\dot{m}'_{\Sigma} = \frac{\dot{m}_{\Sigma}}{1+\xi} = 109,5 \text{ кг/с}$$

Массовый расход УВГ в КС:

$$\dot{m}'_{\text{УВГ}} = \frac{\dot{m}'_{\Sigma}(1-\gamma_{\text{H}_2})}{1+K'_m} = 19,88 \text{ кг/с} ;$$

Массовый расход окислителя в КС:

$$\dot{m}'_{\text{ок}} = \frac{\dot{m}'_{\text{УВГ}} K'_m}{1-\gamma_{\text{H}_2}} = 83 \text{ кг/с} ;$$

Массовый расход водорода в КС:

$$\dot{m}'_{\text{H}_2} = \frac{\gamma_{\text{H}_2} \dot{m}'_{\text{УВГ}}}{1-\gamma_{\text{H}_2}} = 6,56 \text{ кг/с} ;$$

Суммарный массовый расход в ГГ:

$$\dot{m}''_{\Sigma} = \dot{m}'_{\Sigma} * \xi = 2,05 \text{ кг/с} ;$$

Массовый расход водорода в ГГ:

$$\dot{m}''_{\text{H}_2} = \frac{\dot{m}''_{\Sigma}}{K''_m + 1} = 1,05 \text{ кг/с} ;$$

Массовый расход окислителя в ГГ:

$$\dot{m}''_{\text{ок}} = \dot{m}''_{\Sigma} - \dot{m}''_{\text{Г}} = 1,00 \text{ кг/с}$$

3.5 Проверка баланса мощностей

Расчет мощности насосов и турбин.

Мощность насоса УВГ:

$$N_{\text{H}}^{\text{УВГ}} = \dot{m}'_{\Sigma} \frac{1}{\rho_{\text{УВГ}} \eta_{\text{H}}^{\text{УВГ}}} \frac{1}{K'_m + 1} (1 - \gamma_{\text{H}_2}) (1 + g_{\text{бТ}}^{\text{УВГ}}) \Delta p_{\text{H}}^{\text{УВГ}} = 868565 \text{ Вт} ;$$

Мощность первого насоса окислителя:

$$N_{\text{H1}}^{\text{ок}} = \dot{m}'_{\Sigma} \frac{1}{\rho_{\text{ок1}} \eta_{\text{H1}}^{\text{ок}}} \left(\frac{K'_m}{K'_m + 1} + \xi \frac{K''_m}{K''_m + 1} \right) (1 + g_{\text{бТ}}^{\text{ок}}) \Delta p_{\text{H1}}^{\text{ок}} = 2355088 \text{ Вт} ;$$

Мощность второго насоса окислителя:

$$N_{\text{H2}}^{\text{ок}} = \dot{m}'_{\Sigma} \frac{1}{\rho_{\text{ок2}} \eta_{\text{H2}}^{\text{ок}}} \xi \frac{K''_m}{K''_m + 1} \Delta p_{\text{H2}}^{\text{ок}} = 1580 \text{ Вт} ;$$

Мощность на валу турбины:

$$N_{\text{T1}} = \dot{m}'_{\Sigma} (1 - \varphi) \xi L_{\text{ад}} \eta_{\text{T}} = 3224384 \text{ Вт} ;$$

Проверка баланса мощностей на первой турбине:

$$\delta_1 = \frac{N_{\text{T1}} - N_{\text{H}}^{\text{УВГ}} - N_{\text{H1}}^{\text{ок}} - N_{\text{H2}}^{\text{ок}}}{N_{\text{T1}}} = -0,0003 ;$$

Мощность насоса водорода:

$$N_{\text{H}}^{\text{H2}} = m'_{\Sigma} \frac{1}{\rho_{\text{H2}} \eta_{\text{H}}^{\text{H2}}} \left(\delta_{\text{H2}} + \xi \frac{1}{K''_{\text{m}} + 1} \right) \Delta p_{\text{H}}^{\text{H2}} = 4947523 \text{ Вт} ;$$

Мощность второй турбины:

$$N_{\text{T2}} = \xi m'_{\Sigma} \varphi (1 - \alpha) L_{\text{ад}} \eta_{\text{T}} = 4818890 \text{ Вт} ;$$

Проверка баланса мощностей на первой турбине:

$$\delta_2 = \frac{N_{\text{T2}} - N_{\text{H}}^{\text{H2}}}{N_{\text{T1}}} = -0,02 .$$

4. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ЖРД НА ТРЕХКОМПОНЕНТНОМ ТОПЛИВЕ С НСП ЗАКРЫТОГО ТИПА

4.1 Выбор параметров в ГГ и КС

В ДУ закрытого типа так же будет использоваться восстановительный газогенератор. Весь расход водорода проходит через тракт охлаждения КС, газогенераторы и турбины.

Параметры газогенератора предполагаются такими же, какие были рассмотрены в открытой схеме (табл.6).

Коэффициент избытка окислителя в КС для двигателя закрытой схемы принимаем таким же, как для открытой схемы. Таким образом, получаем: $\alpha=0,9$, $K_m'=3,14$.

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

Предполагаем, что коэффициенты полезного действия турбин и перепады давлений на всех турбинах одинаковы.

Равными принимаются также КПД насосов УВГ, водорода и кислорода; и K_m'' для двух газогенераторов.

Относительные напоры бустерных насосов принимаются равными, величины их приведены в таблице 8:

Таблица 8 – Относительные напоры бустерных насосов

| $\Psi_{бн}^{УВГ}$ | $\Psi_{бн}^{H_2}$ | $\Psi_{бн}^{OK}$ |
|-------------------|-------------------|------------------|
| 0,0111 | 0,00849 | 0,0133 |

Система уравнений:

$$N_{бт}^{OK} = N_{бн}^{OK} \quad (6)$$

$$N_{бт}^{УВГ} = N_{бн}^{УВГ} \quad (7)$$

$$N_{T3} = N_{\delta H}^{H2} \quad (8)$$

$$N_{T2} = N_{\delta H}^{H2} \quad (9)$$

$$N_{T1} = N_H^{OK1} + N_H^{OK2} + N_H^{YBG} \quad (10)$$

На базе уравнений (6) и (7) определяем:

$$g_o^{\delta m} = \psi_o^{\delta m} / (\eta_{\delta H}^o \eta_{\delta m}^o), \quad g_{y\delta z}^{\delta m} = \psi_{y\delta z}^{\delta m} / (\eta_{\delta H}^{y\delta z} \eta_{\delta m}^{y\delta z})$$

Рассмотрим уравнение (8). Представим его в следующем виде:

$$\begin{aligned} N_{T3} &= \chi_{n_2} \dot{m}_{\Sigma} \delta_{n_2} \varphi \alpha (1 + k_m) L_{ad} \eta_m = \\ &= N_{\delta H}^{H2} = \frac{1}{\rho_{n_2} \eta_{\delta H}^{H2}} \dot{m}_{\Sigma} \delta_{n_2} \Delta p_{\delta H}^{H2} \end{aligned}$$

или преобразуем:

$$\chi_{n_2} \varphi \alpha (1 + k_m) L_{ad} \eta_m = \frac{1}{\rho_{n_2} \eta_{\delta H}^{H2}} \psi_{\delta H}^{H2} \Delta p_n^{H2}$$

Уравнение (9), в свою очередь, представим в виде:

$$\begin{aligned} N_{T2} &= \chi_{n_2} \dot{m}_{\Sigma} \delta_{n_2} \varphi (1 - \alpha) (1 + k_m) L_{ad} \eta_m = \\ &= N_n^{H2} = \frac{1}{\rho_{n_2} \eta_n^{H2}} \dot{m}_{\Sigma} \delta_{n_2} \Delta p_n^{H2} \end{aligned}$$

или

$$\chi_{n_2} \varphi (1 - \alpha) (1 + k_m) L_{ad} \eta_m = \frac{1}{\rho_{n_2} \eta_n^{H2}} \Delta p_n^{H2}$$

Рассматривая $\eta_{\delta H}^{H2} \approx \eta_n^{H2}$, $\eta_{T2} \approx \eta_{T3} \approx \eta_T$ и поделив уравнения (8) и (9) получим:

$$\alpha / (1 - \alpha) = \psi_{\delta H}^{H2}$$

или выразим:

$$\alpha = \frac{\psi_{\text{бн}}^{H_2}}{1 + \psi_{\text{бн}}^{H_2}}$$

При известном (заданном) значении $\psi_{\text{бн}}^{H_2}$ величина α становится известной.

Еще раз обратимся к уравнению (9):

$$\chi_{H_2} \delta_{H_2} \varphi (1 - \alpha)(1 + k_m'') L_{\text{ад}} \eta_m = \frac{1}{\rho_{H_2} \eta_H^{H_2}} \delta_{H_2} (p_{\text{вых}}^{H_2} - p_{\text{вх}}^{\text{бн}}) \frac{1}{1 + \psi_{\text{бн}}^{H_2}}$$

Если p_{k1} - давление в камере сгорания, то требуемое давление на выходе из насоса водорода:

$$p_{\text{вых}}^{H_2} = (p_{k1} + \Delta p_{\text{ф}}^{H_2'} + \Delta p_m + \Delta p_{\text{ф}}^{H_2''} + \Delta p_{\text{маг}}^{H_2} + \Delta p_{\text{тр}}^{\text{охл}}')$$

Если перепады давления $\Delta p_{\text{тр}}^{\text{охл}}$ и $\Delta p_{\text{т}}$ оценивать следующими зависимостями: $\Delta p_{\text{тр}}^{\text{охл}} = C_{\text{тр}}^{\text{охл}} * p_{\text{к}}$ и $\Delta p_{\text{т}} = \pi_{\text{т}}(p_{\text{к}} + \Delta p_{\text{ф}}^{H_2}) - (p_{\text{к}} + \Delta p_{\text{ф}}^{H_2})$, то выражение для уравнения (9) можно переписать в следующем виде:

$$\chi_{H_2} \varphi (1 - \alpha)(1 + k_m'') L_{\text{ад}} \eta_m = \frac{1}{\rho_{H_2} \eta_H^{H_2}} \cdot (\pi_m (p_{k1} + \Delta p_{\text{ф}}^{H_2'}) + \Delta p_{\text{ф}}^{H_2''} + \Delta p_{\text{маг}}^{H_2} + c_{\text{тр}}^{\text{охл}}' p_{k1} - p_{\text{вх}}^{\text{бн}}) \frac{1}{1 + \psi_{\text{бн}}^{H_2}}$$

Выразим отсюда p_{k1} :

$$p_{k1} = \frac{\chi_{H_2} \varphi (1 - \alpha)(1 + K_m'') L_{\text{ад}} \eta_{\text{т}} - \frac{1}{\rho_{H_2} \eta_H^{H_2}} \frac{1}{1 + \Psi_{\text{бн}}^{H_2}} (\pi_{\text{т}} \Delta p_{\text{ф}}^{H_2'} + \Delta p_{\text{ф}}^{H_2''} + \Delta p_{\text{маг}}^{H_2} - p_{\text{вх.н}}^{H_2})}{\frac{1}{\rho_{H_2} \eta_H^{H_2}} \frac{1}{1 + \Psi_{\text{бн}}^{H_2}} (\pi_{\text{т}} + C_{\text{тр}}^{\text{охл}}')}$$

Получаем функциональную зависимость:

$$p_{k1} = f_1(\pi_m, \varphi).$$

Уравнение (10) представим в следующем виде:

$$\begin{aligned}
& \chi_{H2} \delta_{H2} (1 + K_m'') (1 - \varphi) L_{ад} \eta_T = \\
& = \frac{1}{\rho_{ок1} \eta_{H1}^{ок}} \frac{K_m'}{K_m' + 1} \frac{1 + g_{6T}^{ок}}{1 + \Psi_{6H}^{ок}} (p_{вых.H1}^{ок} - p_{вх.H1}^{ок}) \\
& + \frac{\chi_{H2} \delta_{H2}}{\rho_{ок2} \eta_{H2}^{ок}} K_m'' (p_{вых.H2}^{ок} - p_{вх.H2}^{ок}) + \frac{1 - \chi_{H2}}{\rho_{убг} \eta_H^{убг}} \frac{1 + g_{6T}^{ок}}{1 + \Psi_{6H}^{ок}} \frac{1}{K_m' + 1} (p_{вых.H}^{убг} - p_{вх.H}^{убг})
\end{aligned}$$

В данном уравнении, в предположении, что $p_K = p_{K2}$, обозначено:

$$\begin{aligned}
p_{вых.H1}^{ок} &= p_{K2} + \Delta p_{\phi}^{ок'} + \Delta p_{маг}^{ок'}; p_{вх.H1}^{ок} = p_{вх}^{ок} + \Delta p_{6H}^{ок} \\
p_{вых.H2}^{ок} &= \pi_T (p_{K2} + \Delta p_{\phi}^{ок'}) + \Delta p_{\phi}^{ок''} + \Delta p_{маг}^{ок''} + C_{рег}^{ок} * p_{K2}; p_{вх.H2}^{ок} = p_{вых.H1}^{ок} \\
p_{вых.H}^{убг} &= p_{K2} + \Delta p_{\phi}^{убг} + \Delta p_{маг}^{убг} + C_{дрок}^{убг} * p_{K2}; p_{вх.H}^{убг} = p_{вх}^{убг} + \Delta p_{6H}^{убг}
\end{aligned}$$

Таким образом, данные выражения можно привести к следующему виду:

$$\begin{aligned}
& \chi_{H2} \delta_{H2} (1 + K_m'') (1 - \varphi) L_{ад} \eta_T = \\
& = \frac{1}{\rho_{ок1} \eta_{H1}^{ок}} \frac{K_m'}{K_m' + 1} \frac{1 + g_{6T}^{ок}}{1 + \Psi_{6H}^{ок}} (p_{K2} + \Delta p_{\phi}^{ок'} + \Delta p_{маг}^{ок'} - p_{вх}^{ок} - \Delta p_{6H}^{ок}) \\
& + \frac{\chi_{H2} \delta_{H2}}{\rho_{ок2} \eta_{H2}^{ок}} K_m'' \left(\pi_T (p_{K2} + \Delta p_{\phi}^{ок'}) + \Delta p_{\phi}^{ок''} + \Delta p_{маг}^{ок''} + C_{рег}^{ок} * p_{K2} - (p_{K2} + \Delta p_{\phi}^{ок'} \right. \\
& \left. + \Delta p_{маг}^{ок'}) \right) \\
& + \frac{1 - \chi_{H2}}{\rho_{убг} \eta_H^{убг}} \frac{1 + g_{6T}^{ок}}{1 + \Psi_{6H}^{ок}} \frac{1}{K_m' + 1} (p_{K2} + \Delta p_{\phi}^{убг} + \Delta p_{маг}^{убг} + C_{дрок}^{убг} * p_{K2} - p_{вх}^{убг} - \Delta p_{6H}^{убг})
\end{aligned}$$

Выразим отсюда p_{K2} как:

$$p_{K2} = \frac{A}{B}$$

где:

$$\begin{aligned}
A &= \chi_{H2} \delta_{H2} (1 + K_m'') (1 - \varphi) L_{ад} \eta_T \\
& - \frac{1}{\rho_{ок1} \eta_{H1}^{ок}} \frac{K_m'}{K_m' + 1} \frac{1 + g_{6T}^{ок}}{1 + \Psi_{6H}^{ок}} \left(\Delta p_{\phi}^{ок'} + \Delta p_{маг}^{ок'} - p_{вх}^{ок} - \Delta p_{6H}^{ок} \right) \\
& - \frac{\chi_{H2} \delta_{H2}}{\rho_{ок2} \eta_{H2}^{ок}} K_m'' \left(\pi_T \Delta p_{\phi}^{ок'} + \Delta p_{\phi}^{ок''} + \Delta p_{маг}^{ок''} - \Delta p_{\phi}^{ок'} - \Delta p_{маг}^{ок'} \right) \\
& - \frac{1 - \chi_{H2}}{\rho_{убг} \eta_H^{убг}} \frac{1 + g_{6T}^{ок}}{1 + \Psi_{6H}^{ок}} \frac{1}{K_m' + 1} (\Delta p_{\phi}^{убг} + \Delta p_{маг}^{убг} - p_{вх}^{убг} - \Delta p_{6H}^{убг})
\end{aligned}$$

$$B = \frac{1}{\rho_{ок1} \eta_{н1}^{ок}} \frac{K'_m}{K'_m + 1} \frac{1 + g_{бт}^{ок}}{1 + \Psi_{бн}^{ок}} + \frac{\chi_{H2} \delta_{H2}}{\rho_{ок2} \eta_{н2}^{ок}} K''_m (\pi_t + C_{рег}^{ок} - 1) + \frac{1 - \chi_{H2}}{\rho_{увг} \eta_{н}^{увг}} \frac{1 + g_{бт}^{ок}}{1 + \Psi_{бн}^{ок}} \frac{1}{K'_m + 1} (1 + C_{дрос}^{увг})$$

На выходе (вывод)

В качестве входных параметров расчета используются следующие справочные величины:

| Параметр | Значение |
|---|-------------------------|
| Перепад на форсунках | 0,5 МПа |
| Перепад на регуляторе, стабилизаторе, дросселе | 0,2Рк МПа |
| Перепад на магистрали УВГ | 0,7 МПа |
| Перепад на магистрали O ₂ в ГГ | 0,6 МПа |
| Перепад на магистрали O ₂ в КС и магистрали H ₂ | 0,8 МПа |
| Перепад в тракте охлаждения | 0,3Рк МПа |
| Давление в баках | 0,3 МПа |
| Степень использования водорода | 0,98 |
| КПД насосов окислителя, УВГ и водорода | 0,7 |
| КПД турбины | 0,7 |
| КПД бустерных насосов | 0,8 |
| КПД бустерных турбин | 0,7 |
| Плотность керосина Т-1 (C ₇ H ₁₃) | 825 кг/м ³ |
| Плотность O ₂ на 1 насосе | 1140 кг/м ³ |
| Плотность O ₂ на 2 насосе | 1140 кг/м ³ |
| Плотность H ₂ | 70,76 кг/м ³ |

В результате получаем зависимость P_k от φ для разных значений π_t . Результаты расчета величин давления в КС по двум формулам для значения перепада на турбине, равного 1,1, представлены в таблице 9

Таблица 9 – Расчет давлений в КС

| π_t | φ | $P_{k1}, \text{Па}$ | $P_{k2}, \text{Па}$ |
|---------|-----------|---------------------|---------------------|
| 1,1 | 0,1 | 477053 | 15354613 |
| | 0,2 | 1489820 | 13624130 |
| | 0,3 | 2502587 | 11893646 |
| | 0,4 | 3515354 | 10163163 |
| | 0,5 | 4528121 | 8432680 |
| | 0,6 | 5540889 | 6702197 |
| | 0,7 | 6553656 | 4971714 |
| | 0,8 | 7566423 | 3241231 |
| | 0,9 | 8579190 | 1510748 |

На графике (рис. 5) показан общий вид получаемых в результате расчета графиков. Очевидно, что общий вид графиков сохраняется для всех значений π_t , поэтому приводится только для одного, согласно таблице 9.

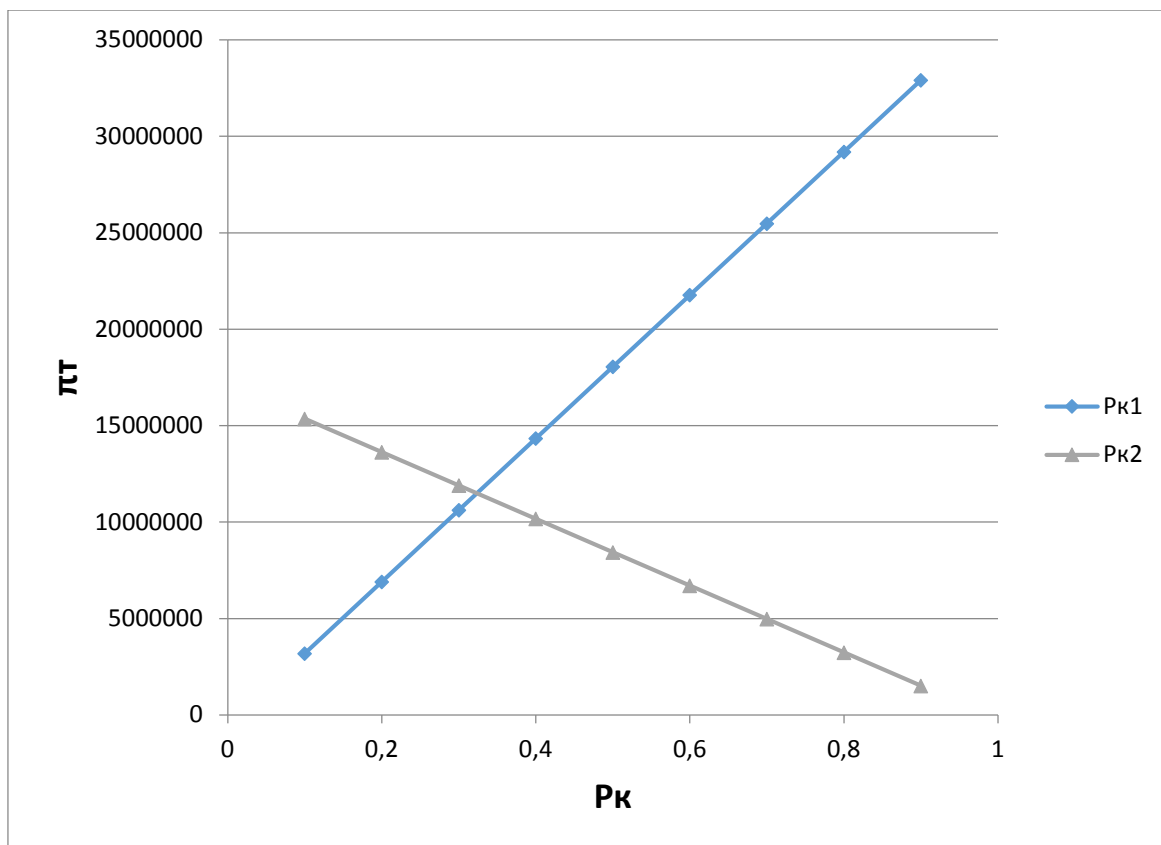


Рисунок 5 – Общий вид зависимости P_k от перепада на турбине

Определяем точку пересечения и получаем оптимальные величины давлений в КС. Результаты расчета представлены в таблице 10.

Таблица 10 – Расчет удельного импульса двигателя

| π_t | φ | P_k | $I_{уд}$ | $I_{уд.дв}$ |
|---------|-----------|----------|----------|-------------|
| 1,2 | 0,6513 | 11109412 | 3789 | 3714 |
| 1,3 | 0,6626 | 15280773 | 3829 | 3752 |
| 1,4 | 0,6737 | 18687092 | 3851 | 3774 |
| 1,5 | 0,6841 | 21484657 | 3871 | 3794 |

Выбираем параметры при $\pi_t = 1,4$: $\varphi = 0,6737$, $\sim 18,5$ МПа, $I_{уд}^{дв} = 3774$ м/с .

4.3 Массовые расходы.

Суммарный массовый расход через двигатель:

$$\dot{m}_{\text{дв}} = \frac{P}{I_{\text{уд}}} = 106 \text{ кг/с} ;$$

Суммарный массовый расход через ГГ:

$$\dot{m}_{\Sigma}'' = \dot{m}_{\text{дв}} \chi_{\text{H}_2} \delta_{\text{H}_2} (1 + K_m'') = 12,2 \text{ кг/с} ;$$

Расход окислителя в камеру сгорания:

$$\dot{m}_{\text{ок}}' = \dot{m}_{\text{дв}} \frac{K_m'}{K_m' + 1} (1 + g_o^{\text{бт}}) = 80,4 \text{ кг/с} ;$$

Расход УВГ в камеру сгорания:

$$\dot{m}_{\text{УВГ}}' = \frac{\dot{m}_{\text{ок}}' (1 - \gamma)}{K_m'} = 19,2 \text{ кг/с} ;$$

Расход водорода в ГГ:

$$\dot{m}_{\text{H}_2}'' = \frac{1}{1 + \Psi_{\text{бн}}^{\text{H}_2}} \dot{m}_{\text{дв}} \delta_{\text{H}_2} = 6,3 \text{ кг/с} ;$$

Расход окислителя в ГГ:

$$\dot{m}_{\text{ок}}'' = \dot{m}_{\text{дв}} \chi_{\text{H}_2} \delta_{\text{H}_2} K_m'' = 5,9 \text{ кг/с} ;$$

Расход водорода в камеру сгорания:

$$\dot{m}_{\text{H}_2}' = \dot{m}_{\text{H}_2}'' = 6,4 \text{ кг/с} ;$$

4.4 Проверка баланса мощностей

Расчет мощности насосов и турбин:

Мощность насоса УВГ:

$$N_{\text{H}}^{\text{УВГ}} = \frac{1 - \chi_{\text{H}_2}}{\rho_{\text{УВГ}} \eta_{\text{H}}^{\text{УВГ}}} \dot{m}_{\Sigma} \frac{1 + g_{\text{бт}}^{\text{УВГ}}}{1 + \Psi_{\text{бн}}^{\text{УВГ}}} \left(\frac{1}{K_m' + 1} \right) \Delta P_{\text{H}}^{\text{УВГ}} = 20200 \text{ Вт} ;$$

Мощность первого насоса окислителя:

$$N_{\text{H1}}^{\text{ок}} = \frac{1}{\rho_{\text{ок1}} \eta_{\text{H1}}^{\text{ок}}} \dot{m}_{\Sigma} \frac{1 + g_{\text{бт}}^{\text{ок}}}{1 + \Psi_{\text{бн}}^{\text{ок}}} \left(\frac{K_m}{K_m + 1} \right) \Delta P_{\text{H1}}^{\text{ок}} = 2000000 \text{ Вт} ;$$

Мощность второго насоса окислителя:

$$N_{\text{H2}}^{\text{ок}} = \frac{\chi_{\text{H}_2} \delta_{\text{H}_2}}{\rho_{\text{ок2}} \eta_{\text{H2}}^{\text{ок}}} \dot{m}_{\Sigma} K_m'' \Delta P_{\text{H2}}^{\text{ок}} = 110000 \text{ Вт} ;$$

Мощность на валу первой турбины:

$$N_{\text{T1}} = L_{\text{ад}} \eta_{\text{T}} \dot{m}_{\Sigma}'' (1 - \varphi) = 2300000 \text{ Вт} ;$$

Проверка баланса мощностей

$$\delta_1 = \frac{|N_{T1} - (N_H^{YBF} + N_{H1}^{OK} + N_{H2}^{OK})|}{N_{T1}} = 0,07$$

Мощность насоса водорода:

$$N_H^{H2} = \frac{1}{\rho_{H2} \eta_H^{H2}} \delta_{H2} m'_\Sigma \Delta P_H^{H2} \frac{1}{1 + \Psi_{\delta H}^{H2}} = 4556000 \text{ Вт} ;$$

Мощность второй турбины:

$$N_{T2} = L_{ад} \eta_T m'_\Sigma (1 - \alpha) \varphi \delta_{H2} (1 + K''_m) = 4880000 \text{ Вт} ;$$

$$\delta_2 = \frac{|N_{T2} - N_{T2}|}{N_{T2}} = 0,06$$

5. СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ

Сравнительный анализ характеристик трехкомпонентного ЖРД, выполненного по открытой и по закрытой схеме, приведен в таблице 11. Величины параметров округлялись в большую сторону относительно полученных в ходе расчета значений.

Таблица 11 – Сравнительный анализ

| Параметр | Открытая схема | Закрытая схема |
|--|-------------------|-------------------|
| Давление в камере, МПа | 21 | 18,5 |
| Удельный импульс двигателя, м/с | 3722 | 3774 |
| Коэффициент избытка окислителя в КС | 0,9 | 0,9 |
| Коэффициент избытка окислителя в ГГ | 0,12 | 0,12 |
| Массовое соотношение компонентов в камере | 3,14 | 3,14 |
| Массовое соотношение компонентов в ГГ | 0,952 | 0,952 |
| Суммарный массовый расход двигателя, кг/с | 107,5 | 106 |
| Суммарный массовый расход в камеру, кг/с | 109,5 | 106 |
| Суммарный массовый расход в газогенератор, кг/с | 2,05 | 12,2 |
| Массовый расход через насос окислителя, кг/с | 67 | 86,3 |
| Массовый расход через насос горючего, кг/с | 21 | 19 |
| Массовый расход окислителя в камеру, кг/с | 83 | 80,4 |
| Массовый расход горючего в камеру, кг/с | 20 | 19 |
| Массовый расход окислителя в газогенератор, кг/с | 1,00 | 5,9 |
| Массовый расход горючего в газогенератор, кг/с | 1,05 | 6,3 |
| Мощность насоса 1 окислителя, МВт | 2,35 | 2.0 |
| Мощность насоса 2 окислителя, МВт | 0,0016 | 0,11 |
| Мощность насоса горючего, МВт | 0,87 | 0.02 |
| Мощность турбины 1, МВт | 3,22 | 2.3 |
| Мощность турбины 2, МВт | 4,82 | 4,88 |

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По итогам сравнительного анализа характеристик ЖРД открытой и закрытой схемы можно сделать вывод, что закрытая схема энергетически более выгодная. Это объясняется отсутствием потерь энергии топливных компонентов, используемых для привода ТНА, за счет дожигания генераторного газа в КС. Таким образом, создается дополнительная тяга и повышается эффективность двигателя (удельный импульс).

В двигателе закрытой схемы имеется возможность достижения более высоких давлений в камере сгорания. При этом размеры камеры сгорания уменьшаются, а степень расширения сопла увеличивается, что делает его более эффективным при работе в атмосфере. В данной работе показано, что благодаря внедрению закрытой схемы можно достичь более высокого значения удельного импульса двигателя при более низком значении давления в КС.

Преимуществами открытой схемы можно считать более простое техническое исполнение двигателя. Это позволяет сократить затраты времени на создание ДУ.

Таким образом, окончательный облик двигательной установки и выбор оптимальных ее параметров зависит от предполагаемой области применения двигателя и особых требований к его характеристикам.

Отличительной особенностью трехкомпонентного двигателя является упрощение расчета закрытой схемы по сравнению с открытой для того же двигателя и с закрытой для двухкомпонентного. Введение третьего компонента позволяет повысить удельные характеристики двигателя при прочих равных параметрах. При этом выигрыш по параметрам превышает усложнение схемы двигателя, что определяет целесообразность применения подобной схемы.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов./ М.В. Добровольский, под ред. Д.А. Ягодникова. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 488 с.
2. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: Учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки»/ Г.Г. Гахун, В.И. Баулин, В.А. Володин и др. – М.: Машиностроение, 1989. – 424 с.
3. Матвеев В.Н., Сулинов А.В. Проектный расчет одноступенчатых и двухступенчатых автономных осевых турбин турбонасосных агрегатов ЖРД: Учебное пособие / Самарский гос. аэрокосмический ун-т. – Самара, 2011. - 85 с.
4. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: Учебник для вузов/ А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов и др.– М.: Высшая школа, 1975. – 656 с.
5. Пинчук, В.А. Основы проектирования двигателей летательных аппаратов: Учебное пособие в 2-х частях. Ч.1. Обоснование и выбор рабочих параметров двигательной установки./ В.А. Пинчук, В.А. Сиротко, под.общ. ред. Ю.Н. Филлимонова. – Л.: Гособразоване СССР, 1990. - 60 с.
6. Штехер, М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей: Учебное пособие для авиационных вузов./ М.С. Штехер. – М.: Машиностроение, 1976. – 304 с.