

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

**ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ РД
ОТЛИЧИТЕЛЬНЫЕ ОСОБЕННОСТИ,
УСТРОЙСТВО И ПРИНЦИП РАБОТЫ
ЖРД, РДТТ И ГРД**

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве методических указаний*

САМАРА
Издательство СГАУ
2010

УДК 629.7.036.5 (621.454.2)

Составитель В.С.Егорычев

Рецензенты: канд. техн. наук, Главный конструктор
ПФ ОАО «НПО ЭНЕРГОМАШ им.
академика В.П. Глушко» А.А. Г а н и н,
канд. техн. наук, доц. В.А. Б о р и с о в

**История развития РД. Отличительные особенности,
устройство и принцип работы ЖРД и РДТТ:** метод. указания /
сост. *В.С. Егорычев.* – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та,
2010. – 25 с.: ил.

Приведена краткая история развития ракетных двигателей. описано устройство современного двигателя и принцип его. Рассмотрены общие сведения о ракетных двигателях на жидком, твердом и гибридном топливах. Описаны устройство и принцип действия ЖРД и РДТТ.

Указания позволяют студентам самостоятельно подготовиться к лабораторной работе и успешно её выполнить. Они снабжены необходимыми иллюстративными и справочными материалами.

Предназначены для студентов факультета двигателей летательных аппаратов, обучающихся по специальности 160302 – Ракетные двигатели всех специализаций и 160301 – Авиационные двигатели и энергетические установки.

О Г Л А В Л Е Н И Е

Основные сокращения, условные обозначения и индексы	4
В В Е Д Е Н И Е	6
1. ЦЕЛЬ И СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ	7
2. КРАТКАЯ ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	7
3. УСТРОЙСТВО И ПРИНЦИП РАБОТЫ ЖРД	15
4. ПАРАМЕТРЫ, ИЗМЕРЯЕМЫЕ ПРИ ОГНЕВЫХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯ РДТТ	17
5. ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЯ	20
6. СТЕНД ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ И ИЗМЕРЯЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ	23
7. МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА	25
8. ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ	25
9. ЗАДАНИЕ	30
10. ТРЕБОВАНИЯ К ОТЧЕТУ ПО РАБОТЕ	30
11. КОНТРОЛЬНОЕ ВОПРОСЫ	31
Библиографический список	32

Основные сокращения, условные обозначения и индексы

С о к р а щ е н и я

ГРД – гибридный ракетный двигатель;
ДУ – двигательная установка;
ЖРД – жидкостный ракетный двигатель;
ЖРТ – жидкое ракетное топливо;
КС – камера сгорания;
РД – ракетный двигатель;
РДТТ – ракетный двигатель твердого топлива;
РТ – рабочее тело;
ТРТ – твердое ракетное топливо;
ХРД – химический ракетный двигатель;

У с л о в н ы е о б о з н а ч е н и я

D, d – диаметр;
 F – площадь;
 f – удельная площадь;
 \bar{F} – относительная площадь сечения камеры;
 I_y – удельный импульс тяги;
 L, l – длина;
 m – масса;
 \dot{m} – массовый расход;
 n – средний показатель изоэнтропы расширения;
 P – тяга;
 p – давление;
 R_o, R – универсальная и удельная газовые постоянные соответственно;
 r – радиус;
 T – температура;
 φ_1 – коэффициент удельного импульса;
 φ_k – коэффициент камеры сгорания;

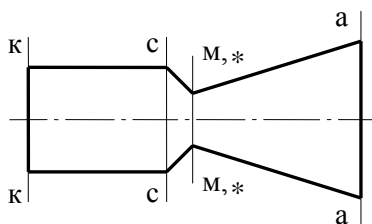
φ_c – коэффициент сопла;
 W – скорость рабочего тела;
 β – расходный комплекс;
 ε – степень расширения рабочего тела в сопле;
 ρ – плотность;
 τ – время;
 ξ – коэффициент потерь удельного импульса тяги.

И н д е к с ы

а – выход из сопла;
 вх – вход;
 вых – выход;
 к – камера или вход в камеру;
 н – атмосферный;
 о – параметр торможения;
 п – в пустоте;
 р – расчетный;
 с – вход в сопло;
 ср – среднее значение;
 ст – стенка;
 ид – идеальный, теоретический;

С е ч е н и я к а м е р ы

к – вход в камеру;
 с – вход в сопло;
 м – минимальное сечение сопла;
 * – критическое сечение сопла;
 а – выход из сопла;



В В Е Д Е Н И Е

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

В зависимости от используемой в двигателе первичной энергии ракетные двигатели делятся:

- на *химические* (ХРД);
- *электрические* (ЭРД);
- *ядерные* (ЯРД).

Наибольшее распространение получили ХРД, преобразующие химическую энергию топлива в кинетическую энергию продуктов сгорания этого топлива

Ракетные двигатели на твердом топливе получили в настоящее время широкое распространение в ракетно-космической технике. Они применяются практически во всех классах современных военных ракет, в ракетах-носителях и в устройствах, используемых в народно-хозяйственных целях, например, для зондирования верхних слоев атмосферы, бурения скважин и борьбы с градом. Разнообразие выполняемых задач привело к разработке большого числа различных конструкций двигателей, отличающихся тягой, габаритами, массой, временем работы и другими характеристиками.

Пособие предназначено студентам факультета двигателей летательных аппаратов, обучающимся по специальности 160302 – Ракетные двигатели. Оно необходимо студентам при выполнении курсовых работ по учебной дисциплине «Теория, расчет и проектирование ракетных двигателей» и дипломных проектов.

1. ЦЕЛЬ И СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Цель работы – получить и закрепить знания по истории развития ракетных двигателей, практически ознакомиться с основными особенностями, устройством и принципом работы основных типов ХРД, а именно ЖРД и РДТТ на современных препарированных для учебных целей двигателях.

Для достижения этой цели необходимо:

- изучить данные методические указания, рекомендуемую в них литературу и лекции, относящиеся к теме работы;
- ознакомиться с устройством и принципом работы ЖРД С-30-41 на препарированном двигателе;

2. КРАТКАЯ ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Старейшим ракетным двигателем является ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ). Именовавшийся ранее пороховой ракетой, он использовался в Китае для увеселительных и военных целей около трех тысяч лет тому назад. Это были фейерверочные, сигнальные и боевые ракеты.

В дошедших до нас рукописях Китая описывается „огненная стрела” представляющую собой обыкновенную стрелу, оснащенную пороховым ракетным двигателем (см. рис. 1). Камера этого двигателя изготавливалась из ствола бамбука, одной его секции.

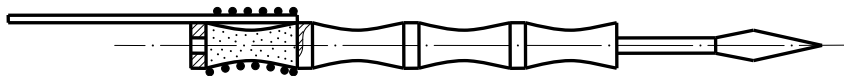


Рис.1. „Огненная стрела”

Согласно сохранившимся историческим источникам пороховая ракета, т.е. ракета с РДТТ, появилась в России в середине X века.

В 1680 году Петр I основал в Москве так называемое „ракетное заведение” для разработки и изготовления фейерверочных и сиг-

нальных ракет. Он сам принимал в работе этого заведения активное и деятельное участие.

Первое применение боевых зажигательных ракет в Европе относится к 1421 году. Они использовались при осаде города Саанце.

В XIX веке в странах Европы сложилась как особый вид вооружения ракетная артиллерия. Она отличалась от гладкоствольной артиллерии легкостью и маневренностью.

В России в начале XIX века активно и плодотворно работал в области боевых ракет генерал А.Д. Засядко. Он создал новые образцы пороховых ракет и легкие пусковые станки к ним. Был инициатором широкого внедрения в русскую армию нового более совершенного ракетного оружия.

С сороковых годов XIX века большую и плодотворную деятельность по исследованию и созданию пороховых ракет начал выдающийся ученый-артиллерист и изобретатель генерал К.И. Константинов. Трудно перечислить все сделанное им в этой области, что позволило организовать в России массовое, механизированное и безопасное производство пороховых ракет, значительно увеличить дальность и точность ракетного оружия.

Дальность русских ракет к 60-м годам XIX века составила 4...5 км при рассеивании до 30 м.

Русский революционер-народоволец Н.И. Кибальчич, будучи посаженным в Петропавловскую крепость, разработал в 1881 году, накануне казни, проект первого в мире ракетного летательного аппарата с РДТТ для полета человека. Он описал в нем устройство РДТТ, программный режим горения заряда ТРТ, способы управления полетом путем наклона двигателя и др.

С 1894 года в России созданием пороховых ракетных снарядов начал заниматься русский инженер-химик Н.И. Тихомиров. Он является основоположником разработки в СССР ракетных снарядов на бездымном порохе.

Неоценимый вклад в развитие ракетных двигателей и ракетно-космической техники внес знаменитый русский ученый К.Э. Циолковский, по праву считающийся основоположником современной космонавтики и ракетно-космической техники. В 1903 году он опубликовал свой труд «Исследование мировых пространств реактивными приборами», получивший всемирную известность. В нем

Циолковский описал ракету с ЖРД как средство передвижения в космическом пространстве и изложил основы ракетодинамики.

К.Э. Циолковскому принадлежит множество гениальных идей в области ракетно-космической техники. Он впервые предложил:

- новый тип двигателя – жидкостный ракетный двигатель (ЖРД);
- кислородно-углеводородное и кислородно-водородное топливо для ЖРД;
- раздельное хранение и насосную подачу компонентов топлива;
- охлаждение камеры двигателя компонентами топлива, т.е. её внешнее регенеративное охлаждение;
- керамическую изоляцию элементов конструкции двигателя;
- управление вектором тяги поворотом выходной части сопла или газовыми рулями;
- „ракетные поезда” или, как сейчас принято говорить, многоступенчатые ракеты для получения больших значений конечных скоростей;
- использовать в ракетных двигателях атомную и электрическую энергию.

Циолковский заложил принципиальные теоретические основы современного ракетного двигателестроения.

Независимо от Циолковского, но позднее его, подошли к идее создания ракет с жидкостными ракетными двигателями ученые зарубежных стран. Работы по этой проблеме были опубликованы во Франции Р. Эно-Пельтри в 1913 году, в США Р. Годдардом в 1919 году, в Германии Г. Обертом в 1923 году.

Первый экспериментальный ЖРД был создан Р. Годдардом в 1921 году. Он работал на кислороде и эфире. В этом же году Годдард провел успешно стендовые огневые испытания этого двигателя, а 16 марта 1926 года осуществил первый запуск экспериментальной жидкостной ракеты, двигатель которой работал на топливе кислород и бензин.

В Германии стендовые испытания ЖРД были начаты Г. Обертом в 1929 году, а летные испытания жидкостных ракет И. Винклером в 1931 году. С 1937 года под руководством В. фон Брауна

начала разрабатываться мощная по тому времени баллистическая ракета V-2 с ЖРД тягой 250 кН, работающем на жидком кислороде и этиловом спирте. Летные испытания этой ракеты были начаты в 1942 году

В начале 1921 года по инициативе Н.И. Тихомирова в Москве была создана первая отечественная исследовательская и опытно-конструкторская лаборатория по ракетной технике. В 1925 году она была перебазирована в Ленинград, где в 1928 году получила наименование „Газодинамическая лаборатория” (ГДЛ).

15мая 1929 года в составе ГДЛ было создано первое опытно-конструкторское подразделение по разработке ракет, а также жидкостных и электрических двигателей к ним. Руководителем подразделения был назначен В.П. Глушко, впоследствии академик главный конструктор ЖРД. Он по праву считается одним из пионеров ракетно-космической техники, основоположником отечественного ракетного двигателестроения. С этого момента в России начались практические и экспериментальные работы по реализации идей Циолковского, созданию жидкостных и электрических ракетных двигателей.

В этом подразделении ГДЛ в 30-х годах прошлого века было спроектировано и создано семейство экспериментальных ЖРД тягой от 60 до 3000 Н, работавших на различных жидких горючих и окислителях. Обозначались они ОРМ, что означало опытный ракетный мотор.

Первый российский экспериментальный ЖРД ОРМ-1 (см. рис. 2) был разработан, построен и прошел стендовые огневые испытания в 1930...1931 гг. Он работал на двух топливах азотный тетраоксид – окислитель и толуол – горючее или жидкий кислород – окислитель и бензин – горючее. На кислороде и бензине ОРМ-1 развивал тягу 200 Н.

В ГДЛ с 1930г. по 1933г. была создана серия ЖРД от ОРМ-1 до ОРМ-52.

ОРМ-52 работал на азотной кислоте и керосине и развивал наибольшую тягу из всех двигателей серии. Она достигала 2,5...3,0 кН при давлении в камере сгорания 2,0...2,5 МПа.

В 1931 году при Центральном Совете Осоавиахима в Москве была организована группа изучения реактивного движения (МосГИРД). Первым её руководителем был Ф.А. Цандер, а в июле

1932 года начальником МосГИРД был назначен Сергей Павлович Королев, впоследствии академик выдающийся ученый и главный конструктор ракетно-космических систем. Он считается основоположником отечественного ракетостроения, внесшим огромный вклад в практическую космонавтику. Позже аналогичные группы изучения реактивного движения были созданы в Ленинграде, Самаре и других городах нашей страны.

В МосГИРД был создан и испытан ряд экспериментальных ракетных двигателей. Они использовались в качестве окислителя жидкий кислород, а в качестве горючего бензин или этиловый спирт.

Первый ЖРД ОР-2, разработанный Цандером, работал на жидком кислороде и бензине. Он был изготовлен и прошел огневые стендовые испытания в 1933 году и имел тягу на номинальном режиме 500 Н.

Фридрих Артурович Цандер – известный российский ученый и изобретатель в области ракетной техники. Им написана и опубликована в 1924 году книга «Перелеты на другие планеты». Он разработал:

- методику термодинамического расчета ЖРД с учетом процесса диссоциации рабочего тела;
- способ оценки экономичности химического ракетного двигателя;
- метод внутреннего охлаждения стенки камеры сгорания;
- использовать в качестве горючего в РД металлические конструкции ракеты (топливные баки, трубопроводы, и т.д.) после того, как надобность в них пройдет.

17 августа 1933 года мосгирдовцами была запущена первая отечественная ракета „ГИРД–09” с первым гибридным ракетным двигателем, работающим на жидком кислороде и отвержденном бензине, а 25 ноября 1933 года – ракета „ГИРД–Х”. ЖРД этой ракеты работал на топливе жидкий кислород и этиловый спирт.

В конце 1933 года на базе ГДЛ и ГИРД был создан в Москве первый в мире «Реактивный научно-исследовательский институт» (РНИИ).

В РНИИ с 1934 года по 1938 год была разработана серия экспериментальных ЖРД от ОРМ–53 до ОРМ–70, двигатели ОРМ–101, и ОРМ–102, а также жидкостный газогенератор ГГ–1. Некоторые из этих двигателей имели очень высокие по тому вре-

мени характеристики. Так ЖРД ОРМ-65 был наиболее совершенным двигателем своего времени. Он работал на азотной кислоте и керосине и имел многократный автоматизированный запуск. Тяга регулировалась в диапазоне 0,50...1,75 кН, удельный импульс тяги составлял 2060...2100 м/с [Нс/кг]. Двигатель ОРМ-65 прошел в 1936 году официальные государственные испытания.

ЖРД ОРМ-65 и его модификации устанавливались и проходили испытания на крылатой ракете 212 и ракетоплане РП-318-1 конструкции С.П. Королева.

ГДЛ, ГИРД и РНИИ внесли основополагающий вклад в развитие ракетной техники в нашей стране.

В 1939 году была создана самостоятельная организация по разработке ЖРД, руководителем её был назначен В.П. Глушко. В 1941 году она была преобразована в опытно-конструкторское бюро (ОКБ), известное затем как ГДЛ-ОКБ.

Во время Великой Отечественной войны в СССР продолжались работы по созданию ЖРД для самолетов в качестве ускорителей.

В РНИИ в 1941...1942 гг. разрабатывался ЖРД Д-1-А-1100 для самолета БИ-1. Двигатель работал на азотной кислоте и керосине и развивал тягу на номинальном режиме 11 кН.

15 мая 1942 года летчик-испытатель Г.Я. Бахчиванджи совершил на БИ-1 первый полет. Самолет развил скорость более 800 км/ч, что в полтора раза превышало скорость лучших боевых самолетов того времени.

ГДЛ-ОКБ разработало в 40-е годы семейство авиационных ЖРД РД-1, РД-2, РД-3, работающих на азотной кислоте и керосине с регулируемой тягой. Эти двигатели в 1943...45 гг. прошли многочисленные испытания на самолетах конструкции В.П. Петлякова, С.А. Лавочкина, А.С. Яковлева и П.О. Сухого.

Одновременно с разработкой ЖРД в ГДЛ, а затем в РНИИ продолжались активные работы по разработке и созданию РДТТ. При активном творческом участии Б.С. Петропавловского, В.А. Артемьева, Г.Е. Лангемака, В.И. Дудакова и др. были разработаны двигатели для ракет РС-82 и РС-132, являющихся самолетным вооружением, твердотопливные ускорители для старта самолетов, ракетные снаряды различного назначения. В них использовались заряды с толстым сводом двухосновного ТРТ на нелетучем рас-

творителе. Дальнейшее развитие этих работ позволило создать к июлю 1941 года реактивный миномет „Катюша”, эффективно применявшийся Советской Армией в Великой Отечественной войне. Он представлял из себя многозарядную пусковую установку ракет М–8 или М–13 с РДТТ, монтируемую на автомобиле высокой проходимости.

В 30...40-е годы XIX века работы по РДТТ проводились в Германии под руководством В. Таллинга, а в США – Р. Годдарда и Т. фон Кармана.

В Германии в 1941 году был создан РДТТ с многоканальным пороховым зарядом из двухосновного дигликолевого твердого ракетного топлива для реактивных снарядов различного назначения. На вооружении немецкой армии имелась зенитная ракета „Люфт фауст” с РДТТ. К концу войны немцами был создан ракетный противотанковый снаряд „Фауст-патрон”, выпускаемый из тонкой трубы с плеча.

В США в годы войны были созданы ракетный ускоритель для авиационной бомбы, а также противотанковые ружья „Базука” и „Супербазука”, стрелявшие ракетами с РДТТ. Большое внимание уделялось в этот период стартовым ускорителям с РДТТ к самолетам для авианосцев и противолодочным ракетам

В Англии, уделявшей в тот период развитию ракетной техники меньшее внимание, была создана 76 мм зенитная ракета с РДТТ, а с 1941 года интенсивно велись работы по созданию ракет типа „воздух – воздух”.

В послевоенные годы продолжалось ускоренное развитие ракетной техники как в СССР, так и в США.

С 1945 года ГДЛ–ОКБ специализировалось по маршевым ЖРД большой тяги. Достижением сороковых годов явилось создание ЖРД тягой более 250 кН, работающих на жидком кислороде и этиловом спирте.

Переход к топливу жидкий кислород и керосин и легким, технологичным и надежным паяно-сварным камерам позволили ГДЛ–ОКБ наиболее мощные и экономичные для своего времени ЖРД РД–107 и РД–108. Именно эти двигатели Главного конструктора В.П. Глушко, поставленные на первую и вторую ступени ракет-носителей „Спутник” и „Восток” Главного конструктора С.П.

Королева, обеспечили нашей стране выход в космическое пространство. СССР стала первой в мире космической державой.

4 октября 1957 года был запущен первый в истории человечества искусственный спутник Земли, а 12 апреля 1961 года был осуществлен первый полет человека в космос на космическом корабле „Восток”. Первым летчиком-космонавтом стал наш соотечественник майор Ю.А. Гагарин.

Началось интенсивное исследование и освоение космического пространства.

После 1957 года в ГДЛ–ОКБ был создан ряд мощных ЖРД, работающих на энергетически эффективных высококипящих топливах. Первым из них был ЖРД РД–214, работающий на азотной кислоте и продукте переработки нефти. В середине 60-х годов были разработаны мощные ЖРД, использующие в качестве окислителя азотный тетраоксид и горючего – несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

Позднее был создан экономичный ЖРД РД–253 для мощной ракеты-носителя «Протон» с дожиганием генераторного газа в основной камере.

В середине 70-х годов прошлого века разрабатывался двигатель РД–301 с дожиганием генераторного газа на топливе жидкий фтор и аммиак. Двигатель предназначался для верхних ступеней ракет-носителей и разгонных блоков. Он был многократного включения с суммарным временем работы 750 с.

Последними крупными достижениями этого ОКБ, которое сейчас именуется ОАО «НПО ЭНЕРГОМАШ имени академика В.П. Глушко», является создание ЖРД РД–170 и РД–180 для первой и второй ступеней ракеты-носителя «Энергия», способной выводить на околоземные орбиты полезную массу более 100 т.

Группа, созданная в 1942 году А.М. Исаевым, была преобразована в ОКБ, получившее название «КБ ХИММАШ» (г. Королев Московской области). Оно разработало большое количество ЖРД и ЖРДМТ на высококипящих компонентах топлива для ИСЗ, АМС, КА. Коллективом ОКБ под руководством Главного конструктора А.М. Исаева были решены сложные научно-технические проблемы осуществления запуска ЖРД в пустоте и невесомости,

выполнения многократного запуска двигателя как с короткими, так и с продолжительными промежутками между включениями.

В 1954...56 годы ОКБ, руководимое Главным конструктором С.А. Косбергем, занималось разработкой самолетных однокомпонентных и двухкомпонентных ЖРД. С 1958 года оно стало разрабатывать ЖРД для верхних ступеней ракет-носителей и достигло здесь больших успехов. Это ОКБ расположено в городе Воронеже называется в настоящее время ФГУП «КБ Химавтоматика». Одним из последних достижений этого КБ является ЖРД РД-0120 тягой 2 МН на топливе жидкий водород и жидкий кислород, предназначенный для второй ступени универсального ракетно-космического комплекса "Энергия – Буран".

В мае 1959 года разработкой и созданием ЖРД для ракетного комплекса Н-1 (лунная программа) начало заниматься ОКБ, возглавляемое Генеральным конструктором Н.Д. Кузнецовым. Сейчас это ОАО «Самарский научно-технический комплекс имени Н.Д. Кузнецова. До этого времени ОКБ создавало авиационные газотурбинные двигатели.

Был создан ряд уникальных ЖРД, четыре из которых для ракеты-носителя Н-1. Все ЖРД были с дожиганием генераторного газа, что позволило России намного опередить США, где такими двигателями начали заниматься только в 70-е годы.

3. УСТРОЙСТВО И ПРИНЦИП РАБОТЫ ЖРД

Стендовые испытания РДТТ предшествуют летным испытаниям.

По наличию горения заряда ТРТ или его отсутствию стендовые испытания подразделяют:

- на *огневые*;
- *холодные*.

В зависимости от назначения двигателя и возможности имитации условий полета по давлению окружающей среды огневые испытания бывают *наземные* и *высотные*.

По уровню иерархии исследуемой конструкции испытания подразделяются на *автономные* испытания узлов и агрегатов, испытания двигателя *в целом*, *комплексные* испытания в составе ракетной ступени.

В зависимости от поставленной цели все испытания РДТТ делятся на:

- на *исследовательские*;
- *конструкторские*;
- *серийные*.

Каждая из перечисленных групп, в свою очередь, подразделяется по сходству решаемых задач на виды испытаний. Так, основными видами конструкторских испытаний являются доводочные, завершающие доводочные (ЗДИ), комплексные в составе ракетной ступени, межведомственные (МВИ) или государственные (ГИ); серийных испытаний - холодные контрольно-технологические (ХКТИ), контрольные (КИ) и по оценке эксплуатационных характеристик (ЭИ); основным видом огневых - испытания двигателя в сборе.

Огневые стендовые испытания (ОСИ) РДТТ имеют следующие особенности:

1. Кратковременность. Продолжительность работы двигателя составляет обычно от долей секунды до нескольких минут, поэтому процессы управления испытанием, измерения параметров, сбора и обработки результатов эксперимента должны быть максимально автоматизированы.

2. Большая стоимость. Эта особенность выдвигает требование рационального планирования испытаний и их высокой информативности.

3. Повышенная опасность. На сегодняшний день не удается полностью исключить возможность разрушения двигателя, особенно при исследовательских и опытных испытаниях. Тяжесть последствий зависит от размерности испытываемого двигателя.

4. Разнообразие видов испытаний и методов их проведения. Эта особенность обусловлена большим разнообразием самих РДТТ, выполняемых ими функций и условий эксплуатации.

Огневые стендовые испытания являются необходимыми при доводке вновь спроектированного двигателя. Они позволяют оценить работоспособность РДТТ, установить соответствие его действительных параметров и характеристик заданным в ТЗ на проектирование, выявить дефекты конструкции, допущенные в процессе проектирования, проверить правильность выбора материалов и технологии изготовления деталей, достичь необходимых эксплуатационных характеристик. Результаты этих испытаний являются основным критерием надежности разрабатываемого двигателя.

Серийные РДТТ подвергается огневому стендовому испытанию с целью контроля качества их изготовления, соответствия основных параметров заявленным показателям и проверки их надежности.

При огневых стендовых испытаниях могут быть получены данные по основным внутрибаллистическим характеристикам, энергетическим и тяговым параметрам РДТТ, а именно:

- максимальное давление в камере сгорания;
- изменение давления в камере по времени;
- мгновенное значение тяги двигателя;
- суммарный импульс или импульс тяги двигателя;
- скорость горения ТРТ;
- временные характеристики работы двигателя.

4. ПАРАМЕТРЫ, ИЗМЕРЯЕМЫЕ ПРИ ОГНЕВЫХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯ РДТТ

Огневые стендовые испытания позволяют при необходимости измерить температуру продуктов сгорания в требуемом сечении камеры сгорания и сопла, тепловые потоки, местную температуру элементов конструкции двигателя, уровень вибраций, скорость уноса абляционных и теплозащитных покрытий и других параметров, анализ которых дает возможность находить пути совершенствования конструкции двигателя, устранять выявленные недостатки.

Количество измеряемых параметров при серийных испытаниях РДТТ существенно меньше, чем при конструкторских. Обычно ограничиваются измерением только тех параметров, которые не-

обходимы для определения основных данных двигателя и диагностики возможных неисправностей. Такими наиболее важными параметрами, измеряемыми практически при любых огневых стендовых испытаниях двигателя, являются тяга, давление в камере и время работы.

По результатам прямых измерений косвенно определяется ряд других параметров, характеризующих качество организации рабочего процесса испытанного двигателя. К ним относятся, например, удельный импульс тяги, средний массовый расход топлива, расходный комплекс, тяговый комплекс.

Так как в РДГТ практически невозможно измерить мгновенное значение массового расхода топлива, то действительным удельный импульс тяги определяется как средний за время τ

$$I_y = \frac{\int_0^{\tau} P d\tau}{\int_0^{\tau} \dot{m} d\tau} = \frac{\int_0^{\tau} P d\tau}{m_{\tau}}, \quad (1)$$

где P – тяга, развиваемая двигателем; \dot{m} – массовый расход топлива; τ – интервал времени, чаще всего это время работы двигателя, m_{τ} – масса выгоревшего за интервал времени τ топлива.

Совершенство процессов в камере сгорания и сопле РДГТ оценивается коэффициентом удельного импульса

$$\varphi_I = \frac{I_{y.n}}{I_{y.n.ид}}, \quad (2)$$

где $I_{y.n.ид}$ – идеальное значение удельного импульса в пустоте, полученное термодинамическим расчетом. Чем больше этот коэффициент, тем совершеннее двигатель. Для современных РДГТ с зарядом из двухосновного ТРТ $\varphi_I = 0,95 \dots 0,96$, а из смесевого топлива $\varphi_I = 0,92 \dots 0,93$.

Среднее значение расходного комплекса, полученное в эксперименте за время работы двигателя τ ,

$$\beta = \frac{F_M \int_0^\tau p_K d\tau}{\int_0^\tau \dot{m} d\tau} = \frac{F_M \int_0^\tau p_K d\tau}{m_T}, \quad (3)$$

где p_K – давление в камере сгорания у переднего днища, F_M – площадь минимального сечения сопла. Для оценки совершенства процессов в камере сгорания двигателя используется коэффициент полноты расходного комплекса

$$\varphi_\beta = \frac{\beta}{\beta_{ид}}, \quad (4)$$

где $\beta_{ид}$ – идеальное значение расходного комплекса, полученное термодинамическим расчетом.

Коэффициент удельного импульса

$$\varphi_I = \varphi_K \varphi_c, \quad (5)$$

где φ_K – коэффициент камеры сгорания, показывающий степень совершенства процессов в камере сгорания включая сужающуюся часть сопла, φ_c – коэффициент сопла, оценивающий эффективность его работы.

Связь между коэффициентами φ_K и φ_β устанавливает следующее приближенное соотношение:

$$\varphi_K = \varphi_\beta \cdot \mu_c, \quad (6)$$

где $\mu_c = \dot{m} / \dot{m}_{ид}$ – коэффициент расхода сопла.

Коэффициент сопла представляет собой отношение действительного коэффициента тяги к идеальному;

$$\varphi_c = \frac{K_T}{K_{T,ид}}. \quad (7)$$

Действительное значение коэффициента тяги определяется выражением

$$K_T = \frac{P}{p_{ом} \cdot F_M \cdot \mu_c}, \quad (8)$$

в котором $p_{ом}$ – давление торможения в минимальном сечении сопла.

Действительное значение тягового комплекса по результатам испытаний

$$K_p = \frac{P}{p_k F_m} \quad (9)$$

Чем больше величина K_p , тем значительнее роль сопла в создании тяги. Знание максимальной величины давления в камере РДТТ необходимо для уточнения прочностных расчетов и определения действительного значения коэффициентов запаса прочности камеры и других элементов конструкции двигателя.

5. ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЯ

В данной лабораторной работе испытания проводятся на экспериментальном РДТТ, который изображен на рис.3. Он состоит из корпуса 7, переднего днища 4, соплового днища с соплом 11, заряда твердого ракетного топлива 6, колосниковой решетки (диафрагмы) 9, воспламенителя 13, предохранительного клапана 1, штуцеров для измерения давления и температуры продуктов сгорания 10.

Корпус двигателя выполнен в форме цилиндра с установочным пояском на наружной поверхности для крепления и центрирования в силоизмерительном устройстве. К одному торцу корпуса приварено переднее днище со сферической внутренней поверхностью, у второго торца имеется резьба для крепления сверхзвукового сопла. Резьбовое соединение позволяет быстро проводить сборку и разборку двигателя и устанавливать сопло требуемых размеров и формы.

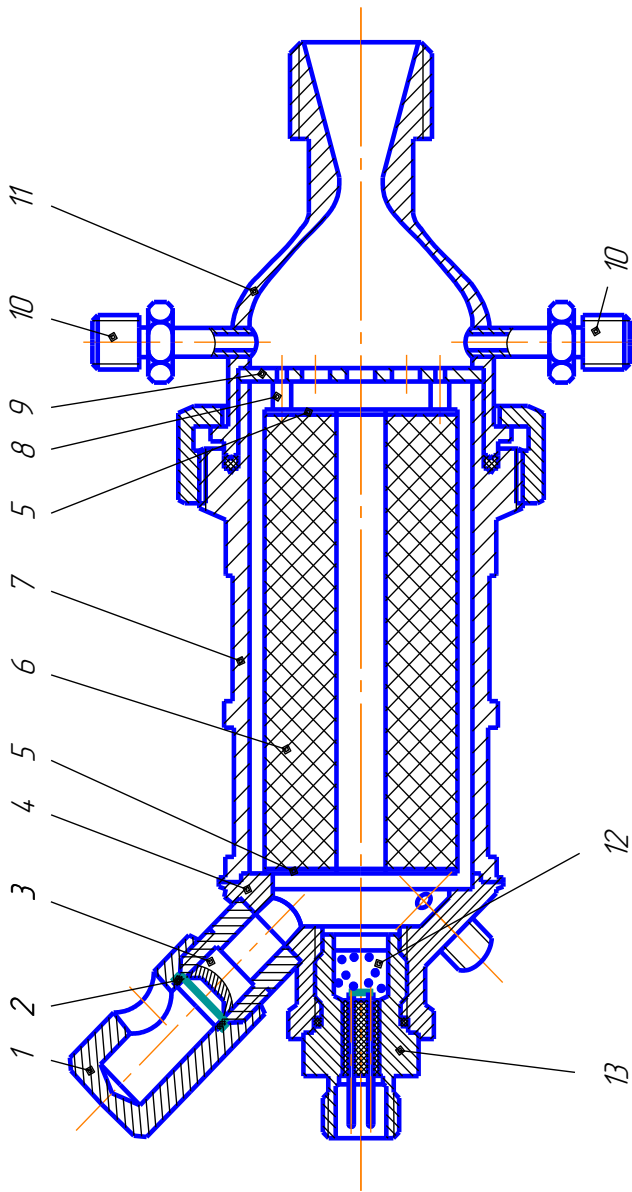


Рис. 3. Экспериментальный ракетный двигатель твердого топлива:

1 – предохранительный клапан; 2 – мембрана; 3 – поршень; 4 – переднее днище камеры; 5 – бронированное покрытие заряда; 6 – заряд ТРГ; 7 – корпус двигателя (обечайка); 8 – фиксирующие устройства; 8 – колосниковая решетка (диафрагма); 10 – штуцеры для измерения давления и температуры продуктов сгорания

Используемое в работе сопло имеет следующие геометрические размеры: радиус сопряжения камеры сгорания с конической поверхностью сужающейся части $r_{\text{ex}} = 13$ мм, угол наклона образующей сужающейся части $\beta_{\text{ex}} = 45^\circ$, радиус округления минимального сечения $r_2 = 18$ мм, угол раствора конической сверхкритической части $\beta_{\text{вых}} = 28^\circ$, диаметр минимального сечения $d_m = 9$ мм, диаметр выходного сечения $d_a = 22,5$ мм.

Колосниковая решетка или диафрагма 9 выполнена плоской с множеством отверстий диаметром, меньшим диаметра минимального сечения сопла, и тремя цилиндрическими упорами 8. Ее основное назначение фиксировать заряд ТРТ в осевом направлении, не давая ему перемещаться под действием силы от перепада давления, и предотвращать возможность запыриания сопла куском заряда топлива в случае его разрушения.

Предохранительный клапан мембранного типа установлен на переднем днище камеры. Он служит для сброса давления в камере сгорания, если оно по каким-либо причинам превысит предельную для данного двигателя величину. Мембрана 2 срезается поршнем 3 при достижении заданной величины перепада давления.

Воспламенитель многоразового действия размещен на переднем днище двигателя. Он выполнен на базе стандартного электрического пиропатрона ДП4-4, В качестве воспламенительного состава используется дымный ружейный порох (ДРП) 12. Масса навески воспламенителя зависит от вида ТРТ и геометрических характеристик заряда и камеры. В данной двигателе она составляет около 1 г.

При проведении настоящей лабораторной работы используется свободновложенный каналный заряд из двухосновного (баллиститного) топлива, горящий по внутренней и наружной боковым поверхностям. Торцевые поверхности заряда защищены от горения бронирующим покрытием 5. Такой заряд обеспечивает нейтральное горение, когда поверхность горения по времени остается приблизительно постоянной.

Детали камеры двигателя изготовлены из стали X18H10T. Стенки камеры и сопла имеют емкостное охлаждение, т.е. они ак-

кумулируют тепло в течение кратковременной работы двигателя (0,8...1,0 с).

6. СТЕНД ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ И ИЗМЕРЯЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ

Огневые испытания экспериментального двигателя проводятся на стенде РДТТ учебной лаборатории кафедры теории двигателей летательных аппаратов. Стенд состоит из трех помещений: бокса, кабины управления, технологического помещения и имеет системы измерения, управления, вентиляции, электрическую, пневматическую и противопожарной безопасности. Более подробно устройство стенда и его систем изучается студентами в лабораторной работе по курсу "Испытания двигателей".

В настоящей лабораторной работе при испытании РДТТ измеряются следующие параметры: тяга, давление в двух сечениях камеры сгорания (у переднего днища и на входе в сопло), временные характеристики работы двигателя. Схема препарирования РДТТ и измерения параметров при испытании приведена на рис.4. На ней изображены датчик тяги 1, датчики давления 2, двигатель 3, тензостанция ЛХ-5516, шлейфовый осциллограф Н-115.

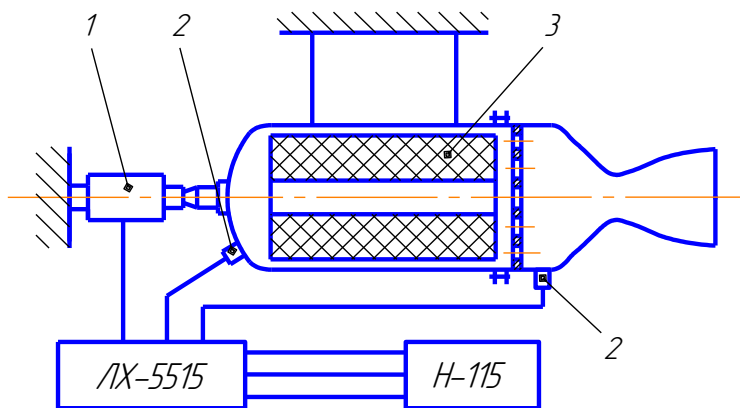


Рис.4. Схема препарирования РДТТ и измерения параметров при испытании

Тяга двигателя измеряется специальным силоизмерительным устройством, изображенным на рис.5.

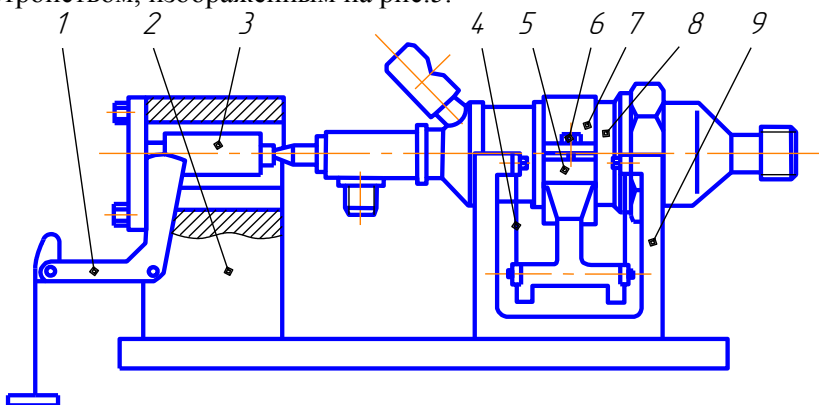


Рис.5. Силовизмерительное устройство

Двигатель 8 устанавливается по центровочному пояску в ложемент динамометрической платформы 5 и прижимается муфтой 7 с помощью болтовых соединений 6. Такое крепление обеспечивает необходимую центровку двигателя. Динамометрическая платформа подвешивается с помощью четырех тонких упругих пластин 4 на неподвижных кронштейнах 9, жестко скрепленных со станиной устройства. На станине установлен упор 2 с закрепленным в нем тензометрическим датчиком усилий 3 типа LX-143. В него упирается двигатель. Динамометрическая платформа с двигателем имеют возможность перемещаться вдоль оси двигателя, поэтому тяга, развиваемая двигателем, передается на датчик усилий. Чувствительный элемент деформируется, вызывая изменение сопротивления тензорезисторов. Последние подключены к тензостанции LX-5515 в мост переменного тока (см. рис.4). Она является вторичной аппаратурой и выполняет роль усилителя - преобразователя. Аналоговый сигнал по напряжению на выходе из тензостанции пропорционален величине тяги. Он подается на шлейфовый осциллограф Н-115, осуществляющий регистрацию всех измеряемых параметров.

Для измерения давлений используются тензометрические датчики ЛХ-415 которые подключаются к тензостанции ЛХ-5515.

Для измерения временных характеристик работы РДТТ фиксируется на осциллограмме момент подачи на мостик воспламенителя электрического сигнала и используется временная шкала осциллограммы, создаваемая отметчиком времени осциллографа Н-115.

7. МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

Перед началом снаряжения двигателя определяется масса заряда ТРТ и измеряются штанген-циркулем диаметры наружной его поверхности и канала.

В данной работе термостатирование заряда и двигателя перед испытанием не проводится.

По образцовому манометру класса точности 0,4 с использованием пневматической системы стенда, включающий редуктор и два ручных вентиля, проводится градуировка сразу обоих каналов измерения давления.

Снаряженный РДТТ крепится на застопоренной динамометрической платформе силоизмерительного устройства, на него устанавливаются все датчики и подключаются электрические разъемы. После этого динамометрическая платформа расстопоривается.

С помощью специального градуировочного устройства 1 (см. рис.5), расположенного на упоре силоизмерительного устройства, осуществляется градуировка канала измерения тяги.

После сбора готовностей всех систем стенда к работе с пульта управления производится запуск РДТТ. Автоматизированная система запуска сначала включает осциллограф, потом муфту протяжки бумаги и только затем подает электрический сигнал на мостик воспламенительного устройства. Когда двигатель отработает, осциллограф автоматически выключается.

Проявленная осциллограмма с результатами градуировок содержит необходимую информацию для определения основных параметров РДТТ.

8. ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ

Проводя обработку результатов эксперимента в предлагаемой последовательности, определяют следующие параметры:

1. Временные характеристики работы РДТТ. Для этого используется осредненная зависимость давления в камере сгорания от времени. Так как в работе показания обоих датчиков: давления практически одинаковы, то временные характеристики определяются на осциллограмме по зависимости $p_k = f(\tau)$, полученной датчиком у переднего днища камеры.

С осциллограммы (см. рис. 6) снимаются следующие временные параметры:

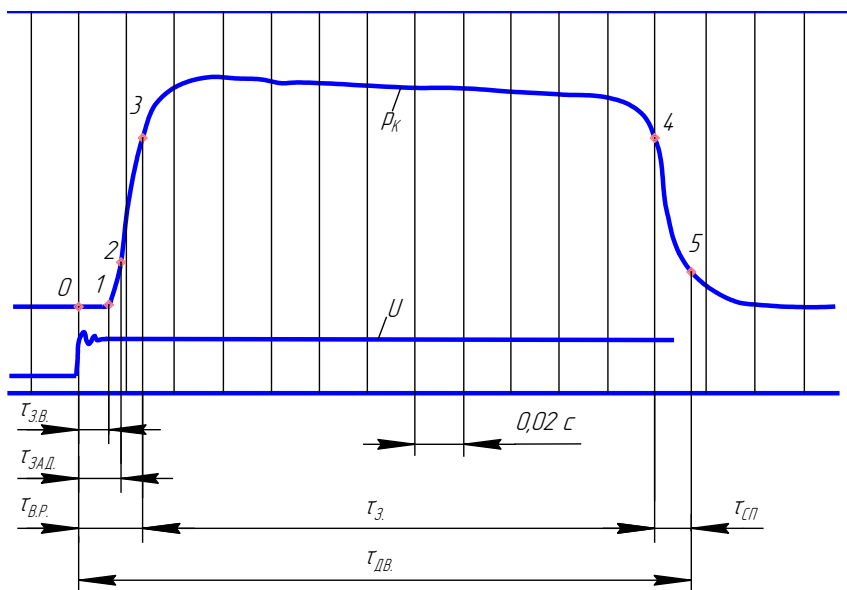


Рис.6. Временные характеристики работы РДТТ

время задержки начала процесса $\tau_{зад}$ определяется от момента подачи напряжения на мостик воспламенительного устройства до момента достижения в камере сгорания давления $p_k = 200$ кПа (точнее 196,2 кПа), обеспечивающего сверхкритический режим

течения в сопле, при условии, что с этого момента давление в камере не опустится ниже указанного уровня;

время выхода двигателя на режим $\tau_{в.р}$ – период времени от момента подачи напряжения на мостик воспламенителя до момента достижения в камере сгорания давления, составляющего 70 % от номинального уровня ($p_k = 0,7 p_{к.ном}$);

время горения заряда τ_3 – интервал времени от момента выхода двигателя на режим, когда $p_k = 0,7 p_{к.ном}$, до момента достижения давления в камере сгорания на участке спада, равного 70 % от номинального уровня ($p_k = 0,7 p_{к.ном}$);

время работы двигателя $\tau_{об}$ – период времени от момента подачи напряжения на мостик воспламенительного устройства до момента досижения давления в камере сгорания на участке спада давления, равного 200 кПа;

время спада давления $\tau_{сп}$,

$$\tau_{сп} = \tau_{об} - \tau_3 - \tau_{в.р}.$$

При снятии временных параметров с осциллограммы используется шкала времени, создаваемая на осциллограмме отметчиком времени осциллографа.

2. Средняя скорость горения ТРТ

$$U = \frac{e}{\tau_3} = \frac{D_n - D_k}{4 \tau_3} \quad (10)$$

3. Импульс тяги двигателя

$$I_\Sigma = \int_{\tau_0}^{\tau_{ог}} P d\tau \quad (11)$$

Величина определенного интеграла соответствует площади S под кривой $P(\tau)$ на осциллограмме в заданном интервале времени

$$I_\Sigma = S \cdot \mu_\tau \cdot \mu_p \quad (12)$$

где μ_p – градуировочный коэффициент тяги; μ_τ – коэффициент времени, имеющий для каждой осциллограммы свое значение и определяемый делением временного периода 0,2 с на расстояние

по горизонтали, занимаемое десятью интервалами по 0,02 с (см. рис.6).

Градуировочный коэффициент тяги

$$\mu_p = \frac{P_{\max}}{l_{\max}} \quad (13)$$

определяется по градуировочному графику, где l_{\max} – отклонение шлейфа на осциллограмме при максимальной нагрузке P_{\max} .

Коэффициент времени μ_τ , имеет для каждой осциллограммы свое значение и определяется делением временного периода 0,2 с на расстояние по горизонтали, занимаемое на осциллограмме десятью интервалами по 0,02 с (см. рис.6).

4. Суммарный импульс основного заряда ТРТ

$$I_{\Sigma_T} = \int_{\tau_{e,p}}^{\tau_{e,p} + \tau_3} P d\tau. \quad (13)$$

5. Средняя за время работы тяга двигателя

$$\bar{P} = \frac{I_{\Sigma_T}}{\tau_3}. \quad (14)$$

6. Действительное среднее значение удельного импульса тяги

$$I_y = \frac{I_{\Sigma_T}}{m_T} = \frac{1}{m_T} \int_{\tau_{e,p}}^{\tau_{e,p} + \tau_3} P d\tau. \quad (15)$$

7. Действительный удельный импульс в пустоте

$$I_{y.n} = \frac{1}{m_T} (I_{\Sigma_T} + p_n F_a \tau_3) \quad (16)$$

или

$$I_{y.n} = I_y + \frac{p_n F_a \tau_3}{m_T}, \quad (17)$$

где p_n – атмосферное давление, F_a – площадь среза сопла.

8. Коэффициент удельного импульса

$$\varphi_I = \frac{I_{y.n}}{I_{y.n.ид}}, \quad (18)$$

где $I_{y.n.ид}$ – идеальное значение удельного импульса в пустоте для условий эксперимента, которое определяется путем термодинамического расчета для данного топлива и различных давлений в камере.

Результаты расчетов для применяемого ТРТ приведены в приложении. Из таблицы получаем $I_{y.n.ид}$ для значения p_K , имевшего место в эксперименте.

9. Среднее давление в камере сгорания за время работы двигателя

$$\bar{p}_K = \frac{1}{2\tau_3} \left(\int_{\tau_{в.р}}^{\tau_{в.р} + \tau_3} p_K d\tau + \int_{\tau_{в.р}}^{\tau_{в.р} + \tau_3} p_c d\tau \right) + p_n \quad (9)$$

Значения определенных интегралов вычисляются измерением площадей под кривыми $p_K = f(\tau)$ и $p_c = f(\tau)$ с учетом своих градуировочных коэффициентов давления μ_{p_K} и μ_{p_c} .

10. Действительный расходный комплекс для сечения камеры сгорания у переднего днища

$$\beta = \frac{F_M \left(\int_{\tau_{в.р}}^{\tau_{в.р} + \tau_3} p_K d\tau + p_n \tau_3 \right)}{m_T} \quad (20)$$

11. Коэффициент полноты расходного комплекса

$$\varphi_\beta = \frac{\beta}{\beta_{ид}}, \quad (21)$$

где $\beta_{ид}$ – идеальное значение расходного комплекса, определяемое термодинамическим расчетом для данного топлива и различных давлений в камере. Результаты расчетов в интересующем нас диапазоне давлений в камере сгорания приведены в приложении.

12. Коэффициент камеры сгорания

$$\varphi_K = \varphi_\beta \cdot \mu_c \quad (22)$$

где μ_c – коэффициент расхода сопла. Для сопла испытываемого РДТТ $\mu_c = 0,992$.

13. Коэффициент сопла

$$\varphi_c = \frac{\varphi_l}{\varphi_k} \quad (23)$$

9. ЗАДАНИЕ

1. Дать оценку совершенства рабочего процесса в камере сгорания экспериментального РДТТ,
2. Оценить эффективность работы конического сверхзвукового сопла двигателя.
3. Перечислить возможные причины невысокого использования энергетических возможностей ТРТ в экспериментальном РДТТ.
4. Объяснить представленное на рис.2 изменение параметров рабочего тела по длине проточной части камеры РДТТ.

10. ТРЕБОВАНИЯ К ОТЧЕТУ ПО РАБОТЕ

Отчет по лабораторной работе должен содержать:

1. Рисунок РДТТ.
2. Основные уравнения, используемые при обработке результатов эксперимента и их анализе.
3. Обработанную осциллограмму и градуировочные графики. (Один вариант на бригаду студентов.)
4. Таблицу результатов эксперимента и таблицу обработки этих результатов.
5. Анализ полученных результатов, краткие ответы на вопросы задания.

Зачет по лабораторной работе ставится преподавателем по результатам устного собеседования со студентом, выполнившим работу и представившим качественно оформленный отчет.

11. КОНТРОЛЬНОЕ ВОПРОСЫ

1. Устройство современного РДТТ и принцип его работы.
2. Задачи, стоящие перед воспламенительным устройством, и предъявляемые к нему требования.
3. Величины удельных импульсов тяги современных РДТТ. Причины снижения действительных удельных импульсов по сравнению с теоретическими.
4. Необходимость огневых стендовых испытаний вновь спроектированных двигателей.
5. Цель проведения огневых стендовых испытаний серийных РДТТ.
6. Каким образом оцениваемся совершенство, рабочего процесса РДТТ, его экономичность.
7. Какие основные параметры двигателя измеряются при проведении огневых стендовых испытаний.
8. Как используется результаты огневых стендовых испытания при доводке двигателя?
9. Устройство и принцип работы силоизмерительного устройства, используемого в лабораторной работе.

Библиографический список

1. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей: учебник для студентов вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; под редакцией В.П. Глушко.– М.: Машиностроение, 1989.– 464 с.: ил.
2. Мелькумов, Т.М. Ракетные двигатели / Т.М. Мелькумов, Н.И. Мелик-Пашаев, П.Г. Чистяков, А.Г. Шиуков.– М.: Машиностроение, 1976. – 399 с.: ил.
3. Штехер, М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей / М.С. Штехер.– М.: Машиностроение, 1976.– 301 с.: ил.
4. Егорычев, В.С. Топлива химических ракетных двигателей: учебное пособие / В.С. Егорычев, В.С. Кондрусев.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007.– 72 с.: ил.
5. Фахрутдинов, И.Х. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: учебник для машиностроительных вузов / И.Х. Фахрутдинов, А.В. Котельников.– М.: Машиностроение, 1987.–328 с.: ил.
6. Зиницкий, А.М. Ракетные двигатели на твердом топливе. /А.М. Зиницкий.– М.: Машиностроение, 1973.– 348 с.: ил.
7. Сорокин, Р.Е. Теория внутрикамерных процессов в ракетных системах на твердом топливе: Внутренняя баллистика / Р.Е. Сорокин.– М.: Наука, 1983.– 288 с.: ил.
8. Испытания жидкостных ракетных двигателей: учеб. пособие для авиац. спец. вузов/Под ред.В.Я.Левина. М.:Машиностроение, 1981. 199 с.
9. Орлов Б.В., Мазинт Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе: Учеб. пособие для вузов. М.:Машиностроение, 1979. 392 с.

Учебное издание

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ
ПАРАМЕТРОВ РДТТ**

Методические указания

Составитель *Егорычев Виталий Сергеевич*

Редактор
Доверстка

Подписано в печать . Формат 60×84 1/16

Бумага оцветная. Печать оцветная.

Усл. печ. л. .

Тираж экз. Заказ . Арт.- /2010

Самарский государственный
аэрокосмический университет
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.