

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФГБОУ ВПО «Воронежский государственный технический
университет»

Кафедра «Ракетные двигатели»

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

к выполнению практических и самостоятельных работ по
дисциплине «Введение в авиационную и ракетно-
космическую технику» для студентов специальности
160700.65, 24.05.02 «Проектирование авиационных и
ракетных двигателей» очной формы обучения

Воронеж 2015

Составители: канд. техн. наук А.В. Шостак
канд. техн. наук А.А. Гуртовой
асп. Т.С. Тимошинова

УДК 620.197

Методические указания к выполнению практических и самостоятельных работ по дисциплине «Введение в авиационную и ракетно-космическую технику» специальности 160700.65, 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» очной формы обучения / ФГБОУ ВПО "Воронежский государственный технический университет"; сост. А.В. Шостак, А.А. Гуртовой, Т.С. Тимошинова. Воронеж, 2015. 17 с.

Настоящие методические указания содержат требования к практической и самостоятельной работе студентов, что является важной составной частью процесса изучения курса «Введение в авиационную и ракетно-космическую технику» и требует активной мыслительной деятельности.

Ил. 1.

Рецензент: д-р техн. наук А.В. Иванов.

Ответственный за выпуск зав. кафедрой д-р техн. наук проф. В.С. Рачук

Издается по решению редакционно-издательского совета Воронежского государственного технического университета.

© ФГБОУ ВПО "Воронежский
государственный технический
университет", 2015

ВВЕДЕНИЕ

В методических указаниях для выполнения практических и самостоятельных работ по дисциплине «Введение в авиационную и ракетно-космическую технику» для студентов специальности 160700.65, 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» очной формы обучения представлены:

- рекомендуемый порядок организации самостоятельной работы над темами и подготовки к практическим занятиям по дисциплине «Введение в авиационную и ракетно-космическую технику»;

- перечень материалов, которыми рекомендуется руководствоваться при самостоятельном изучении теоретического курса вышеуказанной дисциплины;

- перечень тем рефератов по дисциплине «Введение в авиационную и ракетно-космическую технику»;

- типовой пример содержания реферата по дисциплине.

1. Рекомендуемый порядок организации самостоятельной работы над темами и подготовки к практическим занятиям

Студентам рекомендуется следующий порядок организации самостоятельной работы над темами и подготовки к практическим занятиям по дисциплине «Введение в авиационную и ракетно-космическую технику»:

- ознакомиться с содержанием темы;
- прочитать материал лекций, при этом нужно составить себе общее представление об излагаемых вопросах;
- прочитать параграфы учебника, относящиеся к данной теме;
- перейти к тщательному изучению материала, усвоить теоретические положения и выводы, при этом нужно записывать основные положения темы (формулировки, определения, термины, воспроизводить отдельные схемы и чертежи из учебника и конспекта лекций);
- нельзя переходить к изучению нового материала, не усвоив предыдущего;
- необходимо помнить, что непременным условием успеха самостоятельной работы является систематичность и последовательность.

Зачет по дисциплине проводится после изучения курса. Студент для допуска к зачету должен выполнить самостоятельные работы. Перечень вопросов, выносимых на зачет, сообщается студентам заранее.

2. Перечень материалов, рекомендуемый для самостоятельного изучения теоретического курса

При самостоятельном изучении теоретического курса дисциплины «Введение в авиационную и ракетно-космическую технику» рекомендуется руководствоваться материалами:

1 Основы конструирования и проектирования ЖРД различных типов: учеб. пособие / Р.А. Бережинский [и др.]; Р.А. Бережинский, В.А.Коробченко, С.Г. Валюхов, В.Н. Скачилов; Под ред. В.С. Рачука. - Воронеж: ВГТУ, 2003. – 223 с.

2 Введение в двигателестроение: учеб. пособие / А.В. Шостак [и др.]; А.В. Шостак, А.А. Гуртовой, И.Г. Дроздов, Ю.С. Гречко – Воронеж: ВГТУ, 2011. – 135 с.

3 Гуцин В.Н. Основы устройств космических аппаратов: Учебник / В. Н. Гуцин. - М.: Машиностроение, 2003. - 272 с.: ил . - ISBN 5-217-01301-X.

4 339-2005 Методическое руководство к проведению первой учебной практики на базовых промышленных предприятиях для студентов специальности 130400 "Ракетные двигатели" очной формы обучения / Каф. ракетных двигателей; Сост.: В.А. Коробченко, А.В. Кретинин, А.В. Шостак и др. - Воронеж : ВГТУ, 2005. - 30 с.

3. Перечень тем рефератов по дисциплине

Итогом самостоятельной работы студентов по дисциплине «Введение в авиационную и ракетно-космическую технику» должна стать подготовка реферата по темам, примерный перечень которых представлен ниже:

- 1 История ракетостроения.
- 2 Истоки ракет.
- 3 Применение ракет.
- 4 Военное дело.
- 5 Научные исследования.
- 6 Космонавтика.
- 7 Принципы полета ракеты.
- 8 Основы конструкции ракеты.
- 9 Реактивные двигатели.
- 10 Ракетное топливо.
- 11 Силы, действующие на ракету в полёте.

- 12 Космические скорости.
- 13 Жидкостные ракетные двигатели. Классификация.
- 14 История двигателестроения.
- 15 Классификация ракетных двигателей.
- 16 Химические ракетные двигатели.
- 17 Ядерные ракетные двигатели.
- 18 Электрические ракетные двигатели.
- 19 Плазменные ракетные двигатели.
- 20 Основные этапы современного двигателестроения.
- 21 Основы устройства жидкостных ракетных двигателей.
- 22 Конструкция и рабочий процесс двигателей.
- 23 Агрегаты двигателя.
- 24 Топливо двигателя.
- 25 Физические принципы и основные параметры двигателя.
- 26 Удельные характеристики двигателя.
- 27 Пневмогидравлические схемы двигателей.
- 28 Выбор и увязка параметров двигателя.
- 29 Компьютерное моделирование при разработке двигателей.
- 30 Производство жидкостных ракетных двигателей.
- 31 Производственно-технологическая база.
- 32 Технологические процессы.
- 33 Производственный цикл.
- 34 Автоматизация производства.
- 35 Оборудование для испытаний двигателей
- 36 Испытательные стенды.
- 37 Измерительная аппаратура.
- 38 Организация испытаний и оценка их результатов.
- 39 Методы регистрации измеряемых параметров.
- 40 Тенденции и перспективы развития двигателестроения
- 41 Новые топлива.
- 42 Оптимизация основных параметров.
- 43 Повышение конструктивного совершенства.

44 Двигатели многократного включения и многоразового применения.

45 Системы автоматизированного проектирования.

4. Типовой пример содержания реферата по дисциплине

Типовой пример содержания реферата по дисциплине «Введение в авиационную и ракетно-космическую технику» на тему: «Перспективные направления разработки ракетных двигателей»

На настоящем этапе развития космических транспортных средств сложилась ситуация, когда возможности по совершенствованию химических ракетных двигателей традиционных типов (на основе стационарных или медленно протекающих рабочих процессов) практически полностью исчерпаны и ограничены незначительным улучшением энергомассовых характеристик, достигаемым, как правило, в ущерб надежности, безопасности и экологичности. Качественный скачок в развитии космических транспортных средств может быть достигнут путем разработки и внедрения принципиально новых двигателей, использующих быстропротекающие (взрывные) процессы, например пульсирующих детонационных двигателей (ПДД). Для ПДД характерны детонационный механизм преобразования энергии, высокая (вплоть до ультразвуковой) частота рабочих циклов, отсутствие механической клапанной решетки, возможность работы как в ракетном, так и воздушно-реактивном режимах.

Потенциально пульсирующие детонационные двигатели по сравнению с традиционными имеют ряд существенных преимуществ. Это высокий удельный импульс (порядка 10^3 с); малая удельная масса (порядка 10^{-3} кг/кгс); малые удельные размеры (порядка $3 \dots 10$ м³/тс); возможность использования в широком диапазоне скоростей; бесструйный

механизм создания тяги (зона силового и температурного проявления выхлопных газов не превышает 100 мм от среза сопла); простота, надежность и технологичность (основная конструкция двигателя содержит 5...7 жестко скрепленных деталей при отсутствии движущихся частей); незначительная токсичность выхлопных газов.

ПДД часто путают с пульсирующими двигателями, которые работают на единственной частоте, поскольку горение происходит в акустически настроенной камере. Пульсирующий двигатель обычно имеет низкий удельный расход топлива, но при этом проигрывает из-за низкого удельного импульса, связанного с низкой степенью сжатия топливно-воздушной смеси перед сгоранием. В отличие от него ПДД имеет высокий удельный импульс и является механически простым прибором.

В конце 1980-х гг. Международной корпорацией прикладных наук (SAIC) при спонсорской поддержке Агентства оборонительных перспективных исследовательских проектов (DARPA) был выполнен ряд компьютерных исследований ПДД. Результаты этих исследований докладывались в течение последних лет на конференциях Американского института аэронавтики и астронавтики, что свидетельствует о растущем интересе к этой технологии. DARPA интересовалось потенциалом ПДД как двигательной установки для одноразовых аппаратов, таких как малые беспилотные летательные аппараты и вспомогательные ракеты проникновения.

Имеются убедительные доказательства, что фирма Pratt & Whitney и другие разработчики двигателей либо имеют, либо имели активные хотя и тщательно засекреченные программы создания двигательных установок, основанных на явлении “нестабильного горения”. Официальные лица НАСА и ВВС извещались о происходящих летных испытаниях аппаратов, которые используют схемы ДУ с ПДД, но подробности тщательно скрывались. Испытания могли быть

связаны как с пилотируемыми, так и с беспилотными самолетами.

Как показали исследования, проведенные в НИИ и КБ России, основными для перспективных средств выведения на ближайшие 20...25 лет остаются жидкостные ракетные двигатели. Для создания же ДУ, при работе которых в качестве окислителя используется атмосферный воздух, например гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей, что обусловило бы значительное уменьшение стартовой массы средства выведения, требуется решение ряда сложнейших проблем. Они касаются в основном разработки конструкций ДУ и летательного аппарата в целом, работающих в условиях высоких скоростных напоров и аэродинамического нагрева (1500 К и более). Эти проблемы отодвигают возможность реализации ГПВРД на более отдаленное будущее, что, в частности, подтверждается результатами работ по программе NASP, проведенных в США. Вид такого двигателя показан на рис. 1.

Развитие космонавтики, решение средствами ракетно-космической техники принципиально важных для устойчивого развития земной цивилизации проблем тормозятся несовершенством существующих и разрабатываемых средств выведения, и в первую очередь высокой стоимостью выведения полезной нагрузки (5...10 тыс. дол. на каждый килограмм ПН). В числе критических элементов современных средств выведения - маршевые двигатели. Высокая стоимость, риск отказов с катастрофическими последствиями - органические недостатки современного однократно используемого двигателя, которые можно преодолеть лишь на основе принципиально новых конструктивно-технических и схемных решений.

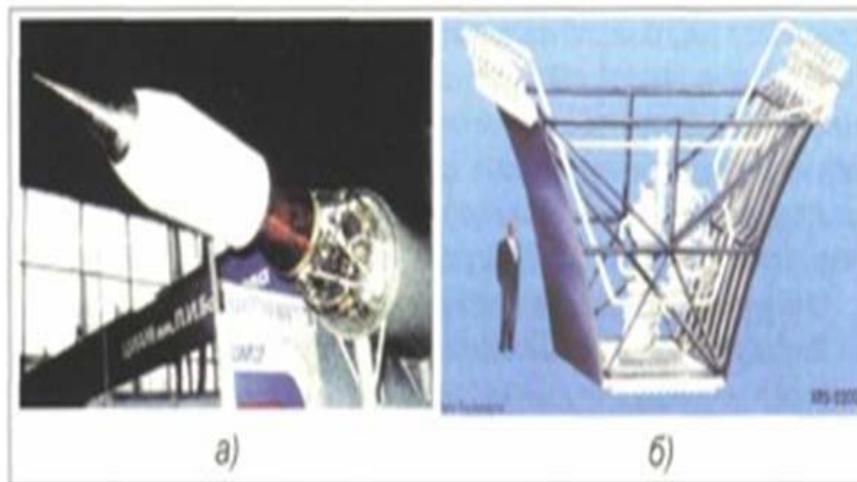


Рис. 1 - Гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (а) и “революционный” линейный ЖРД “аэропарк” (б)

Необходимость разработки новой концепции маршевых двигателей средств выведения обусловлена тем, что уже созданные в мире ракетные двигатели практически не соответствуют основным требованиям к перспективным транспортным космическим системам (ТКС), в частности требованиям:

- максимально достижимой (близкой к абсолютной) безопасности, исключения катастрофических последствий возможных отказов отдельных элементов и подсистем, в первую очередь двигателей;
- существенного, не менее чем на порядок, снижения затрат на эксплуатацию и удельной стоимости выполнения транспортных операций;
- сведения к минимуму экологического ущерба от эксплуатации при возможном расширении масштабов грузоперевозок на трассе “Земля - орбита”;

- универсальности и адаптируемости, обеспечивающих возможность эксплуатации с использованием разных стартовых комплексов, сведение к минимуму ограничений характеристик транспортируемых полезных нагрузок.

В настоящее время учеными и специалистами Исследовательского центра им. М.В. Келдыша совместно с ЦНИИМаш выполнены предварительные оценки рационального облика перспективных средств выведения и их ДУ, отвечающих упомянутым требованиям; найдены приемлемые решения, заслуживающие дальнейшей проработки. В числе этих решений и технологий следует выделить:

1. использование сжиженных природных газов (СПГ) в качестве универсального, экологически чистого горючего;

2. применение новых схем двигателя, в частности с дожиганием восстановительного генераторного газа, и эффективных систем охлаждения камер сгорания;

3. горячее резервирование двигателей в ДУ на основе диагностики и прогнозирования развития их возможных отказов и дефектов;

4. использование высокоэффективных систем контроля качества и надежности двигателей в производстве;

5. достижение высокой надежности и технологичности двигателя, низких трудоемкости и стоимости его изготовления;

6. применение новых рациональных схем трехкомпонентных ЖРД.

Отмеченным выше требованиям наиболее полно отвечают три типа перспективных ЖРД. Это особо надежный и дешевый в эксплуатации двигатель, предназначенный для многократного использования в составе первых ступеней средств выведения и выполненный по так называемой “сладкой” схеме (т.е. с избытком горючего в

газогенераторном газе, что исключает сажеобразование в случае применения в качестве горючего сжиженного метана, а в качестве окислителя жидкого кислорода), это трехкомпонентный двигатель, работающий на топливе $O_2 + H_2 + УВГ$ (углеводородное горючее), как маршевый двигатель перспективных одноступенчатых СВ, это также двигатель первых ступеней многоразовых систем выведения, работающий с использованием накапливаемого и сжижаемого в полете атмосферного воздуха - так называемый жидкостно-воздушный реактивный двигатель (ЖВРД).

Остановимся кратко на особенностях двигателей этих типов.

Кислородно-метановые ЖРД. Создание такого двигателя может рассматриваться как составная часть общероссийской программы расширения и повышения эффективности использования сжиженных природных газов на автомобильном, железнодорожном, авиационном транспорте и в ракетно-космической технике. Необходимость реализации такой программы может быть обусловлена дефицитом вырабатываемых из нефти топлив, большими запасами, доступностью и относительной дешевизной природного газа, а также экологическими преимуществами его применения.

Широкие исследования горючего различных видов, в том числе синтезированного, показали, что СПГ на 95...98 % состоящий из метана, может рассматриваться как перспективное горючее для средств РКТ, которое позволит удовлетворить основные требования к стоимости, надежности, экологической безопасности маршевых ЖРД нового поколения при высоком уровне их энергомассовых характеристик. Применение кислородно-метанового топлива с учетом снижения потерь на его завесное охлаждение обеспечивает повышение удельного импульса тяги по сравнению с кислородно-керосиновым двигателем на 200...250 м/с, что перекрывает ущерб от снижения на 15 %

плотности топливных компонентов. Увеличение удельного импульса тяги является следствием более высоких термодинамических характеристик и охлаждающей способности метана.

Проведенные в Исследовательском центре им. М.В. Келдыша экспериментальные исследования показали возможность успешной разработки двигателя, работающего на кислороде и метане с использованием восстановительного генераторного газа, т.е. реализации схемы, которая открывает большие потенциальные возможности повышения надежности ЖРД и создания резервируемой ДУ. По сравнению с жидким углеводородным горючим типа РГ-1 сжиженный метан дешевле, его сырьевая база практически неограничена. Проблемы создания наземной инфраструктуры (установок для сжижения природного газа и его транспортировки, а также средств заправки) в значительной мере решены. Переход на метан позволяет относительно легко решать многие задачи межпланетного обслуживания двигателя, так как он после работы остается чистым, без характерных для использования РГ-1 отложений смол и сажи, что обеспечивает сокращение до минимума времени и затрат на обслуживание. Можно рассчитывать и на снижение остроты экологических проблем за счет резкого уменьшения содержания вредных веществ в продуктах сгорания топлива (особенно СО).

Создание кислородно-метановых ЖРД может базироваться на новейших достижениях российского ракетного двигателестроения, в том числе и полученных при разработке кислородно-керосиновых (РД-170) и кислородно-водородных (РД-0120) двигателей. Это позволит сократить технологический риск, затраты средств и времени. Наиболее рациональной областью применения такого ЖРД являются многодвигательные резервируемые установки первых ступеней двухступенчатых систем выведения нового поколения. Конструкция ЖРД должна разрабатываться исходя из требований его ремонтпригодности и максимальной

технологичности. Один из вариантов предложенного двигателя может работать по открытой схеме с перепуском генераторного газа в закритическую часть сопла. Применение открытой, незамкнутой схемы работы двигателя (или схемы с восстановительным газогенераторным газом) дает возможность проводить его широкую поагрегатную доводку, значительно сокращать сроки доводки и затраты на нее.

Трехкомпонентный двигатель. Для разработки в дальнейшем наиболее эффективных одноступенчатых систем выведения необходимо создание ЖРД нового поколения, работающих при использовании с жидким кислородом двух горючих - водорода и УВГ. Основным преимуществом трехкомпонентных ЖРД по сравнению с двухкомпонентными кислородно-водородными двигателями является уменьшение потребных запасов водорода в 1,5...2 раза, что позволит сократить затраты на выведение ПН. Это обеспечит также уменьшение "сухой" массы конструкции носителя. Проведенные исследования показали конкурентоспособность и значительную эффективность ЖРД, работающих на трехкомпонентном топливе (жидкий кислород - углеводородное горючее - жидкий водород).

Жидкостно-воздушный ракетный двигатель (ЖВРД). Разработка двигателей, работающих с использованием атмосферного воздуха, связана с решением ряда новых научно-технических проблем, что, как показывает анализ, отодвигает возможность создания ЖВРД на более отдаленное будущее. ЖВРД следует рассматривать в первую очередь как перспективный двигатель для одноступенчатых многоразовых воздушно-космических систем. Работы над двигателем этого типа проводятся в России, в частности в Исследовательском центре им. М.В. Келдыша, с начала 1960-х гг.

ЖВРД является комбинированным двигателем, который в зависимости от скорости полета воздушно-космической системы функционирует с применением в качестве окислителя либо сжижаемого атмосферного воздуха,

либо жидкого кислорода из баков системы и в отличие от других двигателей, действующих на основе такого принципа, работоспособен в диапазоне скоростей полета от нулевой до орбитальной. Поэтому ДУ воздушно-космической системы может быть сформирована целиком из ЖВРД, без использования двигателей других типов.

По расчетным оценкам в воздушном режиме ЖВРД будет иметь удельный импульс тяги 14 000...23 500 м/с и удельную тягу по воздуху 1550...2300 м/с, а в ракетном режиме - удельный импульс, не меньший 4600 м/с. Удельная масса двигателя при этом будет составлять 45...65 кг/тс.

Основными потенциальными достоинствами ЖВРД являются:

- возможность использования для обеспечения полета летательного аппарата однотипных двигателей;
 - высокое значение удельной тяги по воздуху по сравнению с аналогичными характеристиками воздушно-реактивных двигателей других типов (меньшая масса воздухозаборника и гондолы двигателя также меньшее аэродинамическое сопротивление летательного аппарата);
 - возможность отработки двигателя в наземных условиях с использованием в основном существующей стендовой базы испытаний кислородно-водородных ЖРД;
 - уменьшение стартовой массы системы выведения (по сравнению с массой СВ с ЖРД) в 1,5...2,0 раза;
 - достаточно щадящие температурные режимы работы конструкции носителя при выведении ПН в отличие от вариантов воздушно-космической системы типа NASP с ГПВРД;
 - возможность реализации самолетной схемы горизонтального взлета летательного аппарата с ЖВРД, его посадки на аэродром и самостоятельного перебазирования.
- Ключевой проблемой при разработке ЖВРД является создание высокоэффективного, с малой массой теплообменника для сжижения атмосферного воздуха в

процессе полета воздушно-космической системы при $M \sim 0 \dots 5$. За рубежом работы по внедрению ЖВРД (двигателя RB.5A5) проводились в Великобритании в соответствии с программой HOTOL. В Японии исследования по ЖВРД выполняются фирмой Mitsubishi: испытана система сжижения воздуха, готовятся испытания демонстрационного двигателя. В России расчетные, проектные и экспериментальные работы, направленные на создание стендового демонстрационного ЖВРД, а также определение облика и характеристик натурального двигателя, ведутся в Исследовательском центре им. М.В. Келдыша в кооперации с рядом отечественных фирм. В частности, предварительно проработан облик натурального двигателя, изготавливается экспериментальная сборка теплообменника, исследуются процесс сжижения воздуха в нем и методы борьбы с намерзанием влаги.

Рассмотренные типы двигателей, объединяемые единой концепцией двигателя XXI в., как показывают результаты системного анализа, обеспечат успешное выполнение перспективных космических программ при различных сценариях развития отечественной и мировой космонавтики. Работа в рамках этой концепции позволит сохранить и эффективно использовать имеющийся мощный потенциал российского ракетного двигателестроения, а формируемый уже на ранних этапах задел может, по нашему мнению, послужить хорошей основой для развития взаимовыгодного международного сотрудничества.

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРД МТ) являются основным типом исполнительных органов в системах коррекции, стабилизации и ориентации космических аппаратов. Более пятидесяти типов ЖРД МТ, разработанных в отрасли, успешно эксплуатируются в составе КА различного назначения, ряд двигателей находятся в процессе экспериментальной отработки. К настоящему времени сформировались четыре основных типа ЖРД МТ,

соответствующих специфике сложившихся классов решаемых задач:

1. двигатели, работающие на долго хранимых самовоспламеняющихся компонентах топлива (например, АТ + НДМГ) и предназначенные для КА (в основном автоматических) с длительным сроком активного существования (до 15 лет и более). Эти двигатели должны иметь огневой ресурс, исчисляемый часами, высокую надежность и удовлетворительные энергомассовые и динамические характеристики. Кроме того, они должны быть многоцелевыми и унифицированными для ряда космических аппаратов;

2. двигатели, функционирующие с использованием как обычных самовоспламеняющихся компонентов топлива (например, АТ + НДМГ), так и высокоэнергетических перспективных топлив и предназначенные для высокоманевренных малогабаритных КА специального назначения (например, средств противоракетной обороны). Указанные двигатели должны иметь очень высокую динамику (менее 5 мс), предельно малую массу (отношение тяги к массе 1000 кгс/кг более), высокий удельный импульс тяги и относительно небольшой огневой ресурс (10...50 с, в отдельных случаях до 200 с);

3. двигатели, работающие на нетоксичных и, как правило, несамовоспламеняющихся компонентах топлива и предназначенные для перспективных пилотируемых КА. Основные характеристики этих двигателей аналогичны характеристикам ЖРД МТ первого типа;

4. двигатели, работающие, как правило, на однокомпонентном топливе - гидразине и обеспечивающие прецизионную ориентацию и стабилизацию КА. Такие ЖРД сверхмалой тяги (меньше 0,5 кгс) должны иметь огневой ресурс, составляющий десятки часов, высокую надежность, стабильность тяги и ее единичных импульсов, а также должна обеспечиваться возможность унификации.

Основными направлениями кардинального улучшения характеристик ЖРД МТ должны быть разработка:

- камер сгорания из перспективных жаропрочных металлических сплавов без защитных покрытий, из неметаллических и композиционных материалов, причем камеры сгорания двигателей первого и третьего типов целесообразно изготавливать из сплавов без покрытия и металлокерамики, поскольку они работоспособны в течение длительного огневого ресурса, двигателей второго типа - главным образом из углерод-углеродных композиционных материалов, обладающих высокой термостойкостью и малой плотностью, что обеспечивает минимальную массу камеры при высокой (до 2000 К) температуре ее стенки и высокую экономичность двигателя, а четвертого типа - из материалов, стойких в среде гидразина и продуктов его разложения в течение требуемого огневого ресурса;

- высокоэффективных и надежных смесительных головок со стабильными гидравлическими характеристиками в течение длительного ресурса, обеспечивающих предотвращение облитерации проходных сечений форсунок двигателей второго, третьего и четвертого типов, а также высокую полноту сгорания топлива при своих небольших габаритах и очень малой длине камеры сгорания двигателей второго типа;

- надежных быстродействующих клапанов, причем если для двигателей второго, третьего и четвертого типов главными (и во многом достигнутыми) являются их большой ресурс по числу включений и надежность, то для ЖРД МТ второго типа важнейшее значение имеют динамика открытия и закрытия клапана, а также его масса;

- новой элементной базы для перспективных ДУ с ЖРД МТ и методов комплексной оптимизации их параметров.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	1
1. Рекомендуемый порядок организации самостоятельной работы над темами и подготовки к практическим занятиям...2	
2. Перечень материалов, рекомендуемый для самостоятельного изучения теоретического курса.....2	
3. Перечень тем рефератов по дисциплине.....3	
4. Типовой пример содержания реферата по дисциплине.....5	

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

к выполнению практических и самостоятельных работ по дисциплине «Введение в авиационную и ракетно-космическую технику» специальности 160700.65, 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» очной формы обучения

Составители: Шостак Александр Викторович
Гуртовой Андрей Александрович
Тимошинова Татьяна Сергеевна

В авторской редакции

ФГБОУ ВПО «Воронежский государственный технический университет»
394026 Воронеж, Московский пр., 14