

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

УТВЕРЖДАЮ
Проректор по УМР
_____ В.В.Криницин
« ____ » _____ 2007г.

РАБОЧАЯ УЧЕБНАЯ ПРОГРАММА ДИСЦИПЛИНЫ

«Теория авиационных двигателей», СД.06
(наименование, шифр по ГОС)

Специальность **160901 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей**
(шифр по ГОС)

Факультет - **Механический**
Кафедра - **Двигатели летательных аппаратов**
Курс - **3** Форма обучения - **очная** Семестр **6**

Общий объём учебных часов на дисциплину - **150** (ч.)
Объём аудиторных часов - **84** (ч.) , в том числе:
 Лекции - **52** (ч.)
 Лабораторные занятия - **32** (ч.)
Самостоятельная работа - **66** (ч.)
 Курсовая работа - **3 курс (семестр – 6-й)**
 Контрольное домашнее задание - **3 курс (семестр – 6-й)**
Экзамен - **3 курс (семестр – 6-й)**

Рабочая учебная программа составлена на основании примерной учебной программы дисциплины и в соответствии с государственными требованиями к минимуму содержания и уровню подготовки выпускника по специальности.

Рабочую учебную программу составил:
Шулекин В.Т., доцент, к.т.н.
(Ф.И.О., звание, степень) (подпись)

Рабочая учебная программа утверждена на заседании кафедры, протокол № ____ от « ____ » _____ 2007г.

Заведующий кафедрой Умушкин Б.П., проф., д.т.н.
(Ф.И.О., звание, степень) (подпись)

Рабочая учебная программа одобрена методическим советом специальности 160901 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей
(наименование специальности)

« ____ » _____ 2007 г. протокол № ____.

Председатель методического совета Чинючин Ю.М., проф., д.т.н.
(Ф.И.О., звание, степень)

(подпись)

Рабочая учебная программа согласована с Учебно-методическим управлением (УМУ)
Начальник УМУ Логачев В.П., доц., к.т.н.
(Ф.И.О., звание, степень) (подпись)

1. Цель и задачи дисциплины

1.1. Цель преподавания дисциплины

Цель преподавания дисциплины «Теория авиационных двигателей» состоит в изучении рабочих процессов и эксплуатационных характеристик авиационных двигателей различных типов, составляющих силовые установки летательных аппаратов гражданской авиации.

1.2. Задачи изучения дисциплины (необходимый комплекс знаний и умений)

1.2.1. Иметь представление о проблемах теории двигателей, обеспечивающей поддержание лётной годности воздушных судов и их силовых установок в процессе эксплуатации.

1.2.2. Знать:

- принципы работы основных элементов авиадвигателей;
- рабочий процесс и эксплуатационные характеристики различных типов газотурбинных двигателей воздушных судов (ВС);
- основные эксплуатационные ограничения, вводимые на силовых установках ВС;
- влияние эксплуатационных факторов и наработки на основные данные авиадвигателей.

1.2.3. Уметь:

- использовать полученные знания при анализе нарушения работоспособности основных элементов ГТД, при поиске причин их отказов и неисправностей;
- разрабатывать меры по устранению и предупреждению отказов и неисправностей основных элементов ГТД;
- определять пути экономии топлива при эксплуатации силовых установок воздушных судов;
- осуществлять оценки изменения основных данных авиадвигателей и их элементов в процессе длительной эксплуатации по результатам современных средств регистрации и обработки полетной информации и по результатам наземных испытаний;
- разрабатывать и предъявлять основные эксплуатационно-технические требования к новым образцам авиадвигателей.

1.2.4. Иметь навыки:

- в выполнении газодинамического расчета авиадвигателей в стартовых и полетных условиях;
- в сравнении показателей эксплуатационных свойств (удельной тяги, удельного расхода топлива, удельной массы и др.) различных типов газотурбинных двигателей гражданской авиации;
- в определении показателей выбросов вредных веществ при работе авиационных ГТД и мероприятиях по их снижению.

2. Содержание дисциплины

2.1. Наименование разделов (подразделов). Содержание тем, ссылки на литературу

Раздел 1. Теория элементарной ступени компрессора. 4 часа

Тема 1.1. Схема и принцип действия элементарной ступени компрессора

Классификация компрессоров авиационных ГТД. Организация рабочего процесса в осевой, центробежной и диагональной ступенях компрессора.

Графоаналитическое представление рабочего процесса осевой и центробежной ступеней и динамика его изменения в эксплуатации. Параметры заторможенного потока и их измерение в компрессорах авиационных ГТД. Основные КПД ступени и их влияние на топливную экономичность авиадвигателей.

Литература: [2,3]

Тема 1.2. Течение воздуха в ступени компрессора

Течение воздуха в межлопаточных каналах рабочего колеса и направляющего аппарата осевой и центробежной ступенях компрессора. Особенности течения воздуха в каналах на нерасчетных режимах работы компрессора и с нарушением геометрии лопаток .

Профилирование лопаток компрессора и подготовка исходных данных для их конструирования.

Литература: [2,3]

Раздел 2. Теория многоступенчатого компрессора. 4 часа

Тема 2.1. Рабочий процесс многоступенчатых компрессоров

Основные технико-экономические показатели компрессоров авиационных ГТД.

Особенности работы первых и последних ступеней осевого компрессора на нерасчётных режимах работы. Физическая сущность и причины возникновения неустойчивой работы компрессора, признаки её появления в эксплуатации и мероприятия для повышения области устойчивой работы компрессора.

Литература: [2,3]

Тема 2.2. Характеристики компрессоров авиационных ГТД

Характеристики осевых и центробежных компрессоров по расходу воздуха. Обобщённые (универсальные) характеристики компрессора. Запас устойчивости компрессора и влияние эксплуатационных факторов на устойчивую работу компрессора. Регулирование компрессоров.

Литература: [2,3]

Раздел 3. Теория элементарной ступени турбины. 4 часа**Тема 3.1. Схема и принцип действия ступени турбины**

Организация рабочего процесса в осевой и центростремительной ступенях турбины. Графоаналитическое представление рабочего процесса осевой ступени турбины и динамика его изменения в эксплуатации. Основные технико-экономические показатели ступени турбины.

Литература: [2,3]

Тема 3.2. Течение газа в ступени турбины

Течение потока в межлопаточных каналах соплового аппарата и рабочего колеса. Особенности течения потока в каналах на нерасчетных режимах работы турбины.

Профилирование лопаток ступени турбины и подготовка исходных данных для конструирования лопаток. Охлаждение турбинных лопаток. Особенности течения потока в каналах при охлаждении лопаток. Влияние эффективности охлаждения на безопасность полетов воздушных судов.

Литература: [2,3]

Раздел 4. Теория многоступенчатых осевых турбин ГТД. 2 часа**Тема 4.1. Теория многоступенчатых осевых турбин ГТД.**

Особенности рабочего процесса первых и последних ступеней многоступенчатой турбины на нерасчётных режимах работы.

Эксплуатационные характеристики газовых турбин.

Литература: [2,3]

Раздел 5. Процессы, протекающие в камере сгорания. 4 часа**Тема 5.1. Схема и принцип действия камеры сгорания ГТД**

Организация рабочего процесса в камере сгорания авиационного ГТД. Подготовка топливо-воздушной смеси и оценка её качества. Особенности рабочего процесса в зоне горения.

Литература: [1,3]

Тема 5.2. Охлаждение камер сгорания ГТД

Охлаждение деталей камеры сгорания. Схемы и эффективность систем охлаждения деталей камеры сгорания. Диагностика технического состояния камер сгорания ГТД.

Литература: [1,3]

Раздел 6. Типы камер сгорания. 2 часа**Тема 6.1. Типы камер сгорания.**

Особенности рабочего процесса в трубчато-кольцевых и кольцевых камерах сгорания. Струйные и испарительные форсунки и их работа на нерасчётных режимах работы двигателя.

Эксплуатационные характеристики камер сгорания авиационных ГТД.

Выделение вредных веществ при работе камер сгорания, их оценка и нормирование.

Литература: [1,3]

Раздел 7. Форсажные камеры сгорания. 2 часа

Тема 7.1. Форсажные камеры сгорания

Особенности организации рабочего процесса форсажных камер сгорания. Физическая сущность и причины вибрационного горения. Эксплуатационные характеристики форсажных камер сгорания ТРДФ, ТРДДФ.

Литература: [1,3]

Раздел 8. Выходные устройства ГТД. 2 часа

Тема 8.1. Выходные устройства

Организация рабочего процесса в выходных устройствах ТРД, ТРДД, ТВД. Основные технико-экономические показатели выходных устройств. Нерасчетные режимы работы выходных устройств. Особенности работы дозвуковых и сверхзвуковых сопел. Реверсирование тяги ТРД.

Особенности организации рабочего процесса сопел с центральным телом. Эксплуатационные характеристики выходных устройств авиационных ГТД.

Литература: [1]

Раздел 9. Входные устройства ГТД. 2 часа

Тема 9.1. Входные устройства ГТД

Организация рабочего процесса во входных устройствах ТРД, ТРДД, ТВД. Основные технико-экономические показатели входных устройств. Нерасчетные режимы работы входных устройств.

Особенности работы дозвуковых и сверхзвуковых воздухозаборников. Эксплуатационные характеристики входных устройств авиационных ГТД.

Литература: [1]

Раздел 10. Рабочий процесс ТРД, ТРДД. 4 часа

Тема 10.1. Рабочий процесс ТРД

Основные технико-экономические показатели газотурбинных двигателей гражданской авиации.

Работа цикла ТРД. Удельная тяга ТРД. Зависимость удельной тяги ТРД от параметров рабочего процесса.

Литература: [1]

Тема 10.2. Рабочий процесс ТРДД

Работа цикла ТРДД. Распределение работы цикла в ТРДД между контурами. Оценка эффективности ТРД, ТРДД как тепловой машины.

Тяговая работа ТРД, ТРДД. Оценка эффективности ТРД, ТРДД как движителя.

Полный (общий) КПД ТРД, ТРДД и его влияние на дальность полета воздушного судна.

Литература: [1]

Раздел 11. Совместная работа элементов ГТД. 8 часов**Тема 11.1. Совместная работа турбины и сопла ТРД**

Задачи совместной работы элементов ГТД. Формулы совместной работы турбины и реактивного сопла и её анализ.

Литература: [1]

Тема 11.2. Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины ГТД

Уравнение совместной работы элементов газогенератора. Совместная работы компрессора и входного устройства ТРД.

Литература: [1]

Тема 11.3. Особенности совместной работы элементов ТРДД

Совместная работа элементов в двухконтурном ТРДД. Влияние эксплуатационных факторов на совместную работу элементов ГТД.

Литература: [1]

Раздел 12. Характеристики: высотная, скоростная, дроссельная многовальных ГТД. 6 часов**Тема 12.1. Скоростные характеристики ТРД, ТРДД**

Законы управления и программы регулирования авиационных ГТД. Характеристики ТРД по скорости полета при законе управления $n=const$, $T_r^* = const$. Особенности скоростных характеристик ТРДД. Влияние эксплуатационных факторов на скоростные характеристики ТРД, ТРДД.

Литература: [1]

Тема 12.2. Высотные характеристики ТРД, ТРДД

Высотные характеристики ТРД, ТРДД. Высотно-скоростные характеристики ТРД, ТРДД. Эксплуатационные ограничения летных характеристики ТРД, ТРДД.

Литература: [1]

Тема 12.3. Дроссельные характеристики ТРД, ТРДД

Дроссельные характеристики ТРД, ТРДД. Влияние температуры и давления наружного воздуха на дроссельные характеристики ТРДД.

Литература: [1]

Раздел 13. Теория турбовинтовых и турбовальных двигателей. 4 часа**Тема 13.1. Рабочий процесс турбовинтовых и турбовальных двигателей**

Особенности рабочего процесса турбовинтовых и турбовальных двигателей. Основные технико-экономические показатели турбовинтовых и турбовальных двигателей.

Литература: [1]

Тема 13.2. Особенности эксплуатационных характеристик турбовинтовых и турбовальных двигателей

Эксплуатационные характеристики турбовинтовых и турбовальных двигателей.

Литература: [1]

Раздел 14. Запуск и переходные процессы в ГТД. 2 часа**Тема 14.1. Запуск и переходные процессы в ГТД**

Совместная работа элементов ГТД на режимах запуска и на переходных режимах. Мероприятия по обеспечению надежного запуска и надлежащей приёмистости авиационных ГТД.

Литература: [1]

Раздел 15. Изменение характеристик в эксплуатации на крыле в течение гарантийного ресурса. 2 часа**Тема 15.1. Изменение характеристик в эксплуатации на крыле в течение гарантийного ресурса**

Методы контроля технического состояния авиадвигателей в эксплуатации. Влияние наработки двигателя на его основные технико-экономические свойства и на безопасность полетов.

Литература: [1]

2.2. Перечень лабораторных занятий, и их объём в часах:

ЛБ-1 Приборы для измерения основных параметров потока в проточной части ГТД . 4 часа.

Литература: [4]

ЛБ-2 Экспериментальное определение характеристик осевого компрессора при его работе в системе авиационного ГТД. 4 часа.

Литература: [4]

ЛБ-3 Экспериментальное исследование работы крайних ступеней осевого компрессора при его работе в ТРДД АИ-25. 4 часа.

Литература: [4]

ЛБ-4 Определение основных параметров осевой ступени турбины. 4 часа.

Литература: [4]

ЛБ-5 Определение основных параметров камеры сгорания ГТД. Анализ влияния различных эксплуатационных факторов на работу камеры сгорания. 6 часов.

Литература: [4]

ЛБ-6 Экспериментальное определение дроссельной характеристики ТРДД АИ-25. 4 часа.

Литература: [4]

ЛБ-7 Экспериментальное определение дроссельной характеристики ТВД АИ-24. 4 часа

ЛБ-8 Оценка технического состояния ТРДД ПС-90А по полетной информации. 4 часа.

Литература: [4]

2.5. Тематика курсовых работ:

1. Двухконтурные турбореактивные двигатели, 82 %.
2. Турбовинтовые двигатели, 10 %.
3. Турбореактивные двигатели, 2 %.
4. Вспомогательные газотурбинные двигатели, 2 %.
5. Двухконтурные турбореактивные двигатели с форсажной камерой, 2 %.
6. Вертолётные ГТД, 2 %.

Курсовая работа включает выполнение следующих задач:

1. Ознакомление с основными технико-экономическими показателями двигателя – прототипа, его компоновочной схемой и программой регулирования.
2. Выбор и обоснование коэффициентов потерь в элементах проектируемого ГТД (входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина, камера смешения, выходное устройство, форсажная камера, редуктор).

3. Газодинамический расчет проектируемого двигателя на взлетном режиме работы в условиях старта воздушного судна. Сравнительный анализ удельных параметров проектируемого двигателя и двигателя-прототипа.
4. Расчет лётных характеристик проектируемого двигателя.
5. Построение эксплуатационных ограничений высотно-скоростных характеристик проектируемого двигателя.

Литература: [6,7,8]

2.3. Тематика контрольного домашнего задания.

Газодинамический расчет ступени компрессора или турбины.

Задача имеет комплексный характер. Знания и умения приобретаются при расчете и анализе:

- геометрии проточной части компрессоров;
- геометрии проточной части ступени компрессора или турбины;
- планов скоростей на входе и выходе рабочего колеса ступени компрессора или турбины;
- основных технико-экономических показателей ступени компрессора или турбины;
- подготовке исходных данных для построения рабочих лопаток ступени турбины и компрессора.

Литература: [5]

3. Рекомендуемая литература

№ п/п	Автор	Наименование, издательство, год издания
1.	Казанджан П.К. Тихонов Н.Д. Шулекин В.Т.	Основная литература: Теория авиационных двигателей. Рабочий процесс и эксплуатационные характеристики газотурбинных двигателей. Учебник для вузов /Под ред. Н.Д.Тихонова. М.:Транспорт,2000. 287с.
2.	Казанджан П.К. Тихонов Н.Д.	Теория авиационных двигателей. Теория лопаточных машин. Учебник для студентов вузов по специальности «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей». 2-е изд., перераб. и доп. М.:Машиностроение,1995. 320с.
3.	Шулекин В.Т.	Основы теории и конструирования авиационных двигателей. М.:МГТУГА, 1994. 140с.
4.	Тихонов Н.Д. Медведев В.В. Шулекин В.Т.	Учебно-методическая литература: а) для лабораторных работ Теория авиационных двигателей. Лабораторный практикум для студентов специальности 160901 всех форм обучения. М.:МГТУГА,2007. 124с.
5.	Шулекин В.Т. Тихонов Н.Д.	б) для контрольного домашнего задания Пособие по выполнению контрольного задания для студентов 3 курса специальности 130300 всех форм обучения. М.:МГТУГА,2005. 44 с.
6.	Шулекин В.Т. Тихонов Н.Д.	в) для курсовой работы Методические указания по газодинамическому расчёту турбореактивных и турбовальных двигателей ВС ГА по дисциплине «Термодинамика, теплопередача и теория АД» для студентов специальности 130300 всех форм обучения. М.:МГТУГА,1998. 64с.
7.	Шулекин В.Т. Тихонов Н.Д.	Пособие по газодинамическому расчёту двухконтурных турбореактивных двигателей ВС ГА по дисциплине «Термодинамика, теплопередача и теория АД» для студентов специальности 130300 всех форм обучения. М.:МГТУГА,1999. 60с.
8.	Шулекин В.Т. Казанджан П.К.	Методические указания по расчёту высотно-скоростных характеристик газотурбинных двигателей воздушных судов гражданской авиации по дисциплине «Термодинамика, теплопередача и теория АД» для студентов 3 курса специальности 130300 всех форм обучения. М.:МГТУГА,1995. 104с.

4. Рекомендуемые программные средства и компьютерные системы обучения и контроля знаний студентов.

Программа расчёта летных характеристик авиационных ГТД на ПЭВМ.

5. Рекомендуемое разделение содержания дисциплины на блоки (для студентов дневного обучения).

Блок 1 **Рабочий процесс ступени компрессора и турбины.**

Блок 2 **Рабочий процесс авиационных ГТД.**

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

УТВЕРЖДАЮ
Проректор по УМР
_____ Криницин В.В.
« ____ » _____ 2007г.

РАБОЧАЯ УЧЕБНАЯ ПРОГРАММА ДИСЦИПЛИНЫ

«Теория авиационных двигателей» СД.03
по направлению 552000 «Эксплуатация авиационной и
космической техники « (подготовка бакалавров)

Факультет **Механический**
Кафедра **Двигатели летательных аппаратов**
Курс **3** Форма обучения **очная** Семестр **6**
Общий объём учебных часов на дисциплину - **100**
Объём аудиторных часов - **56** , в том числе:
 Лекции - **32**
 Лабораторные занятия - **24**
Самостоятельная работа - **44**
 Курсовая работа - **3 курс (6-й семестр)**
 Контрольное домашнее задание - **3 курс (6-й семестр)**
Экзамен - **3 курс (6-й семестр)**

Москва - 2007

Рабочая учебная программа составлена на основании примерной учебной программы дисциплины и в соответствии с государственными требованиями к минимуму содержания и уровню подготовки бакалавра по специальности.

Рабочую учебную программу составил:
Шулекин В.Т., доцент, к.т.н.
(Ф.И.О., звание, степень) (подпись)

Рабочая учебная программа утверждена на заседании кафедры, протокол № ___ от « ___ » _____ 2007г.

Заведующий кафедрой Умушкин Б.П., проф., д.т.н.
(Ф.И.О., звание, степень) (подпись)

Рабочая учебная программа одобрена на методическом советом по направлению **552000 Эксплуатация авиационной и космической техники**
(наименование совета)

Протокол № ___ « ___ » _____ 2007г.

Председатель методического совета по направлению **552000 Эксплуатация авиационной и космической техники (подготовка бакалавров)**
Пивоваров В.А., проф., д.т.н.
__ (Ф.И.О., звание, степень) (подпись)

Рабочая учебная программа согласована с Учебно-методическим управлением (УМУ)
Начальник УМУ Логачев В.П., доц., к.т.н.
(Ф.И.О., звание, степень)

1. Цель и задачи дисциплины

1.1. Цель преподавания дисциплины

Цель преподавания дисциплины «**Теория авиационных двигателей**» состоит в изучении рабочих процессов и эксплуатационных характеристик авиационных двигателей различных типов, составляющих силовые установки летательных аппаратов гражданской авиации.

1.2. Задачи изучения дисциплины (необходимый комплекс знаний и умений)

1.2.1. Иметь представление о проблемах теории двигателей, обеспечивающей поддержание лётной годности воздушных судов и их силовых установок в процессе эксплуатации.

1.2.2. Знать:

- принципы работы основных элементов авиадвигателей;
- рабочий процесс и эксплуатационные характеристики различных типов газотурбинных двигателей воздушных судов (ВС);
- основные эксплуатационные ограничения, вводимые на силовых установках ВС;
- влияние эксплуатационных факторов и наработки на основные данные авиадвигателей.

1.2.3. Уметь:

- использовать полученные знания при анализе нарушения работоспособности основных элементов ГТД, при поиске причин их отказов и неисправностей;
- разрабатывать меры по устранению и предупреждению отказов и неисправностей основных элементов ГТД;
- определять пути экономии топлива при эксплуатации силовых установок воздушных судов;
- осуществлять оценки изменения основных данных авиадвигателей и их элементов в процессе длительной эксплуатации по результатам современных средств регистрации и обработки полетной информации и по результатам наземных испытаний;
- разрабатывать и предъявлять основные эксплуатационно-технические требования к новым образцам авиадвигателей.

1.2.4. Иметь навыки:

- в выполнении газодинамического расчета авиадвигателей в стартовых и полетных условиях;
- в сравнении показателей эксплуатационных свойств (удельной тяги, удельного расхода топлива, удельной массы и др.) различных типов газотурбинных двигателей гражданской авиации;
- в определении показателей выбросов вредных веществ при работе авиационных ГТД и мероприятиях по их снижению.

2. Содержание дисциплины

2.1. Наименование разделов (подразделов). Содержание тем, ссылки на литературу

Раздел 1. Теория элементарной ступени компрессора. 4 часа

Тема 1.1. Схема и принцип действия элементарной ступени компрессора

Классификация компрессоров авиационных ГТД. Организация рабочего процесса в осевой, центробежной и диагональной ступенях компрессора.

Графоаналитическое представление рабочего процесса осевой и центробежной ступеней и динамика его изменения в эксплуатации. Параметры заторможенного потока и их измерение в компрессорах авиационных ГТД. Основные КПД ступени и их влияние на топливную экономичность авиадвигателей.

Литература: [2,3]

Тема 1.2. Течение воздуха в ступени компрессора

Течение воздуха в межлопаточных каналах рабочего колеса и направляющего аппарата осевой и центробежной ступенях компрессора. Особенности течения воздуха в каналах на нерасчетных режимах работы компрессора и с нарушением геометрии лопаток .

Профилирование лопаток компрессора и подготовка исходных данных для их конструирования.

Литература: [2,3]

Раздел 2. Теория многоступенчатого компрессора. 2 часа

Тема 2.1. Рабочий процесс многоступенчатых компрессоров

Основные технико-экономические показатели компрессоров авиационных ГТД.

Особенности работы первых и последних ступеней осевого компрессора на нерасчётных режимах работы. Физическая сущность и причины возникновения неустойчивой работы компрессора, признаки её появления в эксплуатации и мероприятия для повышения области устойчивой работы компрессора.

Литература: [2,3]

Тема 2.2. Характеристики компрессоров авиационных ГТД

Характеристики осевых и центробежных компрессоров по расходу воздуха. Обобщённые (универсальные) характеристики компрессора. Запас устойчивости компрессора и влияние эксплуатационных факторов на устойчивую работу компрессора. Регулирование компрессоров.

Литература: [2,3]

Раздел 3. Теория элементарной ступени турбины. 2 час**Тема 3.1. Схема и принцип действия ступени турбины**

Организация рабочего процесса в осевой и центростремительной ступенях турбины. Графоаналитическое представление рабочего процесса осевой ступени турбины и динамика его изменения в эксплуатации. Основные технико-экономические показатели ступени турбины.

Литература: [2,3]

Тема 3.2. Течение газа в ступени турбины

Течение потока в межлопаточных каналах соплового аппарата и рабочего колеса. Особенности течения потока в каналах на нерасчетных режимах работы турбины.

Профилирование лопаток ступени турбины и подготовка исходных данных для конструирования лопаток. Охлаждение турбинных лопаток. Особенности течения потока в каналах при охлаждении лопаток. Влияние эффективности охлаждения на безопасность полетов воздушных судов.

Литература: [2,3]

Раздел 4. Теория многоступенчатых осевых турбин ГТД. 2 час**Тема 4.1. Теория многоступенчатых осевых турбин ГТД**

Особенности рабочего процесса первых и последних ступеней многоступенчатой турбины на нерасчётных режимах работы. Эксплуатационные характеристики газовых турбин.

Литература: [2,3]

Раздел 5. Процессы, протекающие в камере сгорания. 2 часа**Тема 5.1. Схема и принцип действия камеры сгорания ГТД**

Организация рабочего процесса в камере сгорания авиационного ГТД. Подготовка топливо-воздушной смеси и оценка её качества. Особенности рабочего процесса в зоне горения.

Литература: [1,3]

Тема 5.2. Охлаждение камер сгорания ГТД

Охлаждение деталей камеры сгорания. Схемы и эффективность систем охлаждения деталей камеры сгорания. Диагностика технического состояния камер сгорания ГТД.

Литература: [1,3]

Раздел 6. Типы камер сгорания. 1 час**Тема 6.1. Типы камер сгорания.**

Особенности рабочего процесса в трубчато-кольцевых и кольцевых камерах сгорания. Струйные и испарительные форсунки и их работа на нерасчётных режимах работы двигателя.

Эксплуатационные характеристики камер сгорания авиационных ГТД.

Выделение вредных веществ при работе камер сгорания, их оценка и нормирование.

Литература: [1,3]

Раздел 7. Форсажные камеры сгорания. 1 час

Тема 7.1. Форсажные камеры сгорания.

Особенности организации рабочего процесса форсажных камер сгорания. Физическая сущность и причины вибрационного горения. Эксплуатационные характеристики форсажных камер сгорания ТРДФ, ТРДДФ.

Литература: [1,3]

Раздел 8. Выходные устройства ГТД. 1 час

Тема 8.1. Выходные устройства

Организация рабочего процесса в выходных устройствах ТРД, ТРДД, ТВД. Основные технико-экономические показатели выходных устройств. Нерасчетные режимы работы выходных устройств. Особенности работы дозвуковых и сверхзвуковых сопел. Реверсирование тяги ТРД.

Особенности организации рабочего процесса сопел с центральным телом. Эксплуатационные характеристики выходных устройств авиационных ГТД.

Литература: [1]

Раздел 9. Входные устройства ГТД. 1 час

Тема 9.1. Входные устройства ГТД

Организация рабочего процесса во входных устройствах ТРД, ТРДД, ТВД. Основные технико-экономические показатели входных устройств. Нерасчетные режимы работы входных устройств.

Особенности работы дозвуковых и сверхзвуковых воздухозаборников. Эксплуатационные характеристики входных устройств авиационных ГТД.

Литература: [1]

Раздел 10. Рабочий процесс ТРД, ТРДД. 2 часа

Тема 10.1. Рабочий процесс ТРД

Основные технико-экономические показатели газотурбинных двигателей гражданской авиации.

Работа цикла ТРД. Удельная тяга ТРД. Зависимость удельной тяги ТРД от параметров рабочего процесса.

Литература: [1]

Тема 10.2. Рабочий процесс ТРДД

Работа цикла ТРДД. Распределение работы цикла в ТРДД между контурами. Оценка эффективности ТРД, ТРДД как тепловой машины.

Тяговая работа ТРД, ТРДД. Оценка эффективности ТРД, ТРДД как движителя.

Полный (общий) КПД ТРД, ТРДД и его влияние на дальность полета воздушного судна.

Литература: [1]

Раздел 11. Совместная работа элементов ГТД. 4 часа**Тема 11.1. Совместная работа турбины и сопла ТРД**

Задачи совместной работы элементов ГТД. Формулы совместной работы турбины и реактивного сопла и её анализ.

Литература: [1]

Тема 11.2. Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины ГТД

Уравнение совместной работы элементов газогенератора. Совместная работы компрессора и входного устройства ТРД.

Литература: [1]

Тема 11.3. Особенности совместной работы элементов ТРДД

Совместная работа элементов в двухконтурном ТРДД. Влияние эксплуатационных факторов на совместную работу элементов ГТД.

Литература: [1]

Раздел 12. Характеристики: высотная, скоростная, дроссельная многовальных ГТД. 6 часов**Тема 12.1. Скоростные характеристики ТРД, ТРДД**

Законы управления и программы регулирования авиационных ГТД. Характеристики ТРД по скорости полета при законе управления $n=const$, $T_r^* = const$. Особенности скоростных характеристик ТРДД. Влияние эксплуатационных факторов на скоростные характеристики ТРД, ТРДД.

Литература: [1]

Тема 12.2. Высотные характеристики ТРД, ТРДД

Высотные характеристики ТРД, ТРДД. Высотно-скоростные характеристики ТРД, ТРДД. Эксплуатационные ограничения летных характеристики ТРД, ТРДД.

Литература: [1]

Тема 12.3. Дроссельные характеристики ТРД, ТРДД

Дроссельные характеристики ТРД, ТРДД. Влияние температуры и давления наружного воздуха на дроссельные характеристики ТРДД.

Литература: [1]

Раздел 13. Теория турбовинтовых и турбовальных двигателей. 4 часа**Тема 13.1. Рабочий процесс турбовинтовых и турбовальных двигателей**

Особенности рабочего процесса турбовинтовых и турбовальных двигателей. Основные технико-экономические показатели турбовинтовых и турбовальных двигателей.

Литература: [1]

Тема 13.2. Особенности эксплуатационных характеристик турбовинтовых и турбовальных двигателей

Эксплуатационные характеристики турбовинтовых и турбовальных двигателей.

Литература: [1]

Раздел 14. Запуск и переходные процессы в ГТД. 2 часа**Тема 14.1. Запуск и переходные процессы в ГТД**

Совместная работа элементов ГТД на режимах запуска и на переходных режимах. Мероприятия по обеспечению надежного запуска и надлежащей приёмистости авиационных ГТД.

Литература: [1]

Раздел 15. Изменение характеристик в эксплуатации на крыле в течение гарантийного ресурса. 2 часа**Тема 15.1. Изменение характеристик в эксплуатации на крыле в течение гарантийного ресурса**

Методы контроля технического состояния авиадвигателей в эксплуатации. Влияние наработки двигателя на его основные технико-экономические свойства и на безопасность полетов.

Литература: [1]

2.2. Перечень лабораторных занятий, и их объём в часах:

ЛБ-1 Приборы для измерения основных параметров потока в проточной части ГТД . 2 часа

Литература: [4]

ЛБ-2 Экспериментальное определение характеристик осевого компрессора при его работе в системе авиационного ГТД. 4 часа

Литература: [4]

ЛБ-3 Экспериментальное исследование работы крайних ступеней осевого компрессора при его работе в ТРДД АИ-25. 2 часа.

Литература: [4]

ЛБ-4 Экспериментальное определение основных параметров осевой ступени турбины. 2 часа

Литература: [4]

ЛБ-5 Определение основных параметров камеры сгорания ГТД. Анализ влияния различных эксплуатационных факторов на работу камеры сгорания. 2 часа

Литература: [4]

ЛБ-6 Экспериментальное определение дроссельной характеристики ТРДД АИ-25. 4 часа

Литература: [4]

2.3. Тематика курсовых работ:

7. Двухконтурные турбореактивные двигатели, 82 %.
8. Турбовинтовые двигатели, 10 %.
9. Турбореактивные двигатели, 2 %.
10. Вспомогательные газотурбинные двигатели, 2 %.
11. Двухконтурные турбореактивные двигатели с форсажной камерой, 2 %.
12. Вертолётные ГТД, 2 %.

Курсовая работа включает выполнение следующих задач:

1. Ознакомление с основными технико-экономическими показателями двигателя – прототипа, его компоновочной схемой и программой регулирования.
2. Выбор и обоснование коэффициентов потерь в элементах проектируемого ГТД (входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина, камера смешения, выходное устройство, форсажная камера, редуктор).
3. Газодинамический расчет проектируемого двигателя на взлетном режиме работы в условиях старта воздушного судна. Сравнительный анализ удельных параметров проектируемого двигателя и двигателя-прототипа.
4. Расчет лётных характеристик проектируемого двигателя.

5. Построение эксплуатационных ограничений высотно-скоростных характеристик проектируемого двигателя.

Литература: [6,7,8]

2.4. Тематика контрольного домашнего задания.

Газодинамический расчет ступени компрессора или турбины.

Задача имеет комплексный характер. Знания и умения приобретаются при расчете и анализе:

- геометрии проточной части компрессоров;
- геометрии проточной части ступени компрессора или турбины;
- планов скоростей на входе и выходе рабочего колеса ступени компрессора или турбины;
- основных технико-экономических показателей ступени компрессора или турбины;
- подготовке исходных данных для построения рабочих лопаток ступени турбины и компрессора.

Литература: [5]

3. Рекомендуемая литература.

№ п/п	Автор	Наименование, издательство, год издания
1.	Казанджан П.К. Тихонов Н.Д. Шулекин В.Т.	<p>Основная литература: Теория авиационных двигателей. Рабочий процесс и эксплуатационные характеристики газотурбинных двигателей. Учебник для вузов /Под ред. Н.Д.Тихонова. М.:Транспорт,2000. 287с.</p>
2.	Казанджан П.К. Тихонов Н.Д.	Теория авиационных двигателей. Теория лопаточных машин. Учебник для студентов вузов по специальности «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей». 2-е изд., перераб. и доп. М.:Машиностроение,1995. 320с.
3.	Шулекин В.Т.	<p>Основы теории и конструирования авиационных двигателей. М.:МГТУГА, 1994. 140с.</p> <p>Учебно-методическая литература:</p>
4.	Тихонов Н.Д. Медведев В.В. Шулекин В.Т.	<p>а) для лабораторных работ Теория авиационных двигателей. Лабораторный практикум для студентов 3 курса специальности 160901 всех форм обучения. - М.:МГТУГА,2007. 124с.</p>
5.	Шулекин В.Т. Тихонов Н.Д.	<p>б) для контрольной работы Пособие по выполнению контрольного задания для студентов 3 курса специальности 130300 всех форм обучения. М.:МГТУГА,2005. 44 с.</p>
6.	Шулекин В.Т. Тихонов Н.Д.	<p>в) для курсовой работы Методические указания по газодинамическому расчёту турбореактивных и турбовальных двигателей ВС ГА по дисциплине «Термодинамика, теплопередача и теория АД» для студентов специальности 130300 всех форм обучения. М.:МГТУГА,1998. 64с.</p>
7.	Шулекин В.Т. Тихонов Н.Д.	Пособие по газодинамическому расчёту двухконтурных турбореактивных двигателей ВС ГА по дисциплине «Термодинамика, теплопередача и теория АД» для студентов специальности 130300 всех форм обучения. М.:МГТУГА,1999. 60с.
8.	Шулекин В.Т. Казанджан П.К.	Методические указания по расчёту высотно-скоростных характеристик газотурбинных двигателей воздушных судов гражданской авиации по дисциплине «Термодинамика, теплопередача и теория АД» для студентов 3 курса специальности 130300 всех форм обучения. М.:МГТУГА,1995. 104с.

4. Рекомендуемые программные средства и компьютерные системы обучения и контроля знаний студентов.

Программа расчёта летных характеристик авиационных ГТД на ПЭВМ.

5. Рекомендуемое разделение содержания дисциплины на блоки (для студентов дневного обучения).

Блок 1 **Рабочий процесс ступени компрессора и турбины.**

Блок 2 **Рабочий процесс авиационных ГТД.**

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

УТВЕРЖДАЮ
Проректор по УМР
_____ В.В.Криницин
« ____ » _____ 2007г.

РАБОЧАЯ УЧЕБНАЯ ПРОГРАММА ДИСЦИПЛИНЫ

«Теория авиационных двигателей», СД.06

(наименование, шифр по ГОС)
(Рабочий учебный план 2007 г.)

Специальность **160901 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей**
(шифр по ГОС)

Факультет - **Механический**
Кафедра - **Двигатели летательных аппаратов**
Курс - **3** Форма обучения - **заочная** Семестр **6**

Общий объём учебных часов на дисциплину - **150** (ч.)
Объём аудиторных часов **18** (ч.), в том числе:
Лекции - **6** (ч.)
Лабораторные занятия - **8** (ч.)
Практические занятия - **4** (ч.)
Самостоятельная работа - **132** (ч.)
Курсовая работа - **3 курс (семестр – 6-й)**
Экзамен - **3 курс (семестр – 6-й)**

Рабочая учебная программа составлена на основании примерной учебной программы дисциплины и в соответствии с государственными требованиями к минимуму содержания и уровню подготовки выпускника по специальности.

Рабочую учебную программу составил:
Шулекин В.Т., доцент, к.т.н.
(Ф.И.О., звание, степень) (подпись)

Рабочая учебная программа утверждена на заседании кафедры, протокол № ____ от « ____ » _____ 2007г.

Заведующий кафедрой Умушкин Б.П., проф., д.т.н.
(Ф.И.О., звание, степень) (подпись)

Рабочая учебная программа одобрена методическим советом специальности 160901 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей
(наименование специальности)

« ____ » _____ 2007 г. протокол № ____.

Председатель методического совета Чинючин Ю.М., проф., д.т.н.
(Ф.И.О., звание, степень)

(подпись)

Рабочая учебная программа согласована с Учебно-методическим управлением (УМУ)
Начальник УМУ Логачев В.П., доц., к.т.н.
(Ф.И.О., звание, степень) (подпись)

«Согласовано»

Декан ЗФ, проф. _____ Ермаков А.Л.

« ____ » _____ 2007 г.

1. Цель и задачи дисциплины

1.1. Цель преподавания дисциплины

Цель преподавания дисциплины «Теория авиационных двигателей» состоит в изучении рабочих процессов и эксплуатационных характеристик авиационных двигателей различных типов, составляющих силовые установки летательных аппаратов гражданской авиации.

1.2. Задачи изучения дисциплины (необходимый комплекс знаний и умений):

1.2.1. Иметь представление о проблемах теории двигателей, обеспечивающей поддержание лётной годности воздушных судов и их силовых установок в процессе эксплуатации.

1.2.2. Знать:

- принципы работы основных элементов авиадвигателей;
- рабочий процесс и эксплуатационные характеристики различных типов газотурбинных двигателей воздушных судов (ВС);
- основные эксплуатационные ограничения, вводимые на силовых установках ВС;
- влияние эксплуатационных факторов и наработки на основные данные авиадвигателей.

1.2.3. Уметь:

- использовать полученные знания при анализе нарушения работоспособности основных элементов ГТД, при поиске причин их отказов и неисправностей;
- разрабатывать меры по устранению и предупреждению отказов и неисправностей основных элементов ГТД;
- определять пути экономии топлива при эксплуатации силовых установок воздушных судов;
- осуществлять оценки изменения основных данных авиадвигателей и их элементов в процессе длительной эксплуатации по результатам современных средств регистрации и обработки полетной информации и по результатам наземных испытаний;
- разрабатывать и предъявлять основные эксплуатационно-технические требования к новым образцам авиадвигателей.

1.2.4. Иметь навыки:

- в выполнении газодинамического расчета авиадвигателей в стартовых и полетных условиях;
- в сравнении показателей эксплуатационных свойств (удельной тяги, удельного расхода топлива, удельной массы и др.) различных типов газотурбинных двигателей гражданской авиации;
- в определении показателей выбросов вредных веществ при работе авиационных ГТД и мероприятиях по их снижению.

2. Содержание дисциплины

2.1. Наименование разделов (подразделов). Содержание разделов, ссылки на литературу

а) Разделы, рассматриваемые в период зачетно-экзаменационной сессии

Раздел 1. Рабочий процесс ТРД, ТРДД.

Обзорная лекция №1

1.1. Рабочий процесс ТРД.

Основные технико-экономические показатели газотурбинных двигателей гражданской авиации.

Работа цикла ТРД. Удельная тяга ТРД. Зависимость удельной тяги ТРД от параметров рабочего процесса.

Литература: [1, 65-73]

Курсовая работа: раздел “Расчёт удельных параметров проектируемого ТРД”.

1.2. Рабочий процесс ТРДД.

Работа цикла ТРДД. Распределение работы цикла в ТРДД между контурами. Оценка эффективности ТРД, ТРДД как тепловой машины.

Тяговая работа ТРД, ТРДД. Оценка эффективности ТРД, ТРДД как движителя.

Полный (общий) КПД ТРД, ТРДД и его влияние на дальность полета воздушного судна.

Литература: [1, стр.79-102]

Курсовая работа: раздел “Расчёт удельных параметров проектируемого ТРДД”.

Контрольные вопросы

1. Рабочий процесс ТРД в p, v и i, S координатах. Определение работы цикла ТРД.

2. Зависимость работы цикла ТРД от основных параметров рабочего процесса. Оптимальная степень повышения давления воздуха в ТРД.

3. Удельные параметры ТРД. Зависимость удельных параметров ТРД от основных параметров рабочего процесса.

4. Основные КПД ТРД. Зависимость основных КПД ТРД от параметров рабочего процесса.

5. Изображение рабочего процесса ТРДД в p, v и i, S – координатах. Распределение работы цикла между контурами.

6. Зависимость удельных параметров ТРДД от основных параметров рабочего процесса и степени двухконтурности.

Раздел 2. Совместная работа элементов ГТД.

Практическое занятие № 1

2.1. Совместная работа турбины и сопла ТРД.

Задачи совместной работы элементов ГТД. Формулы совместной работы турбины и реактивного сопла и её анализ.

Литература: [1, стр.141-143]

2.2. Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины ГТД.

Уравнение совместной работы элементов газогенератора. Совместная работы компрессора и входного устройства ТРД.

Литература: [1, стр.144-158]

2.3. Особенности совместной работы элементов ТРДД.

Совместная работа элементов в двухконтурном ТРДД. Влияние эксплуатационных факторов на совместную работу элементов ГТД.

Литература: [1, стр.157-162]

Контрольные вопросы

1. Совместная работа элементов ТРД. Законы управления и программы регулирования ТРД.

Раздел 3. Характеристики: высотная, скоростная, дроссельная многовальных ГТД.

Обзорная лекция №2

3.1. Скоростные характеристики ТРД, ТРДД.

Законы управления и программы регулирования авиационных ГТД. Характеристики ТРД по скорости полета при законе управления $n=const$, $T_r^* = const$. Особенности скоростных характеристик ТРДД. Влияние эксплуатационных факторов на скоростные характеристики ТРД, ТРДД.

Литература: [1, стр.163-199]

Курсовая работа: раздел “Расчёт скоростных характеристик ТРД, ТРДД”.

3.2. Высотные характеристики ТРД, ТРДД.

Высотные характеристики ТРД, ТРДД. Высотно-скоростные характеристики ТРД, ТРДД. Эксплуатационные ограничения летных характеристики ТРД, ТРДД.

Литература: [1, стр.163-199]

Курсовая работа: раздел “Расчёт высотных характеристик ТРД, ТРДД”.

3.3. Дроссельные характеристики ТРД, ТРДД.

Дроссельные характеристики ТРД, ТРДД. Влияние температуры и давления наружного воздуха на дроссельные характеристики ТРДД .

Литература: [1, стр.163-199]

Контрольные вопросы

1. Характеристики ТРД по скорости полёта. Влияние расчётных значений $\pi_{к\text{ расч}}^*$ и $T_{г\text{ расч}}^*$ и закона управления на тягу и удельный расход топлива ТРД в крейсерском полёте.
2. Характеристики ТРД по высоте полёта.
3. Дроссельные характеристики ТРД. Влияние программы регулирования на протекание дроссельных характеристик ТРД.
4. Эксплуатационные ограничения ТРД.
5. Особенности эксплуатационных характеристик ТРДД.

Раздел 4. Теория турбовинтовых и турбовальных двигателей.

Практическое занятие № 2

4.1. Рабочий процесс турбовинтовых и турбовальных двигателей.

Особенности рабочего процесса турбовинтовых и турбовальных двигателей. Основные технико-экономические показатели турбовинтовых и турбовальных двигателей.

Литература: [1, стр.200-225]

4.2. Особенности эксплуатационных характеристик турбовинтовых и турбовальных двигателей.

Эксплуатационные характеристики турбовинтовых и турбовальных двигателей.

Литература: [1, стр.200-225]

Курсовая работа: раздел “Расчёт высотно-скоростных характеристик ТВД”.

Контрольные вопросы

1. Особенности рабочего процесса ТВД. Распределение работы цикла в ТВД между винтом и соплом.
2. Зависимость удельной мощности и удельного расхода топлива ТВД от основных параметров рабочего процесса.
3. Особенности эксплуатационных характеристик ТВД. Ограничение винтовой мощности в ТВД. Отрицательная тяга ТВД.

б) разделы, изучаемые студентами в рамках самостоятельной работы

Раздел 5. Теория элементарной ступени компрессора.

5.1. Схема и принцип действия элементарной ступени компрессора.

Классификация компрессоров авиационных ГТД. Организация рабочего процесса в осевой, центробежной и диагональной ступенях компрессора.

Графоаналитическое представление рабочего процесса осевой и центробежной ступеней и динамика его изменения в эксплуатации. Параметры заторможенного потока и их измерение в компрессорах авиационных ГТД.

Основные КПД ступени и их влияние на топливную экономичность авиадвигателей.

Литература: [2, стр.52-70]

Контрольная работа: раздел “Газодинамический расчет осевой ступени компрессора (по среднему диаметру)”.

5.2. Течение воздуха в ступени компрессора.

Течение воздуха в межлопаточных каналах рабочего колеса и направляющего аппарата осевой и центробежной ступенях компрессора. Особенности течения воздуха в каналах на нерасчетных режимах работы компрессора и с нарушением геометрии лопаток .

Профилирование лопаток компрессора и подготовка исходных данных для их конструирования.

Литература: [2, стр.70-101]

Раздел 6. Теория многоступенчатого компрессора.

6.1. Рабочий процесс многоступенчатых компрессоров.

Основные технико-экономические показатели компрессоров авиационных ГТД.

Особенности работы первых и последних ступеней осевого компрессора на нерасчётных режимах работы. Физическая сущность и причины возникновения неустойчивой работы компрессора, признаки её появления в эксплуатации и мероприятия для повышения области устойчивой работы компрессора.

Литература: [2, стр.149-160]

6.2. Характеристики компрессоров авиационных ГТД.

Характеристики осевых и центробежных компрессоров по расходу воздуха. Обобщённые (универсальные) характеристики компрессора. Запас устойчивости компрессора и влияние эксплуатационных факторов на устойчивую работу компрессора. Регулирование компрессоров.

Литература: [2, стр.161-212]

Курсовая работа: раздел “Газодинамический расчет компрессора авиационного ГТД (выбор и обоснование схемы компрессора; определение параметров состояния по тракту компрессора; выбор и обоснование органов механизации компрессора для расширения области устойчивой работы; расчёт основных параметров компрессора).

Контрольные вопросы

1. Классификация компрессоров авиационных ГТД. Область применения. Основные параметры компрессора.

2. Рабочий процесс ступени осевого компрессора. Назначение рабочего колеса и направляющего аппарата ступени. Треугольники скоростей ступени. Основные параметры ступени компрессора.

3. Изобразите и поясните рабочий процесс ступени осевого компрессора в p, v и T, S – координатах. Покажите в этих диаграммах адиабатическую и действительную работы сжатия в элементах ступени и в ступени в целом. Понятие о “тепловом” сопротивлении и о работе, затраченной на преодоление сил трения.

4. Основные КПД ступени осевого компрессора. Связь степени реактивности ступени с элементами треугольников скоростей [2, с.62-65].

5. Профилирование лопаток по закону постоянной циркуляции. Изменение параметров потока по высоте лопаток для данного закона профилирования .

6. Профилирование лопаток по закону постоянной реактивности. Изменение параметров потока по высоте лопаток для данного закона профилирования .

7. Основное уравнение аэродинамического расчёта ступени.

8. Изменение работы сжатия, осевой скорости и других параметров по тракту многоступенчатого компрессора.

9. Нерасчётные режимы работы осевого компрессора. Понятие о “вращающемся срыве” и “помпаже” компрессора.

10. Характеристики компрессора по расходу воздуха и частоте вращения. Влияние расчётной степени повышения давления на характеристики компрессора.

11. Понятие о запасе устойчивости компрессора. Влияние условий эксплуатации на устойчивую работу компрессора. Регулирование компрессоров ГТД.

Раздел 7. Теория элементарной ступени турбины.

7.1. Схема и принцип действия ступени турбины.

Организация рабочего процесса в осевой и центростремительной ступенях турбины. Графоаналитическое представление рабочего процесса осевой ступени турбины и динамика его изменения в эксплуатации. Основные технико-экономические показатели ступени турбины.

Литература: [2, стр.213-225]

Контрольная работа: раздел “Газодинамический расчёт осевой ступени турбины”.

7.2. Течение газа в ступени турбины.

Течение потока в межлопаточных каналах соплового аппарата и рабочего колеса. Особенности течения потока в каналах на нерасчетных режимах работы турбины.

Профилирование лопаток ступени турбины и подготовка исходных данных для конструирования лопаток. Охлаждение турбинных лопаток. Особенности течения потока в каналах при охлаждении лопаток. Влияние эффективности охлаждения на безопасность полетов воздушных судов.

Литература: [2, стр.225-264]

8. Теория многоступенчатых осевых турбин ГТД.

8.1. Теория многоступенчатых осевых турбин ГТД.

Особенности рабочего процесса первых и последних ступеней многоступенчатой турбины на нерасчётных режимах работы. Эксплуатационные характеристики газовых турбин.

Литература: [2, стр. 265-293]

Курсовая работа: раздел “Газодинамический расчет турбины проектируемого двигателя (выбор и обоснование схемы и КПД турбины; определение параметров состояния газа по тракту турбины; выбо и обоснование схемы охлаждения турбины).

Контрольные вопросы

1. Рабочий процесс ступени газовой турбины. Изменение параметров потока по тракту ступени. Треугольники скоростей ступени.

2. Изображение рабочего процесса ступени турбины в p, v и i, S – координатах. Основные КПД ступени турбины. Основные параметры ступени .

3. Охлаждение лопаток турбины. Виды охлаждения. Оценка эффективности охлаждения.

4. Эксплуатационные характеристики газовых турбин.

Раздел 9. Процессы, протекающие в камере сгорания.

9.1. Схема и принцип действия камеры сгорания ГТД.

Организация рабочего процесса в камере сгорания авиационного ГТД. Подготовка топливо-воздушной смеси и оценка её качества. Особенности рабочего процесса в зоне горения.

Литература: [1, стр.36-48] , [1]

Курсовая работа: раздел “Расчет основных параметров камеры сгорания проектируемого двигателя”.

9.2. Охлаждение камер сгорания ГТД.

Охлаждение деталей камеры сгорания. Схемы и эффективность систем охлаждения деталей камеры сгорания. Диагностика технического состояния камер сгорания ГТД.

Литература: [1, стр.52-64] , [1]

Курсовая работа: раздел “Выбор и обоснование системы охлаждения деталей горячей части двигателя”.

9.3. Типы камер сгорания.

Особенности рабочего процесса в трубчато-кольцевых и кольцевых камерах сгорания. Струйные и испарительные форсунки и их работа на нерасчётных режимах работы двигателя.

Эксплуатационные характеристики камер сгорания авиационных ГТД. Выделение вредных веществ при работе камер сгорания, их оценка и нормирование.

Литература: [1, стр.52-64] , [1]

9.4. Форсажные камеры сгорания.

Особенности организации рабочего процесса форсажных камер сгорания. Физическая сущность и причины вибрационного горения. Эксплуатационные характеристики форсажных камер сгорания ТРДФ, ТРДДФ.

Литература: [1, стр.56-58]

Курсовая работа: раздел “Расчёт основных параметров форсажной камеры проектируемого двигателя”.

Контрольные вопросы

1. Организация рабочего процесса в камере сгорания. Основные параметры камеры сгорания .
2. Эксплуатационные характеристики основных камер сгорания ГТД.
3. Выбросы вредных веществ при работе ГТД .

Раздел 10. Сопла для ГТД.

Организация рабочего процесса в выходных устройствах ТРД, ТРДД, ТВД. Основные технико-экономические показатели выходных устройств.

Нерасчетные режимы работы выходных устройств.

Особенности работы дозвуковых и сверхзвуковых сопел. Реверсирование тяги ТРД.

Особенности организации рабочего процесса сопел с центральным телом. Эксплуатационные характеристики выходных устройств авиационных ГТД.

Литература: [1, стр. 27-35]

Курсовая работа: раздел “Расчет основных параметров выходных сопел ТРД, ТРДД”.

Контрольные вопросы

1. Рабочий процесс в выходных авиационных ГТД. Основные параметры выходных устройств.
2. Эксплуатационные характеристики выходных устройств. Реверс тяги и шумоглушение.

Раздел 11. Входные устройства ГТД.

Организация рабочего процесса во входных устройствах ТРД, ТРДД, ТВД. Основные технико-экономические показатели входных устройств. Нерасчетные режимы работы входных устройств.

Особенности работы дозвуковых и сверхзвуковых воздухозаборников. Эксплуатационные характеристики входных устройств авиационных ГТД.

Литература: [1, стр.12-26] , [1]

Курсовая работа: раздел “Расчет основных параметров воздухозаборника двигателя”.

Контрольные вопросы

1. Организация рабочего процесса во входных устройствах авиационных ГТД для дозвуковых скоростей полёта.
2. Понятие о подсасывающей силе входного устройства.
3. Основные параметры входных устройств авиационных ГТД.
4. Организация рабочего процесса во входных устройствах авиационных ГТД для сверхзвуковых скоростей полёта.
5. Нерасчётные режимы входных устройств авиационных ГТД. Понятие о “помпаже” и “зуде” воздухозаборника.
6. Характеристики входных устройств авиационных ГТД и их регулирование.

Раздел 12. Запуск и переходные процессы в ГТД.

Совместная работа элементов ГТД на режимах запуска и на переходных режимах. Мероприятия по обеспечению надежного запуска и надлежащей приёмистости авиационных ГТД.

Литература: [1, стр.226-241]

Раздел 13. Изменение характеристик в эксплуатации на крыле в течение гарантийного ресурса.

Методы контроля технического состояния авиадвигателей в эксплуатации. Влияние наработки двигателя на его основные технико-экономические свойства и на безопасность полетов.

Литература: [1, стр.245-273]

3.2. Перечень лабораторных работ (занятий), и их объём в часах.

ЛБ-1 Экспериментальное определение характеристик осевого компрессора при его работе в системе авиационного ГТД. 4 часа.

Литература: [5]

ЛБ-2 Экспериментальное определение дроссельной характеристики ТРДД АИ-25. 4 часа.

Литература: [5]

3.3. Самостоятельная работа студента, в том числе:

3.4.1. Курсовая работа:

а) тематика курсовых работ

1. Двухконтурные турбореактивные двигатели, 82 %.
2. Турбовинтовые двигатели, 10 %.

3. Турбореактивные двигатели, 2 %.
4. Вспомогательные газотурбинные двигатели, 2 %.
5. Двухконтурные турбореактивные двигатели с форсажной камерой, 2 %.
6. Вертолётные ГТД, 2 %;

б) перечень задач в курсовой работе:

1. Ознакомление с основными технико-экономическими показателями двигателя – прототипа, его компоновочной схемой и программой регулирования.

2. Выбор и обоснование коэффициентов потерь в элементах проектируемого ГТД (входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина, камера смешения, выходное устройство, форсажная камера, редуктор).

3. Газодинамический расчет проектируемого двигателя на взлетном режиме работы в условиях старта воздушного судна. Сравнительный анализ удельных параметров проектируемого двигателя и двигателя-прототипа.

4. Расчет лётных характеристик проектируемого двигателя.

5. Построение эксплуатационных ограничений высотно-скоростных характеристик проектируемого двигателя. Литература: [6,7,8]

4. Рекомендуемая литература

№ п/п	Автор	Наименование, издательство, год издания
1.	Казанджан П.К. Тихонов Н.Д. Шулекин В.Т.	Основная литература: Теория авиационных двигателей. Рабочий процесс и эксплуатационные характеристики газотурбинных двигателей. Учебник для вузов /Под ред. Н.Д.Тихонова. М.:Транспорт,2000. 287с.
2.	Казанджан П.К. Тихонов Н.Д.	Теория авиационных двигателей. Теория лопаточных машин. Учебник для студентов вузов по специальности «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей». 2-е изд., перераб. и доп. М.:Машиностроение,1995. 320с.
3.	Шулекин В.Т.	Методические указания по изучению дисциплины «Теория авиационных двигателей» и выполнению курсовой работы для студентов 3 курса специальности 160901 заочного обучения. – М.:МГТУГА,2007. 60с.
4.	Тихонов Н.Д. Медведев В.В. Шулекин В.Т.	Учебно-методическая литература: а) для лабораторных работ Теория авиационных двигателей. Лабораторный практикум для студентов специальности 160901 всех форм обучения. М.:МГТУГА,2007. 124с.
5.	Шулекин В.Т. Тихонов Н.Д.	б) для курсовой работы Методические указания по газодинамическому расчёту турбореактивных и турбовальных двигателей ВС ГА по дисциплине «Термодинамика, теплопередача и теория АД» для студентов специальности 130300 всех форм обучения. М.:МГТУГА,1998. 64с.
6.	Шулекин В.Т. Тихонов Н.Д.	Пособие по газодинамическому расчёту двухконтурных турбореактивных двигателей ВС ГА по дисциплине «Термодинамика, теплопередача и теория АД» для студентов специальности 130300 всех форм обучения. М.:МГТУГА,1999. 60с.
7.	Шулекин В.Т. Казанджан П.К.	Методические указания по расчёту высотно-скоростных характеристик газотурбинных двигателей воздушных судов гражданской авиации по дисциплине «Термодинамика, теплопередача и теория АД» для студентов 3 курса специальности 130300 всех форм обучения. М.:МГТУГА,1995. 104с.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

и задачи для подготовки к сдаче блока №1 по дисциплине «Теория авиационных двигателей», раздел «Теория лопаточных машин»

1. Основные параметры, характеризующие компрессор ГТД.

Задача. Степень повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_K^* = 16$, адиабатный КПД $\eta_K^* = 0.86$. Определить удельную работу сжатия L_K и подогрев воздуха в компрессоре ΔT при стандартных атмосферных условиях на входе ($H=0$, $V=0$).

2. Назначение и способы профилирования лопаток осевого компрессора по высоте.

Задача. Определить работу элементарной ступени осевого компрессора с осевым входом и её кинематическую степень реактивности, если известны:

$$u=260 \text{ м/с}, \overline{\Delta c_u} = \frac{\Delta c_u}{u} = 0.5.$$

3. Вторичные потери в ступени осевого компрессора.

Задача. Найти угол поворота потока в рабочем колесе ступени осевого компрессора $\Delta\beta$, если известны: $\beta_2 = 60^\circ$, кинематическая степень реактивности $\rho = 0.75$, $c_{1u}=0$, $c_{2a} = c_{1a}$.

4. Назначение и способы профилирования лопаток осевого компрессора по высоте.

Задача. Определить работу элементарной ступени осевого компрессора с осевым входом и её кинематическую степень реактивности, если известны:

$$u=260 \text{ м/с}, \overline{\Delta c_u} = \frac{\Delta c_u}{u} = 0.5.$$

5. Основные параметры, характеризующие ступень осевого компрессора.

Задача. Определить π_K^* компрессора, работающего на стенде при стандартных атмосферных условиях, если известны: $T_K^* = 650 \text{ К}$, $\eta_K^* = 0.84$.

6. Принципиальная схема и принцип действия ступени осевого компрессора.

Задача. Определить работу на валу компрессора L_K и адиабатный КПД η_K^* , если по результатам измерений известны: $p_K^* = 15 \cdot 10^5 \text{ Па}$; $t_K^* = 407^\circ \text{ С}$;

$$p_g^* = 760 \text{ мм рт.ст.}, t_g^* = 15^\circ \text{ С}.$$

7. Многоступенчатый осевой компрессор. Условия совместной работы ступеней многоступенчатого осевого компрессора.

Задача. Как изменится работа $L_{ст}$ и напорность ступени осевого компрессора $\pi_{ст}^*$ при закрутке потока поворотом лопаток входного направляющего аппарата в сторону вращения рабочего колеса?

8. Радиальные и осевые зазоры и их влияние на работу ступени осевого компрессора.

Задача. В восьмиступенчатом осевом компрессоре степени повышения давления одинаковы и равны 1.25. Определить работу компрессора, если КПД ступеней равен 0.9. Наружные условия стандартные.

1. Применяемые схемы многоступенчатых осевых компрессоров и их анализ.

Задача. На каких ступенях осевого компрессора может возникнуть «помпаж» при:

а) уменьшении частоты вращения ротора;

б) при уменьшении расхода воздуха, если $n=const$. Компрессор работает в системе ТРД.

9. Вторичные потери в ступени осевого компрессора.

Задача. Найти угол поворота потока в рабочем колесе ступени осевого компрессора

$\Delta\beta$, если известны: $\beta_2 = 60^\circ$, $u=300$ м/с, $M_{1w}=0.8$, кинематическая степень реактивности $\rho = 0.75$, $c_{1u}=0$, $T_{1w}^*=288$ К.

10. Изобразите и поясните принципиальные схемы компрессоров авиационных ГТД.

Задача. Определить удельную адиабатную $L_{к ад}$ и политропную $L_{к пол}$ работы сжатия компрессора, если известны: $\pi_{к} = \frac{p_{к}}{p_{в}} = 10$, $T_{в} = 288$ К и показатель политропы

сжатия $n=1.5$. Принять, что скорости на входе и выходе из компрессора одинаковы.

11. Характеристики многоступенчатого осевого компрессора и их анализ.

Задача. Как влияет перепуск на расход воздуха и работу первых и последних ступеней осевого компрессора?

12. Основные параметры, характеризующие ступень осевого компрессора.

Задача. Определить $\pi_{к}^*$ компрессора, работающего на стенде при стандартных атмосферных условиях, если известны: $T_{к}^* = 650$ К, $\eta_{к}^* = 0.84$.

13. Понятие о характеристиках компрессора.

Задача. Покажите изменение планов скоростей при различных способах регулирования осевого компрессора.

14. Неустойчивая работа и «помпаж» компрессора.

Задача. Определить работу на валу компрессора $L_{к}$ и адиабатный КПД $\eta_{к}^*$, если по результатам измерений известны: $p_{к}^* = 15 \cdot 10^5$ Па; $t_{к}^* = 407^\circ$ С;

$p_{в}^* = 760$ мм рт.ст., $t_{в}^* = 15^\circ$ С.

15. Радиальные и осевые зазоры и их влияние на работу ступени осевого компрессора.

Задача. В восьмиступенчатом осевом компрессоре степени повышения давления одинаковы и равны 1.25. Определить работу компрессора, если КПД ступеней равен 0.9. Наружные условия стандартные.

16. Основные параметры, характеризующие компрессор ГТД.

Задача. Степень повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_{к}^* = 16$, адиабатный КПД $\eta_{к}^* = 0.86$. Определить удельную работу сжатия $L_{к}$ и подогрев воздуха в компрессоре ΔT при стандартных атмосферных условиях на входе ($H=0$, $V=0$).

17. Факторы, влияющие на работу и КПД ступени осевого компрессора.

Задача. Определить нагрев воздуха в ступени осевого компрессора с осевым входом, если известны: $u=250$ м/с, $\Delta c_u = 100$ м/с.

18. Принципиальная схема и принцип действия ступени осевого компрессора.

Задача. Определить работу на валу компрессора L_k и адиабатный КПД η_k^* , если по результатам измерений известны: $p_k^* = 15 \cdot 10^5$ Па; $t_k^* = 407^\circ$ С;
 $p_e^* = 760$ мм рт.ст., $t_e^* = 15^\circ$ С.

19. Изобразите и поясните планы скоростей для осевой ступени турбины.

Задача. Определить степень реактивности осевой ступени турбины, если известны: $p_o^* = 10 \cdot 10^5$ Па, $p_1 = 7 \cdot 10^5$ Па, $p_2 = 5 \cdot 10^5$ Па.

20. Изобразите и поясните характеристики одноступенчатой осевой турбины.

Задача. Изобразите и поясните план скоростей для ступени осевого компрессора.

2. Особенности работы на нерасчётных режимах работы многоступенчатой осевой турбины.

Задача. Определить кинематическую степень реактивности осевой ступени турбины, если известны: $c_{2u} = 0$, $c_{1u} = 420$ м/с, $u = 300$ м/с.

21. Нерасчетные режимы работы турбинной ступени и факторы на них влияющие.

Задача. Определить степень расширения в сопловом аппарате ступени турбины $\pi_{ca}^* = \frac{p_o}{p_1}$, при которой скорость истечения газа c_1 становится равной местной скорости звука, если $\varphi = 0.98$.

22. Основные технико-экономические показатели турбинной ступени и факторы на них влияющие.

Задача. Чем ограничивается величина скорости потока c_1 на выходе из соплового аппарата турбин авиационных ГТД?

23. Треугольники скоростей осевой ступени турбины и их использование для профилирования лопаток соплового аппарата и рабочего колеса.

Задача. Определить степень расширения газа π_T^* и температуру газа на выходе из ступени турбины T_2^* , если известны: $u=400$ м/с, $\Delta c_u = 450$ м/с,
 $T_o^* = 1400$ К, $\eta_T^* = 0.9$.

24. Определение эффективной работы на валу турбинной ступени.

Задача. Определить работу ступени турбины $L_{ст}$ и коэффициент нагрузки μ_{cm} , если известны: $u=350$ м/с, $c_1=650$ м/с, $\alpha_1 = 30^\circ$, $\alpha_2 = 90^\circ$.

25. Основные КПД ступени турбины.

Задача. Определить кинематические параметры ступени турбины (c_{1a} , c_{1u} , u , c_{2a} , α_2) и построить план скоростей турбинной ступени с осевым выходом, если известны:

$L_{ст} = 230$ кДж/кг, $\mu = 1.64$, $M_{2c} = 0.65$, $\frac{c_{1a}}{c_{2a}} = 0.75$, $T_o^* = 1300$ К.

26. Факторы, влияющие на работу и КПД ступени турбины.

Задача. Определить работу активной ступени турбины с осевым выходом, если известны: $u=350$ м/с, $\beta_1 = \beta_2$, $c_{1a} = c_{2a} = c_2$.

27. Определение температуры материала сопловых и рабочих лопаток к турбинной ступени.

Задача. Сравните температуры газа на выходе из соплового аппарата T_{1c}^* и на входе в рабочее колесо T_{1w}^* . Какая из них выше и почему?

28. Рабочий процесс в ступени турбины и его иллюстрация в p - v и T - S координатах.

Задача. Определить температуру T_{1w}^* , если известны:

$$T_o^* = 1400 \text{ K}, \pi_{ca} = 1.8, \frac{u}{c_1} = 0.65, \alpha_1 = 20^\circ.$$

29. Течение газа в решетках соплового аппарата и рабочего колеса турбинной ступени.

Задача. Определить степень реактивности осевой ступени турбины, если известны: $p_o^* = 10 \cdot 10^5 \text{ Па}$, $p_1 = 7 \cdot 10^5 \text{ Па}$, $p_2 = 5 \cdot 10^5 \text{ Па}$.

30. Схема и принцип действия осевой ступени турбины.

Задача. Определить кинематическую степень реактивности осевой ступени турбины, если известны: $c_{2u} = 0$, $c_{1u} = 420 \text{ м/с}$, $u = 300 \text{ м/с}$.

31. Определение температуры материала сопловых и рабочих лопаток к турбинной ступени.

Задача. Сравните температуры газа на выходе из соплового аппарата T_{1c}^* и на входе в рабочее колесо T_{1w}^* . Какая из них выше и почему?

32. Рабочий процесс в ступени турбины и его иллюстрация в p - v и T - S координатах.

Задача. Определить температуру T_{1w}^* , если известны:

$$T_o^* = 1400 \text{ K}, \pi_{ca} = 1.8, \frac{u}{c_1} = 0.65, \alpha_1 = 20^\circ.$$

33. Определение температуры материала сопловых и рабочих лопаток к турбинной ступени.

Задача. Сравните температуры газа на выходе из соплового аппарата T_{1c}^* и на входе в рабочее колесо T_{1w}^* . Какая из них выше и почему?

34. Факторы, влияющие на работу и КПД ступени осевого компрессора.

Задача. Определить нагрев воздуха в ступени осевого компрессора с осевым входом, если известны: $u=250$ м/с, $\Delta c_u = 100$ м/с.

35. Основные КПД ступени турбины.

Задача. Определить кинематические параметры ступени турбины (c_{1a} , c_{1u} , u , c_{2a} , α_2) и построить план скоростей турбинной ступени с осевым выходом, если известны:

$$L_{ст}=230 \text{ кДж/кг}, \mu=1.64, M_{2c}=0.65, \frac{c_{1a}}{c_{2a}} = 0.75, T_o^*=1300 \text{ K}.$$

36. Факторы, влияющие на работу и КПД ступени турбины.

Задача. Определить работу активной ступени турбины с осевым выходом, если известны: $u=350$ м/с, $\beta_1 = \beta_2$, $c_{1a} = c_{2a} = c_2$.

37. Треугольники скоростей осевой ступени турбины и их использование для профилирования лопаток соплового аппарата и рабочего колеса.

Задача. Определить степень расширения газа π_T^* и температуру газа на выходе из ступени турбины T_2^* , если известны: $u=400$ м/с, $\Delta C_u=450$ м/с,

$$T_0^*=1400 \text{ К}, \eta_T^*=0.9.$$

38. Основные технико-экономические показатели турбинной ступени и факторы на них влияющие.

Задача. Чем ограничивается величина скорости потока c_1 на выходе из соплового аппарата турбин авиационных ГТД?

39. Классификация газотурбинных двигателей гражданской авиации.

Задача. Укажите, какой тип ГТД используется на воздушных судах Ил-96-300, Ил-86, Ту-154М, Ан-74, Ан-24.

40. Вывод формулы Б.С.Стечкина для тяги турбореактивного двигателя.

Задача. Определить тягу ТРД в полёте, если

$$\text{известны: } M_H = 2.2, T_H = 216 \text{ К}, G_T = G_B = 100 \frac{\text{кг}}{\text{с}}, p_C = p_H, c_C = 1.5V.$$

41. Основные эксплуатационные свойства газотурбинных двигателей гражданской авиации.

Задача. Определить тяговооруженность аэробуса Ил-96-300, если его взлётная масса равна $m_0 = 224$ т, а взлётная тяга одного двигателя составляет $P_0 = 157$ кН.

42. Формула для определения тяги ТРД на старте воздушного судна.

Задача. Определить тягу ТРД на стенде при стандартных условиях, если известны:

$$F_C = 1 \text{ м}^2, p_C^* = 2.5 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}, p_C = p_H$$

43. Классификация компрессоров авиационных ГТД и их основные технико-экономические показатели.

Задача. Укажите какой тип компрессора используется в авиационных двигателях ПС-90А, ТВ7-117, ТА-6А.

44. Схема и принцип действия осевой ступени компрессора.

Задача. Определить действительную температуру воздуха на входе в рабочее колесо осевой ступени компрессора, если известны: $T_1^* = 288 \text{ К}, c_1 = 200 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

45. Треугольники скоростей на входе и выходе из рабочего колеса осевой ступени компрессора.

Задача. Определить число Маха по относительной скорости M_{1w} на входе в рабочее колесо осевой ступени компрессора, если известны:

$$T_1^* = 288 \text{ К}, c_1 = 200 \frac{\text{м}}{\text{с}}, u_1 = 260 \frac{\text{м}}{\text{с}}, \alpha_1 = 90^\circ.$$

46. Изобразите и поясните рабочий процесс осевой ступени компрессора в p, v и T, S координатах.

Задача. Определить температуру и давление заторможенного потока воздуха в относительном движении на входе в рабочее колесо осевой ступени компрессора

T_{1W}^* , p_{1W}^* , если известны:

$$T_1^* = 288K, c_1 = 200 \frac{M}{c}, u_1 = 260 \frac{M}{c}, \alpha_1 = 90^\circ, p_1^* = 101325 \frac{H}{M^2}.$$

47. Изобразите и поясните план сил при обтекании профиля рабочей лопатки осевой ступени компрессора.

Задача. Определить осевую Q_a и окружную Q_u составляющие аэродинамической силы Q , возникающей при обтекании профиля рабочей лопатки, если известны:

$$G_B = 100 \frac{K^2}{c}; z_{pk} = 37 \text{ шт}; p_1 = 0.8 \cdot 10^5 \frac{H}{M^2}, p_2 = 1.0 \cdot 10^5 \frac{H}{M^2};$$

$$c_{1a} = c_{2a}; \Delta w_u = 120 \frac{M}{c}; D = 0.8m$$

48. Работа на окружности рабочего колеса осевой ступени компрессора.

Задача. Определить работу на окружности рабочего колеса осевой ступени компрессора, если известны: $u = 260 \frac{M}{c}, \Delta w_u = 120 \frac{M}{c}$.

49. Приведите и поясните формулу для определения основных КПД осевой ступени компрессора.

Задача. Определить адиабатический КПД осевой ступени компрессора, если известны: $\pi_{cm}^* = 1.3; T_1^* = 288K; T_2^* = 313.5K$.

50. Основные параметры осевой ступени компрессора.

Задача. Определить кинематическую степень реактивности осевой ступени компрессора, если известны: $\alpha_1 = 90^\circ, u_1 = 260 \frac{M}{c}, \Delta w_u = 130 \frac{M}{c}$.

51. Ступень осевого компрессора с предварительной закруткой.

Задача. Определить кинематическую степень реактивности осевой ступени компрессора, если известны: $\alpha_1 = 75^\circ, u_1 = 260 \frac{M}{c}, \Delta w_u = 130 \frac{M}{c}, c_1 = 180 \frac{M}{c}$.

52. Вывод дифференциального уравнения движения газового потока в осевом зазоре ступени компрессора.

Задача. Напишите и поясните формулу для определения кинематической степени реактивности осевой ступени компрессора.

53. Особенности профилирования лопаток компрессора по закону постоянной циркуляции $rc_u = const$.

Задача. Изобразите и поясните график изменения числа Маха M_{1W} по высоте лопатки при законе $rc_u = const$.

54. Особенности профилирования лопаток компрессора по закону постоянной реактивности $\rho = const$.

Задача. . Изобразите и поясните график изменения числа Маха M_{1W} по высоте лопатки при законе $rc_u = const$ и $\rho = const$.

55. Классификация потерь в осевой ступени компрессора и их влияние на КПД ступени.

Задача.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

и задачи для подготовки к сдаче блока №2 «Рабочий процесс и характеристики авиадвигателей»

1. Схема и принцип действия камеры сгорания ГТД.
2. Организация рабочего процесса в камере сгорания авиационного ГТД.
3. Подготовка топливо-воздушной смеси и оценка её качества.
4. хлаждение деталей камеры сгорания. Схемы и эффективность систем охлаждения деталей камеры сгорания.
5. Диагностика технического состояния камер сгорания ГТД.
6. Особенности рабочего процесса в трубчато-кольцевых и кольцевых камерах сгорания.
7. Струйные и испарительные форсунки и их работа на нерасчётных режимах работы двигателя.
8. Эксплуатационные характеристики камер сгорания авиационных ГТД.
9. Выделение вредных веществ при работе камер сгорания, их оценка и нормирование.
10. Особенности организации рабочего процесса форсажных камер сгорания.
11. Физическая сущность и причины вибрационного горения.
12. Эксплуатационные характеристики форсажных камер сгорания ТРДФ, ТРДДФ.
13. Основные технико-экономические показатели газотурбинных двигателей гражданской авиации.
14. Работа цикла ТРД.
15. Удельная тяга ТРД.
16. Зависимость удельной тяги ТРД от параметров рабочего процесса.
17. Работа цикла ТРДД. Распределение работы цикла в ТРДД между контурами.
18. Оценка эффективности ТРД, ТРДД как тепловой машины.
19. Тяговая работа ТРД, ТРДД. Оценка эффективности ТРД, ТРДД как движителя.
20. Полный (общий) КПД ТРД, ТРДД и его влияние на дальность полета воздушного судна.
21. Совместная работа турбины и сопла ТРД.
22. Задачи совместной работы элементов ГТД. Формулы совместной работы турбины и реактивного сопла и её анализ.
23. Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины ГТД.
24. Особенности совместной работы элементов ТРДД.
25. Влияние эксплуатационных факторов на совместную работу элементов ГТД.
26. Скоростные характеристики ТРД, ТРДД.
27. Законы управления и программы регулирования авиационных ГТД.
28. Характеристики ТРД по скорости полета при законе управления $n=const, T_r^*=const$.
29. Особенности скоростных характеристик ТРДД.
30. Влияние эксплуатационных факторов на скоростные характеристики ТРД, ТРДД.
31. Высотные характеристики ТРД, ТРДД.
32. Эксплуатационные ограничения летных характеристики ТРД, ТРДД.
33. Дроссельные характеристики ТРД, ТРДД.
34. Влияние температуры и давления наружного воздуха на дроссельные характеристики ТРДД.

35. Особенности рабочего процесса турбовинтовых и турбовальных двигателей.

36. Основные технико-экономические показатели турбовинтовых и турбовальных двигателей.

37. Особенности эксплуатационных характеристик турбовинтовых и турбовальных двигателей.

38. Изменение характеристик в эксплуатации на крыле в течение гарантийного ресурса.

Задача. Определить полный КПД ТРД, если скорость истечения газа из реактивного сопла в два раза превышает скорость полета и 35 % введенного в двигатель тепла идет на приращение кинетической энергии газового потока.

Задача. Определить долю тяги, создаваемую наружным контуром ТРДД при его работе на стенде ($H = 0, V = 0$) при стандартных атмосферных условиях, если известны: $m = 4; \eta_2 = 0.86$.

Задача. Как изменится удельный расход топлива ТРД, если:

- общая степень повышения давления воздуха в двигателе уменьшится на один процент;

- температура газа перед турбиной увеличится на один процент.

Начальные данные:

$$\pi_{\Sigma} = 20; T_2^* = 1400K; \eta_p = 0.92; \eta_c = 0.86; \bar{m} = 1.055; T_H = 288K; M_H = 0$$

Задача. Определить работу цикла ТРД, если известны:

$$\pi_{\Sigma} = \pi_{opt}; T_2^* = 1600K; \eta_c = 0.86; \eta_p = 0.92; \bar{m} = 1.06; T_H = 288K$$

Задача. Определить скорость истечения газа из сопла ТРД при его работе на стенде ($H = 0, M_H = 0$) при стандартных атмосферных условиях, если известны:

$$\pi_{\Sigma} = 20; T_2^* = 1400K; \eta_p = 0.92; \eta_c = 0.86; \bar{m} = 1.055;$$

Задача. Определить скорость истечения газа из реактивного сопла ТРД, а также развиваемую двигателем тягу при работе его на стенде ($H = 0, M_H = 0$) при стандартных атмосферных условиях, если по результатам измерений известны:

$$p_c^* = 1.8 \cdot 10^5 \frac{H}{m^2}; D_c = 1m; p_c = p_H; t_c^* = 627^{\circ}C$$

Задача. Определить полный КПД ТРДД в полете на высоте $H = 11km$ ($T_H = 216K$), с числом $M_H = 0.8$, если известны:

$$\pi_{\Sigma 1} = 30; T_2^* = 1400K; \eta_{p1} = 0.92; \eta_{c1} = 0.84; \bar{m} = 1.055;$$

$\eta_2 = 0.98; H_u = 43100 \frac{kJ}{kg}; m = 6; \eta_2 = 0.86$. Принять распределение работы цикла внутреннего контура между контурами ТРДД оптимальное.

Задача. Определить η_c в камере сгорания ГТД, если

известны: $T_c^* = 1600K$; $T_k^* = 710K$; $G_B = 100 \frac{кг}{с}$; $G_m = 2.35 \frac{кг}{с}$; $H_u = 43100 \frac{кДж}{кг}$

Задача. Определить работу цикла и удельную тягу ТРД в полете ВС на высоте $H = 11км$ ($T_H = 216K$) с числом $M_H = 1.8$, если известны;

$\pi_\Sigma = 30$; $T_c^* = 1500K$; $\eta_p = 0.92$; $\eta_c = 0.84$; $\bar{m} = 1.06$;

Задача. Определить степень повышения давления в наружном контуре ТРДД π_{k2}^* При оптимальном распределении работы цикла между контурами при работе двигателя на стенде при стандартных атмосферных условиях, если $L_{y1} = 300 \frac{кДж}{кг}$, адиабатический КПД в вентиляторе $\eta_{k2}^* = 0.87$, КПД наружного контура $\eta_2 = 0.75$, степень двухконтурности $m = 10$

Задача. Определить тягу ТРДД при работе на стенде ($H = 0, M_H = 0$ при стандартных атмосферных условиях, если известны следующие результаты измерений:

$p_{c1}^* = 1.8 \cdot 10^5 \frac{Н}{м^2}$; $p_{c2}^* = 1.75 \cdot 10^5 \frac{Н}{м^2}$; $F_{c1} = 0.05 м^2$; $F_{c2} = 0.15 м^2$

Задача. Определить эквивалентную работу ТВД в полете на высоте $H = 6км$ ($T_H = 249K$) с числом $M_H = 0.65$, если известны:

$\pi_\Sigma = 20$; $T_c^* = 1200K$; $\eta_p = 0.92$; $\eta_c = 0.84$; $\bar{m} = 1.055$; $\eta_{ред} = 0.985$; $\eta_B = 0.82$.

Принять распределение работы цикла между винтом и соплом в ТВД оптимальное.

Задача. Определить коэффициент избытка воздуха в камере сгорания ГТД, если

известны: $T_k^* = 750K$; $T_c^* = 1450K$; $\eta_c = 0.985$; $l_0 = 14.94$; $H_u = 43100 \frac{кДж}{кг}$

Задача. Определить удельный расход топлива ТРДД в полете на высоте $H = 11км$ ($T_H = 216K$), с числом $M_H = 0.8$, если известны:

$\pi_{\Sigma 1} = 60$; $T_c^* = 1600K$; $\eta_{p1} = 0.92$; $\eta_{c1} = 0.86$; $\bar{m} = 1.06$;

$\eta_c = 0.98$; $H_u = 43100 \frac{кДж}{кг}$; $m = 4$; $\eta_2 = 0.83$. **Принять распределение работы цикла внутреннего контура между контурами ТРДД оптимальное**

Задача. Определить тягу, удельную тягу и удельный расход топлива ТРДД, созданного на базе ТРД, при работе на стенде с оптимальным распределением работы цикла внутреннего контура между контурами, степени двухконтурности $m = 5$, если на стенде исходный ТРД (газогенератор) имеет тягу $P_{трд} = 80кН$ и

$C_{уд\ трд} = 0.086 \frac{к\cancel{2}}{H \cdot ч}$. Расход воздуха в ТРД $G_{в\ трд} = 100 \frac{к\cancel{2}}{с}$. Принять КПД наружного контура $\eta_2 = 0.75$.

Задача. Определить эквивалентную мощность ВГТД, если известны:

$$N_{ген} = 40кВт; \eta_{ген} = 0.85; \eta_{ред} = 0.98; G_{отб} = 1.3 \frac{к\cancel{2}}{с}; p_{отб}^* = 4.7 \cdot 10^5 \frac{H}{м^2};$$

$$\eta_k^* = 0.84; \sigma_{отб} = 0.96; T_{в}^* = 288K$$

ПРИМЕР

чтения лекции блока № 1 в специализированной аудитории

Раздел 1. Теория элементарной ступени компрессора. 4 часа

Тема 1.1. Схема и принцип действия элементарной ступени компрессора

Контрольные вопросы из рабочей программы

Классификация компрессоров авиационных ГТД. Организация рабочего процесса в осевой, центробежной и диагональной ступенях компрессора.

Графоаналитическое представление рабочего процесса осевой и центробежной ступеней и динамика его изменения в эксплуатации. Параметры заторможенного потока и их измерение в компрессорах авиационных ГТД. Основные КПД ступени и их влияние на топливную экономичность авиадвигателей.

Литература: [2,3]

Согласно ГОСТ 23851-79 «Авиационные газотурбинные двигатели» **компрессором называют лопаточную машину, в которой воздуху сообщается энергия, идущая на повышение его полного давления.** Напомним, что полным давлением газа или давлением заторможенного потока газа называют давление, действующее на стенку, поставленную строго перпендикулярно направлению воздушного потока. Датчик для измерения полного давления называют трубкой Пито – Прандтля . Он представляет собой г – образную трубку, измерительная плоскость колена которой направлена навстречу газовому потоку.

В зависимости от направления движения потока воздуха относительно оси вращения компрессоры разделяются на осевые (98 %), центробежные (1 %), диагональные (1 %) (рис.1, на экране специализированной аудитории 10р,12р,6р).

Преимущества осевых компрессоров состоит в следующем:

- высокий коэффициент полезного действия (КПД);
- значительно большие расходы воздуха;
- сравнительно малые диаметральные размеры.

К недостаткам осевых компрессоров следует отнести:

- сравнительно небольшую степень повышения давления в одной ступени;
- большое количество ступеней, что увеличивает массу компрессора;
- при больших степенях повышения давления в компрессоре требуется мощная механизация при работе компрессора на пониженных режимах работы.

Преимущества центробежных компрессоров состоит в следующем:

- высокая степень повышения давления в одной ступени;
- значительно меньшее количество ступеней.

К недостаткам центробежного компрессора следует отнести:

- сравнительно невысокий КПД ступени;
- большие диаметральные размеры;
- значительная окружная скорость вращения ротора;
- сравнительно небольшие расходы воздуха.

Преимущества и недостатки диагональных компрессоров занимают промежуточное значение между осевыми и центробежными компрессорами.

Осевые компрессоры, как правило, выполняют многоступенчатыми. Число ступеней доходит до 15 шт.

Поскольку рабочий процесс в каждой ступени осевого компрессора одинаков, рассмотрим в начале рабочий процесс в отдельной ступени.

Согласно ГОСТ 23851-79 ступенью компрессора называют совокупность рабочего колеса и расположенного за ним неподвижного направляющего аппарата (рис.2, на экране).

Рабочее колесо представляет собой рабочие лопатки, равномерно расположенные и укрепленные с помощью хвостовиков (замков) на диске по окружности. Диск, в свою очередь, соединен механически с валом, который вращается от постороннего источника: турбины, электродвигателя и т.п. Между рабочими лопатками и корпусом существует радиальный зазор $\Delta_{pз}$.

Направляющий аппарат состоит из направляющих лопаток, хвостовики которых закреплены в наружном и внутреннем корпусах. Между рабочими и направляющими лопатками существует осевой зазор $\Delta_{оз}$.

Назначение рабочего колеса ступени компрессора состоит в следующем:

- повышение давления $p_2 > p_1$;
- увеличение скорости $c_2 > c_1$.

Названные функции рабочего колеса реализуются за подводимой к нему извне механической работы $L_{см}$ и специального профилирования рабочих лопаток..

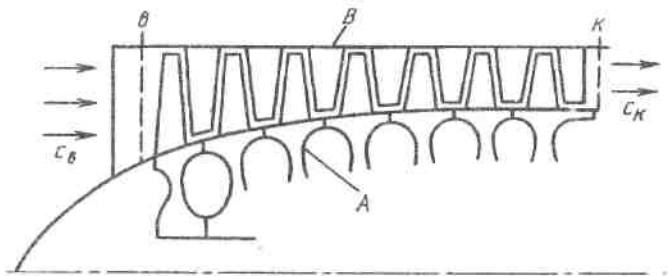
Назначение направляющего аппарата ступени компрессора состоит в следующем:

- направление потока воздуха на выходе из аппарата должно быть таким же, какое поток имел на входе в колесо. Алгебраически это условие записывается так $\alpha_3 \approx \alpha_1$;

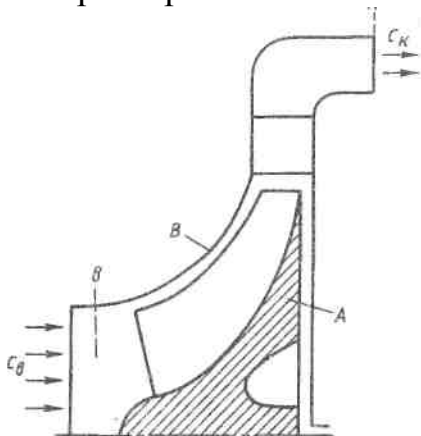
- скорость воздуха на выходе из аппарата должна быть такой какую поток имел на входе в колесо или $c_3 \approx c_1$.

Названные функции направляющего аппарата реализуются за счет специального профилирования направляющих лопаток.

Для того, чтобы уяснить механизм, под действием которого поток воздуха из области пониженного давления направляется в область повышенного давления рассмотрим обтекание профиля с различной кривизной двух поверхностей (рис.3).

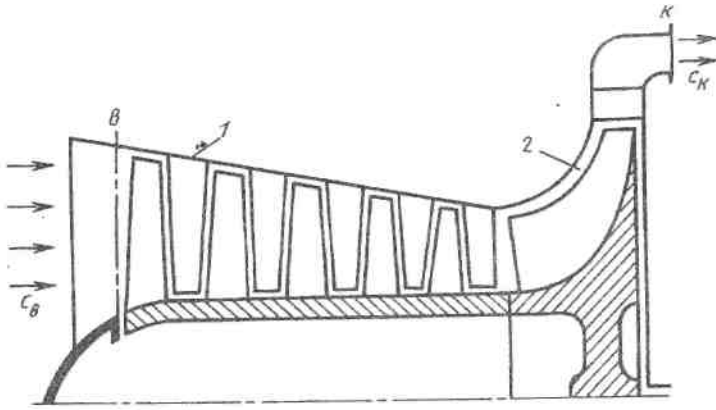


а) Принципиальная схема многоступенчатого осевого компрессора;
 А — ротор; В — статор компрессора; в — сечение на входе в компрессор; к —
 на выходе из компрессора; $c_в$ и $c_к$ — скорости воздуха на входе и на выходе из
 компрессора



б) Принципиальная схема центробежного компрессора:
 А — ротор; В — статор компрессора; в — сечение на входе в компрессор; к —
 сечение на выходе из компрессора; $c_в$ и $c_к$ — скорости воздуха на входе и на
 выходе из компрессора

в) Принципиальная схема диагонального компрессора: I — ротор; В —
 статор компрессора; в - сечение на входе в компрессор: к - на выходе из
 компрессора



д) Принципиальная схема осецентрибежного компрессора: 1 - осевой компрессор; 2 — центробежный. в — сечение на входе; к — на выходе из компрессора; $c_в$ и $c_к$ — скорости потока на входе и на выходе из компрессора

Рис.1. Классификация компрессоров авиационных ГТД

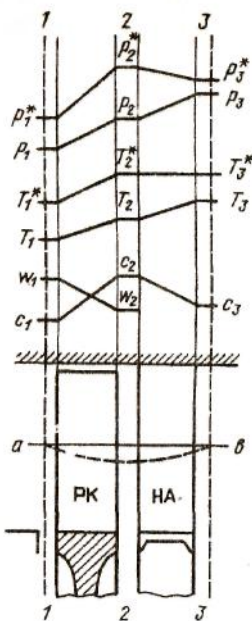


Рис. 2. Схема ступени осевого компрессора:

ПК — рабочее колесо ступени; НА — направляющий аппарат, c_1, c_2, c_3 - абсолютные скорости воздуха в сечениях 1, 2, 3; w_1, w_2 - то же в относительном движении; p_1, p_2, p_3 и T_1, T_2, T_3 - давления и температуры воздуха в сечениях 1, 2, 3; p_1^*, p_2^*, p_3^* и T_1^*, T_2^*, T_3^* - то же в параметрах заторможенного потока

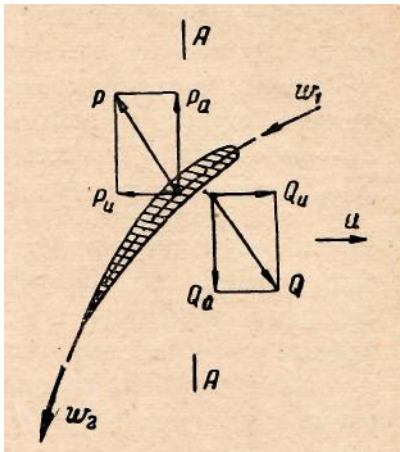


Рис.3. Схема сил, возникающих при обтекании лопатки потоком воздуха:

Профиль подвижный: w_1 – скорость набегающего потока воздуха на рабочую лопатку; w_2 – скорость на выходе из рабочей решетки;

Q, Q_u, Q_a – полная аэродинамическая сила, с которой профиль действует на воздушный поток и окружная и осевая составляющие этой аэродинамической силы.

Профиль неподвижный: c_2 – скорость набегающего потока воздуха на направляющую лопатку; c_3 – скорость на выходе из направляющей решетки;

P, P_u, P_a – полная аэродинамическая сила, которая возникает при обтекании неподвижного профиля и окружная и осевая составляющие этой аэродинамической силы.

При обтекании неподвижного профиля, например, направляющей лопатки возникает аэродинамическая сила, которую можно разложить на окружное и осевой направления.

При обтекании подвижного профиля, который действует на поток воздуха с той же аэродинамической силой, возможны также окружная и осевая составляющая. Первая из них при умножении на радиус расположения профиля относительно оси вращения образует крутящий момент, а вторая составляющая является основной причиной для движения потока воздуха (засасывания его в компрессор).

Рассечем цилиндрической поверхностью радиуса r , разрежем по образующей эту поверхность и развернем её на плоскость. В результате получим изображение профилей рабочих и направляющих лопаток (рис.4).

Воздух при движении его в рабочем колесе находится в двух движениях. Первое из них – это движения относительно поверхностей профиля соответственно с относительной скоростью. w , второе движение – это перенос потока с окружной скоростью u . Абсолютная скорость потока представляет собой векторную сумму $\vec{c} = \vec{w} + \vec{u}$. Построив векторную сумму на входе и

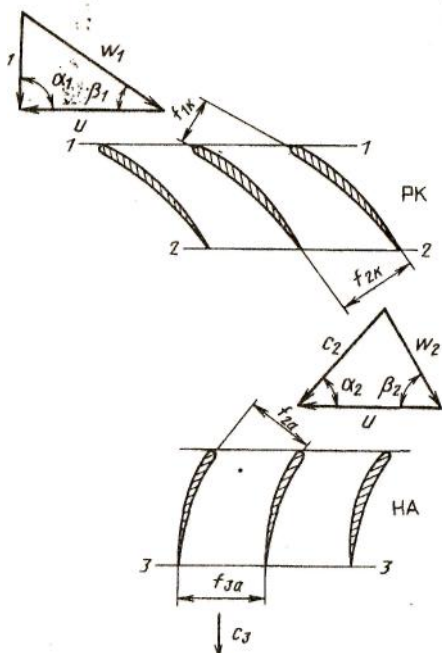


Рис.4. Сечение лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата: f_{1k} и f_{2k} – сечение воздуха на входе и на выходе из РК; f_{2a} и f_{3a} – то же для НА; $c_1, u, w_1, \alpha_1, \beta_1$ – скорости и углы потока на входе в колесо; $c_2, u, w_2, \alpha_2, \beta_2$ – то же на выходе из колеса

выходе из рабочего колеса получаем планы (треугольники) скоростей ступени компрессора.

Треугольники скоростей на входе в РК и на выходе из него обычно совмещают на одном чертеже (так, чтобы вершины совпали) и называют треугольниками скоростей ступени компрессора (рис.5).

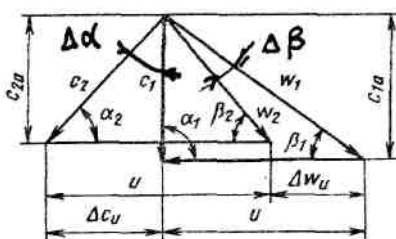


Рис.5. План скоростей ступени осевого компрессора; c_{1a}, c_{2a} – осевые скорости на входе и выходе колеса; Δc_u – закрутка потока в направляющем аппарате; Δw_u – то же в рабочем колесе; $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$ – поворот потока в рабочем колесе; $\Delta\alpha = \alpha_1 - \alpha_2$ – то же в направляющем аппарате

Для иллюстрации рабочего процесса в ступени осевого компрессора используются p, v (рис.6) и T, S – (рис.7) диаграммы. Первая из них позволяет графически показать механические работы, которые получаются в ступени, а вторая диаграмма позволяет показать количество теплоты, подводимое к воздуху, например, из-за трения при обтекании лопаток воздушным потоком.

Порядок построения p, v диаграммы следующий :

1. Проводим горизонтальные прямые, соответствующие изображениям изобар $p_1 = const, p_2 = const, p_3 = const$ с учётом того, что $p_3 > p_2 > p_1$.
2. На изобаре $p_1 = const$ отмечаем точку «1», соответствующую параметрам состояния p_1, v_1, T_1 воздуха на входе в рабочее колесо ступени.
3. Из точки «1» проводим кривую штрих-пунктирную линию адиабатного процесса сжатия воздуха в ступени $pv^k = const$. Пересечения этой адиабаты с изобарами $p_1 = const, p_2 = const, p_3 = const$ дают точки «2_{ад}» и «3_{ад}». Кривая линия с точками 1, 2_{ад}, 3_{ад} соответствует «идельной ступени компрессора».
4. Из точки «1» проводим политропный процесс $pv^n = const$, где показатель политропы больше показателя адиабаты, то есть $n = 1.45...1.5 > k = 1.4$. График политропы проходит правее адиабаты. Пересечения политропы с изобарами $p_1 = const, p_2 = const, p_3 = const$ дают точки «2», «3», соответствующие действительным параметрам состояниям за рабочим колесом p_2, v_2, T_2 и за направляющим аппаратом p_3, v_3, T_3 .
5. Для того чтобы построить параметры заторможенного потока на входе в колесо, за рабочим колесом и за направляющим аппаратом принимаем, что процесс торможения адиабатный. Параметры заторможенного потока находятся из уравнения сохранения энергии, уравнения адиабатного процесса торможения и уравнения состояния в рассматриваемой точке. Например,

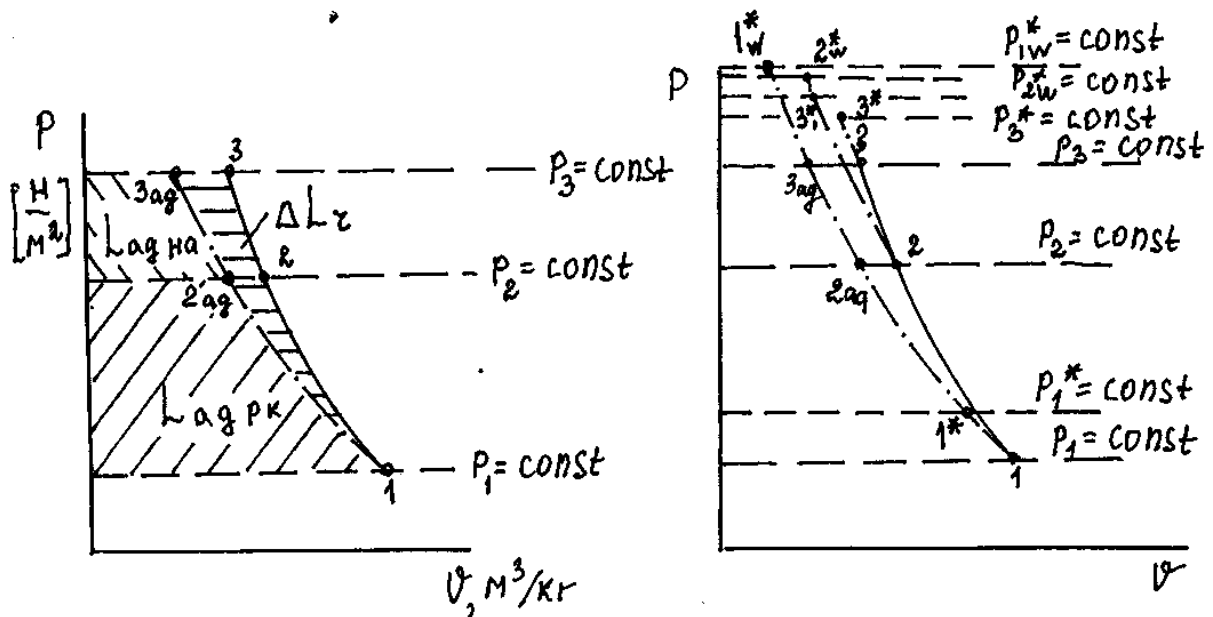


Рис.6. Рабочий процесс ступени осевого компрессора в p, v – диаграмме

для точки «1» находим: $T_1^* = T_1 + \frac{c_1^2}{2c_p}$; $p_1^* = p_1 \left(\frac{T_1^*}{T_1}\right)^{\frac{k}{k-1}}$; $v_1^* = \frac{RT_1^*}{p_1^*}$, где

c_1 – абсолютная скорость на входе в колесо; $c_p = \frac{\kappa}{\kappa-1} R = 1004.5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$ – средняя теплоёмкость воздуха в интервале температур $[T_1, T_1^*]$;

для точки «2» $T_2^* = T_2 + \frac{c_2^2}{2c_p}$; $p_2^* = p_2 \left(\frac{T_2^*}{T_2}\right)^{\frac{k}{k-1}}$; $v_2^* = \frac{RT_2^*}{p_2^*}$, для точки «3»

$T_3^* = T_3 + \frac{c_3^2}{2c_p}$; $p_3^* = p_3 \left(\frac{T_3^*}{T_3}\right)^{\frac{k}{k-1}}$; $v_3^* = \frac{RT_3^*}{p_3^*}$.

Для построения параметров заторможенного потока в относительном движении используем уравнения сохранения энергии, уравнение адиабатного процесса торможения и уравнения состояния. Например, для точки «1_w»

находим $T_{1w}^* = T_1 + \frac{w_1^2}{2c_p}$; $p_{1w}^* = p_1 \left(\frac{T_{1w}^*}{T_1}\right)^{\frac{k}{k-1}}$; $v_{1w}^* = \frac{RT_{1w}^*}{p_{1w}^*}$, для точки

«2_w» $T_{2w}^* = T_2 + \frac{w_2^2}{2c_p}$; $p_{2w}^* = p_2 \left(\frac{T_{2w}^*}{T_2}\right)^{\frac{k}{k-1}}$; $v_{2w}^* = \frac{RT_{2w}^*}{p_{2w}^*}$. При этом надо иметь в

виду, что при осевом входе потока $\alpha_1 = 90^\circ$ относительная скорость на входе в колесо находится по формуле $w_1^2 = c_1^2 + u^2$, а на выходе из колеса по формуле

$w_2^2 = c_{2a}^2 + w_{2u}^2$, где c_{2a} – проекция абсолютной скорости на выходе из колеса на осевое направление, а w_{2u} – проекция относительной скорости на выходе из колеса на окружное направление.

6. На p, v – диаграмме отмечаем площадь фигуры под кривой адиабатного процесса «1 - 2_{ад}» относительно оси давлений. Эта площадь эквивалентна адиабатной работе колеса $L_{ад\ pк}$. Отмечаем также площадь фигуры под кривой адиабатного процесса «2_{ад} - 3_{ад}» относительно оси давлений. Эта площадь эквивалентна адиабатной работе сжатия в направляющем аппарате $L_{ад\ на}$. Сумма найденных работ представляет адиабатную работу сжатия в идеальной ступени $L_{ад\ ст} = L_{ад\ pк} + L_{ад\ на}$. **Отношение адиабатной работы сжатия в рабочем колесе ко всей адиабатной работе ступени называют степенью реактивности ступени компрессора** $\rho = \frac{L_{ад\ pк}}{L_{ад\ ст}}$. Если $\rho = 0$,

ступень называется активной, все сжатия осуществляется в направляющем аппарате, если $\rho = 1$, то все сжатия происходит в рабочем колесе. Практически на осевых ступеней $\rho = 0.6...0.8$.

Для расчёта адиабатических работ необходимо взять определенный

интеграл. Например, $L_{ад\ pк} = \int_1^{2_{ад}} \frac{dp}{\rho} = \frac{k}{k-1} RT_1 \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right];$

$$L_{ад\ на} = \int_{2_{ад}}^{3_{ад}} \frac{dp}{\rho} = \frac{k}{k-1} RT_{2_{ад}} \left[\left(\frac{p_3}{p_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right];$$

$$L_{ад\ ст} = \int_1^{3_{ад}} \frac{dp}{\rho} = \frac{k}{k-1} RT_1 \left[\left(\frac{p_3}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right].$$

Здесь $\pi_{pк} = \frac{p_2}{p_1}$; $\pi_{на} = \frac{p_3}{p_2}$; $\pi_{ст} = \frac{p_3}{p_1}$ – степень повышения давления в рабочем колесе; в направляющем аппарате и во всей ступени в целом. Очевидно, что $\pi_{ст} = \pi_{pк} \pi_{на}$.

7. На p, v – диаграмме отмечаем площадь фигуры под кривой политропного процесса «1 - 2» относительно оси давлений. Эта площадь эквивалентна политропной работе колеса $L_{пол\ pк}$. Отмечаем также площадь фигуры под кривой политропного процесса «2 - 3» относительно оси давлений. Эта площадь эквивалентна политропной работе сжатия в направляющем аппарате

$L_{пол на}$. Сумма этих политропных работ представляет политропную работу сжатия в ступени, то есть $L_{пол ст} = L_{пол рк} + L_{пол на}$, или

$$L_{пол ст} = \int_1^3 \frac{dp}{\rho} = \frac{n}{n-1} RT_1 \left[\left(\frac{p_3}{p_1} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right].$$

Разность политропной и адиабатической работ ступени называют «тепловым сопротивлением» ступени, то есть

$$\Delta L_r = L_{пол ст} - L_{ад ст} = \left(\frac{n}{n-1} - \frac{\kappa}{\kappa-1} \right) RT_1 \left[\left(\frac{p_3}{p_1} \right)^{\frac{n-1}{n}} - \left(\frac{p_3}{p_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right].$$

Отношение адиабатной и политропной работ называют политропическим коэффициентом полезного действия ступени:

$$\eta_{пол ст} = \frac{L_{ад ст}}{L_{пол ст}} = \frac{\frac{\kappa}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_3}{p_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]}{\frac{n}{n-1} \left[\left(\frac{p_3}{p_1} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right]}$$

Построение T, S – диаграммы осуществляется в следующей последовательности:

1. Проводим кривые, соответствующие изобарам $p_1 = const, p_2 = const, p_3 = const$. Так как изменение энтропии в данной диаграмме находится по формуле $s_{i+1} - s_i = c_p \ln \frac{T_{i+1}}{T_i}$, то график изобар в T, S – диаграмме представляет собой логарифмическую кривую.

2. На изобаре $p_1 = const$ отмечаем точку «1!», соответствующую параметрам состояния в точке «1».

3. Из точки «1» проводим адиабатный процесс, который в данной диаграмме представляет вертикальную линию и находим, соответственно, точки пересечения вертикали с изобарами $2_{ад}, 3_{ад}$.

4. Из точки «1» проводим политропный процесс правее адиабатного процесса и находим точки пересечения с изобарами «2» и «3».

5. Построение параметров заторможенного потока производится также, как и для p, v – диаграммы. Необходимо иметь в виду, в направляющем аппарате без учета теплообмена температуры торможения равны, то есть $T_3^* = T_2^*$. Это также и относится к рабочему колесу в относительном движении, где

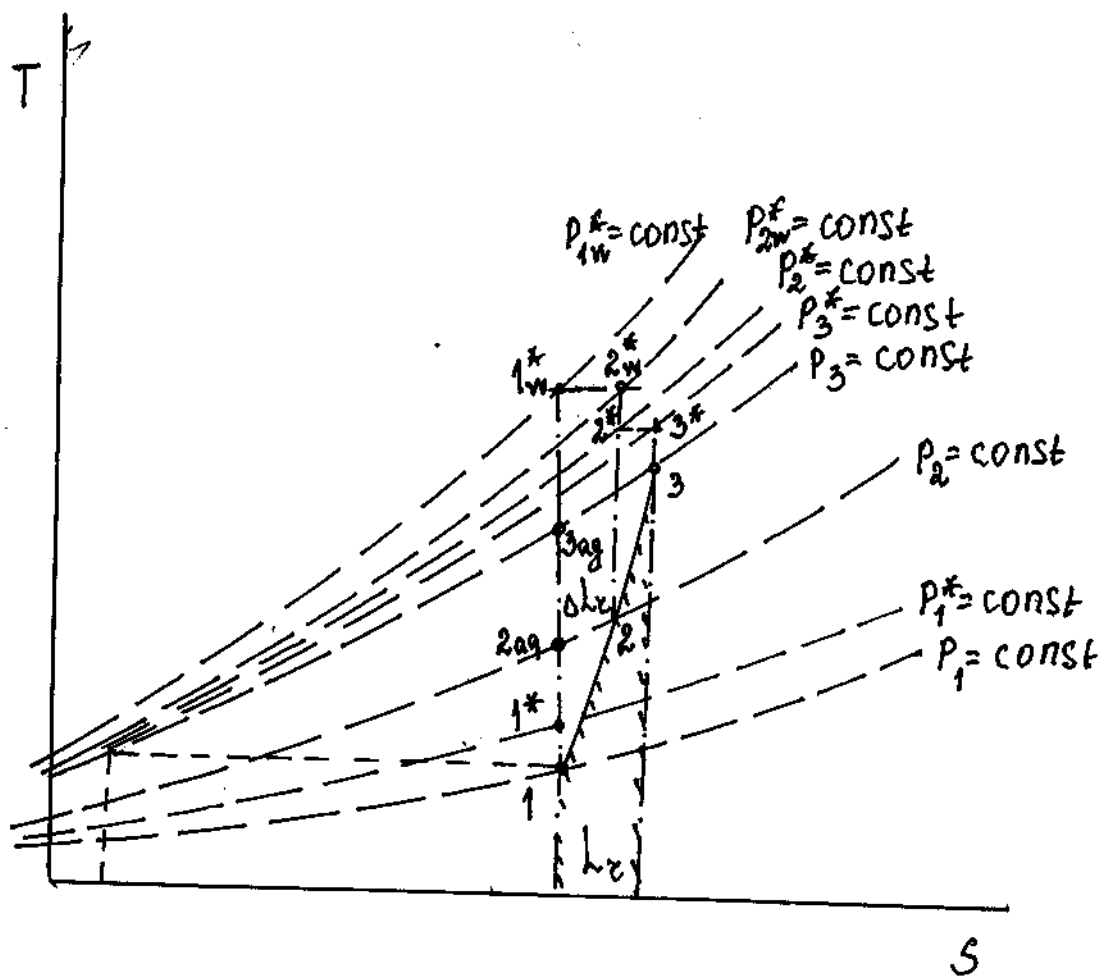


Рис.7. Рабочий процесс ступени осевого компрессора в T, S – диаграмме

$T_{2w}^* = T_{1w}^*$. Поскольку поверхность рабочих лопаток воспринимает температуру торможения, то $T_{\text{лон рк}} \approx T_{1w}^*$. Температура материала направляющих лопаток также находится из соотношения $T_{\text{лон на}} \approx T_2^*$.

6. Площадь фигуры под кривой процесса относительно оси энтропий представляет собой количество тепла, участвующее в этом процессе. Таким образом, в T, S – диаграмме находится количество теплоты, возникшее из-за трения при обтекании лопаток воздушным потоком q_r .

7. Соответствующие отрезки по оси температур в T, S – диаграмме представляют собой разность энтальпий или теплосодержаний. Так, например, $L_{ад ст} = c_p(T_{3ад} - T_1)$ – теплоперепад в адиабатном процессе;

$L_{ст} = c_p(T_3^* - T_1^*)$ – действительная (эффективная) работа в ступени.

Отношение адиабатной и действительной работ называют адиабатическим коэффициентом полезного действия по действительным параметрам

$$\eta_{cm} = \frac{L_{ад\ cm}}{L_{cm}} = \frac{T_{3ад} - T_1}{T_3^* - T_1^*}$$

Отношение адиабатной работы по заторможенным параметрам и действительной работ называют адиабатическим коэффициентом полезного действия по заторможенным параметрам

$$\eta_{cm}^* = \frac{L_{ад\ cm}^*}{L_{cm}} = \frac{T_{3ад}^* - T_1^*}{T_3^* - T_1^*} = 0.86 \dots 0.9.$$

Так как $c_3 \approx c_1$, то $\eta_{cm}^* \neq \eta_{cm}$.

Установим теперь связь степени реактивности с элементами треугольников скоростей ступени. Для этого принимаются следующие допущения:

1. Адиабатический КПД рабочего колеса приближенно равен адиабатическому КПД всей ступени, то есть $\eta_{ад\ pk} = \eta_{ад\ cm}$.

2. Скорость на выходе из направляющего аппарата равна таковой на входе в рабочее колесо, то есть $c_3 = c_1$.

3. Эффективная работа ступени равна окружной работе $L_{cm} = L_u$.

4. Осевые составляющие абсолютных скоростей на входе и выходе из колеса равны, то есть $c_{2a} = c_{1a}$.

Адиабатная работа колеса $L_{ад\ pk} = \eta_{ад\ pk} c_p (T_2 - T_1)$, адиабатная работа ступени $L_{ад\ cm} = \eta_{ад\ cm} c_p (T_3 - T_1)$.

Составим уравнение сохранения энергии соответственно для рабочего колеса и ступени в целом

$$c_p (T_2 - T_1) = L_u - \frac{c_2^2 - c_1^2}{2}; \quad c_p (T_3 - T_1) = L_u - \frac{c_3^2 - c_1^2}{2}$$

Из соотношения для степени реактивности и делением двух найденных уравнений друг на друга с учетом принятых допущений получаем выражение для кинематической степени реактивности

$$\begin{aligned} \rho &= 1 - \frac{c_2^2 - c_1^2}{2} = 1 - \frac{c_{2a}^2 + c_{2u}^2 - c_{1a}^2 - c_{1u}^2}{2} = 1 - \frac{c_{2z}^2 - c_{1u}^2}{2} = 1 - \frac{(c_{2u} + c_{1u})(c_{2u} - c_{1u})}{2} = \\ &= 1 - \frac{(c_{2u} - c_{1u} + c_{1u} + c_{1u})\Delta c_u}{2} = 1 - \frac{(\Delta c_u + 2c_{1u})\Delta c_u}{2} \cdot \frac{u}{u} = 1 - \frac{c_{1u}}{u} - \frac{\Delta c_u}{2u} = \\ &= 1 - \frac{c_{1u}}{u} - \frac{\Delta w_u}{2u} \end{aligned}$$

Здесь $\Delta c_u = \Delta w_u$ – закнутка в направляющем аппарате и в рабочем колесе, соответственно.

Переходим к задачам.

Задача. Найти угол поворота потока в рабочем колесе ступени осевого компрессора $\Delta\beta$, если известны: $\beta_2 = 60^\circ$, кинематическая степень реактивности $\rho = 0.75$, $c_{1u} = 0, c_{2a} = c_{1a}$.

Решение.

Угол поворота из плана скоростей находится по формуле $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$. Значение угла направления относительной скорости на входе в колесо β_1 находится из

треугольника скоростей на входе в колесо $\beta_1 = \arctg \frac{c_1}{u}$.

Абсолютная скорость на входе в колесо определяется формулой

$$c_1 = c_{2a} = w_{2u} \operatorname{ctg} \beta_2 = [u - (\Delta w_u + c_{1u})] \operatorname{ctg} \beta_2 = [u - u(1 - \rho)] \operatorname{ctg} \beta_2$$

Таким образом,

$$\begin{aligned} \Delta\beta &= \beta_2 - \arctg \frac{[u - u(1 - \rho)] \operatorname{ctg} \beta_2}{u} = \beta_2 - \arctg(\rho \operatorname{ctg} \beta_2) = \\ &= 60 - \arctg(0.75 \cdot \operatorname{ctg} 60^\circ) = 36.6^\circ \end{aligned}$$

Задача. Определить адиабатический КПД осевой ступени компрессора, если известны: $\pi_{cm}^* = 1.3; T_1^* = 288K; T_2^* = 313.5K$.

Решение.

$$\eta_{cm}^* = \frac{\pi_{cm}^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_2^*}{T_1^*} - 1} = \frac{1.3^{1.4-1} - 1}{\frac{313.5}{288} - 1} = 0.879$$

ПРИМЕР

чтения лекции блока № 2 в специализированной аудитории

Раздел 10. Рабочий процесс ТРД, ТРДД. 2 часа

Тема 10.1. Рабочий процесс ТРД

Основные технико-экономические показатели газотурбинных двигателей гражданской авиации.

Работа цикла ТРД. Удельная тяга ТРД. Зависимость удельной тяги ТРД от параметров рабочего процесса.

Тема 10.2. Рабочий процесс ТРДД

Работа цикла ТРДД. Распределение работы цикла в ТРДД между контурами. Оценка эффективности ТРД, ТРДД как тепловой машины.

Тяговая работа ТРД, ТРДД. Оценка эффективности ТРД, ТРДД как движителя.

Полный (общий) КПД ТРД, ТРДД и его влияние на дальность полета воздушного судна

Согласно стандарта ГОСТ – 23851-79 «Авиационные газотурбинные двигатели» **турбореактивным двигателем** называют ГТД, в котором энергия топлива преобразуется в кинетическую энергию струй газов, вытекающих из реактивного сопла (рис.1 на экране).

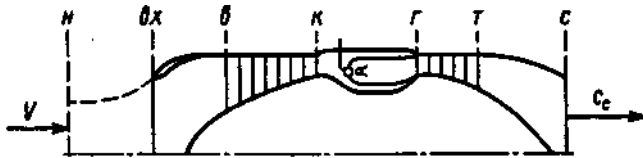


Рис.1. Принципиальная схема одновального ТРД. Изменение параметров газового потока по тракту двигателя при $M_H = 0$, $H = 0$:

Н – сечение в невозмущенном потоке; ВХ – сечение на входе в двигатель; В и К – сечения перед и за компрессором; Г и Т – сечения перед и за турбиной; С – сечение на выходе из реактивного сопла; V – скорость полёта; c_c – скорость истечения газа из реактивного сопла

Рабочим процессом ТРД называют совокупность термодинамических процессов от сечения «Н – Н» (в невозмущенной атмосфере, где V – скорость полета; T_H, p_H, ρ_H – температура, давление и плотность воздуха) до сечения «С – С» (обрез выходного сопла; c_c – средняя скорость истечения газа из сопла; T_c, p_c, ρ_c – действительная температура, статическое давление и плотность газа в данном сечении).

В результате реализации рабочего процесса ТРД образуется приращение кинетической энергии воздушного потока, проходящего через двигатель, которое называют работой цикла ТРД как тепловой машины, то есть

$$L_{ц} = \frac{c_c^2 - V^2}{2}$$

Согласно формуле академика Б.С. Стечкина для тяги воздушного реактивного двигателя имеем $P = G_B(c_c - V)$. Отсюда получаем соотношение для удельной тяги – отношение тяги к расходу воздуха $P_{y\partial} = \frac{P}{G_B} = c_c - V$.

В результате можно получить зависимость удельной тяги ТРД от работы цикла $P_{y\partial} = \sqrt{2L_{ц} + V^2} - V$.

Удельная тяга имеет большое значение для полётов воздушных судов. Величина $P_{y\partial}$ в значительной степени определяет скорость полёта воздушного судна. На рис.2 (на экране) показано изменение числа Маха в крейсерском полёте в зависимости от удельной тяги в условиях старта воздушного судна. Видно, что ТРД обеспечивают полета воздушных судов с $M_{крейс} \approx 2.2...2.8$, то есть сверхзвуковые скорости полета.

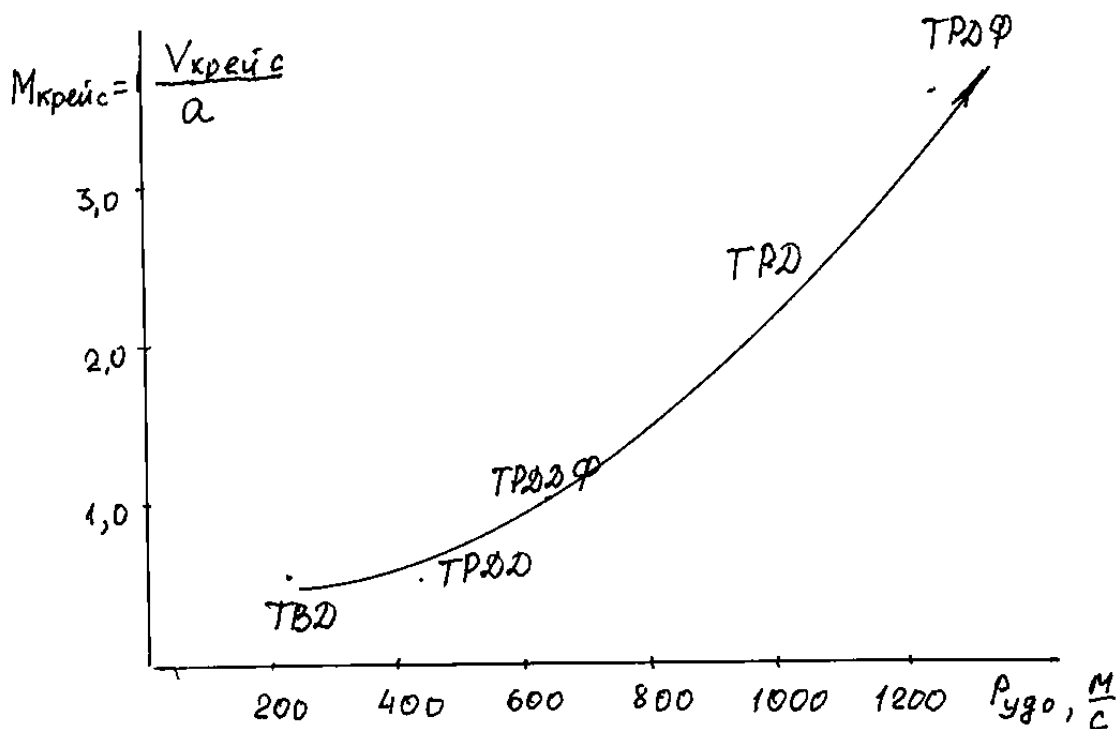


Рис.2. Зависимость числа Маха в крейсерском полете воздушного судна от стартовой удельной тяги двигателя

Составим уравнение Д. Бернулли для сечений «Н – Н» и «К – К». Между этими сечениями к ротору компрессора подводится удельная работа сжатия L_k , которая расходуется на совершение политропной работы сжатия

$$L_{пол\ сж} = \int_H^K \frac{dp}{\rho} \quad (\text{интеграл Д. Бернулли}), \text{ изменение кинетической энергии}$$

$$\frac{c_k^2 - V^2}{2} \text{ и на преодоление гидравлических сопротивлений во входном}$$

устройстве и компрессоре L_r . Алгебраическая форма уравнения

представляется так:

$$L_k = L_{пол\ сж} + \frac{c_k^2 - V^2}{2} + L_r$$

Составим уравнение Д. Бернулли для сечений «К – К» и «С – С». Между этими сечениями совершается политропная работа расширения газа

$$L_{пол\ расш} = \int_K^C \frac{dp}{\rho}, \text{ которая идёт на создание эффективной работы на валу}$$

турбины L_m на изменение кинетической энергии $\frac{c_c^2 - c_k^2}{2}$ и на преодоление гидравлических сопротивлений в камере сгорания, турбине и в реактивном

сопле L_r . Алгебраическая форма уравнения представляется так:

$$L_{пол\ расш} = L_m + \frac{c_c^2 - c_k^2}{2} + L_r$$

Сумму работ $L_{пол\ сж} + L_r$ можно представить как действительную работу

$$\text{сжатия } L_{сж} = L_{пол\ сж} + L_r = \frac{L_{ад\ сж}}{\eta_c}, \text{ где } \eta_c \text{ – КПД процесса сжатия,}$$

учитывает потери во входном устройстве и в компрессоре.

Соответственно, разность работ $L_{пол\ расш} - L_r$ можно представить как

$$\text{действительную работу расширения } L_{расш} = L_{пол\ расш} - L_r = L_{ад\ р} \eta_p,$$

где η_p – КПД процесса расширения, учитывает потери в камере сгорания, турбине и в реактивном сопле.

Разность действительных работ расширения и сжатия называют полезной работой цикла, то есть

$$L_{ц} = L_{расш} - L_{сж} = (L_m - L_k) + \frac{c_c^2 - V^2}{2} = L_{ад\ расш} \eta_p - \frac{L_{ад\ сж}}{\eta_c}$$

Разность эффективных работ турбины и компрессора представляет собой эффективную работу, снимаемую с вала турбокомпрессора, то есть

$$L_t = L_m - L_k. \text{ Эта механическая работа расходуется на привод}$$

вспомогательных агрегатов (топливных и масляных насосов и др.), а также на преодоление трения в опорах ротора турбокомпрессора. Так как по своей величине эта работа составляет не более 0.5 % от работы цикла, то она обычно в анализе работы цикла ТРД не учитывается.

Адиабатные работы расширения и сжатия находятся в предположении, что скорость движения рабочего тела в них отсутствует и можно рассматривать эти процессы в параметрах заторможенного потока. Например,

$$L_{ад\ расш} = \frac{\kappa_2}{\kappa_2 - 1} R_2 T_2^* \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_K^*} \right) \right], \quad L_{ад\ сж} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} R T_H \left[\left(\frac{p_K^*}{p_H} \right) - 1 \right],$$

где $\pi_{\Sigma} = \frac{p_K^*}{p_H}$ – общая или суммарная степень повышения давления воздуха в компрессоре и в воздухозаборнике. Умножив и разделив это соотношение на

$$p_H^* \text{ получаем, что } \pi_{\Sigma} = \frac{p_K^*}{p_H} = \pi_{вх} \pi_K^*.$$

Подставляя в выражение для работы цикла формулы для адиабатических работ расширения и сжатия и произведя преобразования получаем формулу зависимости работы цикла от параметров рабочего процесса ТРД:

$$L_{ц} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} R T_H \frac{e - 1}{\eta_c} \left(\frac{\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p}{e} - 1 \right),$$

где $e = \pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}$, $\Delta = \frac{T_2^*}{T_H}$ – степень подогрева воздуха в двигателе;

$$\bar{m} = \frac{\frac{\kappa_2}{\kappa_2-1} R_2 \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_\Sigma} \right)^{\frac{\kappa_2-1}{\kappa_2}} \right]}{\frac{\kappa}{\kappa-1} R \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_\Sigma} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} = 1.04 \dots 1.06 \text{ -- коэффициент, учитывающий различие}$$

физических свойств газа и воздуха.

Из формулы для работы цикла следует, что при $\pi_\Sigma = 1$ и $\pi_2 = (\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$ работа цикла обращается в нуль. Согласно теореме Ролля данная функция в промежутке $\pi_\Sigma = 1 \dots \pi_2$ имеет экстремум (максимальное значение), а значение π_Σ при котором работа цикла максимальна называется оптимальной и обозначается π_{opt} . Дифференцируя L_u по e и приравнявая производную

$$\text{нулю, получаем } \pi_{opt} = (\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p)^{\frac{\kappa}{2(\kappa-1)}} = \sqrt{\pi_2}; L_{u \max} = \frac{\kappa}{\kappa-1} R T_H \frac{(e_{opt} - 1)^2}{\eta_c}.$$

График функции $L_u = f(\pi_\Sigma, \Delta)$ показан на рис.3 (на экране).

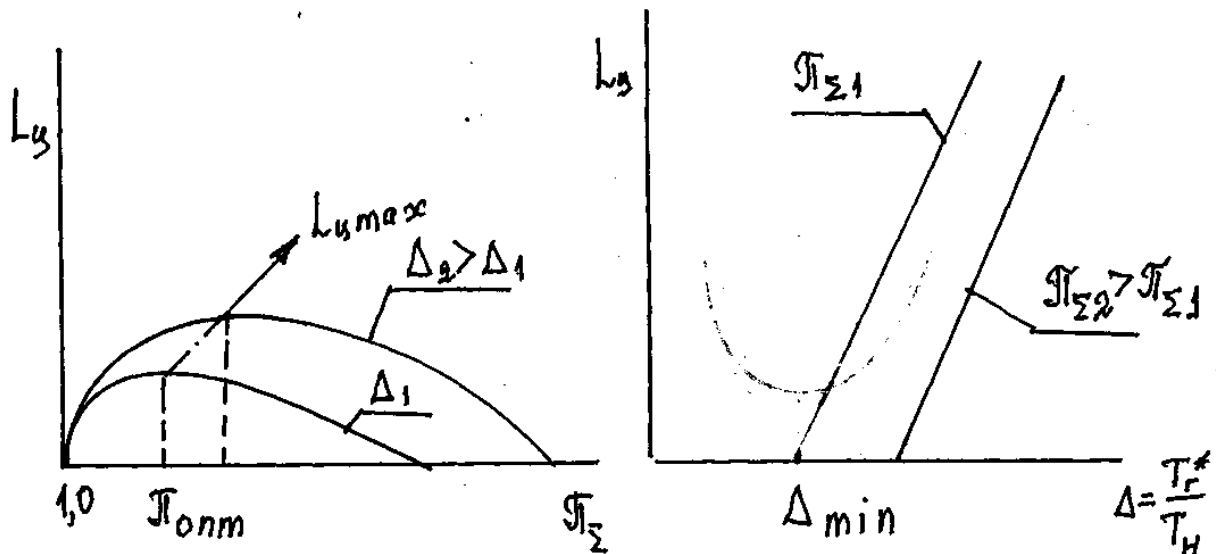


Рис.3. Графическое представление зависимости работы цикла ТРД от параметров рабочего процесса

Согласно названному выше стандарту **двухконтурным турбореактивным двигателем (ТРДД)** называют турбореактивный двигатель с внутренним и наружным контурами, в котором часть энергии топлива, подводимого во внутренний контур, преобразуется в механическую работу для привода

вентилятора наружного контура (рис.4 на экране). Первый ТРДД был предложен академиком А.М. Люлькой в 1937 г. с целью повысить экономичность ТРД. Это достигается в ТРДД уменьшением потерь энергии с вытекающей из двигателя струи и меньшей среднемаховой скоростью.

Экономичность ТРД оценивается по величине удельного расхода топлива, который определяется отношением часового расхода топлива к тяге

$$C_{уд} = \frac{3600G_m}{P} = \frac{3600G_m}{P_{уд}G_{\theta}} = \frac{3600Q_{кв}}{P_{уд}H_u\eta_z} = \frac{3600c_n(T_z^* - T_k^*)}{P_{уд}H_u\eta_z} = \frac{3600c_nT_H(\Delta - \frac{e-1}{\eta_c} - 1)}{P_{уд}H_u\eta_z}$$

Здесь отношение $\frac{G_m}{G_{\theta}}$ находится из уравнения баланса теплосодержаний для камеры сгорания; H_u – теплотворная способность авиационного топлива; η_u – коэффициент выделения тепла в камере сгорания, приближенно равный КПД камеры; c_n – средняя условная теплоёмкость процесса подвода тепла в камере сгорания.

Согласно формуле академика Б.С. Стечкина тяга в ТРДД определяется для внутреннего и наружного контуров:

$$P_1 = G_{\theta 1}(c_{c1} - V); P_2 = G_{\theta 2}(c_{c2} - V)$$

$$\text{Общая тяга ТРДД равна } P = P_1 + P_2 = G_{\theta 1}(c_{c1} - V) + G_{\theta 2}(c_{c2} - V) =$$

$$= \frac{G_{\theta}}{m+1}[c_{c1} + mc_{c2} - V(m+1)], \text{ где } G_{\theta} = G_{\theta 1} + G_{\theta 2} - \text{общий расход воздуха}$$

через двигатель; $m = \frac{G_{\theta 2}}{G_{\theta 1}}$ – степень двухконтурности.

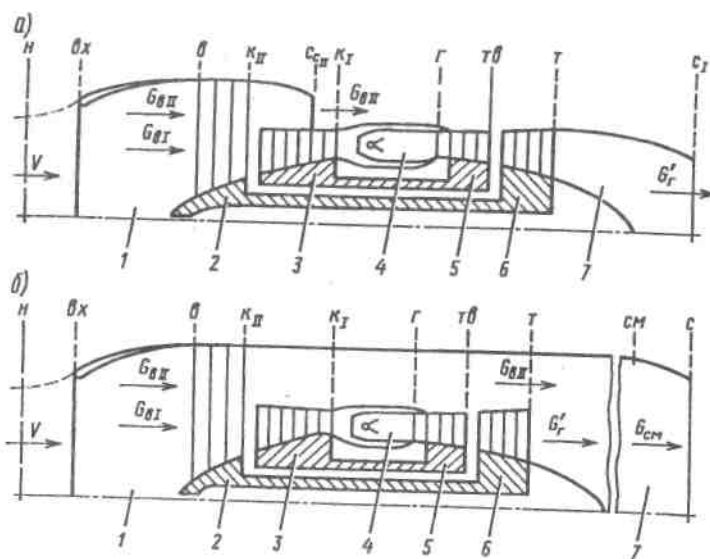


Рис.4. Принципиальные схемы ТРДД:

а — с раздельным выпуском воздуха и газа из контуров;

б — со смешением потоков воздуха и газа за турбиной;
 1 — входное устройство; 2, 3 — компрессоры (вентилятор) соответственно низкого и высокого давления; 4 — камера сгорания; 5, 6 — турбины соответственно высокого и низкого давления; 7 — выходные устройства контуров; Н — сечение в невозмущенном потоке воздуха; v_x ; v ; κ_2 ; c_2 ; κ_1 ; γ ; τ_k ; τ ; c_1 ; c_m ; c — характерные сечения функциональных элементов двигателя; $G_{\theta 1}, G_{\theta 2}$ — расходы газа через контуры; V — скорость полета; G_2, G_{cm} — расход соответственно газа и смеси

Отсюда удельная тяга ТРДД равна:

$$P_{y\partial} = \frac{P}{G_\theta} = \frac{1}{m+1} [c_{c1} + mc_{c2} - V(m+1)]$$

Для определения работы цикла в ТРДД используется тот же приём, что и для ТРД. Составляются два уравнения Д. Бернулли для сечений «Н – Н» и «К₁ – К₁», а затем для сечений «К₁ – К₁» и «С₁ – С₁». В результате работа цикла внутреннего контура определяется формулой:

$$L_{ц1} = mL_{k2} + \frac{c_{c1}^2 - V^2}{2}$$

Аналогичным образом составляя уравнение Д. Бернулли для внешнего контура получаем соотношением $L_{k2}\eta_2 = \frac{c_{c2}^2 - V^2}{2}$, где $\eta_2 = 0.86...0.9$ — КПД внешнего контура, учитывает потери в воздухозаборнике, вентиляторе, в канале этого контура и в реактивном сопле этого же контура.

С учетом последней формулы работа цикла ТРДД представляется так:

$$L_{ц1} = \frac{m}{\eta_2} \frac{c_{c2}^2 - V^2}{2} + \frac{c_{c1}^2 - V^2}{2}$$

Используя выражение для удельной тяги ТРДД и для работы цикла внутреннего контура можно получить следующую зависимость:

$$P_{уд} = \frac{mx+1}{m+1} \sqrt{\frac{2L_{ц1}\eta_2 + (m+\eta_2)V^2}{mx^2 + \eta_2}} - V,$$

где $x = \frac{c_{c2}}{c_{c1}}$ — отношение скоростей истечения воздуха и газа из выходных сопел

ТРДД.

Для определения условий, при которых удельная тяга ТРДД максимальна находим производную $\frac{dP_{уд}}{dx}$ и приравниваем её нулю. В итоге получаем следующее условие $x = \eta_2$.

Оптимальная степень повышения давления во внутреннем контуре и необходимая механическая работа для привода вентилятора наружного контура находятся по формулам:

$$\pi_{1\text{опт}} = (\bar{m}\Delta\eta_{c1}\eta_{p1})^{\frac{\kappa}{2(\kappa-1)}};$$

$$L_{к2} = \frac{L_{ц1}x^2 + \frac{V^2}{2}(x^2 - 1)}{mx^2 + \eta_2}.$$

на рис.5 (на экране) показан баланс тепловой и механической энергий в ТРД. Здесь $(1 - \eta_2)Q_0$ – потери от неполноты сгорания топлива; $i_c - i_H$ – характеризует потери, связанные с увеличением теплосодержания газа в соответствии со вторым законом термодинамики. Полезная работа ТРД

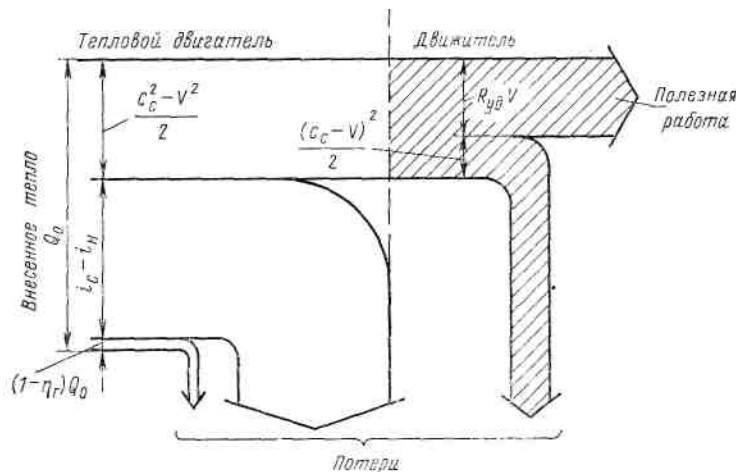


Рис.5. Диаграмма энергетического баланса ТРД

как теплового двигателя характеризуется работой цикла. Отношение работы цикла к введенному в двигатель теплу называют внутренним (эффективным) КПД:

$$\eta_{вн} = \frac{L_{ц}}{Q_0}$$

ТРД можно характеризовать также как двигатель, на выходе которого получается тяговая работа $L_{тяг} = P_{уд}V$. Отношение тяговой работы к работе цикла называют тяговым (полетным) КПД:

$$\eta_{тяг} = \frac{L_{тяг}}{L_{ц}} = \frac{P_{уд}V}{\frac{c_c^2 - V^2}{2}} = \frac{2}{1 + \frac{c_c}{V}}$$

Отношение тяговой работы к введенному в двигатель теплу называют полным КПД ТРД:

$$\eta_n = \frac{L_{тяг}}{Q_o} = \eta_{вн} \eta_{тяг}$$

Сравнивая выражение для удельного расхода топлива и полного КПД получаем соотношение:

$$C_{уд} = \frac{3600V}{H_u \eta_n}$$

Таким образом, экономичность двигателя влияет на продолжительность полета, а полный КПД на дальность полета.

Так как средняя массовая скорость истечения газа в ТРДД меньше (больше тяговый КПД), то экономичность ТРДД оказывается больше чем у ТРД. Следовательно, воздушное судно с ТРДД имеет дальность полета больше, чем с ТРД.

П Р И М Е Р Ы

экзаменационных билетов по дисциплине «Теория авиационных двигателей»

Московский государственный технический Университет гражданской авиации

Утверждаю:

Зав. кафедрой, проф.

_____ В.В. Никонов

« _____ » _____ 2008 г.

Кафедра **Двигатели летательных аппаратов**

Э К З А М Е Н А Ц И О Н Н Ы Й Б И Л Е Т № 1

Дисциплина **Теория авиационных двигателей**
(блок № 1)

1. Схема и принцип действия ступени осевого компрессора.

Задача. Определить работу на валу компрессора L_k и адиабатный КПД η_k^* , если по результатам измерений известны: $p_k^* = 15 \cdot 10^5 \text{ Па}$; $t_k^* = 407^\circ \text{ С}$;
 $p_e^* = 760 \text{ мм рт.ст.}$, $t_e^* = 15^\circ \text{ С}$.

2. Изобразите и поясните планы скоростей для осевой ступени турбины.
Задача. Определить степень реактивности осевой ступени турбины, если известны: $p_o^* = 10 \cdot 10^5 \text{ Па}$, $p_1 = 7 \cdot 10^5 \text{ Па}$, $p_2 = 5 \cdot 10^5 \text{ Па}$.

3. Напишите и поясните уравнение сохранения энергии для термопары.

Московский государственный технический Университет гражданской авиации

Утверждаю:

Зав. кафедрой, проф.

_____ В.В. Никонов

« _____ » _____ 2007 г.

Кафедра Двигатели летательных аппаратов

ЭКЗАМЕНАЦИОННЫЙ БИЛЕТ № 2

Дисциплина Теория авиационных двигателей

(блок № 1)

1. Классификация компрессоров газотурбинных двигателей гражданской авиации.

Задача. Определить удельную адиабатную $L_{к ад}$ и политропную $L_{к пол}$ работы сжатия компрессора, если известны: $\pi_k = \frac{p_k}{p_e} = 10$, $T_e = 288 K$ и показатель политропы сжатия $n=1.5$. Принять, что скорости на входе и выходе из компрессора одинаковы.

2. Схема и принцип действия осевой ступени турбины.

Задача. Изобразите и поясните план скоростей для ступени осевого компрессора.

3. Перечислите факторы, влияющие на погрешность измерения температуры (на величину коэффициента r).

Московский государственный технический Университет гражданской авиации

Утверждаю:

Зав. кафедрой, проф.

_____ В.В. Никонов

« _____ » _____ 2008 г.

Кафедра **Двигатели летательных аппаратов**

ЭКЗАМЕНАЦИОННЫЙ БИЛЕТ № 1

Дисциплина **Теория авиационных двигателей**
(блок № 2)

1. Что понимается под тягой ТРД? Внутренняя тяга ТРД (определение, формула тяги). Понятие об эффективной тяге силовой установки воздушного судна.

Задача. Определить полный КПД ТРД, если скорость истечения газа из реактивного сопла в два раза превышает скорость полета, и 35 % введенного в двигатель тепла идет на приращение кинетической энергии газового потока.

2. Принципиальная схема и принцип действия камеры сгорания авиационного ГТД.

Задача. Определить потребное количество воздуха для полного сгорания природного газа (метана).

Московский государственный технический Университет гражданской авиации

Утверждаю:

Зав. кафедрой, проф.

_____ В.В. Никонов

« _____ » _____ 2008 г.

Кафедра Двигатели летательных аппаратов

ЭКЗАМЕНАЦИОННЫЙ БИЛЕТ № 2

Дисциплина Теория авиационных двигателей

(блок № 2)

1. Удельная тяга ТРД и её использование при эксплуатации авиационных двигателей.

Задача. Определить удельную тягу ТРД в полете с $M=2.5$ на высоте $H=20$ км ($T_H=216$ К), если известны:

$$\pi = 20, T_c^* = 1400\text{K}, \eta_c = 0.86, \eta_p = 0.92, \bar{m} = 1.06.$$

2. Организация рабочего процесса в зоне подготовки топливо-воздушной смеси в камере сгорания авиационного ГТД.

Задача. Определить коэффициент избытка воздуха и оценить качество смеси, если известны: $G_B=1$ кг/с, $G_T=0.1$ кг/с, топливо – керосин ТС-1.

Московский государственный технический Университет гражданской авиации

Утверждаю:

Зав. кафедрой, проф.

_____ В.В.Никонов

« _____ » _____ 2008 г.

Кафедра Двигатели летательных аппаратов

ЭКЗАМЕНАЦИОННЫЙ БИЛЕТ № 1

Дисциплина Теория авиационных двигателей
(заочное отделение)

1. Тяга турбореактивного двигателя (содержание понятия, расчётная формула).
Формула тяги ТРД Б.С.Стечкина и её анализ.
2. Изобразите и поясните рабочий процесс ступени осевого компрессора в p, v и T, S координатах. Показать на этих диаграммах следующие энергии:
- “термическое сопротивление”; - работу против сил трения в рабочем колесе и направляющем аппарате.

Московский государственный технический Университет гражданской авиации

Утверждаю:

Зав. кафедрой, проф.

_____ В.В.Никонов

« _____ » _____ 2008 г.

Кафедра Двигатели летательных аппаратов

ЭКЗАМЕНАЦИОННЫЙ БИЛЕТ № 2

Дисциплина Теория авиационных двигателей

(заочное отделение)

1. Работа цикла ТРД как тепловой машины. Показать, как оценивается термодинамическое совершенство ТРД как тепловой машины.
2. Основные параметры ступени осевого компрессора. Изобразите планы (треугольники) скоростей ступени осевого компрессора и поясните, как с их помощью определяется степень реактивности ступени.

