

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

Е.А.Панин, А.М.Уланов

**ДИПЛОМНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ
АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК**

Электронное учебное пособие

САМАРА

2011

УДК СГАУ: 621.431.75

ББК СГАУ: 39.55

П 11

Авторы: Панин Евгений Александрович
Уланов Александр Михайлович

Панин, Е.А. Дипломное проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / Е. А. Панин, А. М. Уланов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (Нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (6,64 Мбайт). - Самара, 2011. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM). - Систем. требования: ПК Pentium; Windows 98 или выше.

Учебное пособие является методическим сопровождением при выполнении дипломного проекта на выпускающей кафедре «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов».

Изложены цели и задачи дипломного проектирования в соответствии с требованиями нормативных документов, определяющих цели, содержание и методы реализации образовательного процесса (государственный образовательный стандарт, учебный план, рабочие программы, методическая документация итоговой аттестации и т.д.). Подчеркнута ответственность сторон – студента и руководителя. Подробно рассмотрен объем, структурный состав и алгоритм выполнения этапов проекта. Даны рекомендации по оформлению пояснительной записки и графической части проекта. Приведены примеры оформления некоторых разделов, в которых наиболее часто встречаются ошибки.

Учебное пособие предназначено для подготовки специалистов 2 факультета по специальности 160301.65 «Авиационные двигатели и энергетические установки», специализирующихся по направлениям «Интегрированные информационные технологии и управление проектами в авиадвигателестроении», «Информационные технологии проектирования и моделирования в авиадвигателестроении» (Государственный образовательный стандарт второго поколения - ГОС-2), и по специальности 160700 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей», специалистов по направлениям «Интегрированные информационные технологии и управление проектами в авиадвигателестроении», «Информационные технологии проектирования и моделирования в авиадвигателестроении», а также специалистов 3 факультета по специальности 162300.62 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» (Федеральный Государственный образовательный стандарт третьего поколения - ФГОС-3). Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов СГАУ.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	3
Структурный состав пояснительной записки	6
• Пример оформления титульного листа	8
• Пример оформления задания	9
• Пример реферата	11
• Пример списка обозначений и сокращений	12
• Пример содержания	13
• Пример оформления введения	15
• Основная часть	19
• Список использованных источников	53

ПРЕДИСЛОВИЕ

Сроки дипломного проектирования

Период дипломного проектирования вместе с защитой продолжается 16 недель и начинается после окончания преддипломной практики (с ноября по февраль).

Цели проектирования

Овладение навыками самостоятельного проектирования современных конкурентоспособных АД и ЭУ, расширение кругозора, систематизация и закрепление знаний.

Роль руководителя

Выдача задания, уточнение объёма и содержания составных частей, контроль и методическая помощь.

Роль консультантов

Согласование и консультации по узким специальным вопросам.

Студент

Несет ответственность за принятые технические решения и расчеты, качество и выполнение в заданные сроки.

Состав проекта

Дипломный проект является выпускной квалификационной самостоятельной работой образовательного процесса и охватывает комплекс инженерных задач по проектированию АД и ЭУ.

Под АД и ЭУ следует понимать тепловые *газотурбинные двигатели* (ГТД), которые используются для приведения в движение летательных аппаратов (самолетов, вертолетов, экранопланов, дирижаблей и др.) или в качестве источников механической энергии для других целей (вспомогательных, наземного транспорта, речных и морских судов, стационарных установок, газоперекачивающих агрегатов, электрогенераторов и

др.). При дальнейшем изложении текста вместо аббревиатуры «АД и ЭУ» и «ГТД» используется слово «двигатель».

Проект состоит из *пояснительной записки, графической части и презентации.*

Оформление

Пояснительная записка оформляется согласно правилам стандарта организации СТО СГАУ 02068410-004-2007 – Общие требования к учебным текстовым документам.

Стиль изложения – безличный монолог от третьего лица, неопределённо-личные предложения.

Выполняется на одной стороне листа бумаги белого цвета формата А4 (210×297 мм) компьютерным набором. Цвет шрифта должен быть черным, высота букв, цифр и других знаков – не менее 1,8 мм (кегель не менее 12, рекомендуется - 14), полужирный шрифт не допускается. Размеры полей: справа – не менее 10 мм, сверху и снизу – не менее 20 мм, слева – не менее 30 мм.

Номера страниц проставляются в центре нижней части листа без точки. Титульный лист включается в общую нумерацию страниц. Номер страницы на титульном листе не проставляется, а только подразумевается.

Иллюстрации и таблицы должны иметь сквозную нумерацию, однако, допускается нумеровать и в пределах раздела. Пояснительные данные обозначаются словами «Рисунок» или «Таблица» без сокращения и пишутся под рисунком и над таблицей.

Например:

Рисунок 5 – Резонансная диаграмма первой ступени КВД

Таблица 2.3 – Зависимость динамической собственной частоты рабочей лопатки турбины от частоты вращения и температуры

При оформлении расчетов вначале записывают рабочую формулу в символьном виде, затем в цифровых значениях, и далее приводится результат расчета и размерность. Все расчеты выполняются в Международной системе единиц СИ. Формулы, на которые имеются ссылки, нумеруются. Непосредственно под ними приводится пояснение значений символов и числовых коэффициентов в той же последовательности, в которой они даны в формуле.

Например:

$$f = \frac{a_j^2}{2\pi^2} \sqrt{\frac{EJ}{\rho S}} = \frac{1,875^2}{2 \times 3,14 \times 0,08^2} \sqrt{\frac{1,2 \times 10^5 \times 3,3 \times 10^{-4}}{4,5 \times 10^3 \times 12 \times 10^{-5}}} = 748,7 \text{ Гц}, \quad (1)$$

где f – собственная частота колебаний рабочей лопатки, Гц;

α_j - безразмерный коэффициент, зависящий от номера формы колебаний и расчётной схемы лопатки;

l - длина лопатки, m ;

E – модуль упругости материала лопатки, $Mпа$;

J – момент инерции сечения лопатки, m^4 ;

ρ - плотность материала лопатки, $\frac{кг}{м^3}$;

S – площадь поперечного сечения лопатки, m^2 .

Графическая часть представляет собой *сборочный чертеж* продольного разреза двигателя, выполненного в масштабе 1:1 в соответствии с требованиями ГОСТа и ЕСКД.

Для пояснения или дополнения *специальной темы* проекта могут быть разработаны *чертежи и плакаты* с иллюстративным материалом.

Студенты технологических специальностей выполняют *рабочие чертежи* двух сопряженных деталей, например, рабочей лопатки и диска. В чертежах должны быть указаны технические условия, необходимая степень точности и чистоты обработки, материал.

Студенты факультета инженеров воздушного транспорта выполняют *эксплуатационный раздел* по технической эксплуатации двигателей и иллюстрируют его *эксплуатационной графической частью*.

Презентация – это комплект разработанных на компьютере слайдов, предназначенных для демонстрации на экране (интерактивной доске). Слайды должны содержать основные иллюстративные материалы, представляемые на защиту дипломного проекта – параметрические модели структурных элементов двигателей, прочностное проектирование силовых деталей и т.д.

Оптимальный объём изобразительного материала слайда определяется совокупностью показателей, наиболее важными из них являются:

ограниченность размеров рабочего поля экрана;

разборчивость экранного изображения;

состав и форма изобразительного материала.

Слайд должен иметь предельно краткое, ясное, самообъясняющее заглавие, содержащее (желательно) не более пяти слов.

Текстовые надписи рекомендуется сочетать с другими видами графического материала и не заполнять ими всю полезную площадь слайда.

Размеры наиболее мелких элементов и деталей графического материала – букв, цифр, символов, знаков – зависит от отношения их минимальной высоты на экране к расстоянию до самого дальнего зрителя (длине аудитории). Это отношение рекомендуется выбирать в пределах от 1/300 до 1/200.

Желательно следить за сохранением композиционного равновесия каждого слайда, komponуя его таким образом, чтобы придать изображению в целом зрительную устойчивость.

СТРУКТУРНЫЙ СОСТАВ ПОЯСНИТЕЛЬНОЙ ЗАПИСКИ

Содержание и оформление

Структурными элементами пояснительной записки являются:

- титульный лист;
- задание;
- реферат;
- содержание;
- обозначения и сокращения (при наличии);
- введение;
- основная часть;
- заключение;
- список использованных источников;
- приложения (при наличии).

Титульный лист

Титульный лист является первой страницей, выдается библиотекой кафедры КиПДЛА (корп. 14, ауд. 210), служит обложкой пояснительной записки. Допускается его самостоятельное оформление.

Задание

Задание может быть размещено на выдаваемом кафедрой типовом бланке – тогда оно только заполняется. Допускается его самостоятельное оформление на отдельной странице.

Тема дипломного проекта определяется руководителем и согласуется с дипломником. После представления её на кафедре она утверждается приказом по университету. Тема должна строго соответствовать специальности и квалификации выпускника, быть актуальной.

Исходные данные к проекту формулируются руководителем. Нередко указывается базовый *двигатель-прототип*, который может рассматриваться отправной точкой в процессе проектирования.

Специальная тема выбирается студентом и согласуется с руководителем. Представляет собой углублённую проработку одной из конкретных задач проекта.

Перечень вопросов, подлежащих разработке в дипломном проекте, определяется целью и задачами проекта, формулируется руководителем.

Перечень графических разработок назначается руководителем.

Расчёт технико-экономических показателей и безопасность жизнедеятельности разрабатываются консультантами соответствующих кафедр – «Экономика» и «Экология и безопасность жизнедеятельности», согласуются с руководителем проекта и студентом.

График выполнения дипломного проекта составляется руководителем.

Колонка «*Этапы дипломного проекта*» формируется из списка «*Перечень вопросов, подлежащих разработке в дипломном проекте*» задания.

В колонке «%», указывают ориентировочную оценку выполнения этапа в процентах от общего объёма трудоёмкости всего проекта. Итоговая сумма процентов всех строк этой колонки должна составлять 100%.

В строках колонки «*Сроки выполнения по этапам*» проставляют календарные сроки каждого этапа, ориентированные на планомерную и ритмичную работу над проектом.

В колонке «*Итоги проверки*» проставляют проценты готовности проекта к защите по результатам специального контрольного смотра. За период дипломного проектирования кафедра проводит три смотра готовности проекта:

1-й смотр – 6...7 декабря, 30% готовности;

2-й смотр – 5...10 января, 60% готовности;

3-й смотр – 5...10 февраля 100% готовности.

По разделам «*Экономика и организация производства*» и «*Безопасность жизнедеятельности*» кафедры «Экономика и организация производства» и «Экология и безопасность жизнедеятельности» выделяют консультантов. Задание по этим разделам выдаётся соответствующими консультантами и согласуется с руководителем проекта.

Задание на дипломный проект должно быть окончательно оформлено и подписано руководителем, дипломником, консультантами и заведующим кафедрой не позднее 15 ноября.

Реферат

Реферат содержит сведения о количестве страниц, иллюстраций, таблиц, приложений, использованных источников, листов графической части и перечень ключевых слов (5...15). В тексте реферата кратко отражается цель, сущность, новизна и результаты работы над темой проекта.

Пример оформления титульного листа:

Федеральное агентство по образованию
Государственное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика С.П.Королева (СГАУ)
Национальный исследовательский университет
Факультет двигателей летательных аппаратов
Кафедра конструкции и проектирования
двигателей летательных аппаратов

**ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА
к дипломному проекту на тему**

*Проектирование ТРДД
для двухдвигательного пассажирского самолета
ближнемагистральных воздушных линий*

Дипломник _____ (подпись) _____ *Сидоров С.С.*
Руководитель проекта _____ (подпись) _____ *Иванов И.И.*
Консультант (ы) _____ (подпись) _____ *Петров П.П.*

Нормоконтролёр _____ (подпись) _____ *Курочкин К.К.*
Рецензент _____ (подпись) _____ *Кузнецов К.К.*

Самара 2011

Пример оформления задания:

Федеральное агентство по образованию
Государственное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика С.П.Королева (СГАУ)
Факультет двигателей летательных аппаратов
Кафедра конструкции и проектирования
двигателей летательных аппаратов

«УТВЕРЖДАЮ»
Заведующий кафедрой
(Фамилия, инициалы)
«_____» _____ 2011 г.

ЗАДАНИЕ НА ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

Студенту *Сидорову С.С.* группы *2604*

1. Тема проекта

Проектирование ТРДД для двухдвигательного пассажирского самолета ближнемагистральных воздушных линий

Утверждена приказом по университету от 20 ноября 2010 № 567

2. Исходные данные к проекту

Взлётный режим: $H = 0$; $V = 0$; Тяга $P = 70$ кН; Прототип – ТРДД Запорожского МКБ «Прогресс» Д-436

3. Специальная тема

Активное управление радиальными зазорами

4. Перечень вопросов, подлежащих разработке в дипломном проекте

4.1 Выбор параметров и термогазодинамический расчёт.

4.2 Составление и анализ конструктивно-силовой схемы.

4.3 Проектирование структурных элементов.

4.4 Расчёты на статическую и динамическую прочность рабочей лопатки и диска.

4.5 Разработка специальной темы.

4.6 Технологическая проработка сборки.

4.7 Выполнение графической части.

5. Перечень графических разработок

5.1 Плакат задания на дипломный проект.

5.2 Сборочный чертеж продольного разреза двигателя.

5.3 Плакаты для пояснения и дополнения специальной темы.

6. Расчёт технико-экономических показателей на стадии проектирования
7. Безопасность жизнедеятельности при проектировании
8. График выполнения дипломного проекта:

Этапы дипломного проекта	%	Сроки выполнения по этапам	Итоги проверки		
			06.12	05.01	02.02
1. Сбор материалов, их анализ и термогазодинамический расчет	10	9.11-22.11	100	-	-
2. Выбор конструктивно-силовой схемы и проектирование структурных элементов	24	15.11-31.12	10	60	100
				70	100
3. Расчёты на прочность	10	29.11-19.01	10		
4. Разработка специальной темы	7			50	100
				60	100
5. Технологическая проработка	9	6.12-20.12	-	50	100
6. Экономическая часть	7	20.12-5.01	30	100	-
7. Безопасность жизнедеятельности	7	19.01-26.01	10	100	-
		13.12-31.12	10	50	100
8. Составление сборочного чертёжа и плакатов	14	13.12-31.12	-	60	100
9. Оформление пояснительной записки, презентации	10	6.12-19.01	10	50	100
10. Подготовка к защите	2	20.12-31.01	-	30	100
Итоги	100%		30%	60%	100%

9. Консультанты:

- По экономике и организации производства _____
(подпись) _____ (фамилия, инициалы)
- По безопасности жизнедеятельности _____
(подпись) _____ (фамилия, инициалы)

10.Срок представления на кафедру законченного проекта:
1 февраля 2011 г.

11.Дата выдачи задания: 9 ноября 2011 г.

Руководитель проекта _____ (подпись) _____ (фамилия, инициалы)
Задание принял к исполнению _____ (подпись) _____ (фамилия, инициалы)

Пример оформления реферата:

Реферат

Пояснительная записка: 127 с., 15 рисунков, 7 таблиц, 27 источников, 2 приложения.

Графическая часть: 11 листов формата А1.

**ДВИГАТЕЛЬ ТУРБОРЕАКТИВНЫЙ ДВУХКОНТУРНЫЙ,
КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВАЯ СХЕМА, ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ
РАСЧЁТ, ПРОЧНОСТЬ, ЛОПАТКА РАБОЧАЯ, ДИСК, ЗАЗОРЫ
РАДИАЛЬНЫЕ.**

Цель проекта – проектирование трехвального ТРДД без смешения потоков с двухпорными роторами низкого, среднего и высокого давлений.

Выбрана конструктивно-силовая схема, определены оптимальные параметры и выполнен термогазодинамический расчёт.

На основании полученных данных разработана конструкция ротора компрессора ВД диско-барabanного типа повышенной жесткости с консольным расположением ступеней и упругодемпферной фиксирующей опорой.

Разработана конструкция корпуса компрессора ВД с двойной стенкой и лючками для эндоскопирования состояния проточной части.

Усовершенствована система подвода смазки к фиксирующей опоре.

Проведены расчеты на статическую и динамическую прочность рабочей лопатки и диска первой ступени компрессора ВД.

Определены критические частоты вращения ротора ВД.

Спроектирована система теплового активного регулирования радиальными зазорами.

Содержание

Содержание представляет собой систему заголовков с указанием страниц и включает: *введение, разделы (подразделы, пункты), заключение, список использованных источников, приложения.* Введение, заключение, список использованных источников и приложения не нумеруются как разделы. Заголовки разделов, подразделов и пунктов имеют порядковые номера.

Обозначения и сокращения

Перечень обозначений и сокращений разгружает пояснительную записку дипломного проекта от их расшифровки, позволяет избежать дублирования.

Пример оформления обозначений и сокращений:

Обозначения и сокращения

ГТД - газотурбинный двигатель
ГГ – газогенератор
ТРДД – турбореактивный двухконтурный двигатель
САУ – стандартные атмосферные условия
НД – каскад низкого давления
СД – каскад среднего давления
ВД – каскад высокого давления
 $V_{п}$ - скорость полёта, м/с
Н – высота полёта, м (км)
 m – степень двухконтурности
G – массовый расход, кг/с
 p – давление, Па
T – температура, К
P – тяга двигателя, Н
 $C_{уд}$ – удельный расход топлива, кг/Н·ч
 π_k - степень повышения давления в компрессоре
 n – частота вращения ротора, с⁻¹
F – площадь проходного сечения, м²
D – диаметр, м
 u – окружная скорость, м/с
z – число ступеней
 ω - угловая частота вращения, рад/с
 σ_p - напряжение растяжения, МПа
E – модуль упругости, МПа
f – частота колебаний, Гц
 ρ - плотность материала, кг/м³
п – периферийный
ср – средний
вт – втулочный
 Σ - суммарный
пред – предельный
max – максимальный
к – компрессор
т – турбина
в – воздух
г - газ

Пример оформления содержания:

Содержание	<i>стр.</i>
<i>Введение</i>	
<i>Глава 1. Выбор параметров и термогазодинамический расчёт</i>	
<i>1.1 Выбор и обоснование основных параметров и режимов</i>	
<i>1.2 Проектный газодинамический расчёт</i>	
<i>1.3 Формирование и расчёт проточной части</i>	
<i>Глава 2. Особенности конструкции двигателя</i>	
<i>2.1 Выбор конструктивно-силовой схемы двигателя</i>	
<i>2.2 Особенности конструкции структурных элементов</i>	
<i>2.3 Опоры ротора и система смазки</i>	
<i>2.4 Система крепления двигателя к летательному аппарату</i>	
<i>2.5 Технологическая проработка сборки</i>	
<i>Глава 3. Конструкционная прочность</i>	
<i>3.1 Расчёт на статическую прочность рабочей лопатки 1-й ступени КСД</i>	
<i>3.2 Расчёт на колебания рабочей лопатки 1-й ступени КСД</i>	
<i>3.3 Расчёт на статическую прочность диска 1-й ступени КСД</i>	
<i>3.4 Расчёт критических частот вращения ротора СД</i>	
<i>Глава 4. Управление радиальными зазорами</i>	
<i>4.1 Причины изменения зазоров</i>	
<i>4.2 Методы регулирования</i>	
<i>4.3 Конструктивные особенности выбранного метода</i>	
<i>Глава 5. Экономическая часть</i>	
<i>Глава 6. Безопасность жизнедеятельности</i>	
<i>Заключение</i>	
<i>Список использованных источников</i>	
<i>Приложения</i>	

Введение

В соответствии с Государственным образовательным стандартом разработка и создание сложных технических объектов (изделий), какими являются двигатели, начинается со стадии *проектирования*.

Проектирование включает следующие стадии: *техническое задание, техническое предложение, эскизный проект, технический проект, разработка рабочей документации*.

Дипломное проектирование практически отражает стадии разработки двигателя, однако является самостоятельным видом образовательного учебного процесса, поэтому объём и детализация проектных работ имеют ограничения, например, связанные с учебным планом специальности, специализацией.

Введение должно содержать:

- оценку современного состояния, актуальность, целевое назначение и основные данные объекта, для которого проектируется двигатель;

- краткий анализ *конструктивного совершенства* проектируемого двигателя и сравнение с современным уровнем и тенденциями мирового развития двигателестроения;
- обоснование *новых конструкторских решений*, предлагаемых на основании критического анализа основных исходных данных и конструктивных особенностей структурных элементов;
- *техническое задание* - обоснованные цели и задачи на проектирование.

Для оценки конструктивного совершенства предлагается один из возможных планов обобщенного анализа, позволяющий выделить главные направления и конкретные задачи для самостоятельной творческой работы при проектировании.

Получение максимального технического эффекта достигается только при комплексном подходе проектирования двигателя, целесообразном выборе структурных элементов, систем и деталей, обеспечивающих высокие функциональные показатели.

К наиболее важным из них относятся:

- конструктивно-силовая схема;
- модульность конструкции;
- конструкция силовых деталей структурных элементов - их жесткость и прочность;
- соединения основных силовых деталей и элементов ротора и статора;
- опоры роторов - их тип, количество, расположение и конструкция;
- система подвода и отвода смазки и охлаждения подшипников опор;
- система охлаждения лопаток и дисков турбин;
- управление радиальными зазорами;
- механизация компрессора;
- непробиваемость корпусов;
- защита от попадания посторонних предметов;
- Противообледенительная система;
- материалы основных деталей.

К числу некоторых *конструктивных особенностей* современных двигателей четвертого и пятого поколений можно отнести:

- многовальность;
- многокаскадность компрессора и турбины;
- отсутствие ВНА;
- применение двухопорных роторов барабанно-дискового типа;
- использование сварки для неразборных соединений;
- конструкция разборных корпусов с двойной стенкой;
- применение полых широкохордных лопаток вентиляторов;
- регулируемые направляющие аппараты и вентиляторные лопатки;
- облицовка проточной части звукопоглощающей конструкцией (ЗПК);
- сотовые воздушные уплотнения и масляные радиально-торцовые контактные уплотнения (РТКУ);

- лючки на корпусе для эндоскопического контроля проточной части;
- упругодемпфирующие опоры для снижения прогибов гибких роторов при переходе критических частот вращения;
- использование композитных материалов и керамики;
- внутреннее конвективное и внешнее пленочное охлаждение лопаток турбины;
- струйное охлаждение дисков турбины с предварительной закруткой охлаждающего воздуха;
- применение перспективных камер сгорания с низким уровнем токсичных компонентов.

Этот список изменчив и может быть дополнен в зависимости от степени детализации конструктивных особенностей.

На основании анализа исходных данных и конструктивных особенностей нескольких двигателей-прототипов, синтезируется один авторский вариант конструкции, наилучшим образом учитывающий современный уровень и мировые тенденции по конструктивному исполнению.

Пример оформления введения:

Введение

В настоящее время для пассажирских самолетов ближнемагистральных воздушных линий наибольшее распространение получили ТРДД четвертого поколения. Этот тип двигателей обеспечивает комплексу самолет–двигатель наивыгоднейшие технические и эксплуатационные показатели, что повышает его конкурентоспособность. Такой вывод делается на основании анализа эффективности применения ТРДД с учетом основных критериев оптимальности - себестоимости перевозок, высокой надежности и др. Эти критерии достигаются оптимизацией выходных параметров двигателя при соответствующем выборе основных независимых параметров термозагодинамического цикла и степени его двухконтурности.

Конструктивное совершенство определяется выбором конструктивно-силовой схемы и особенностями конструктивных признаков структурных элементов, что обеспечивает заявленные выходные данные проектируемого двигателя.

Сравнительный анализ исходных данных двигателей-прототипов четвертого поколения (условного деления ГТД на этапы совершенствования) показывает, что проектируемый двигатель имеет улучшенные выходные параметры.

При проектировании двигателя учитывались тенденции развития и особенности современного состояния элементов конструкции структурных элементов, систем и деталей, которые позволили сформулировать список технических требований к проекту и внести их в основу его разработки.

Технические требования

- *выбрать трехвальную конструктивно-силовую схему ТРДД с двухопорными роторами НД, СД, ВД;*
- *показать на конструктивно-силовой схеме систему крепления двигателя к летательному аппарату;*
- *разработать роторы повышенной жесткости и упругодемпфирующими фиксирующими опорами;*
- *разработать конструкцию корпуса компрессора ВД с двойной стенкой и лючками для эндоскопирования состояния проточной части;*
- *организовать улучшенную систему подвода и отвода смазки фиксирующей опоры;*
- *спроектировать систему активного регулирования радиальными зазорами;*
- *установить «чистую» камеру сгорания с двухстадийным горением.*

Введение может быть уточнено и дополнено как по объему, так и по содержанию.

Заключение

Заключение должно содержать краткие выводы и оценку полученных результатов.

Пример оформления заключения:

Заключение

Спроектирован ТРДД для двухдвигательного пассажирского самолета ближнемагистральных воздушных линий с тягой $P = 80$ кН и удельным расходом топлива $C_{уд} =$

Выбрана трёхвальная конструктивно-силовая схема двигателя с двухопорными роторами и упругодемпферными гидродинамическими опорами.

Разработаны роторы КНД, КСД и КВД повышенной жесткости диско-барabanной конструкции с сварным соединением дисков.

Разработана конструкция разборного корпуса КВД с двойной стенкой и лючками для эндоскопирования состояния проточной части.

Усовершенствована система подвода смазки к опорам с использованием пятифорсуночного масляного кольца.

Установлена «чистая» камера сгорания с двухстадийным горением.

Обеспечена непробиваемость корпуса вентилятора.

Выполнены расчеты на статическую прочность рабочего колеса КВД первой ступени на ПК методом конечных разностей. Они показали, что коэффициенты запаса диска и лопатки в расчетных условиях удовлетворяют

нормам конструкционной прочности. Коэффициент запаса в опасных сечениях рабочей лопатки равен 2,4, а диска 1,8.

Построена резонансная диаграмма ступени рабочей лопатки при колебаниях по первой изгибной форме. В рабочем диапазоне частот вращения ротора резонансные колебания возникают от действия гармоник 2, 3, 4.

Спроектирована система программированного активного теплового регулирования радиальных зазоров с использованием полостей двухстенного корпуса КВД.

Список использованных источников

Ссылки на список использованных источников указывается в квадратных скобках, а нумерация списка составляется в порядке их упоминания в тексте.

Приложения

В приложениях рекомендуется помещать распечатки расчетов, диаграммы, таблицы, схемы и другие материалы, не вошедшие в основную часть пояснительной записки. Каждое приложение должно иметь заголовок и буквенное обозначение.

Например:

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Расчет на прочность диска 1-й ступени компрессора ВД

Иллюстрации и таблицы каждого приложения нумеруют отдельно, с добавлением буквенного обозначения приложения.

Например:

Рисунок Д.4

ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Основная часть пояснительной записки делится на разделы, подразделы, пункты, которые должны иметь заголовки и порядковую нумерацию.

1 Проектный термогазодинамический расчёт

Это первый раздел пояснительной записки. Он должна содержать обоснованный выбор режимов работы, термодинамических параметров, проектный термогазодинамический расчёт, позволяющий сформировать проточную часть и получить необходимые данные для прочностного проектирования силовых деталей двигателя.

Выбор параметров определяется заданием на проектирование и может иметь несколько вариантов, например, из условия получения минимальных удельных расходов топлива или эффективных технико-экономических показателей.

Для подтверждения правильности выбора параметров рабочего процесса и основных данных проектируемого двигателя рекомендуется составить таблицу из нескольких прототипов современных двигателей.

Методика выполнения этого раздела пояснительной записки изложена в методических указаниях [1]. В них отражены все вопросы выполнения начального уровня проектирования с помощью автоматизированной системы термогазодинамического расчёта и анализа АСТРА.

2 Особенности конструкции двигателя

В этом разделе пояснительной записки решается сложная и важная творческая инженерная задача, связанная с анализом готовых конструкторских решений и синтезом новых решений, по возможности более эффективных.

Следует иметь в виду, что под «новыми» решениями понимаются уже известные решения, но отсутствующие в исходном базовом двигателе-прототипе. Дипломный проект является документом, подтверждающим

квалификацию выпускника, поэтому не требуются авторских разработок, связанных с его научной новизной.

Рассматривая конструктивные особенности структурных элементов в иерархической структуре двигателя, необходимо исходить из целей и задач объекта, для которого проектируется двигатель, и соблюдать требования технического задания.

Этот раздел пояснительной записки состоит из подразделов.

2.1 Выбор конструктивно – силовой схемы

Выбор конструктивно-силовой схемы проектируемого двигателя производится после предварительного анализа нескольких конструктивно-силовых схем *двигателей-прототипов*. Отправной точкой является составление и анализ конструктивно-силовой схемы базового двигателя-прототипа, предложенного в «*Задании*». Число привлекаемых для анализа двигателей-прототипов не ограничивается. При их выборе можно воспользоваться списком, приведенным в разделе «Графическая часть» настоящего учебного пособия. Для формирования авторской конструктивно-силовой схемы используются различные источники [8], [1], а также чертежи двигателей, которые можно взять в библиотеке (корп. 14, ауд. 210), электронная база данных кафедры КиПДЛА, Интернет и др.

Конструктивно-силовые схемы создаются студентом самостоятельно (ксерокопии не допускаются).

Конструктивно-силовая схема – это *условное упрощенное графическое изображение двигателя с сохранением его геометрического облика и формы проточной части, содержащее ротор(ы) и статор со связывающими их опорами.*

В конструктивно-силовой схеме должны быть отображены основные конструкционные признаки двигателя - тип, количество, взаимное расположение и виды связей (соединений) его структурных элементов, представляющих собой функциональные части конструкции (компрессор(ы), турбина(ы), камера сгорания, входное и выходное устройства), а также силовые пояса, опоры, детали и элементы статора и ротора(ов), которые обеспечивают необходимую жесткость и прочность структурным элементам двигателя, воспринимают и частично замыкают действующие на них нагрузки, возникающие при работе двигателя, и передают равнодействующие этих нагрузок на систему крепления двигателя к объекту.

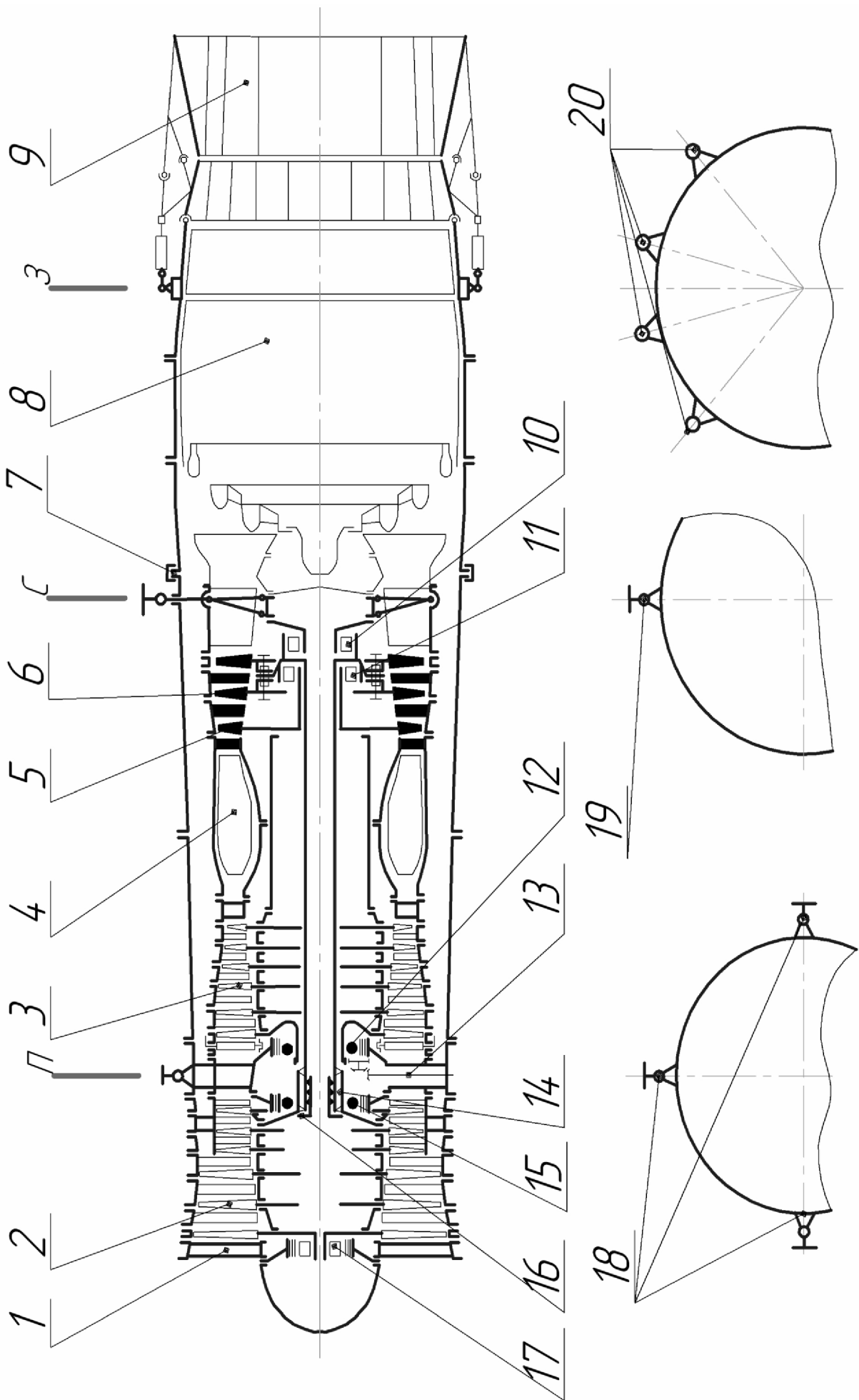


Рисунок 1 – Конструктивно-силовая схема ТРДДФ НК-144

Конструктивно-силовая схема должна содержать выносные линии с последовательным расположением номеров позиций, начиная с 1-й по часовой стрелке по горизонтальной или вертикальной линиям.

Номерами позиций указывают:

- структурные элементы двигателя;
- опоры роторов;
- соединения роторов с указанием силовых деталей и элементов, обеспечивающих передачу крутящего момента и осевой силы (шлицевых соединений, стяжных болтов и гаек);
- схему центрального привода агрегатов;
- основные и вспомогательные плоскости и узлы крепления двигателя к объекту.

Для упрощенного графического изображения используются условные обозначения как общего применения (стандарт ЕСКД), так и специального – в виде символов, отражающих специфику конструктивных особенностей авиационных двигателей. Графические символы приведены в приложении А. Системы уплотнений не относятся к силовым элементам и деталям, поэтому изображать их на конструктивно-силовой схеме не рекомендуется (кроме разгрузочных полостей передних и задних торцов ротора компрессора), чтобы ее не усложнять.

Пример оформления конструктивно-силовой схемы ТРДДФ НК-144 ОАО СНТК имени Н.Д.Кузнецова показан на рис. 1.

Пояснения номеров позиций конструктивно-силовой схемы могут быть расшифрованы как в тексте, так и в подписи к рисунку, например:

Рисунок 1 – Конструктивно-силовая схема ТРДДФ НК-144: П, С, З – передняя, средняя, задняя плоскости системы крепления двигателя к самолету; 1 - входное устройство; 2 – компрессор низкого давления; 3 – компрессор высокого давления; 4 – камера сгорания основная; 5 – турбина высокого давления; 6 – турбина низкого давления; 7 – соединение корпусов подвижное; 8 – камера сгорания форсажная; 9 – реактивное сопло; 10 – задняя статорная опора ротора низкого давления; 11 – задняя межвальная опора ротора высокого давления. 12 – передняя статорная фиксирующая опора ротора высокого давления; 13 – центральный привод; 14 – шлицевое подвижное соединение валов ротора низкого давления; 15 – средняя статорная фиксирующая опора ротора низкого давления; 16 – стяжной болт; 17 – передняя статорная опора ротора низкого давления; 18 - узлы системы крепления двигателя к самолету основные; 19, 20 – узлы системы крепления двигателя к самолету вспомогательные.

Основной целью анализа сформированной конструктивно-силовой схемы является обоснование её новых конструктивных решений.

Под анализом следует понимать рассмотрение достоинств и недостатков составных частей конструктивно-силовой схемы – ее основных *конструкционных признаков*.

Перечень наиболее важных требований, предъявляемых к конструктивно-силовым схемам, может быть сформулирован в самом общем виде:

- необходимая жесткость ротора(ов) и статора при минимальной массе;
- прочностная надежность силовых деталей и элементов;
- оптимальное распределение силового потока для получения минимальных нагрузок на силовые детали и элементы;
- статическая определимость системы ротор – статор;
- свобода температурных деформаций;
- модульность;
- резерв совершенствования;
- независимая доводка структурных элементов.

Этот список неполный и может быть расширен за счет его детализации, а также специфических требований, зависящих от назначения двигателя.

Предлагается следующий план выполнения краткого анализа конструктивно-силовых схем.

Общие сведения о двигателе – объект применения, основные данные;

Вид двигателя – ТВД, ТВад, ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ, ТВВД;

Число валов – одновальный (однороторный), двухвальный (двухроторный), трехвальный (трехроторный);

Конструкционные признаки структурных элементов:

- *входное устройство – дозвуковое, сверхзвуковое;*
- *компрессор(ы) – осевой, центробежный, комбинированный; количество каскадов и ступеней в них; тип ротора(ов) – барабанный, дисковый, барабанно-дисковый; тип соединений элементов ротора(ов) – неразборное (сварное, штифтовое), разборное (фланцевое болтовое, шлицевое) – элементы передачи крутящего момента и осевой силы; тип силовых корпусов статора – неразъемные, разъемные.*

- *турбина(ы) – осевая, центростремительная; количество каскадов и ступеней в них; тип ротора(ов) – барабанный, дисковый, барабанно-дисковый; тип соединений элементов ротора(ов) – неразъемное (сварное, штифтовое), разъемное (фланцевое болтовое, шлицевое); элементы передачи крутящего момента и осевой силы.*

- *камера сгорания основная – трубчатая, кольцевая, трубчато-кольцевая, противоточная;*

- *камера сгорания форсажная;*

- *выходные устройства:*

реактивное сопло – дозвуковое, сверхзвуковое, нерегулируемое, регулируемое; реверсивное устройство – ковшовое, решетчатое, во внутреннем или наружном контуре.

Виды силовых связей ротора(ов) и статора по осевому, радиальному и окружному направлениям:

количество (2, 3, 4,...), тип (плавающие, фиксирующие, статорные, межвальные) и расположение опор роторов; особенности осевой фиксации роторов; количество и расположение силовых поясов.

Соединения валов роторов турбин и компрессоров (жесткое, подвижное);

Тип силовой связи корпусов (одноконтурная внутренняя или внешняя, двухконтурная незамкнутая или замкнутая).

Модульность – (названия модулей);

Система крепления к объекту - основные и вспомогательные плоскости крепления, схема расположения узлов крепления;

Система осевой разгрузки фиксирующих опор - разгрузочные полости передних и задних торцов ротора компрессора.

Следует помнить, что принятие того или иного решения должно быть связано с техническим совершенством двигателя - комплексом свойств, которые определяют уровень технических, производственных, эксплуатационных, эргономических, патентно-правовых характеристик. А это достигается путем разрешения противоречий, свойственных диалектическому процессу развития сложных технических устройств, каким является двигатель. При этом необходимо обращать особое внимание на адекватность конструктивных признаков требованиям технического задания.

2.2 Особенности конструкции

В этом подразделе кратко излагаются основные особенности конструкции всех структурных элементов проектируемого двигателя, придерживаясь известных классификационных признаков, например, [9], [12], [70].

Указываются причинно-следственные связи, побудившие выбрать тот или иной вариант конструкции, систем, элементов и деталей, отражающих новизну предложенных решений и обусловленный ими положительный эффект. Следует ещё раз напомнить, что под «новизной» понимаются уже известные решения, но отсутствующие в исходном базовом двигателе-прототипе. Положительный эффект авторской конструкции характеризуется прогрессивным развитием прототипа и оценивается его техническими данными. Количество внесенных в проект новых локальных изменений и дополнений в сопоставлении с прототипом не регламентируется и зависит от сложности и объема проекта в целом.

Технология поиска и выбора оптимальных вариантов конструкций рассмотрены в учебных пособиях Н.И.Старцева [4], [17], [18], [70].

Описание особенностей авторской конструкции должно начинаться с анализа классификационных признаков и быть кратким и точным. Следует рассмотреть конкретную пользу, которую могут принести предложенные новые решения и изменения, которые внесены автором проекта для повышения технического совершенства конструкции.

2.3 Технологическая проработка

В этом подразделе следует дать технологическое обоснование принятых конструктивных решений, краткое описание технологического процесса изготовления выбранной детали (например, диск или лопатка) и кратко изложить последовательность *общей сборки двигателя*[47]. При этом следует обратить внимание на *разборность* или *неразборность* конструкции элементов роторов и их корпусов, *центрирование* и *фиксацию* деталей, *стопорение* крепежных резьбовых деталей (болты, гайки). Необходимо указать *типы соединений* роторов (неподвижные, подвижные) компрессоров и турбин, регулировку положения элементов (осевых зазоров) и *вид балансировки* ротора (ОВ).

При выборе материалов основных деталей – рабочих лопаток, дисков, валов и корпусов, пояснить, чем обусловлен этот выбор (тепловым состоянием, статическими и динамическими нагрузками, условиями работы, окружающей средой и др.).

Все внесенные в проект изменения и дополнения, повышающие техническое совершенство структурных элементов и двигателя в целом, должны быть отражены автором проекта в пояснительной записке в соответствующих разделах основной части и в заключении.

Прочностное проектирование лопаток и дисков

В этом разделе решается одна из сложнейших задач по обеспечению *прочностной надежности* лопаток и дисков компрессоров и турбин.

Обязательными для исполнения являются расчеты:

- 1) на статическую прочность рабочей лопатки;
- 2) на колебания рабочей лопатки;
- 3) на статическую прочность диска;

Расчеты на статическую прочность лопаток и дисков носят поверочный характер – по геометрической модели и исходным данным определяются *напряжения, коэффициенты запаса прочности и масса*.

Расчеты на колебания предполагают определение *опасных резонансных режимов* рабочей лопатки в рабочем диапазоне частот вращения ротора.

Эти расчеты позволяют оптимизировать исходную конструкцию, проводя ряд последовательных расчетов с измененными геометрическими размерами и исходными данными.

Прочностные расчеты выполняются на ПК как по упрощенным инженерным методикам (программа PROKOL), так и с использованием современного конечно-элементного пакета ANSYS.

Результатом учебного прочностного проектирования должно быть подтверждение работоспособности спроектированной конструкции и минимизации ее массы.

При оформлении расчетов необходимо соблюдать определенную последовательность изложения, в которой, при расчете на *статическую прочность лопатки и диска*, необходимо:

- 1) провести анализ условий работы и выбрать расчетный режим;
- 2) выбрать расчетную модель и проанализировать ее особенности. (PROKOL, ANSYS);
- 3) определить исходные данные (геометрическую модель, нагружение, материал) – берутся из курсовой работы по кафедре ТДЛА;
- 4) представить результаты расчета, в графической или аналитической удобной для анализа форме;
- 5) дать анализ полученных результатов с построением обобщающих графиков;
- 6) представить заключение о работоспособности, массе и прочностной надежности.

При расчете рабочей лопатки на колебания подлежит:

- 1) выбрать расчетную динамическую модель и указать на ее особенности;
- 2) построить резонансную диаграмму ступени;
- 3) представить заключение о вибрационном состоянии.

Расчет рабочих лопаток на статическую прочность и колебания

Особенности расчета при использовании программы PROKOL.

Расчет производится на ПК методом конечных разностей с помощью программы **PROKOL** [10], [85]. Перо лопатки сплошное и по длине разбивается пятью сечениями на четыре равные части. Нулевое сечение совмещается с концевым, а четвертое – с втулочным сечением лопатки. По результатам расчета строятся графики распределения параметров по длине (от номера сечений) лопатки:

σ_p - напряжений растяжения от центробежных сил, МПа;

$\sigma_A, \sigma_B, \sigma_C$ - напряжений изгиба в точках А, В, С профилей, МПа;

$\sigma_{\Sigma A}, \sigma_{\Sigma B}, \sigma_{\Sigma C}$ - суммарных напряжений в точках А, В, С профилей, МПа;

$\sigma_{\Sigma max}$ - максимальных суммарных напряжений в сечении, МПа,

T_l - температуры лопатки в сечении, К;

$\sigma_{пред}$ - предельных напряжений в сечении, МПа;

k - коэффициентов запаса прочности в сечении.

Следует помнить, что данный метод расчета не учитывает термических напряжений, возникающих от градиента температур по длине пера лопатки.

Для компрессорных лопаток влияние температуры на величину $\sigma_{пред}$ обычно невелико. Считают, что $T_l = const, \sigma_{пред} = const$.

Для сплошных лопаток турбины максимальное значение температуры обычно располагается на двух третях ее длины, то есть между 3 и 4 сечениями.

Распределение температуры T_l по длине лопатки определяется формой радиальной эпюры газа и отводом тепла в охлаждаемый диск. Форма радиальной эпюры выбирается такой, чтобы обеспечить прочностную надежность (запасы прочности) в опасных сечениях вблизи втулочного сечения и сохранить минимальный радиальный зазор между ротором и статором. С этой целью температуру газа у концевых и втулочных сечений лопатки первой ступени снижают, что приводит к уменьшению радиальных деформаций статора и сохранению повышенных предельных напряжений материала лопатки. Однако, эта эпюра радиального распределения температуры в последующих ступенях, к сожалению, выравнивается.

Снижение температуры втулочного сечения сплошной лопатки за счет отвода тепла в охлаждаемый диск происходит на 100...150 К для двигателей первого-третьего поколений, на 200...250 К у двигателей четвертого поколения (в зависимости от типа системы охлаждения и расхода охлаждающего воздуха). У двигателей пятого поколения ($T_2^* = 1600...1700$ К) снижение температуры лопатки за счет охлаждения еще больше. При этом максимальная температура лопатки не превышает 1150 К.

Для приближенной оценки распределения температурного поля первой ступени турбины и предельных напряжений по длине лопатки можно воспользоваться таблицей 1.

Табл. 1. Распределение температуры и предельных напряжений по длине лопатки

$N_{сеч}$	0	1	2	3	4
$T_2^*/T_{ср}^*$	0.95	1.06	1.06	1.0	0.8
$T_l, \text{ К}$					
$\sigma_{пред}, \text{ МПа}$					

В таблице приняты следующие условные обозначения:

$N_{сеч}$ - номер сечения лопатки;

T_2^* - температура газа в сечении, К;

$T_{ср}^*$ - среднемассовая температура газа, К;

$T_l = (0.90...0.95)T_2^*$ - температура лопатки в сечении, К.

Величины предельных напряжений для различных температур могут быть найдены в работах [7], [10, с. 288].

В конце этого раздела на основании сравнения рассчитанных запасов прочности с нормативными, делается заключение о работоспособности, массе и прочностной надежности рабочей лопатки.

Особенности расчета при использовании конечно-элементного пакета ANSYS.

Построение модели и метод расчета приведены в работах [2, 3]. Для построения параметрической модели лопатки вводятся координаты точек, описывающих ее втулочное, среднее и периферийное сечение. Входная и выходная кромки моделируются в виде трапеций (точки 1, 2, 3, 4, рис. 2), корытце и спинка описываются точками вписанных в профиль окружностей (точки 5, 6 и так далее). Для каждой пары точек создается своя локальная система координат, позволяющая легко изменять толщину профиля.

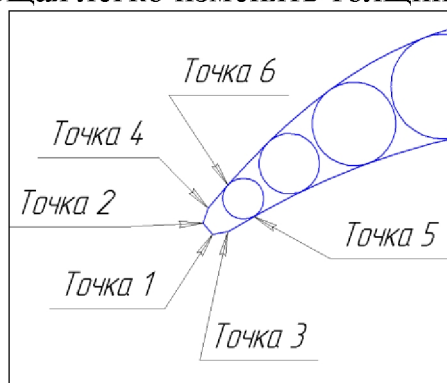


Рис. 2. Точки сечения лопатки

Определяются координаты центра тяжести каждого профиля, затем, при помощи добавления к координатам противоположных по знаку величин, все три центра тяжести располагаются вдоль оси Z . Строится объемная модель пера лопатки и разбивается на конечные элементы типа Solid 45 так, чтобы по толщине лопатки было не менее 3 конечных элементов, и форма элементов приближалась к кубу. Газовая нагрузка прикладывается к корытцу лопатки, для чего там создаются элементы поверхностного эффекта Surf 154, допускающие приложение давления под углом к поверхности. Лопатка нагружается также угловой скоростью вращения.

Для расчета коэффициентов запаса используются осевые напряжения лопатки - SZ . Для вывода результатов по отдельному сечению используется операция вывода значений по пути **Path Operations**. Напряжения в объемной модели считываются по узлам в направлениях, указанных на рис. 3. Необходимо представить также поле напряжений по всей лопатке и по ее сечениям (рис. 4).

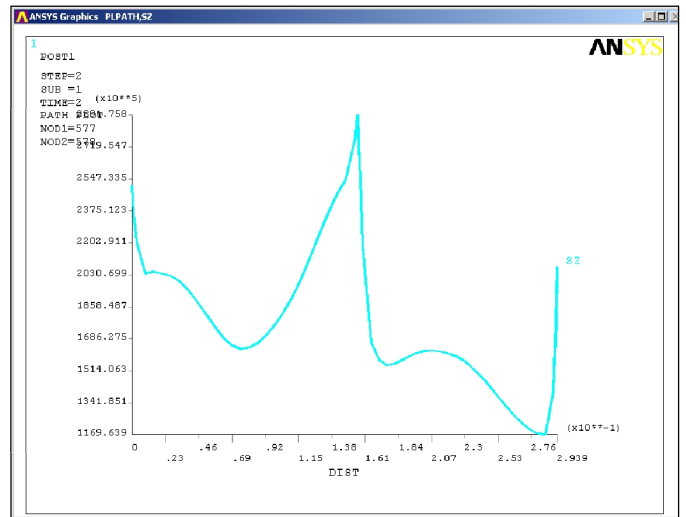
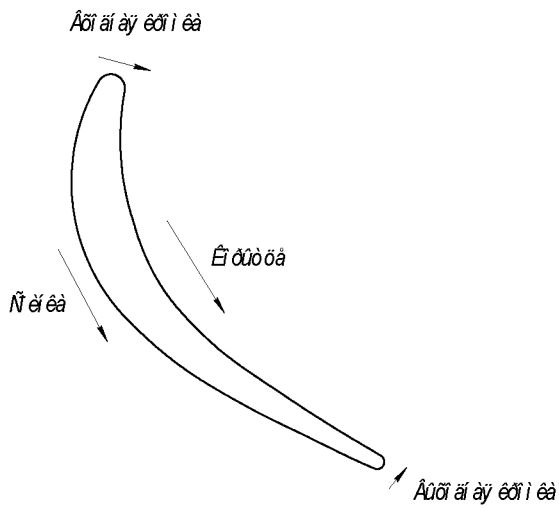


Рис.3. Распределение напряжений по сечению лопатки

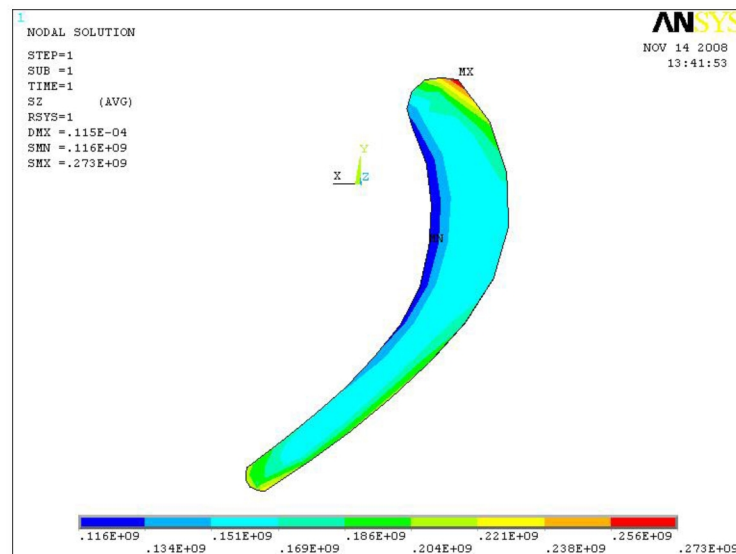
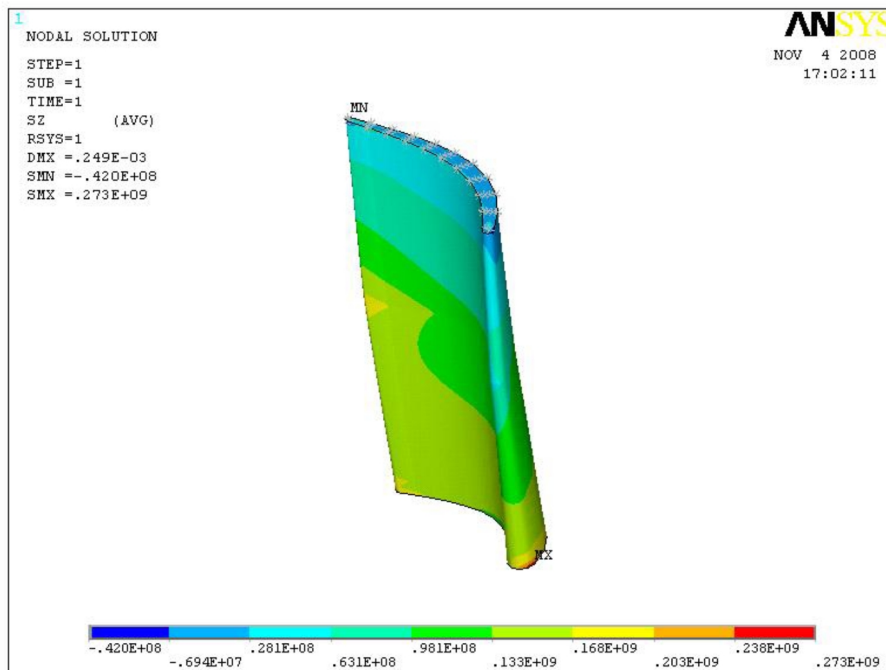


Рис. 4. Распределение напряжений по перу и втулочному сечению

Для разгрузки лопатки от напряжений изгиба производится вынос центров тяжести сечений. Простейший закон выноса – линейный, при этом изменение координат центра тяжести корневого сечения равно нулю, а среднего сечения – половине изменения координат периферийного сечения. Необходимо провести исследование зависимости напряжений в лопатке от выноса центра тяжести. Для этого вначале производится вынос центра тяжести по шагам ΔX в направлении оси X , и определяется оптимальное значение выноса по оси X , при котором напряжение минимально. Затем это значение фиксируется, и производится поиск оптимума по оси Y .

Если вынос центра тяжести сечения не обеспечил нормативного запаса прочности лопатки, необходимо утолстить ее сечения.

В пояснительную записку включаются:

- модель лопатки, разбитая на конечные элементы;
- расчет газовой нагрузки;
- графики зависимости напряжений от выноса центра тяжести сечений;
- распределение напряжений по перу лопатки;
- распределение напряжений по сечению лопатки.

На основании сравнения рассчитанных запасов прочности с нормативными, делается заключение о работоспособности, массе и прочностной надежности рабочей лопатки.

Расчет рабочей лопатки на колебания сводится к оценке ее вибрационного состояния и построения резонансной диаграммы ступени для различных режимов работы двигателя – от малого газа до максимального. Резонансная диаграмма ступени представляет собой зависимость собственной частоты лопатки от секундной частоты вращения (частотная диаграмма), на которую нанесены лучи гармоник возбуждения (диаграмма возбуждения). Точки пересечения этих диаграмм определяют опасные гармоники и частоты вращения, при которых возникают резонансные колебания лопатки.

Построение резонансной диаграммы ступени начинается с расчета на ПК собственной статической частоты f_{cm} первой изгибной формы методом наложений по формуле А.Е.Шнейдмана [31], [85]. В распечатке значение этой частоты определено для не вращающегося ротора, поэтому она называется статической.

Собственная статическая частота не учитывает влияния центробежных сил и температуры нагрева лопатки, возникающих при работе двигателя. Для учета этих влияний можно воспользоваться приближенным выражением

$$f_o = \sqrt{\frac{E_t}{E} f_{cm}^2 + B n_c^2},$$

где f_o - динамическая собственная частота лопатки, Гц;

E , E_t - модули упругости материала лопатки при нормальной и рабочей температурах, МПа;

n_c - секундная частота вращения ротора, c^{-1} ;

$$B = 0,81 \frac{D_{cp}}{l} - 0,37 - \cos^2 \alpha$$

- постоянный коэффициент, зависящий от геометрии пера лопатки;

D_{cp} - средний диаметр лопатки, м;

l - длина лопатки, м;

α - средний угол закрутки по длине лопатки, град.

Центробежная сила выпрямляет линию прогибов лопатки, изгибная жесткость ее растет и собственная частота увеличивается.

Для лопаток компрессора влияние температуры на модуль упругости незначительно $E \approx E_t$, поэтому, с ростом частоты вращения динамическая собственная частота лопатки будет увеличиваться.

Для лопаток турбины с повышением частоты вращения от режима малого газа n_{me} до максимального n_{max} динамическая собственная частота рабочей лопатки несколько снижается за счет падения модуля упругости E_t материала из-за роста температуры.

Для приближенной оценки температуры в среднем сечении лопатки на рабочих режимах работы двигателя при оборотах от малого газа $n_{сМГ}$ до максимального $n_{сmax}$ можно воспользоваться зависимостью

$$T_n^* = T_h + \frac{n_c^2}{n_{cmax}^2} (T_{max}^* - T_h),$$

где T_n^* - температура газа при частоте вращения ротора n_c , К;

T_h - температура воздуха в стандартных атмосферных условиях, К;

n_c - секундная частота вращения на текущем режиме работы от малого газа до максимального, $\frac{1}{с}$;

T_{max}^* - температура газа на максимальном режиме работы двигателя, К.

Следует учесть снижение температуры в сопловом аппарате на 130...150 К, а также влияние системы охлаждения лопатки на ее температуру.

Величины модулей упругости для различной температуры могут быть определены путем линейной аппроксимации их табличных значений. Среднее значение температуры пера лопатки можно приближенно оценить как

$$T = (0.90 \dots 0.95) T_n^*$$

Построение резонансной диаграммы ступени удобно проводить по расчетным точкам (5...7), используя табл. 2.

Откладывая по оси абсцисс секундную частоту вращения ротора n_c , а по оси ординат – собственные динамические частоты колебаний f_o лопатки, по точкам строим частотную диаграмму лопатки.

Табл. 2. Изменение динамической собственной частоты

n_c, c^{-1}							
T_n^*, K							

$E_t \cdot 10^{-6}, \text{ МПа}$							
$f_{\delta}, \text{ Гц}$							

Ввиду технологического разброса собственных частот лопаток рабочего колеса, вместо одной кривой изменения этих частот, строятся две – одна с разбросом в плюс 5% от расчетной, другая – в минус 5%. Такая диаграмма называется частотной диаграммой ступени. Предполагается, что между этими кривыми находится поле собственных частот всех лопаток ступени.

Колебания рабочих лопаток возникают вследствие неоднородности потока газа в окружном направлении. Частота возбуждения определяется числом импульсов k , получаемых лопаткой за каждый оборот ротора

$$f = k n_c,$$

где $k=1, 2, 3, \dots$ - номер гармоники возбуждающей силы.

Это выражение для частоты возбуждения представляет собой уравнение прямой – луча, исходящего из начала координат $f - n_c$, а номер гармоники k - тангенс угла наклона этого луча.

Обычно номер гармоники возбуждения соответствует числу конструктивных элементов проточной части двигателя (стойки, жаровые трубы, топливные форсунки, лопатки), вносящих возмущения в поток. Места пересечения лучей диаграммы возбуждения с частотной диаграммой ступени определяют резонансы, обусловленные опасными гармониками.

Пример оформления резонансной диаграммы ступени компрессора приведен на рис. 5.

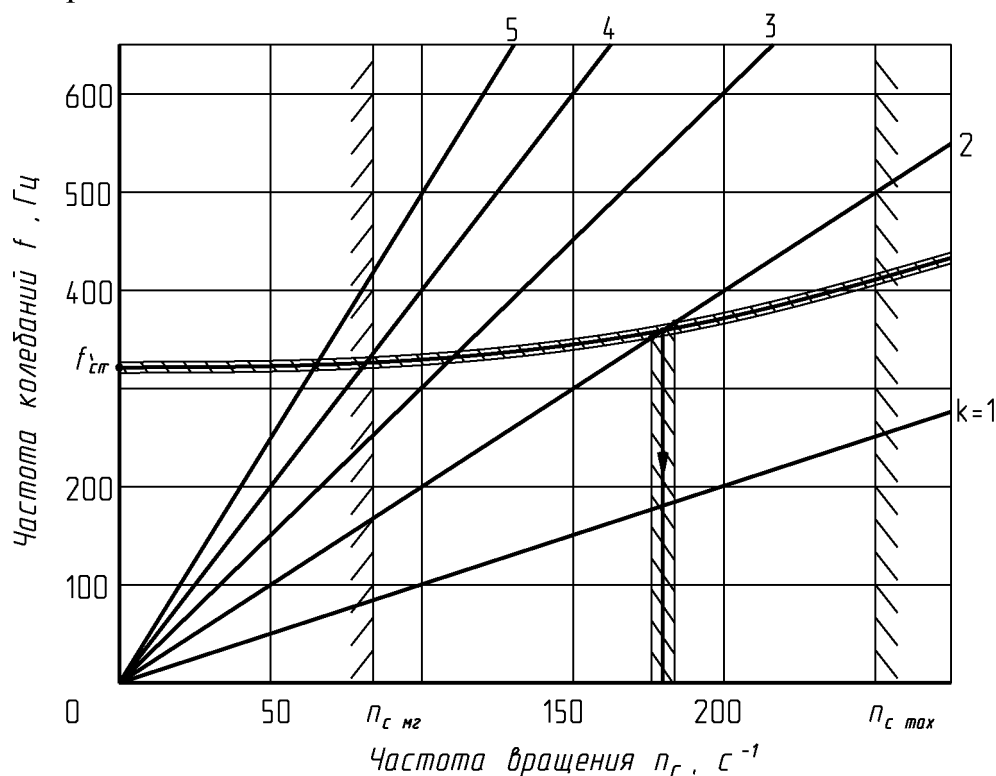


Рис.5. Резонансная диаграмма первой ступени компрессора ВД

В конце этого раздела определяются опасные гармоники и частоты вращения в рабочем диапазоне режимов работы двигателя от малого газа до максимального.

На основании анализа резонансной диаграммы ступени делают предположения о возможных источниках возбуждения и даются рекомендации по обеспечению вибрационной надежности лопатки.

Особенности расчета на колебания при использовании конечно-элементного пакета ANSYS

При построении резонансной диаграммы пакет **ANSYS** позволяет точно учесть влияние центробежных сил. Для этого предварительно производится статический расчет с включенной опцией расчета нагружения **Main Menu>Solution>Analysis Options: prestress on**. Далее производится расчет собственных частот и форм колебаний лопатки (модальный анализ). Рассчитываются первые 10 собственных частот. Для классификации формы колебаний отображаются поля суммарных перемещений лопатки (USUM).

Параметрическая модель лопатки, ранее созданная в **ANSYS**, позволяет исследовать влияние толщины сечения на собственные частоты лопатки. Выбирается одна из частот по указанию преподавателя. Далее корневое, среднее и периферийное сечения последовательно изменяются на +20% и -20% по толщине (при сохранении неизменными всех остальных сечений лопатки).

Результаты этого исследования позволяют провести частотную отстройку лопатки от резонанса. Для этого:

1. Точка резонанса смещается на 10% по оборотам двигателя вверх или вниз от режима продолжительной работы двигателя;
2. Частотная линия лопатки параллельно переносится в новую точку резонанса. При этом видно, насколько необходимо изменить статическую частоту;
3. По результатам исследования влияния толщины сечений на собственную частоту определяется, какое сечение нужно изменить, и насколько, для необходимого изменения статической частоты лопатки;
4. Расчет подтверждается новая собственная частота лопатки;
5. Так как сечения лопатки изменены, необходим расчет измененного варианта лопатки на статическую прочность.

В пояснительную записку включаются:

- таблица рассчитанных 10 собственных частот и форм колебаний;
- резонансная диаграмма для частоты, указанной преподавателем;
- зависимости собственной частоты от толщины сечений лопатки;
- расчет собственной частоты лопатки после частотной отстройки;
- расчет измененной лопатки на статическую прочность.

Расчет на статическую прочность диска

Нагрузка на диск.

На внешнем радиусе расчетной схемы диска приложена суммарная контурная нагрузка σ_{rk} от действия лопаток и кольцевой замковой части обода

$$\sigma_{rk} = \frac{zf_l \sigma_{pl} + 2\pi \rho f r_f^2 \omega^2}{2\pi r_k b_k},$$

где z - число лопаток;

f_l - площадь профиля втулочного сечения лопатки;

σ_{pl} - напряжение растяжения во втулочном сечении лопатки от действия центробежных сил;

ρ - плотность материала кольцевой замковой части обода;

f - площадь радиального сечения замковой части обода;

r_f - радиус центра тяжести радиального сечения замковой части обода;

ω - угловая частота вращения диска;

r_k - внешний радиус расчетной схемы диска;

b_k - ширина кольцевой замковой части обода.

Влияние неравномерного нагрева диска по радиусу на его напряженно-деформированное состояние обычно учитывается только для дисков турбин. Температуру T_k диска турбины на внешнем радиусе r_k расчетной схемы можно принять, приближенно оценив перепад температур замковой части обода диска:

$$T_k = T_{л4} - (100 \dots 150), \text{ К}$$

где $T_{л4}$ - температура лопатки во втулочном (№4) сечении, К.

Для дисков охлаждаемых турбин разность температур на внешнем r_k и нулевом r_0 радиусах ориентировочно оценивается величиной

$$T_k - T_0 = (150 \dots 350), \text{ К.}$$

Чем совершеннее система охлаждения диска, тем эта разность меньше.

В некоторых случаях можно принять температуру на нулевом радиусе диска равной температуре воздуха за компрессором T_k^* , если турбина охлаждается этим воздухом.

Особенности расчета при использовании программы STNDSK.

Расчет производится на ПК методом конечных разностей с помощью программы **PROKOL** путем разбиения его на кольцевые элементы. Этот метод справедлив только для дисков симметричных относительно своей срединной плоскости, проходящей перпендикулярно оси вращения.

Обычно реальные диски имеют сложную конструкцию и не симметричную форму, поэтому их необходимо перестраивать и приводить к одной из расчетных симметричных относительно срединной плоскости схем.

При цилиндрической форме обода реального диска внешний радиус расчетной схемы диска определяется по основанию замковых пазов.

Если обод реального диска имеет коническую форму, то внешний радиус расчетной схемы диска проводится по наименьшему радиусу основания замковых пазов.

Для большинства конструкций внешний радиус кольцевой замковой части обода можно принять равным радиусу втулочного сечения рабочей лопатки.

При оформлении расчета на прочность диска на рисунке слева направо должны быть последовательно изображены:

- реальный диск со всеми конструктивными элементами;
- расчетная схема диска, разбитого, согласно требованиям метода конечных разностей, на цилиндрические сечения;
- графики распределения по радиусу диска температур, напряжений (радиальных σ_r , окружных σ_ϕ и эквивалентных $\sigma_{экв}$, предельных $\sigma_{пред}$), запасов прочности.

Если результат первого расчета неудовлетворителен, следует повторить расчет, реализовав мероприятия по повышению прочности и (или) снижению массы диска.

В конце этого раздела на основании сравнения полученных запасов прочности с нормативными, делается заключение о работоспособности, массе и прочностной надежности диска.

Особенности расчета при использовании конечно-элементного пакета ANSYS

Расчет производится на ПК методом конечных элементов с помощью программы ANSYS [2, 3].

Для оценки прочности используется осесимметричная модель, то есть для диска задается в качестве геометрической информации только сечение. На сечении должны быть фланцы и проставки (если они есть). Осью диска должна быть ось Y. Расчет включает оптимизацию диска по параметрам «коэффициент запаса – масса». Поэтому необходимо построение легко изменяемой параметрической модели диска. В качестве параметров выбираются толщины, радиусы изменения толщин и радиусы скруглений (рис. 6).

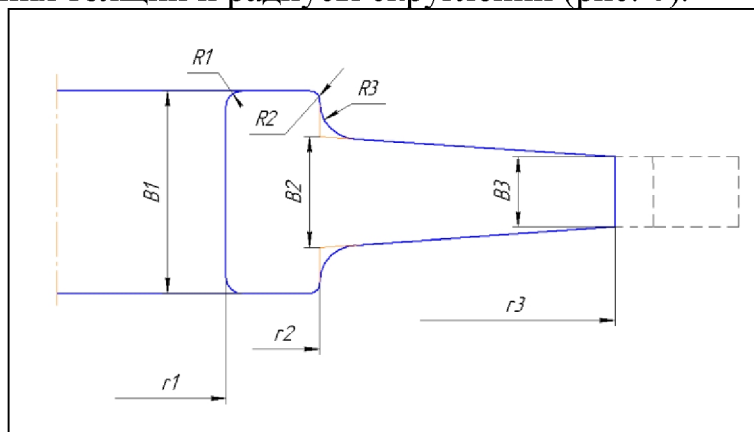


Рис. 6. Сечение параметрической модели диска

Для данной расчетной модели диска можно использовать конечные элементы типа Solid Plane 42, указывая для них в **Options** осесимметричное напряженное состояние (**Axisymmetric**). Применяется свободная разбивка на конечные элементы, командой **Size Controls** задается размер конечного элемента **Size** около 2 мм.

Расчет производится с учетом теории пластичности. Для этого необходимо задать кривую растяжения образца (зависимость напряжения - деформации) при различных температурах **Main Menu> Preprocessor> Material Props> Material Models> Structural> Nonlinear> Multilinear Elastic**. Кривые растяжения представлены в справочнике авиационных материалов ВИАМ, который есть в библиотеке кафедры КиПДЛА в электронном виде.

Распределение температуры по диску задается при помощи цикла по параболическому закону в зависимости от расстояния узла конечного элемента от оси Y (т.е. по радиусу диска). Диск нагружается контурным напряжением σ_{rk} , вводится угловая скорость вращения вокруг оси Y .

Диск закрепляется в направлении оси Y по фланцам его соединений с соседними деталями.

Рассчитывается эквивалентное напряжение SEQU. Если запас прочности при первом расчете неудовлетворителен, следует повторить расчет, изменив геометрию диска. Для оптимизации диска следует провести исследование влияния геометрических параметров на прочностное состояние диска. Какой-либо параметр модели (например, радиус центрального отверстия) изменяется на +10...20% и - 10...20%, и определяется изменение напряжений в результате этого.

Необходимо также рассчитать запас по разрушающим оборотам. Для этого по шагам увеличивается значение угловой скорости вращения до тех пор, пока результат расчета не станет неопределенным (в этот момент во всех сечениях диска начинается течение материала, что эквивалентно разрушению диска). Отношение этой угловой скорости к максимальной на взлетном режиме и есть запас прочности по разрушающим оборотам.

В пояснительной записке должны быть представлены:

- сечение диска, разбитое на конечные элементы, с указанием мест закрепления;
- распределение эквивалентных напряжений по диску (рис. 7);
- график зависимости напряжений от тех геометрических параметров, по которым проводилось исследование;
- коэффициент запаса по разрушающим оборотам.

На основании сравнения полученных запасов прочности с нормативными, делается заключение о работоспособности, массе и прочностной надежности диска.

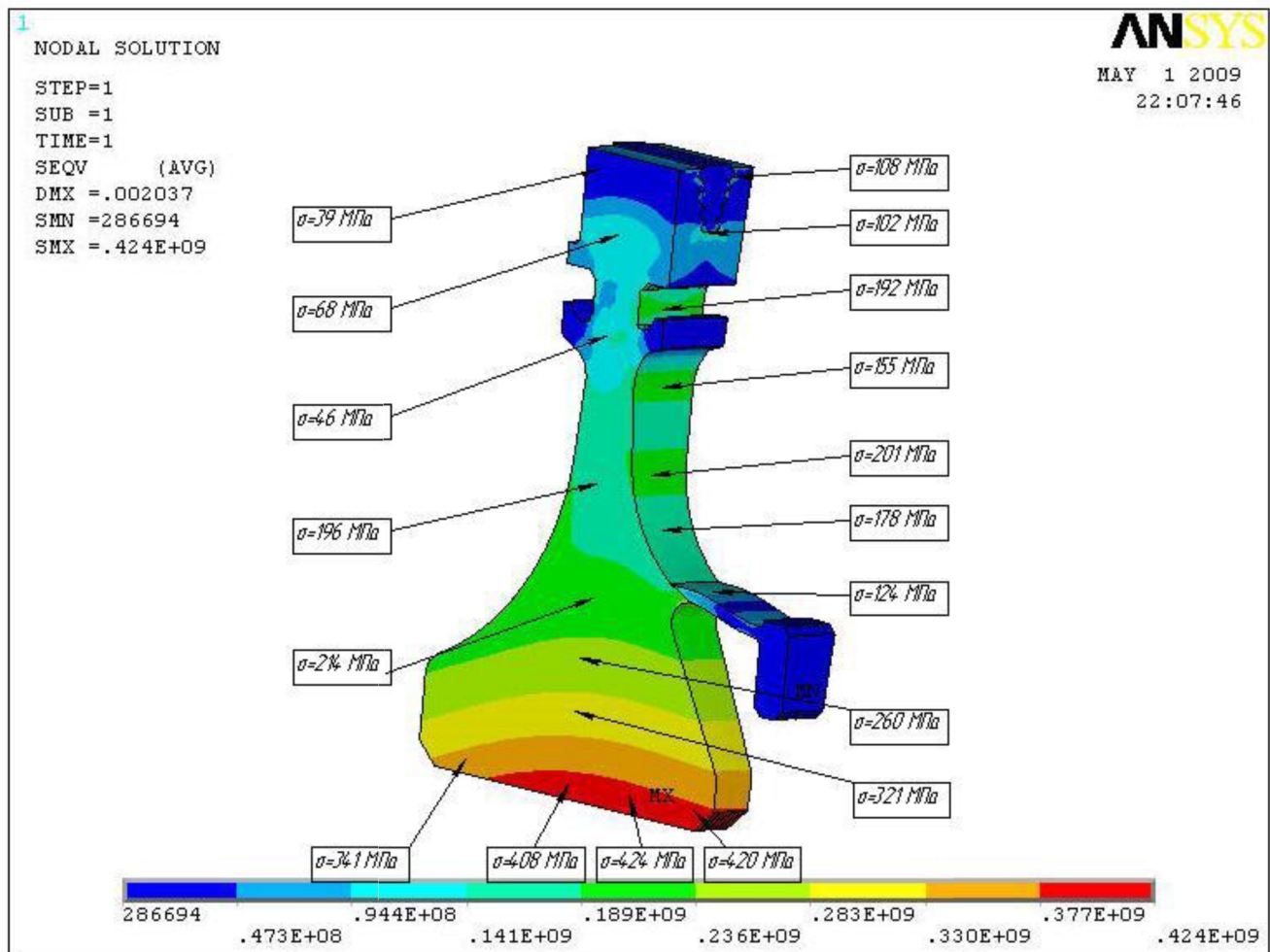


Рис. 7. Распределение эквивалентных напряжений в диске

РАЗРАБОТКА ВИРТУАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Ранее при создании двигателей использовалось большое количество физических испытаний для проверки на натуральных экспериментах соответствия двигателя огромному количеству требований, предъявляемых к нему. В последние десятилетия физические испытания все больше и больше заменяются быстрым и точным компьютерным моделированием, анализом и оптимизацией, которые сейчас являются основой инновационных процессов в современных компаниях. Точное моделирование, анализ и оптимизация могут быть выполнены на ранних стадиях проектирования двигателя. Организация единого процесса виртуального моделирования, анализа и оптимизации продукции в рамках всего предприятия дает возможность значительно сократить сроки выпуска конкурентоспособной и надежной продукции при значительном снижении затрат.

Виртуальный двигатель – совокупность параметрических моделей двигателя в 3D с вариацией исходных данных и нагрузений, которая позволяет вести проектирование двигателя, анализ и оптимизацию принимаемых решений, создание конструкций, комплекс расчетных операций, позволяющий сделать вывод о прочности, надежности и ресурсе двигателя. К виртуальному двигателю относится также комплекс программ по проведению испытаний двигателя.

Виртуальный двигатель разрабатывается группой студентов на основе сквозного курсового проекта, включающего в себя термогазодинамическую модель узлов двигателя (на земле и на высоте, с оптимизацией параметров), моделирование проточной части двигателя (с учетом нагрева и давления), модели деталей двигателя для их расчета на прочность и колебания, объемную модель двигателя в целом, модель сборки узлов двигателя и двигателя, программы оценки ресурса деталей двигателя.

Для выполнения проекта студент может пользоваться консультациями соответствующих кафедр факультета «Двигатели летательных аппаратов», ведущих работы в следующих направлениях:

ТДЛА:

- программы по оценке научно-технического уровня;
- программы проектирования двигателя на начальном этапе;
- термодинамическое проектирование двигателя;
- газодинамическое проектирование вентилятора, компрессора, турбины, форсажной камеры, реактивного сопла, реверсивного устройства;
- программы проведения испытаний;

КиПДЛА:

- проектирование двигателя на начальном этапе (техническое предложение);
- программы теплового, прочностного анализа;
- оценка надежности и ресурса;

- проектирование систем двигателя;
- программы проведения испытаний;

АСЭУ:

- программы проектирования систем управления;
- программы проектирования агрегатов;
- оценка шума двигателя;

ПДЛА:

- программа моделирования и оптимизации технологических процессов механической обработки деталей;
- программа моделирования процесса сборки узлов и двигателя.

В рамках выполнения дипломного проекта могут быть выполнены следующие работы на кафедре КиПДЛА (по указанию руководителя проекта):

- создание виртуальной модели узла;
- создание виртуальной модели двигателя;
- определение статических и динамических нагрузок, действующих на элементы узла или всего двигателя;
- анализ динамики ротора: расчет критических скоростей, динамики ротора при наличии дисбаланса с приложением нагрузок от эволюций самолета;
- анализ теплового состояния элементов двигателя;
- проектирование уплотнений (в тракте и в опорах);
- проектирование охлаждения турбин и других узлов;
- проектирование систем управления компрессором (перепуск, РНА);
- проектирование системы управления радиальными зазорами;
- расчет на прочность лопаток, дисков и других деталей ротора;
- расчет на прочность статорных деталей, опор роторов;
- расчет корпуса и подвески;
- проектирование системы запуска;
- проектирование маслосистемы и системы суфлирования;
- проектирование системы противообледенения;
- программа размещения неприводных агрегатов на двигателе и их виброизоляция;
- программа размещения трубопроводов на двигателе и их виброизоляция.

СПЕЦИАЛЬНАЯ ТЕМА

Специальная тема предполагает углубленную проработку конкретного технического вопроса, выбирается студентом и согласуется с преподавателем.

Требования к выбору специальной темы проекта:

- быть неотъемлемой частью проекта, дополнять и раскрывать его содержание;
- решать конкретные задачи или проблемы, связанные с конструкцией, прочностью, надежностью, производственной и эксплуатационной технологичностью деталей, элементов и систем проектируемого компрессора или турбины.

Оформляется специальная тема в отдельном разделе пояснительной записки и в составе листов графической части.

Для студентов очно-заочной формы обучения специализации 130 203 – технология производства ВРД предлагается специальная тема по технологическому анализу рабочего чертежа рабочей лопатки или диска [32], [50] той ступени, для которой выполнены газодинамический и прочностные расчеты.

Список вариантов специальных тем

1. Проблемы, связанные с разработкой модулей конструкции компрессора или турбины [9], [19], [61].
2. Анализ причин отказов и неисправностей из-за несовершенства конструкции компрессора или турбины [19], [48].
3. Анализ конструктивного совершенства компрессоров или турбин ГТД Запорожского машиностроительного конструкторского бюро (ЗМКБ) Прогресс им. А.Г.Ивченко [8], [9], [12], [37].
4. Анализ конструктивного совершенства компрессоров или турбин ОАО А.Люлька –САТУРН. г. Москва [8], [9], [12], [37].
5. Анализ конструктивного совершенства компрессоров или турбин ОАО Авиамоторного научно-технического комплекса СОЮЗ. г.Москва [8], [9], [11] [12], [37].
6. Анализ конструктивного совершенства компрессоров или турбин ОАО Омского моторостроительного конструкторского бюро (МКБ) [8], [9], [12], [37].
7. Анализ конструктивного совершенства компрессоров или турбин ОАО Авиадвигатель. г.Пермь [8], [9], [12], [37].
8. Анализ конструктивного совершенства компрессоров или турбин ГУНПП Завод им. В.Я.Климова. г. Санкт-Петербург [8], [9], [12], [37].
9. Анализ конструктивного совершенства компрессоров или турбин ОАО Рыбинские моторы [8], [9], [12], [37].

10. Анализ конструктивного совершенства компрессоров или турбин Самарского научно-технического комплекса (СНТК) им. Н.Д.Кузнецова [8], [9], [12], [37], [38].
11. Анализ конструктивного совершенства компрессоров или турбин компании США Pratt & Whitney [8], [9], [91], [92], [93], [94].
12. Анализ конструктивного совершенства компрессоров или турбин компании США General Electric [8], [9], [91], [92], [93], [94].
13. Анализ конструктивного совершенства компрессоров или турбин компании Великобритании Rolls-Royce [8], [9], [91], [92], [93], [94].
14. Особенности композиционных материалов и возможности их применения в конструкции компрессоров ГТД [33].
15. Системы управления радиальными зазорами компрессоров или турбин ГТД [51], [52], [53].
16. Анализ конструкторских решений по защите от попадания на вход компрессора посторонних предметов (пыли, птиц, морской воды) [9], [12].
17. Противообледенительные системы [9], [12].
18. Анализ конструкторских решений регулируемых направляющих аппаратов [9], [12].
19. Разработка упруго-демпферных опор роторов сухого трения [9], [12], [30], [86], [88].
20. Разработка упруго-демпферных гидродинамических опор роторов [9], [30].
21. Разработка упруго-демпферных опор роторов с разгрузочными устройствами [9], [30], [63], [88].
22. Теплоизоляция и охлаждение опор [9], [12], [63].
23. Конструктивные методы снижения шума [9], [27].
24. Анализ и оценка эксплуатационной технологичности компрессора или турбины [9], [19].
25. Разработка корпуса компрессора или турбины с двойной стенкой под заданные средства дефектоскопии [4], [9], [18], [19].
26. Конструктивные решения, повышающие надежность и ресурс компрессора или турбины [9], [19], [48].
27. Конструкция устройства отсечки топлива при поломке вала НД [11], [48].
28. Конструктивные особенности соединений валов роторов компрессора и турбины [8], [9], [12].
29. Конструктивные методы повышения вибрационной прочности и надежности лопаток компрессоров или турбин [31], [85], [88].
30. Организация подвода и отвода смазки к подшипникам опор [9], [12], [73], [74], [89].
31. Торцовые контактные уплотнения [9], [12], [28], [78], [89].
32. Радиально-торцовые контактные уплотнения [9], [28], [89].
33. Торцовые гидростатические уплотнения [9], [28], [78].
34. Сотовые лабиринтные уплотнения [9], [12], [18].
35. Разгрузка фиксирующей опоры ротора от действия осевых газодинамических сил [9], [29], [73].
36. Внешнее пленочное охлаждение лопаток [4], [9], [51], [53].

37. Внутреннее конвективное охлаждение лопаток [4], [9], [51], [53], [54].
38. Перспективные способы охлаждения лопаток [9], [51], [53], [54].
39. Охлаждение турбин с предварительной закруткой охлаждающего воздуха [4], [9], [53], [54], [73].
40. Применение конструкционной керамики в высокотемпературных турбинах [9], [35].
41. Особенности конструкции современных вентиляторов [9], [51].
42. Особенности шарнирного соединения лопаток с диском [9], [12], [51], [71].
43. Расчет на прочность хвостовика лопатки елочного типа [9], [12], [51], [71].
44. Расчет на прочность бандажной полки рабочих лопаток [9], [12], [51], [71], [85].
45. Расчет критических частот вращения ротора [9], [12].
46. Теплозащитные покрытия лопаток турбин [21].
47. Основы конвертирования ВРД [36], [58].
48. Проектирование системы крепления двигателя к ЛА [49].
49. Обеспечение надежности компрессора или турбины конструктивными методами [19], [54], [73].
50. Система смазки опор роторов [9], [12], [74], [89].
51. Подшипники опор роторов [9], [12], [63], [74].
52. Механизация компрессора [9], [12], [18], [73].
53. Расчет осевых усилий стяжных болтов [9], [12], [29].
54. Непробиваемость корпусов компрессора [9], [33], [73].
55. Особенности применяемых материалов для деталей компрессоров или турбин [7], [9], [12], [33], [73].
56. Виброзащита трубопроводов гидравлических систем [61], [62], [72], [86], [88].
57. Особенности проектирования гидравлических систем трубопроводов [12], [61], [62], [72].
58. Материал МР и возможности его применения в конструкции компрессора или турбины [86], [87].
59. Упругодемпферные опоры трубопроводов гидравлических систем [61], [72], [86], [87], [88].
60. Влияние конструктивных особенностей компрессора или турбины на установление и увеличение ресурса [19], [48], [77].
61. Компрессор или турбина как источники вибраций [9], [12], [68].
62. Возможности использования конструкционного демпфирования в компрессоре или турбине [9], [12], [61], [62], [72], [86], [87], [88].
63. Разработки и исследования сотрудников кафедры КИПДЛА и ОНИЛ-1, связанные с повышением вибрационной прочности и надежности деталей и элементов компрессоров или турбин [27], [30], [31], [33], [61], [62], [72], [77], [86], [87], [88], [89].

ГРАФИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Графическая часть проекта является учебной и оформляется по общим правилам ЕСКД с некоторыми упрощениями и особенностями [20], [32]. При выполнении графической части желательно использовать программные средства компьютерных технологий, например, АDEM, Компас, Автокад.

Разработанная конструкция компрессора или турбины представляется в виде сборочного чертежа продольной части необходимого формата в масштабе 1:1. Изображается верхняя половина компрессора или турбины так, чтобы направление движения газов в проточной части было слева направо. Количество изображаемых опор определяется конструктивно-силовой системой ротора, и должно быть не меньше двух. В каждой опоре следует показать силовые детали, передающие нагрузки на силовой корпус, а также конструктивные элементы подвода и отвода смазки и системы уплотнений. Поэтому отображается и нижняя половина опор.

Сборочный чертеж должен содержать следующие элементы:

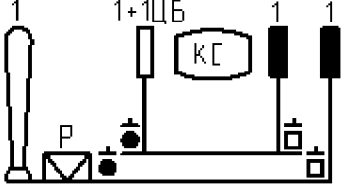
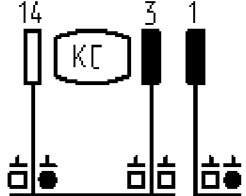
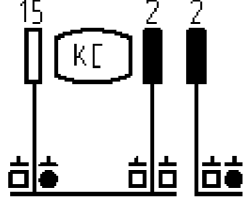
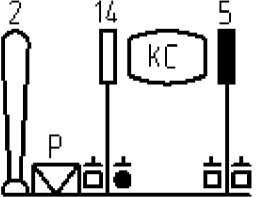
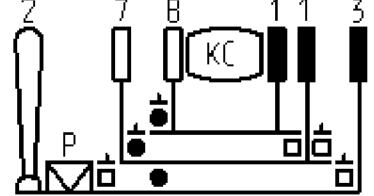
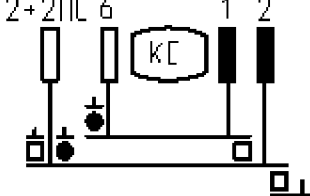
- технические требования для сборки;
- осевые и радиальные зазоры между рабочими лопатками и корпусом для первой и последней ступени;
- посадки наружной и внутренней обойм подшипников;
- номера позиций только тех деталей и сборочных единиц, которые указаны в спецификации;
- габаритные размеры;
- основную надпись с проставлением в графах: наименования изделия, условного обозначения документа, масштаба, фамилии студента и руководителя (две подписи – как консультанта и нормоконтролера).

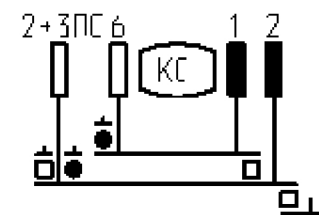
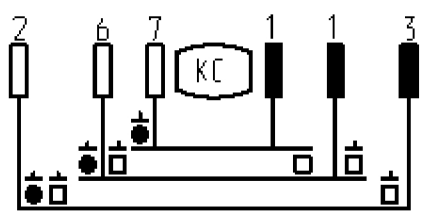
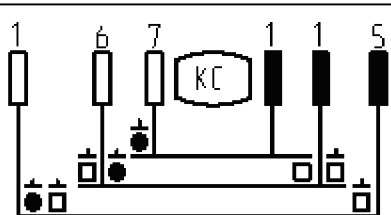
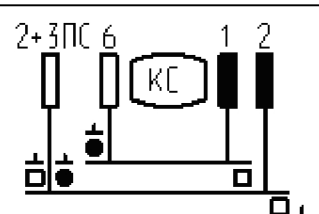
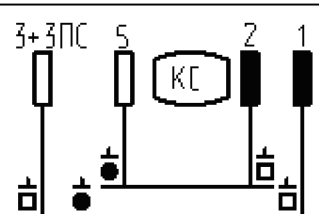
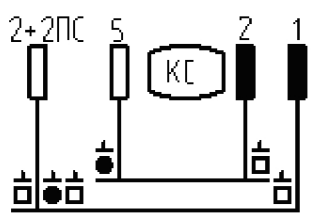
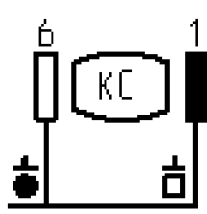
Спецификацию выполняют в виде одной таблицы формата А4 и помещают в приложении пояснительной записки. В каждом разделе (сборочные единицы, детали, стандартные изделия) спецификации указывают от одного до трех наименований: сборочных единиц (ротор, корпус, опора и др.), связывающих эти сборочные единицы деталей (гайка, стяжной болт, дистанционное кольцо и др.), стандартных изделий (подшипник, гайка, болт и др.) [17].

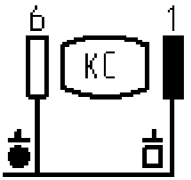
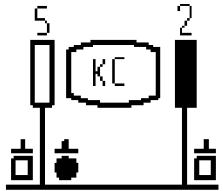
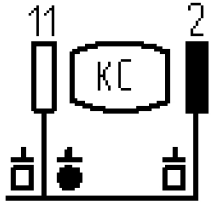
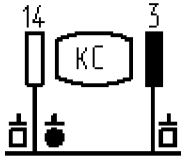
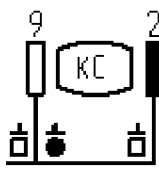
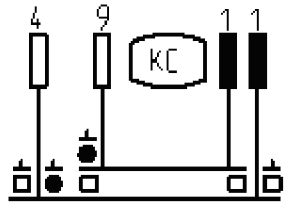
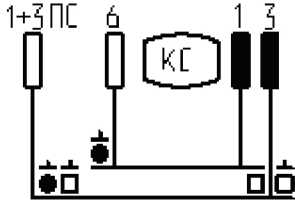
Для специальности 130 200 – авиационные и энергетические установки и специализации 130 203 – технология производства ВРД необходимо разработать рабочие чертежи двух сопряженных деталей: рабочей лопатки и диска той ступени, для которой выполнены газодинамический и прочностные расчеты [32].

Специальная часть проекта представляется в виде графической документации: чертежей, плакатов с изображением основных обобщающих данных – текста, рисунков, графиков, схем, таблиц и др. На плакатах основная надпись не оформляется, однако, они должны иметь заголовки.

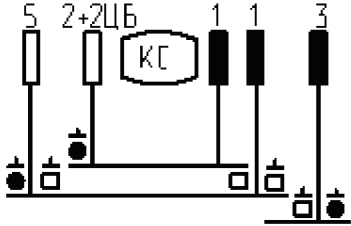
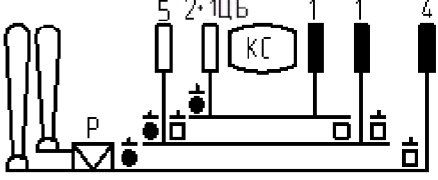
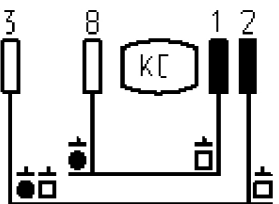
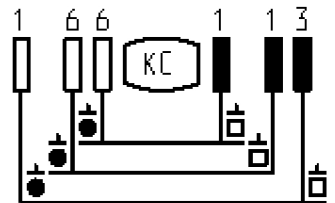
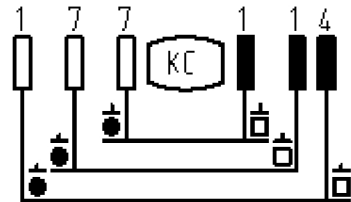
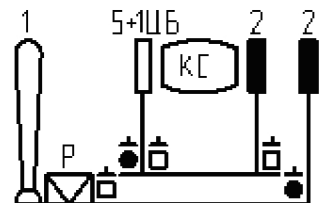
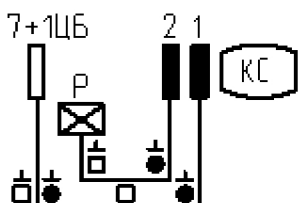
База данных кафедры КИПДЛА

Двигатель	Вид	Тяга, кН Мощность, кВт	Схема
ОАО Самарский НТК имени Н.Д. Кузнецова Россия			
НК-123ВР	ТВД	405	
НК-12СТ	ТВад	6300	
НК-14СТ	ТВад	8900	
НК-12	ТВД	11025	
НК-93	ТВВД	177	
НК-8-4	ТРДД	103	

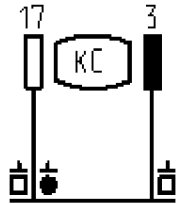
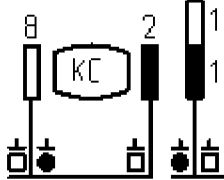
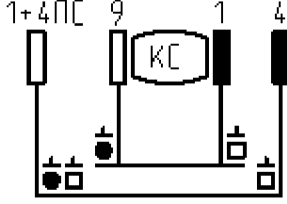
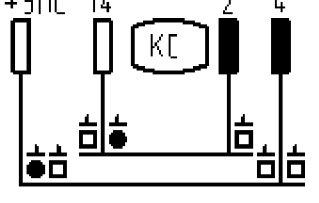
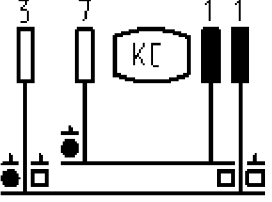
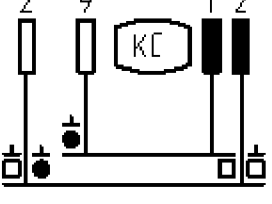
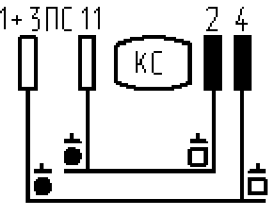
НК-86	ТРДД	128	
НК-56	ТРДД	177	
НК-44	ТРДД	393	
НК-144	ТРДДФ	167 ф	
НК-22	ТРДДФ	197 б/ф	
НК-6	ТРДДФ	215 б/ф	
ОАО Рыбинские моторы Россия			
РД-36-35	ТРД	23	

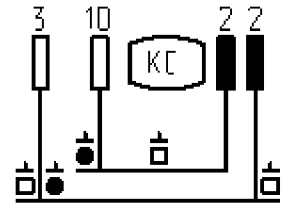
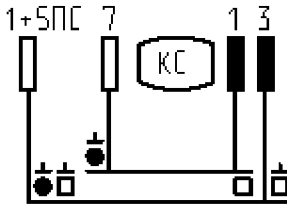
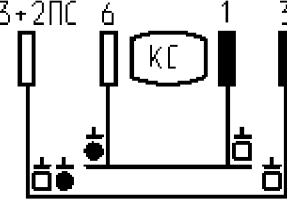
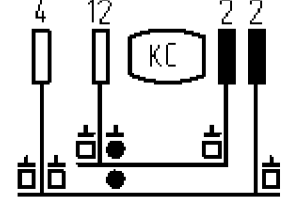
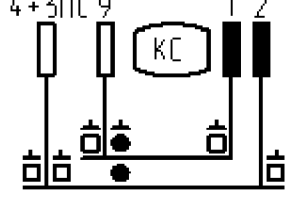
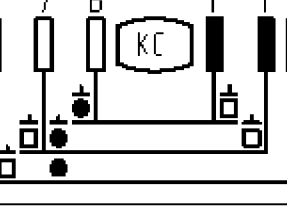
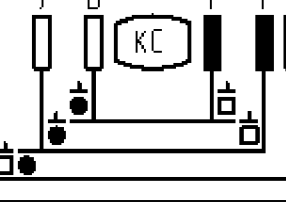
РД-38	ТРД	32	
РД-36-51	ТРД	206	
РД-36-41	ТРДФ	157 б/ф	
ОАО НПО А. Люлька-Сатурн Россия			
АЛ-21Ф	ТРДФ	87 б/ф	
АЛ-7Ф	ТРДФ	98 б/ф	
АЛ-31Ф	ТРДДФ	125 б/ф	
SAM-146	ТРДД	80	
ОАО Авиадвигатель. Пермь Россия			

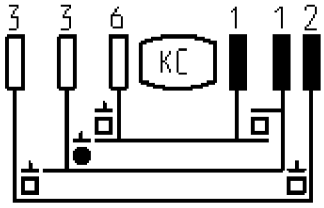
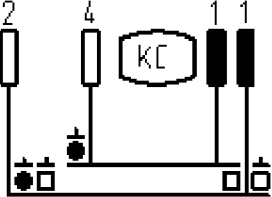
ТРДД Д-20П	ТРДД	54	
Д-30	ТРДД	68	
Д-30КУ	ТРДД	108	
ПС-90А	ТРДД	143	
Д-30Ф6	ТРДДФ	152 ф	
МКБ Прогресс имени академика А.Г. Ивченко. Запорожье Украина			
АИ-24 АИ-20А	ТВД	2075 2940	
Д-136	ТВад	8380	

Д-127	ТВад	8460	
Д-27	ТВад	10290	
АИ-25	ТРДД	15	
Д-36	ТРДД	64	
Д-18Т	ТРДД	230	
ГУНПП Завод им. В.Я. Климова. Санкт-Петербург Россия			
ТВ7-117	ТВД	1840	
ГТД-350	ТВад	298	



ТВ2-117	ТВаД	1103	
РД-33	ТРДДФ	81 б/ф	
ОАО Омское МКБ Россия			
ТВД-10	ТВД	691	
ГТД-3Ф	ТВаД	662	
ОАО Авиамоторный НТК Союз Россия			
Р11Ф-300	ТРДФ	56 б/ф	
Р13Ф-300	ТРДФ	64 б/ф	
General Electric США			



J-79	ТРДФ	54 ф	
CF-700	ТРДД	20	
ЕЕЕ	ТРДД	180	
CF6-50	ТРДД	234	
F404	ТРДДФ	48 б/ф	
F-101	ТРДФ	76 б/ф	
Pratt & Whitney США			
JT9Д	ТРДД	210	




F-100	ТРДДФ	67 б/ф	
Rolls-Royce Великобритания			
M45H Марс	ТРДД	35	
RB193 Пегас	ТРДД	46	
Спей	ТРДД	56	
Конуэй	ТРДД	104	
RB211	ТРДД	190	
RB207	ТРДД	215	

RB-199	ТРДДФ	41 б/ф	
SNECMA Франция			
Ларзак	ТРДД	14	

В схемах двигателей приняты следующие условные обозначения:

 - каскад компрессора;
 - фиксирующая опора;

 ,  - редуктор;
 ПС – подпорная ступень;

 - каскад турбины;
 - плавающая опора;
 - камера сгорания;
 ЦБ – центробежная ступень.

ТРУДОЕМКОСТЬ И ОБЪЕМ ПРОЕКТА

Трудоемкость и объем проекта можно оценить только ориентировочно. Согласно статистике графическая часть полного курсового проекта составляет 3...5 листов формата А1, а пояснительная записка - 25...40 листов формата А4 (рукопись).

Содержание основных обязательных работ и их ориентировочная оценка в процентах от общего объема трудоемкости курсового проекта приведены в таблице 3.

Таблица 3 – Трудоемкость и объем проекта

Содержание проекта	Трудоемкость, %
1. Выбор конструктивно-силовой схемы двигателя (Раздел 1.6)	15
2. Расчеты на прочность (Раздел 1.9)	10
3. Специальная тема (Раздел 1.10)	15
4. Графическая часть (Раздел 2)	50
5. Оформление пояснительной записки	10

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

Основной

1. Белоусов А.И., Камынин В.А. Расчет на прочность дисков и крыльчаток турбомашин методом конечных разностей с помощью ЭВМ. – Куйбышев: КуАИ, 1982. – 36 с.
2. Бондарчук П.В., Фалалеев С.В. Прочностное проектирование лопаток и дисков ГТД в конечно-элементном комплексе ANSYS. Уч. пос. Самара, СГАУ, 2006, - 43с.
3. Виноградов А.С., Бондарчук П.В. Создание расчетных моделей элементов ГТД в конечно-элементном комплексе ANSYS. Метод указ. Самара, СГАУ, 2006, - 33с.
4. Гаврилов Н.Г., Старцев Н.И. Проектирование осевых турбин ГТД. – Куйбышев: КуАИ, 1984. – 84 с.
5. Григорьев В.А., Зрелов В.А., Игнаткин Ю.М., Кузьмичев В.С., Пономарев Б.А., Шахматов Е.В. Вертолетные газотурбинные двигатели Москва, Машиностроение, 2007, - 491с.
6. Данильченко В.П., Лукачев С.В., Ковылов Ю.Л., Постников А.В., Федорченко Д.Г., Цыбизов Ю.И. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. Монография УДК 621.431.75 Самара СНЦ РАН, 2008.-620с.
7. Жуков К.А., Шидловский Р.К. Выбор конструкционных материалов авиационных газотурбинных двигателей.– Куйбышев: КуАИ, 1985. - 110 с.
8. Зрелов В.А., Маслов В.Г. Основные данные отечественных авиационных ГТД и их применение при учебном проектировании. – Самара: СГАУ, 1999. – 160 с.
9. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей / Под ред. Д.В.Хронина. – М.: Машиностроение, 1989. – 568 с.
- 10.Новиков Д.К., Фалалеев С.В., Ульчева О.В. Расчет прочности и собственной частоты колебаний рабочей лопатки ГТД на ЭВМ. – Самара: САИ, 1992. – 18 с.
- 11.Панин Е.А. Конструкция турбореактивного двигателя с форсажной камерой сгорания Р11Ф-300. – Самара: СГАУ, 1994. –32 с.
- 12.Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. – М.: Машиностроение, 1981. – 550 с.
13. Старцев Н.И., Фалалеев С.В. Конструкция узлов авиационных двигателей: компрессор. Электр. Изд. Самара, РИО СГАУ , 2006, - 112 с.
14. Старцев Н.И. Конструкция и проектирование турбокомпрессора ГТД Уч. пос. Самара, РИО СГАУ ,2006, - 230 с.
15. Старцев Н.И. Конструкция и проектирование АД и ЭУ Уч. пос. Самара, РИО СГАУ ,2007, - 120 с.

16. Старцев Н.И. Конструкция и проектирование камеры сгорания АД и ЭУ (с видеороликами) Эл. издание Самара, СГАУ ,2007, - 120с.
17. Старцев Н.И. Проектирование авиационных ГТД. – Куйбышев: КуАИ, 1985. – 44 с.
18. Старцев Н.И. Проектирование осевых компрессоров. – Куйбышев: КуАИ, 1978. – 80 с.

Дополнительный

19. Акимов В.М. Основы надежности газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1981. – 208 с.
20. Ануров Ю.М., Старцев Н.И. Рабочие и сборочные чертежи ГТД. – Самара: СГАУ, 1999. – 60 с.
21. Ануров Ю.М., Федорченко Д.Г. Оценка работоспособности теплозащитных покрытий деталей ГТД. – Самара: СГАУ, 1995. – 52 с.
22. Ануров Ю.М., Федорченко Д.Г. Основы обеспечения прочностной надежности авиационных двигателей и силовых установок. СПб.: Изд-во СПбГТУ. 2004 г. 390 с.
23. Белоусов А.И. Титановый пожар в ГТД Конспект лекций Самара: СГАУ , 2008, - 12с.
24. Белоусов А.И., Грицин А.В. Оценка параметров прочностной надежности деталей ДЛА на этапе проектирования Уч. пос. Самара, СГАУ ,2006, - 48с.
25. Белоусов А.И., Романов А.А. Оценка надежности деталей ДЛА на этапе проектирования по их статистической прочности и разбросу собственных частот Уч. пос. Самара, СГАУ ,2007, - 128с.
26. Белоусов А.И., Романов А.А. Оценка надежности элементов АД и ЭУ на этапе проектирования с использованием пакета ANSYS Уч. пос. Самара, РИО СГАУ ,2007, - 80с.
27. Белоусов А.И., Загузов И.С. Конструктивные методы снижения шума авиационных ГТД. – Куйбышев: КуАИ, 1982. – 96 с.
28. Белоусов А.И., Зрелов В.А. Конструкция и проектирование уплотнений вращающихся валов турбомашин двигателей летательных аппаратов. – Куйбышев: КуАИ, 1989. – 108 с.
29. Белоусов А.И., Иванов А.И. Расчет осевых сил, действующих в турбомашинах. – Куйбышев: КуАИ, 1981. – 82 с.
30. Белоусов А.И., Новиков Д.К., Балякин В.Б. Гидродинамические демпферы опор роторов турбомашин. – Куйбышев: КуАИ, 1991. – 96 с.
31. Белоусов А.И., Фролов В.А. Методы повышения вибрационной прочности лопаток турбомашин.– Куйбышев: КуАИ, 1983. – 72 с.
32. Бузицкий В.Н. Выполнение рабочих чертежей некоторых деталей ГТД. – Куйбышев: КуАИ, 1989. – 100 с.
33. Веселов С.И., Карташов Г.Г. Композитные материалы в авиадвигателестроении. – Куйбышев: КуАИ, 1986. – 122 с.

34. Виноградов А.С., Карташов Г.Г. Конструирование лопаток и дисков АД и ЭУ Метод указ. Самара, РИО СГАУ ,2007, - 24с.
- 35.Высокотемпературные двигатели с применением конструкционной керамики /А.Сударев, В.Тихоплав, Г.Шишов и др.// Газотурбинные технологии. Специализированный информационно-аналитический журнал. - 2000. - №3. - С. 2-5.
- 36.Гриценко Е.А., Зрелов В.А., Идельсон А.М. Моделирование условий эксплуатации при конвертировании авиационных ГТД. – Самара: СГАУ, 1997. – 56 с.
- 37.Двигатели 1944 – 2000: авиационные, ракетные, морские, наземные. – М.: ООО «АКС-Конверсалт», 2000. – 434 с.
- 38.Ермаков А.И., Уланов А.М. Вибрация и прочность Ад и ЭУ. Часть 1. Уч. пос. Самара, РИО СГАУ ,2006, - 92с.
- 39.Ермаков А.И., Уланов А.М. Лабораторный практикум по динамике и прочности авиационных ГТД с использованием пакета ANSYS. Часть1. Метод указ. Самара, РИО СГАУ , 2006, - 132с.
- 40.Ермаков А.И., Уланов А.М. Лабораторный практикум по динамике и прочности авиационных ГТД (часть 2). Лаб. работа Самара, РИО СГАУ, 2007, - 80с.
41. Ермаков А.И., Фалалеев С.В., Карташов Г.Г. Инновационная методология подготовки инженеров-конструкторов для аэрокосмической отрасли Метод указ. Самара, РИО СГАУ , 2007, - 62с.
- 42.Ермаков А.И., Виноградов А.С., Курушин С.А. Использование разработанных для электронной базы данных параметрических моделей элементов и типовых деталей двигателей Метод указ. Самара, РИО СГАУ, 2006, - 38с.
43. Зрелов В.А., Проданов М.Е., Цой А.Ю. Формирование данных по параметрам и применению двигателей прототипов при проектировании авиационных ГТД Уч. пос. Самара, РИО СГАУ ,2006, - 48с.
- 44.Зрелов В.А., Карташов Г.Г. Объемное моделирование маслосистем АД и ЭУ Метод указ. Самара, РИО СГАУ ,2007, - 24с.
- 45.Зрелов В.А., Новиков Д.К., Панин Е.А. Формирование конструктивных схем ГТД и расчет осевых сил в турбокомпрессоре Уч. пос. Самара, РИО СГАУ ,2006, - 33с.
- 46.Зрелов В.А , Карташов Г.Г. Двигатели НК. – Самара: СГАУ, 1999. – 288 с.
- 47.Ильянков А.И., Левит М.Е. Основы сборки авиационных двигателей. – М.: Машиностроение, 1987. – 288 с.
- 48.Косточкин В.В. Надежность авиационных и силовых установок. М.: Машиностроение,1988. – 272 с.
- 49.Кочеров Е.П., Старцев Н.И. Проектирование подвески ГТД на летательном аппарате. – Самара: СГАУ, 1999. – 50 с.
- 50.Крашенинников К.П., Курбатов В.П. Технологический анализ рабочего чертежа детали. – Куйбышев: КуАИ, 1986. – 32 с.
- 51.Крюков А.И. Некоторые вопросы проектирования ГТД. – М.: МАИ, 1993. – 336 с.

52. Кузнецов Н.Д., Данильченко В.П., Резник В.Е. Управление радиальными зазорами в турбокомпрессорах авиационных ГТД. Самара: САИ, 1991. – 108 с.
53. Лукачев В.П., Данильченко В.П., Резник В.Е. Выбор параметров и инженерные основы проектирования систем охлаждения элементов турбин авиационных ГТД. – Куйбышев: КуАИ, 1983. – 120 с.
54. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей / Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачев С.В. и др. – Самара: СНЦ РАН, 2002. – 527 с.
55. Новиков Д.К., Фалалеев С.В., Старцев Н.И., Цыбизов Ю.Н., Шацкий А.Н., Уланов А.М. Изучение конструкции двигателей с использованием 3D-моделей их элементов. Часть 2: реактивное сопло ТРДДФ Д-30Ф6ДВС. Метод указ. Самара, РИО СГАУ, 2006, - 26с.
56. Новиков Д.К., Пономарев Ю.К. Ротор - корпус Метод указ. Самара, РИО СГАУ, 2006, - 16с.
57. Новиков Д.К., Фалалеев С.В., Демура А. Изучение конструкции и электронное моделирование процесса сборки газогенератора трехвального двигателя НК с использованием 3D-моделей. Уч. пос. Самара, РИО СГАУ, 2007, - 72с.
58. Основы конвертирования авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения / Кузнецов Н.Д., Гриценко Е.А., Данильченко В.П. и др. – Самара: СГАУ, 1995. – 88 с.
59. ОСТ 101041 – 82. Двигатели газотурбинные авиационные. Общие технические требования к модульности конструкции. – М., 1982.
60. Панин Е.А. Структурный состав авиационных двигателей и энергетических установок Метод указ. Самара, СГАУ, 2008, - 26с.
61. Панин Е.А. Демпфирование колебаний трубопроводов двигателей летательных аппаратов // Доклады междунар. науч.-техн. конференции 17-18 сентября 1997 г. – Самара: СГАУ, 1997. – Вып. 1. – С 120 – 127.
62. Панин Е.А. Проектирование пучков трубопроводов с конструкционным демпфированием двигателей летательных аппаратов. // Вестник СГАУ. Серия: проблемы и перспективы развития двигателестроения. Вып. 2. Часть 2. – 1998. – 12 с.
63. Перель Д.Я. Подшипники качения: расчет, проектирование и обслуживание опор. – М.: Машиностроение, 1983. – 543 с.
64. Пономарев Ю.К., Евсигнеев А., Волкова Т.В. Исследование статических характеристик вибросистем Метод указ. Самара, РИО СГАУ, 2006, - 32с.
65. Пономарев Ю.К., Уланов А.М., Котов А.С. Проведение динамических испытаний средств виброзащиты АД и ЭУ Метод указ. Самара, РИО СГАУ, 2007, - 80с.
66. Проданов М.Е., Тябин М.В. Работа в MICROSOFT WORD 97. – Самара: СГАУ, 2000. – 35 с.
67. Проданов М.Е., Проничев Н.Д., Шустов С.А. CAE/CAD/CAM/PDM технологии в подготовке специалистов мирового уровня для аэрокосмической промышленности. Учебник. Самара, 2006. - 200с.

68. Сидоренко М.К. Физические основы вибрации двигателей летательных аппаратов. – Самара: САИ, 1992. – 96 с.
69. Старцев Н.И., Виноградов А.С. Проектные задания по проектированию основных узлов двигателей с использованием трехмерного моделирования. Часть 1. Метод указ. Самара, РИО СГАУ, 2006, - 62с.
70. Старцев Н.И. Конструкция и проектирование ВРД. Изучение и анализ конструкции: Учебное. пособие. – Самара: СГАУ, 2002. – 203 с.
71. Старцев Н.И. Конструирование лопаток и дисков ГТД. – Куйбышев: КуАИ, 1980. – 44 с.
72. Старцев Н.И. Трубопроводы газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. – 272 с.
73. Старцев Н.И., Уланов А.М. Конструкция и проектирование ВРД. Часть 1. – Самара: СГАУ, 1999. – 25 с.
74. Старцев Н.И., Уланов А.М. Конструкция и проектирование ВРД. Часть 2. – Самара: СГАУ, 1999. – 20 с.
75. Трянов А.Е. Конструкция масляных систем авиационных двигателей Уч. пос. Самара, СГАУ, 2007. - 160с.
76. Трянов А.Е., Гришанов О.А., Бутылкин С.В. Проектирование систем суфлирования масляных полостей ГТД Уч. пос. Самара, СГАУ, 2006, - 94с.
77. Установление и увеличение ресурсов авиационных ГТД / Кузнецов Н.Д., Гриценко Е.А., Корноухов А.А. и др. – Самара: СГАУ, 1998. – 208 с.
78. Фалалеев С.В., Чегодаев Д.Е. Торцовые бесконтактные уплотнения двигателей летательных аппаратов. – М.: МАИ, 1998. – 276 с.
79. Фалалеев С.В., Старцев Н.И. Конструкция узлов авиационных двигателей: турбина и камера сгорания Электронный курс лекций Самара, СГАУ, 2007. - 160с.
80. Фалалеев С.В., Бондарчук П.В., Медников Н.В. Лабораторный практикум по проектированию элементов двигателей с использованием параметрического моделирования и CAD/CAE (часть 1). Лаб. работа Самара, РИО СГАУ, 2007. - 80с.
81. Фалалеев С.В., Виноградов А.С. Проектирование систем авиационных двигателей с использованием CAD/CAE-пакетов. Уч. пос. Самара, РИО СГАУ, 2007. - 56с.
82. Фалалеев С.В., Клусачек М, Смыкова Н.С. Проектирование ступени центробежного компрессора с использованием параметрической модели. Уч. пос. Самара, СГАУ, 2008, - 73с.
83. Фролов В.А., Ермаков А.И. Изучение методов определения динамических характеристик лопаток турбомашин. Часть 1. Метод указ. Самара, РИО СГАУ, 2006. - 40с.
84. Фролов В.А., Котов А.С. Исследование динамических характеристик рабочих колес ГТД. Часть 1. Метод указ. Самара, РИО СГАУ, 2006. - 23с.
85. Фролов В.А., Косенко В.Г., Лужков С.Б. Расчет лопаток компрессора и турбины на статическую прочность и колебания. – Самара: СГАУ, 2000. – 38 с.

86. Чегодаев Д.Е., Мулюкин О.П., Колтыгин Е.В. Конструирование рабочих органов машин и оборудования из упругогопористого материала МР. Часть 1. – Самара: СГАУ, 1994. – 155 с.
87. Чегодаев Д.Е., Мулюкин О.П., Колтыгин Е.В. Конструирование рабочих органов машин и оборудования из упругогопористого материала МР. Часть 2. – Самара: СГАУ, 1994. – 100 с.
88. Чегодаев Д.Е., Пономарев Ю.К. Демпфирование. – Самара: СГАУ, 1997. – 334 с.
89. Эскин И.Д. Конструкция демпферов и контактных уплотнений опор роторов авиационных ГТД.– Куйбышев: КуАИ, 1981. – 47 с.
90. Формирование данных по параметрам и применению двигателей-прототипов при проектировании авиационных ГТД: учеб. пособие/ В.А. Зрелов, М.Е.Проданов, А.Ю. Цой. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 95 с.

Периодика

91. Вестник авиации и космонавтики, Всероссийский аэрокосмический журнал.
 92. Газотурбинные технологии. Специализированный информационно-аналитический журнал.
 93. Двигатель. Научно-технический журнал.
 94. Новости зарубежной науки и техники. Серия: авиадвигателестроение. – М.: ЦИАМ.
 95. Иностранные авиационные двигатели. Справочник. – М.: ЦИАМ, 1981, 1984, 1987, 1992, 2000.
 96. Экспресс - информация ВИНТИ. Авиастроение.
 97. Flight Int. (Великобритания).
 98. Aviation Week and Spase Technolody (США).
 99. Air et cosmos (Франция).
 100. Interavia (Швейцария).
- Лекции по соответствующим дисциплинам и методические материалы кафедры КиПДЛА