

Н. И. Старцев

Проектирование авиационного
газотурбинного двигателя

Электронное учебное пособие

2011



САМАРА

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

Н. И. Старцев

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАЦИОННОГО
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Электронное учебное пособие

САМАРА
2011

УДК: 621.431.75

ББК 39.55

Автор: Старцев Николай Иванович

Рецензент: доктор технических наук, профессор В. Н. Матвеев

Старцев Н.И. Проектирование авиационного газотурбинного двигателя: [Электронный ресурс]: электрон. учебное пособие /Н.И. Старцев.; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П.Королева (Нац. исслед. ун-т) – Электрон. тестовые и граф. дан. (0,96 Мбайт) - Самара, 2011. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM). – Систем. требования: ПК Pentium; Windows 98 или выше.

Дано содержание и последовательность выполнения операций проектирования авиационных двигателей и приводов энергетических установок при групповом курсовом проектировании.

Учебное пособие предназначено для подготовки специалистов 2 факультета 5 курса 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 и магистров по направлениям «Интегрированные информационные технологии и управление проектами в авиадвигателестроении», «Информационные технологии проектирования и моделирования в авиадвигателестроении» (Федеральный Государственный образовательный стандарт третьего поколения - ФГОС-3).

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов СГАУ.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	6
1. Цели и задачи сквозного группового курсового проектирования.....	10
2. Состав сквозного группового курсового проекта.....	12
2.1 Этапы создания проекта двигателя.....	12
3 Содержание курсовых проектов, их взаимодействие и роль в создании проекта двигателя.....	14
4 Задания на СГКП (часть 1).....	24
4.1 Задание на сквозной групповой курсовой проект авиационного двигателя (часть 1).....	24
4.2 Задание на сквозной групповой курсовой проект энергетической установки (часть 1).....	26
4.3 Индивидуальные задания (часть 1).....	30
5 Анализ содержания группового задания по СГКП (часть 1) при проектировании АД.....	33
5.1 Замысел (этап 1).....	34
5.2 Создание конструкции двигателя (этап 2).....	37
5.3 Расчёты на прочность и колебания.....	53
5.4 Графическая часть.....	55
6 Анализ содержания группового задания по СГКП (часть 1) при проектировании ЭУ.....	57
6.1 Замысел (этап 1).....	57
6.2 Создание конструкции двигателя.....	57
7 Пояснительная записка (часть 1).....	59
8 Организация проектирования.....	58
8.1 Формирование конструкторских групп.....	61
8.2 Планирование работ над проектом.....	62
8.3 Защита сквозного группового курсового проекта.....	63
9 Задание на СГКП часть 2.....	65

9.1 Групповое задание на СГКП часть 2.....	65
9.2 Индивидуальное задание на СГКП часть 2.....	68
10 Анализ содержания группового задания на СГКП часть 2.....	71
10.1 Устранение замечаний комиссии специалистов ОКБ при защите части 1 проекта.....	71
10.2 Объёмное моделирование в среде NX.....	71
10.3 Проектирование систем двигателя.....	73
10.4 Специальная часть проекта.....	73
10.5 Расчёт ресурса деталей группы А.....	73
10.6 Технология сборки и механической обработки элементов двигателя.....	73
10.7 Проектирование системы управления двигателем.....	74
11 Пояснительная записка к СГКП часть 2.....	75
12 Планирование работ над СГКП часть 2.....	75
13 Итоговая защита СГКП.....	76
14 Рекомендации для преподавателей.....	77
Список литературы.....	78

ВВЕДЕНИЕ

Проектирование в широком смысле – это процесс принятия решения. Обучение проектированию основывается на фундаментальных и технических науках.

Очень важным является и обратное утверждение – наилучшим способом обеспечить понимание студентами взаимодействия наук, которые они изучают в отдельности, является обучение проектированию.

Обучение проектированию было всегда основной целью российской и советской инженерной высшей школы. Чего до 70-х годов XX века не было в США, именно до того момента, когда они были вынуждены догонять СССР в аэрокосмической области. Теперь американцы с гордостью утверждают, что обучение проектированию стало как бы основным стержнем в учебной программе любого студента независимо от специальности.

В специализациях 160301 и 160700 ставится задача научить студентов проектированию авиационного ГТД, его узлов и систем. Отсюда, квалификационной работой студентов этой специализации является дипломный проект авиационного ГТД или привода энергетической установки (ЭУ).

Чтобы целенаправленно подвести студента к выполнению проекта такого сложного изделия, как авиационный ГТД, учебным планом предусмотрена система проектных задач в виде курсовых проектов и курсовых работ по 10 дисциплинам.

Проблема состоит в том, как подчинить всю эту совокупность трудоёмких учебных работ основной задаче – повышению обучающего результата в освоении проектирования авиационного ГТД. Задача эта не нова, и идея сквозного группового курсового проектирования обязана появлением на свет именно этой проблеме.

Под сквозным групповым курсовым проектом (СГКП) понимается проект авиационного ГТД, исполнение отдельных этапов которого производится группой студентов (2-6 человек) при выполнении курсовых проектов (или работ) по теории двигателей и теории лопаточных машин (кафедра ТДЛА), по динамике и прочности двигателей и по конструкции двигателей (кафедра КиПДЛА), по технологии механической обработки деталей и по технологии сборки двигателей (кафедра ПДЛА) и по системам управления двигателем (кафедра АСЭУ). Понятно, что процесс проектирования продолжается 3-4 семестра.

Отличие такого обучения проектированию от традиционного, принятого в программах других специализаций, где студенты выполняют те же курсовые проекты (или работы), но индивидуально и завершают их созданием только одного узла (компрессора или турбины) проектируемого двигателя, состоит в том, что оно позволяет студентам выполнить работу близкую к квалификационной – создать проект всего двигателя, хотя и в составе группы. Можно утверждать, что такие студенты подготовлены к выполнению дипломного проекта. Не зря сказано «что сделано хорошо, то сделано дважды».

Начало внедрения сквозного группового курсового проектирования уходит в конец 80-х годов прошлого столетия (1984-1986 годы).

Российская федеральная программа «Целевой интенсивной подготовки специалистов» (программа ЦИПС) предусматривала в нескольких авиационных ВУЗах выпуск инженеров с повышенным уровнем подготовки, способных работать в проектных организациях и исследовательских институтах. В ряду этих ВУЗов был и наш институт. Для реализации программы нужны были новые подходы, новые программы и средства обучения.

Такими новыми технологиями обучения стали групповое курсовое проектирование и даже групповое дипломное проектирование и, два года спустя, выполнение 8 проектных работ, объединённых в курсовую работу «Формирование конструкции основных узлов авиационного ГТД по заданным критериям» в 7 и 8 семестрах, т.е. до начала курсового проектирования по курсу конструкция двигателей. Всё это способствовало повышению обучающего эффекта, но до сквозного группового курсового проектирования было ещё далеко.

В 1997 году было сделано два решительных шага в реализации идеи сквозного группового курсового проектирования. Первая курсовая работа по дисциплине «Теория, расчёт и проектирование АД и ЭУ», предусматривающая выполнение термогазодинамического расчёта авиационного двигателя и являющаяся первым этапом сквозного группового курсового проектирования, по многолетнему опыту выполнялась каждым студентом по индивидуальному заданию. В течение долгого периода это было преградой групповому проектированию. Выход из этого затруднительного положения оказался простым – было решено выбрать 4-5 хорошо успевающих авторитетных студентов, как основу будущих групп (они теперь в составе группы именуется как Главный конструктор), которые проводят газодинамический расчёт базовых двигателей. На последующих

этапах уже работают группами над созданием проектов этих базовых двигателей. И это был первый шаг. Второй шаг – введение в учебный процесс компьютерных технологий. Первый компьютерный класс сделал революцию в обучении проектированию: машинная графика, расчёты на прочность на компьютере, создание базы данных авиационных двигателей значительно повысили качество обучения. Пятая группа приобрела своё лицо.

Так что же даёт коллективное выполнение проекта? Групповое проектирование позволяет воспроизвести характер коллективного труда проектировщиков в конструкторских бюро и, главное, получить законченный творческий результат – проект двигателя, который позволяет судить о достигнутом каждым студентом квалификационном уровне в умении вести проектные работы, сделать вывод о подготовленности к выполнению дипломного проекта.

Как же лучше организовать работу над проектом?

1. Не затягивайте начало работ. Постарайтесь быстрее уяснить поставленную проектную задачу. Тогда перед вами откроется ясная перспектива, что делать дальше.

2. Заведите рабочую тетрадь по курсовому проекту. Все ваши расчёты, поиски решения, хорошие, по ваше мнению, мысли, выписки из литературы, эскизы заносите в рабочую тетрадь. Постарайтесь это делать аккуратно и достаточно подробно. Этим вы облегчите себе работу над пояснительной запиской.

3. Работайте по плану. В самом начале составьте совместно с консультантом личный календарный план работы над проектом. В плане необходимо отразить срок, к которому должны быть закончены отдельные этапы проектирования, и время, отведённое на изучение конструкции двигателей – образцов и литературных источников. Когда вы почувствуете, что легко укладываетесь в календарный план, а значит, и в сроки, отведённые на проектирование, вы ощутите раскованность и радость творчества вместо тревоги и угнетённости, которые охватывают человека при остром дефиците времени.

4. Регулярно общайтесь с консультантом. Отступление от этого правила приводит обычно к замедлению темпа работ. Всякий раз после рассмотрения с консультантом затруднений по ходу работы над проектом и после анализа выполненной части проекта полезно наметить и записать в рабочую тетрадь объём и порядок работ, которые надлежит сделать к следующей встрече. Работайте по принципу: поставил цель, взял обяза-

тельство – выполни его. Такой подход поможет вам совершенствовать свой стиль деятельности, к которой вы готовитесь.

5. Где и что брать для проектирования?

Во-первых, проект вы начинаете делать не на пустом месте. Ваши знания математики, теоретической механики, сопротивления материалов, деталей машин, теории лопаточных машин и технологии – это основа для поиска и решения инженерных задач. Помните, что вы умеете пользоваться этим богатым арсеналом.

Во-вторых, хорошо изучите конструкцию двигателя-образца, используя для этого чертёж продольного разреза, описание, учебники и, главное, ваш собственный анализ. Попробуйте разгадать, почему в том или другом случае приняты определённые конструктивные решения. Разрешайте неясности по конструкции в беседе с консультантом, с товарищами по учёбе, со специалистами, если такая возможность есть. Всё это позволит вам быстрее найти собственную точку зрения на проблему и её решение. Не ограничивайтесь одним образцом, проанализируйте таким образом и конструкции других двигателей.

В-третьих, используйте, интернет, периодическую литературу (научно-технические журналы и др.), материалы, которыми располагают специализированные кафедры и лаборатории института. Проявите необходимую активность и целеустремлённость в поиске нужной вам информации.

6. При поиске решения задачи, поставленной в специальной части проекта, необходимо использовать все возможные источники информации: интернет, литературу по данному вопросу, в том числе и периодическую (журналы, сборники и т.п.), существующую практику решения подобных задач, беседы с преподавателями, специалистами по теме задания, товарищами по учёбе. Это очень легко сделать при прохождении конструкторской практики в ОКБ, когда имеется возможность общения со специалистами, которые проектируют, ведут доводку узла, т.е. получить нужную информацию из первых рук.

7. Постоянно думайте о задаче. Изучайте отдельные моменты, нужные для решения задачи, сопоставляйте, комбинируйте из отдельных решений новые, наиболее приемлемые, всё это приведёт к успеху – будет найдено своё оригинальное решение.

1 ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ СКВОЗНОГО ГРУППОВОГО КУРСОВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Сквозное проектирование позволяет студенту пройти все этапы создания проекта двигателя и технологии его изготовления и сборки.

Групповое проектирование воссоздаёт систему разделения труда в ОКБ при проектировании двигателя и позволяет объединить усилия группы для решения задачи высокого уровня.

Цель сквозного группового курсового проектирования – выполнить проект авиационного ГТД или привода энергетической установки, соединяя чёткой единой цепью все этапы проектирования от термодинамического расчёта, конструирования и до создания технологии изготовления и сборки и разработку всех узлов двигателя всеми членами группы.

Для разработки всех узлов двигателя каждый член группы должен быть заранее к этому подготовлен. Это необходимое условие обеспечивается тем, что в 6м и 7м семестрах выполняются 8 проектных работ по разработке конструктивной схемы двигателя, компрессора, турбины, камеры сгорания, форсажной камеры, реактивного сопла, реверсивного устройства и опоры ротора двигателя.

Такой подход к организации проектирования позволяет:

- моделировать обстановку и характер коллективного труда, с которым встречается будущий инженер в ОКБ и на производстве;
- повысить ответственность каждого члена коллектива за результаты и сроки выполнения своей работы – не сделаешь свою часть проекта добротной и ко времени, значит, подведёшь всю группу;
- получить навыки проектирования всех узлов и двигателя в целом, и, таким образом, подготовить себя к выполнению квалификационной работы – дипломного проекта;
- решать в процессе проектирования ряд задач, которые ранее при индивидуальном курсовом проектировании решить было нельзя: задачи первого этапа проектирования – выбора профиля полёта, конструктивной схемы и концепции двигателя, критические частоты вращения и конструктивные меры по отстройке и демпфированию колебаний роторов, расчёт на прочность валов, оценка осевых сил и профессиональный выбор подшипников, проектирование опор роторов, камеры сгорания, форсажной камеры, реактивного сопла, реверсивного устройства и систем двига-

теля (внутреннего воздухообеспечения, охлаждения турбины, управления радиальными зазорами в компрессоре и турбине и др.);

- проектирование системы управления двигателем и разработка технологии сборки становится конкретной, реальной задачей;
- довести проектирование до конечного результата, то есть спроектировать двигатель, выбор всех элементов которого обоснован и в основном подтвержден инженерными расчетами.

Курсовой проект является самостоятельной работой студентов. Студент несет полную и единоличную ответственность как за правильность принятых решений, так и за качество проекта и выполнение его в заданный срок.

2 СОСТАВ СКВОЗНОГО ГРУППОВОГО КУРСОВОГО ПРОЕКТА

2.1 Этапы создания проекта двигателя

Основные этапы проектирования двигателя: термогазодинамическое проектирование двигателя и узлов, разработка конструкции, анализ прочности, разработка системы управления двигателем и технологии изготовления и сборки представлены в таблице 1 с указанием курсовых проектов (работ), в которых этап выполняется и расклад работ по кафедрам и семестрам.

Таблица 1

Этапы создания проекта двигателя	№ курсовых проектов (работ), выполняемых на данном этапе	Кафедра	Семестр
1. Термодинамическое проектирование: параметры на земле высоте. Характеристики двигателя. Расчёт линии совместной работы.	№ 1. Основные закономерности изменения удельных параметров и проектный расчёт ГТД.	ТДЛА	7
	№ 2. Совместная работа узлов и характеристики ГТД.	ТДЛА	8
2. Газодинамическое проектирование компрессора и турбины. Профилирование лопаток РК. Уточнение линии совместной работы.	№ 3. Проектный расчёт основных параметров турбины и компрессора ГТД.	ТДЛА	8
3. Разработка эскизного проекта узла (компрессора, турбины). Расчёт на прочность и колебания лопатки РК.	№ 4. Расчёт на прочность и колебания рабочей лопатки.	КиПДЛА	8
4. Прочностное проектирование диска и анализ критического состояния ротора.	№ 5. Расчёт критических частот ротора. Расчёт на прочность диска.	КиПДЛА	8

Продолжение таблицы 1

5. Проектирование двигателя. Создание конструкции всех узлов двигателя.	№ 6. Вторая производственная практика.	КиПДЛА	9
	Курсовой проект по курсу конструкции двигателей. Часть 1.		
	Курсовой проект по курсу конструкции двигателей. Исследовательская спецчасть. Часть 2.	КиПДЛА	10
	Задание по ИККП.		
	Исследовательские лабораторные работы № 10, 11, 12.		
7. Оценка надёжности детали группы А.	№ 7. Оценка ресурса детали.	КиПДЛА	10
8. Разработка технологии механической обработки детали двигателя.	№ 8. Проектирование технологического процесса изготовления детали.	ПДЛА	10
9. Разработка технологии и оснастки для сборки ротора.	№ 9. Проектирование технологии сборки ротора.	ПДЛА	10
10. Проектирование системы управления двигателем.	№ 10. Разработка схемы и программы управления двигателем.	АСЭУ	10

3 СОДЕРЖАНИЕ КУРСОВЫХ ПРОЕКТОВ (РАБОТ).ИХ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ И РОЛЬ В СОЗДАНИИ ПРОЕКТА ДВИГАТЕЛЯ

Смысл взаимодействия курсовых проектов (работ), входящих в сквозной групповой курсовой проект, состоит в том, что результаты выполнения предыдущей курсовой работы (предыдущего этапа) являются исходными данными для выполнения последующей работы (этапа).

Схема разработки заданий на курсовые проекты в составе СКПП показаны на схеме на рисунке 1. Содержание и итог каждого курсового проекта в составе СКПП показан в порядке исполнения.

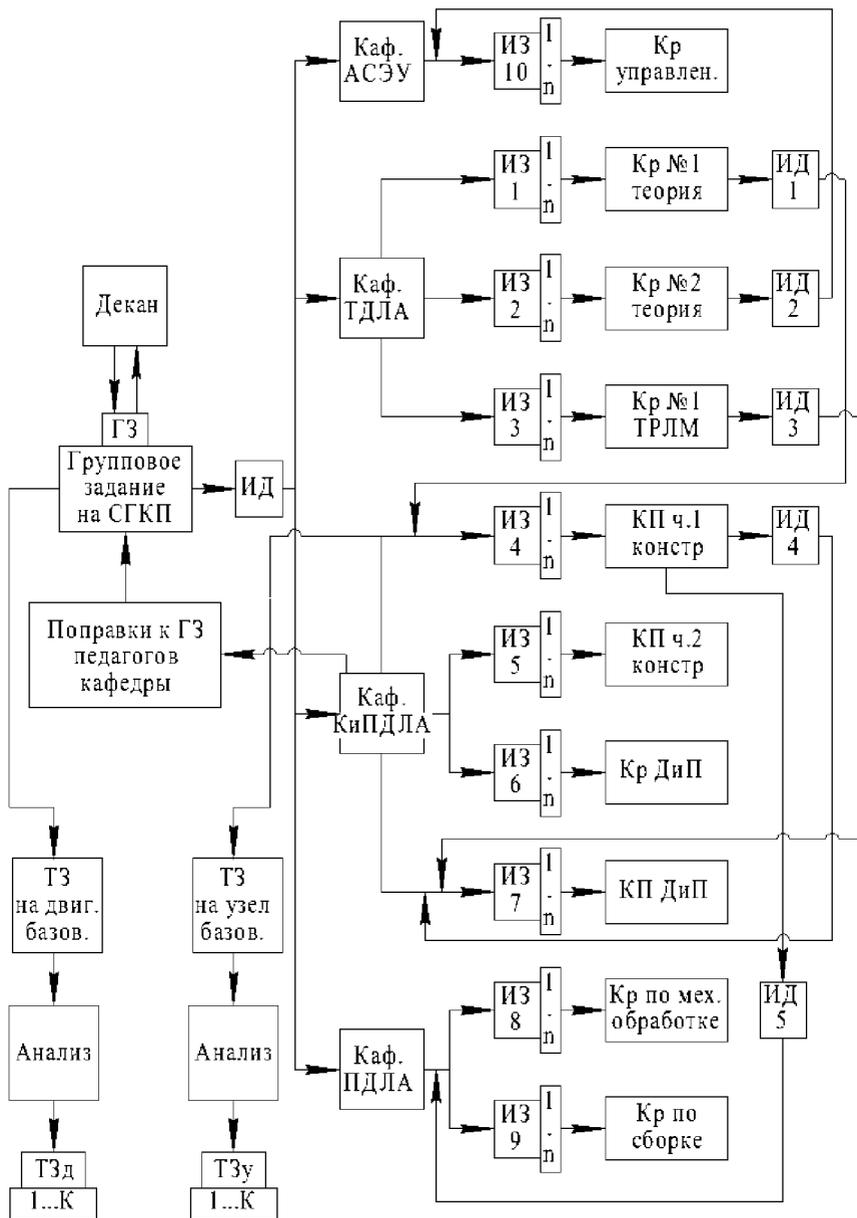


Рисунок 1 – Структурная схема разработки группового задания на СГКП и индивидуальных заданий по курсам

Индивидуальное задание студенту _____
по курсовой работе № 1 по курсу «Теория, расчёт и проектирование
АД и ЭУ»

На базе двигателя F119 фирмы Пратт-Уитни выбрать параметры рабочего процесса и выполнить проектный термозодинамический расчёт ТРДДФ на взлётном режиме в САУ, на земле при $M_n=0$, увеличить тягу прототипа на 15% и снизить удельный расход топлива на 2%. Модифицируя прототип, необходимо исходить из условия сохранения неизменными возможно большего количества деталей и узлов.

Индивидуальное задание студенту _____
по курсовому проекту № 2 по курсу «Теория, расчёт и проектирование
АД и ЭУ»

1. Выбор закона управления.
2. Особенности работы узлов проектируемого ГТД заданного типа и схемы.
 - 2.1. Анализ совместной работы узлов проектируемого ГТД.
 - 2.2. Особенности совместной работы узлов проектируемого ГТД.
 - 2.3. Расчёт линии совместной работы.
 - 2.4. Определение запасов устойчивой работы компрессора.
3. Расчёт характеристик двигателя.
 - 3.1. Составление методики расчёта.
 - 3.2. Расчёт скоростных характеристик.

Индивидуальное задание студенту _____
по курсовой работе № 3 по курсу «Теория и расчёт лопаточных ма-
шин АД и ЭУ»

1. Проектный расчёт основных параметров турбокомпрессора ТРДД.
 - 1.1. Расчёт диаметральных размеров и частоты вращения турбины ВД.
 - 1.2. Расчёт и согласование с турбиной диаметральных размеров и числа ступеней компрессора ВД.
 - 1.3. Определение предварительных размеров прямоточной камеры сгорания.
 - 1.4. Расчёт и согласование с турбиной НД диаметральных размеров и частоты вращения вентилятора.

- 1.5. Расчёт диаметральных размеров турбины НД.
- 1.6. Построение меридионального сечения проточной части компрессора.

2. Расчёт газодинамических, кинематических и геометрических параметров осевого многоступенчатого компрессора авиационного ГТД.

- 2.1. Выбор основных характеристик компрессора.
- 2.2. Газодинамический расчёт компрессора.
- 2.3. Расчёт кинематических параметров для первой, третьей и пятой ступеней компрессора ВД на среднем радиусе.
 - 2.3.1. Параметры на входе в РК.
 - 2.3.2. Параметры на выходе из РК и входе в НА.
- 2.4. Расчёт радиального распределения кинематических параметров 1-й ступени.
 - 2.4.1. Параметры на входе в РК.
 - 2.4.2. Параметры на выходе из РК и входе в НА.
- 2.5. Расчёт геометрических параметров лопаточного венца РК 1-й ступени.

Индивидуальное задание студенту _____

по курсовой работе № 4 по курсу «Динамика и прочность АД и ЭУ»

1. Анализ условий работы лопатки. Обоснование выбора материалов.
2. Описание параметрической конечно-элементной (к. э.) модели лопатки. Описание модели и её возможности по изменению геометрии лопатки.
3. Проектирование лопатки из условия обеспечения её прочности по несущей способности.
 - а) Обеспечить прочность по несущей способности при минимальной массе.
 - б) Расчёт на прочность исходной конструкции лопатки.
 - в) Осуществляется проектировочный расчёт лопатки на прочность: это последовательный многократный расчёт лопатки на прочность с изменением профилей до достижения во всех сечениях условия: $K_b \geq 2.0$, $r_{ex} \geq 0,3$ мм, $r_{вых} \geq 0,3$ мм, $\delta_{max} \geq 2.0$ мм. При изменении профиля сечения сохраняется неизменной форма срединной линии и относительная толщина профиля.

Прикладывать: данные расчёта в виде таблицы, рисунков. Рассчитываются запасы прочности. Приводятся предельные напряжения по

сечением. Запасы прочности по несущей способности в каждом сечении. Выводы по результатам расчёта о прочности и массе.

4. Проектирование лопатки из условия обеспечения её прочности по местной прочности.

а) Расчёт лопатки на изгиб от действия газовых сил. Ось лопатки – радиальная ось. Сравнительная оценка напряжений растяжения и изгиба. Выполняется расчёт на прочность от действия газовых и центробежных нагрузок.

б) Проектировочный расчёт лопатки на местную прочность: это многократный расчёт лопатки на прочность при последовательном увеличении линейно изменяющихся по высоте лопатки выносов центров тяжести сечений до полной компенсации напряжений изгиба в опасном сечении. При расчётах необходимо прикладывать 60% величины газовой нагрузки.

в) Рассчитываются запасы по местной прочности лопатки. Нагрузка прикладывается в полном объёме; выводы о местной прочности лопатки. Коэффициент запаса $K_m \geq 1.8$.

Прикладывает: данные расчёта в виде таблицы, рисунков. Рассчитываются запасы прочности. Приводятся предельные напряжения по сечениям. Запасы прочности по местной способности в каждом сечении. Выводы по результатам расчёта о прочности и массе.

5. Расчёт рабочего колеса на колебания.

5.1 Резонансная диаграмма рабочего колеса.

а) Строится резонансная диаграмма в предположении, что диск является абсолютно жёстким. При построении резонансной диаграммы учитывается влияние температур.

б) Дается анализ резонансной диаграммы.

5.2 Исследование влияния толщины профилей на собственную частоту первой изгибной формы колебаний лопатки:

а) Выполняется расчёт при последовательном двукратном изменении толщины трёх сечений лопатки: втулочного, среднего, периферийного. Одно изменение – увеличение толщины на 10%, другое – уменьшение на 10%;

б) Расчёт выполняется в виде графиков изменения массы и собственной частоты колебаний лопатки от величины изменения толщины сечения в процентах;

в) Дается анализ и делается вывод по результатам исследования.

5.3 Частотная отстройка.

а) Выполняется смещение указанного консультантом резонанса при минимальном изменении массы лопатки. Технологические ограничения при выполнении отстройки: $r_{ex} \geq 0,3$ мм, $r_{вых} \geq 0,3$ мм, $\delta_{max} \geq 1.5$ мм.

б) Строится новая резонансная диаграмма.

6. Перепрофилирование лопатки.

7. Окончательный расчёт на прочность лопатки:

а) Необходимо обеспечить $K_b \geq 1.6$, $K_m \geq 1.7$, $r_{ex} \geq 0.2$ мм, $r_{вых} \geq 0.2$ мм, $\delta_{max} \geq 1.2$ мм.

б) Делается вывод по результатам расчёта.

8. Расчёт на прочность хвостовика лопатки.

а) Рассчитать нагрузку на хвостовик.

б) Граничные условия, проектировочный расчёт из условия $K_m \geq$

2.

Индивидуальное задание студенту _____

по курсовой работе № 5 по курсу «Вибрация и прочность АД и ЭУ»

1. Расчёт исходного варианта диска на прочность: вычерчивается продольный разрез, проводится расчёт диска. Строятся графики радиальных, окружных эквивалентных напряжений по радиусу диска. Рассчитываются запасы прочности в сечениях.

2. Проведение расчётных исследований по влиянию геометрических параметров диска на его напряжённое состояние и массу. Каждое исследование при двукратном изменении параметров: первое – увеличение на 15%, второе – уменьшение на 15%. Результаты расчётов приводятся в виде графиков.

Исследование влияния на напряжённое состояние диска радиуса центрального отверстия, толщин и т.д. (назначается консультантом).

3. Анализ результатов исследований.

4. Рекомендации по снижению массы диска и обеспечению прочности.

5. Проектировочный расчёт диска. Осуществляется многократный расчёт диска для обеспечения $K_m \geq 1.6$ и минимальной массы. Оптимизация на основе исследования. Для окончательного варианта расчёта – рисунок распределения напряжений. Строятся графики изменения напряжений и коэффициентов запаса по радиусу диска.

6. Выводы по проектированию диска.

Индивидуальное задание студенту _____
по курсовому проекту № 6, часть 1 по курсу «Динамика и прочность
АД и ЭУ»

В соответствии с групповым заданием спроектировать вентилятор, подпорные ступени, промежуточную опору, оболочки и сопло II контура.

1. Замысел. Закладка двигателя.

(концепция, термодинамическое проектирование, профиль полёта, газодинамическое проектирование, формирование проточной части и конструктивно-силовой схемы).

2. Создание конструкции двигателя.

2.1. Создание опорной конструкции (компоновки) двигателя.

2.2. Разработка конструкции узлов турбокомпрессора: вентилятор, подпорные ступени.

2.3. Разработка конструкции остальных узлов: средняя опора, оболочки и сопло II контура.

2.4. Создание окончательного (предпочтительного) варианта двигателя.

3. Расчёты на прочность и колебания: рабочей лопатки и диска вентилятора; критическая частота ротора вентилятора.

4. Графическая часть

Результаты проектирования являются исходными данными для выполнения курсовых проектов (работ) № 4, 5, 7, 8 и 9)

Индивидуальное задание студенту _____
по курсовому проекту № 6, часть 2 по курсу «Динамика и прочность
АД и ЭУ»

1. Устранение замечаний комиссии специалистов ОКБ при защите части 1 проекта.

2. Объёмное моделирование в среде NX

2.1. Создание объёмных моделей всех узлов двигателя; схема и анимация сборки узлов: вентилятор, подпорные ступени, средняя опора, оболочки

2.2. Создание объёмной модели двигателя; схема и анимация сборки двигателя

2.3. Расчёты в среде ANSYS

2.3.1. Расчёт и выбор подшипников опор роторов двигателя

2.3.2. Расчёт и анимация критического состояния роторов

2.3.3. Расчёт на прочность корпуса и подвески двигателя

3. Проектирование систем двигателя

3.1. Системы управления компрессором (РНА, перепуск воздуха)

3.2. Система управления радиальными зазорами

3.3. Система внутреннего воздухообеспечения двигателя

4. Специальная часть проекта (пример)

«Оптимизация конструкции диска рабочего колеса одноступенчатого вентилятора ТРДД большой степени двухконтурности»

Индивидуальное задание студенту _____

по курсовой работе № 7 по курсу «Надёжность АД и ЭУ»

Определение показателей надёжности деталей АД и ЭУ и их систем.

1. Определение вероятности безотказной работы заданной системы АД и ЭУ методом структурных схем.

2. Вероятностная оценка разрушения заданной детали (лопатки или диска).

3. Определение ресурса детали группы «А» (и лопатки, и диска); в том числе: расчёт коэффициента запаса долговечности от времени разрушения материала на каждом режиме при выбранном цикле нагружения; расчёт коэффициента запаса долговечности по накопленной пластической деформации.

Индивидуальное задание студенту _____

по курсовой работе № 8 по курсу «Технология производства АД и ЭУ и её компьютерная поддержка»

1. Начальный анализ детали

1.1 Составление плоского и объёмного чертежей обрабатываемой детали

1.2 Технологический анализ чертежа детали

1.2.1 Назначение детали

1.2.2 Описание поверхностей детали

1.2.3 Характеристика взаимосвязи поверхностей детали (размеров).

1.3 Характеристика материала данной детали

1.4 Анализ технологичности детали

1.5 Заключение

2. Проектирование технологического процесса изготовления детали

2.1 Определение числа ступеней обработки поверхностей

2.1.1 Выбор типа производства

2.1.2 Выбор вида исходной заготовки

2.2 Разработка маршрутной технологии

3. Расчёт операционных размеров технологического процесса

3.1 Расчёт линейных размеров

3.2 Расчёт диаметрального размера нормативным способом

3.3 Обоснование и назначение технических требований на операцию

4 Расчёт режимов резания одной из выбранных операций

4.1 Расчёт режима резания

4.2 Разработка графической технологии на данную операцию

5 Определение поведения заготовки в технологической системе

5.1 Расчёт поведения заготовки методом конечных элементов

5.2 Выводы и предложения

Исходные данные:

1 Чертёж двигателя _____

2 Годовая программа выпуска: 50 моторокомплектов в год

Индивидуальное задание студенту _____

по курсовому проекту № 9 по курсу «Технология производства АД и ЭУ и её компьютерная поддержка»

1 Анализ конструкции ротора

2 Проектирование конструктивно-технологической схемы сборки ротора

3 Разработка 2-3 графических технологий на сборку

• разработка графической технологии затяжки болтового соединения

• разработка графической технологии точения периферии лопаток ротора

4 Разработка специального приспособления для сборки узла

• разработка приспособления для сборки ротора

5 Разработка контрольно-измерительного устройства для сборки узла

• разработка приспособления для контроля радиальных биений

6 Расчёт на прочность в системе ANSYS

Исходные данные:

1 Чертёж двигателя _____

2 Годовая программа выпуска: 50 моторокомплектов в год

**Индивидуальное задание студенту _____
по курсовой работе № 10 по курсу «Автоматика и управление АД и
ЭУ»**

*«Разработка и расчёт элементов систем регулирования и топлив-
снабжения авиационных ГТД»*

*Целью контролируемой самостоятельной работы студентов яв-
ляется изучение работы системы автоматического управления (САУ)
авиационных ТРД, овладения основами выбора регулируемых параметров
и регулирующих факторов, функциональных и структурных схем САУ,
расчёта элементов топливной системы, а также параметров двигателя
как объекта регулирования.*

4 ЗАДАНИЕ НА СКГП ЧАСТЬ 1

В сквозном групповом курсовом проекте их два – групповое задание на проектирование и индивидуальные задания каждому члену группы.

Групповые задания ставят цель проекта – создание авиационного двигателя или создание привода электрогенератора или нагнетателя компрессорной станции энергетической установки. Индивидуальные задания определяют задачи и объём работ каждому члену группы.

4.1 Групповое задание на сквозной групповой курсовой проект авиационного двигателя (часть 1)

Группе Бобкова Д. М.

Спроектировать малозумный ТРДД АД-83 с взлётной тягой $P_0 = 120$ кН с двухрядным вентилятором и биротативной турбиной для пассажирского самолёта с установкой двух двигателей на пилонах под крылом.

Образцы: проект Vital и ТРДД CFM56-7.

Исходные данные

$H = 11$ км, $M_{п} = 0,8$, $L = 11000$ км, $\tau = 6000$ ч., $\tau_{\Sigma} = 20000$ ч.

Ограничения

1. $C_{уд} = 0,55$ кг/даН·ч.
2. $m = 12 \dots 14$, $T_r^* = 1750$ К.
3. Обосновать расчётом снижение шума силовой установки на 5 EPN дБ по сравнению с главой 4 норм ИКАО.
4. Оценить расчётом эмиссию вредных веществ и сравнить с нормами ИКАО.
5. Профиль полёта должен соответствовать среднемагистральному типу пассажирского самолёта.

6. Вариант 1. Конструкция и габариты двигателя должны быть максимально приближены к двигателю-образцу, так как проектируемый двигатель будет введён в электронную базу данных кафедры КиПДЛА.

Вариант 2. Конструкция узлов, габариты двигателя и другие параметры могут отличаться от двигателя-образца и свободно изменяться.

7. Остальные требования в ТЗ на двигатель и в ТЗ на узлы [2].

Для выполнения проекта создаётся группа со следующей персональной ответственностью по проектированию узлов двигателя:

Бобков Д. М.	Главный конструктор. Вентилятор, средняя опора, оболочки и сопло II контура, оценка шума.
Сливкин И. В.	Компрессор ВД, камера сгорания, оценка вредных выбросов.
Мельникова В. В.	Турбина ВД и опора турбины.
Нестеров О. С.	Турбина НД, задняя опора, подвеска двигателя на самолёте, сопло.

По представлению заведующих кафедрами руководителями проекта назначаются:

по термогазодинамическому проектированию	проф. Кулагин В.В.
по термогазодинамическому проектированию турбины и компрессора	проф. Матвеев В. Н.
по разработке конструкции узлов и двигателя в целом	проф. Старцев Н.И.
по расчёту на прочность и колебания деталей группы А и определению критических частот вращения роторов	проф. Ермаков А.И.
по технологии механической обработки	проф. Дёмин Ф. И.
по технологии сборки узла и двигателя	проф. Проничев Н.Д.

Декан факультета № 2 профессор _____ /Ермаков А. И./

4.2 Групповое задание на сквозной групповой курсовой проект авиационного двигателя (часть I)
Группе Злобина А. С.

Спроектировать энергетическую установку (ЭУ) для привода электрогенератора в составе: газотурбинный привод $N = 25\text{МВт}$, комплексное воздухоочистительное устройство (КВОУ), выхлопное устройство, система запуска и системы топливо- и маслоподачи.

Основа конвертации: ТРДДФ НК-25.

Исходные данные

$t_H = +45 \dots -55^\circ\text{C}$ в зонах с различной запылённостью, $n_{\text{ном}} = 3000$ об/мин, средний ресурс до капитального ремонта $\tau = 6000$ ч., полный ресурс $\tau_{\Sigma} = 20000$ ч., время непрерывной работы $\tau_H = 700 \dots 1000$ ч., время непрерывной работы в год $\tau_r \geq 6000$ ч.

Ограничения

1 $N_{\text{экв}} = 25 \text{ МВт}$ при $t_H = 25^\circ\text{C}$, $\eta_{\text{эф}} = 40\%$.

2 Экологические требования:

- по выбросам вредных веществ: $\text{NO}_x - 75 \text{ мг/м}^3$, $\text{CO} - 300 \text{ мг/м}^3$.
- уровень шума по ГОСТ 12.1.103-83.

3 Оборудование ЭУ должно выдерживать сейсмическое воздействие интенсивностью не менее 7 баллов по шкале MSK-64.

4 Остальные требования в ТТ на двигатель и в ТТ на узлы [2].

Для выполнения проекта создаётся группа со следующей персональной ответственностью по проектированию узлов двигателя:

Злобин А. С.	Главный конструктор. Компрессоры НД и СД, промежуточная и средняя опоры, комплексное воздухоочистительное устройство.
Ачаповский А. А.	Свободная турбина, опора турбины, выходное устройство, оценка шума ЭУ.
Селиванов И. А.	Компрессор ВД, камера сгорания, средняя опора, маслосистема, оценка вредных выбросов.
Яркин А. М.	Турбина газогенератора ВД, СД, НД, опора турбины, рама привода, система запуска.

По представлению заведующих кафедрами руководителями проекта назначаются:

по термогазодинамическому проектированию	проф. Кулагин В.В.
по термогазодинамическому проектированию турбины и компрессора	проф. Матвеев В. Н.
по разработке конструкции узлов и двигателя в целом	проф. Старцев Н.И.
по расчёту на прочность и колебания деталей группы А и определению критических частот вращения роторов	проф. Ермаков А.И.
по технологии механической обработки	проф. Дёмин Ф. И.
по технологии сборки узла и двигателя	проф. Проничев Н.Д.

Декан факультета № 2 профессор _____ /Ермаков А. И./

	1	2	3	4
1	Замысел (этап 1). Концепция проектируемого двигателя. Термодинамическое проектирование. Выбор профиля полёта и циклограммы работы двигателя. Газодинамическое проектирование. Формирование проточной части двигателя. Создание конструктивно-силовой схемы двигателя.			
2	Создание конструкции двигателя (этап 2)			
	2.1 Создание опорной конструкции (компоновки) двигателя			
	2.2 Разработка конструкции узлов турбокомпрессора			
	Вентилятор подпорные ступени	Компрессор ВД	Турбина ВД	Турбина НД
3	2.3 Разработка конструкции остальных узлов			
	Средняя опора, оболочка и сопло II контура	Камера сгорания, реверсивное устройство	Опоры турбины	Задняя опора, сопло, подвеска
3	2.4 Создание окончательного (предпочтительного) варианта двигателя			
	Расчёты на прочность и колебания	Расчёты на прочность и колебания		Расчёты на прочность и колебания
4	Рабочей лопатки и диска вентилятора на прочность, рабочей лопатки на колебания	Рабочей лопатки и диска КВД на прочность, рабочей лопатки на колебания	Рабочей лопатки и диска ТВД на прочность, рабочей лопатки на колебания	Рабочей лопатки и диска ТНД на прочность, рабочей лопатки на колебания
	Критическая частота ротора вентилятора	Критическая частота ротора ВД		Критическая частота ротора ТНД с валом
4	Графическая часть			
	1. Компоновка двигателя на самолёте (3D) 2. Сборочный чертёж ротора с ТТ и спецификацией(2D) 3. Сборочный чертёж узла с ТТ и спецификацией(2D) 4. Рабочий чертёж лопатки(2D)с объёмных моделей (3D) 5. Рабочий чертёж диска(2D)с объёмных моделей (3D) 6. Рабочий чертёж детали(2D)с объёмных моделей (3D) 7. Продольный разрез двигателя (2D)			

Рисунок 2 – Структура группового задания на СГКП часть 1 при проектировании авиационного двигателя (АД)

	1	2	3	4
1	<u>Замысел (этап 1). Концепция конвертируемого двигателя.</u> Термодинамическое проектирование. Газодинамическое проектирование. Проектирование проточной части двигателя. Создание конструктивно-силовой схемы двигателя.			
2	<u>Создание конструкции двигателя (этап 2)</u> 2.1 Создание опорной конструкции (компоновки) двигателя-привода			
	2.2 Разработка конструкции узлов турбокомпрессора			
	Вентилятор подпорные ступени	Компрессор ВД	Турбина ВД	Турбина НД
	2.3 Разработка конструкции остальных узлов			
КВОУ, передняя опора	Камера сгорания, средняя опора	Опора турбины, переходный канал, рама крепления двигателя	Опора СТ, выходное устройство	
2.4 Создание окончательного (предпочтительного) варианта ЭУ				
3	Расчёты на прочность и колебания			
	Рабочей лопатки и диска вентилятора на прочность, рабочей лопатки на колебания	Рабочей лопатки и диска КВД на прочность, рабочей лопатки на колебания	Рабочей лопатки и диска ТВД на прочность, рабочей лопатки на колебания	Рабочей лопатки и диска ТНД на прочность, рабочей лопатки на колебания
	Критическая частота ротора НД	Критическая частота ротора ВД		Критическая частота ротора СТ
4	<u>Графическая часть</u> 1. Конструктивная схема ЭУ (2Dили 3D) 2. Сборочный чертёж ротора с ТТ и спецификацией(2D) 3. Сборочный чертёж узла с ТТ и спецификацией(2D) 4. Рабочий чертёж лопатки(2D)с объёмных моделей (3D) 5. Рабочий чертёж диска(2D)с объёмных моделей (3D) 6. Рабочий чертёж детали(2D)с объёмных моделей (3D) 7. Продольный разрез двигателя (2D)			

Рисунок 3 – Структура группового задания на СГКП часть 1 при проектировании энергетической установки (ЭУ)

4.3 Индивидуальные задания (часть 1)

Индивидуальное задание определяет долю каждого члена группы в трудозатратах по созданию конструкции проектируемого двигателя. Структура индивидуальных заданий для группы показана на рисунках 2 и 3.

Задание состоит из пяти разделов, каждый из которых будет представлять соответствующий параграф в пояснительной записке к курсовому проекту.

В соответствии со структурной групповых заданий (рисунки 2 и 3) индивидуальные задания формулируются каждому члену рабочей группы.

Индивидуальное задание на проектирование (часть 1)

Студенту Бадыкову Р. Р.

В соответствии с групповым заданием спроектировать вентилятор, подпорные ступени, промежуточную опору, оболочку и сопло II контура.

1. Замысел. Закладка двигателя.

1.1 Концепция проектируемого двигателя.

1.2 Термодинамическое проектирование; параметры на земле $n = 0$, $t_H = +15^\circ\text{C}$, $P = P_0$; при взлёте с высокогорного аэродрома $n = 3$ км, $t = +30^\circ\text{C}$, $P = P_0$ и на крейсерском режиме полёта $n = n_{\text{ц}}$, $M = M_{\text{ц}}$, $P = 0,2P_0$.

1.3 Выбор профиля полёта и циклограммы работы двигателя.

1.4 Газодинамическое проектирование.

1.5 Формирование проточной части двигателя.

1.6 Создание конструктивно-силовой схемы двигателя.

2. Создание конструкции двигателя.

2.1 Создание опорной конструкции (компоновки) двигателя.

2.2 Разработка узлов турбокомпрессора.

2.2.1 Разработка конструкции вентилятора и подпорных ступеней: широкохордная рабочая лопатка из композитного материала, гидрофобный кок у вентилятора.

2.2.1.1 Обоснование формы и размеров проточной части (таблицы параметров за каждым лопаточным венцом).

2.2.1.2 Обоснование профиля пера, выбор конструкции хвостовика и полки хвостовика рабочей лопатки вентилятора.

2.2.1.3 Расчёт осевых и радиальных зазоров

2.2.1.4 Расчёт допустимого дисбаланса ротора

2.2.1.5 Оценка шума вентилятора

2.3 Разработка конструкции остальных узлов

2.3.1 Разработка конструкции промежуточной опоры

2.3.1.1 Формирование проточной части, конструктивной схемы и выбор системы уплотнений

2.3.1.2 Расчёт внешних и внутренних тепловых потоков

2.3.1.3 Расчёт и выбор подшипников

2.3.1.4 Расчёт и выбор гидродинамического демпфера

2.3.1.5 Определение прокачки масла через опору и проектирование системы подвода и отвода масла

2.3.1.6 Проектирование системы суфлирования и расчёт трубопроводов

2.4 Создание окончательного (предпочтительного) варианта двигателя (продольный разрез двигателя)

3. Расчёты на прочность

Расчёты выполняются в курсовой работе № 6 по курсу «Динамика и прочность АД и ЭУ» и в СГКП вносятся только результаты.

3.1 Расчёт на прочность рабочей лопатки (пера и хвостовика)

Исходные данные, модель МКЭ, графики распределения напряжений по высоте лопатки (точки профиля А, В, С). Распределение деформаций и напряжений на модели МКЭ в квадратах. Анализ результатов.

3.2 Расчёт лопатки на колебания

Исходные данные. Расчётная схема. Технология частотной отстройки. Анализ результатов.

3.3 Расчёт на прочность диска вентилятора

Исходные данные. Технология минимизации массы. Деформации и напряжения в модели МКЭ в квадратах. Запасы прочности. Анализ результатов.

3.4 Определение критических частот и форм колебания ротора НД (совместно с Василевич Н. М.).

Исходные данные, расчёт в программном комплексе ANSYS, деформации в квадратах. Анализ форм влияния на радиальные зазоры.

4. Графическая часть

4.1 Компоновка двигателя на самолёте (3D)

4.2 Сборочный чертёж ротора с ТУ и спецификацией (2D)

4.3 Сборочный чертёж узла с ТУ и спецификацией (2D)

4.4 Рабочий чертёж лопатки

4.5 Рабочий чертёж диска

4.6 Рабочий чертёж детали

4.7 Продольный разрез двигателя

Руководитель проекта _____ /Старцев Н. И./

5 АНАЛИЗ СОДЕРЖАНИЯ ГРУППОВОГО ЗАДАНИЯ ПО СГКП ЧАСТЬ 1 ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ АД

В основе обучения проектированию таких сложных объектов, как авиационный двигатель, лежит системный подход и схема формирования объекта на этапе технического предложения по Рудневу В. Е. [3]. Поэтому перед началом работ над проектом на любом её этапе следует обратиться к пособию «Проектирование авиационных ГТД. Начальный этап» и проработать главу 1 «Основы проектирования ГТД».

В соответствии с принятой схемой проектирования двигателя проектирование в СГКП начинается с выполнения раздела 1 индивидуального задания, куда входят два этапа: этап 1 – «Замысел» и этап 2 – «Проектирование объекта».

В состав этапа 1 «Замысел» входят пункты задания:

- концепция проектируемого двигателя [кафедры ТДЛА, КиПДЛА]
- термодинамическое проектирование [кафедра ТДЛА]
- выбор профиля полёта [кафедра ТДЛА]
- газодинамическое проектирование [кафедра ТДЛА]
- формирование проточной части двигателя [кафедры ТДЛА,

КиПДЛА]

- создание конструктивно-силовой схемы двигателя [кафедра

КиПДЛА]

Главное предназначение этапа 2 – создание опорной конструкции (компоновки) двигателя, где ставятся две задачи:

- воплотить в конструкторском решении-компоновке двигателя все идеи замысла,

- дать для последующих расчётов и анализа пока неоптимальный по параметрам, но достаточно надёжно проработанный вариант конструкции двигателя.

В СГКП выполнение этапа 3 «Моделирование операций применения» выражается в расчётах геометрических характеристик конструкции, расчётах на прочность. В разработке систем управления компрессором, управления радиальными зазорами в компрессоре и турбине, системы внутреннего воздухоподвода на охлаждение турбины, наддув уплотнений опор, охлаждение опор и т.д.

Этап 4 «Принятие решения о лучшем варианте объекта», понятно, в курсовом проекте не может быть реализован, но поиски решений на этапах 1 и 2 и последующие шаги делаются всегда под флагом создания оптимального варианта.

Первый раздел задания выполняется совместно всей группой. Главный конструктор обычно распределяет работу так, чтобы трудоёмкость у всех оказалась одинаковой. При обсуждении конструкции и текстов, отдельных решений вся группа обретает чёткое понимание проектной задачи, конструктивных преимуществ и параметров двигателя.

ВАЖНО: при анализе содержания группового задания нумерация пунктов задания сохранена по заданию.

5.1 Замысел (этап 1)

5.1.1 Концепция проектируемого двигателя [6].

Концепция – это заглавная техническая или технико-экономическая идея создания объекта, обладающего наивысшими показателями эффективности, это «формула победы» над соперником в состязательной борьбе [1].

В тексте пояснительной записки должны быть выделены: назначение (для какого летательного аппарата), тип двигателя и его конструктивные особенности и преимущества. Например, ТРДД для пассажирского самолёта, двухвальный, с большой степенью двухконтурности (какой?), с одноступенчатым вентилятором, подпорными ступенями, осецентрированным компрессором ВД, с кольцевой двухзонной камерой сгорания, ТВД с охлаждением через теплообменник, размещение опор: средняя, за турбиной ВД и за турбиной НД, реверсивное устройство давления и др. В тексте должны быть и необходимые рисунки. Объём 1...2 страницы.

5.1.2 Термодинамическое проектирование [10].

Должны быть представлены определяемые заданием параметры двигателя

а) на земле $H = 0$, $t_H = +15^\circ\text{C}$, $P = P_0$ и при взлёте с высокогорного аэродрома $H = 3$ км, $t = +30^\circ\text{C}$, $P = P_0$;

б) на расчётной высоте при крейсерском режиме полёта $H = H_{\text{П}}$, $M = M_{\text{П}}$, $P = 0,2P_0$ и результаты термодинамического проектирования из курсовой работы № 1, выполненной главным конструктором в форме таблицы с кратким анализом. Объём 2...4 страницы.

5.1.3 Выбор профиля полёта и циклограммы работы двигателя [11].

Профиль полёта – график изменения высоты полёта в зависимости от дальности полёта и циклограмма работы двигателя – зависимость режимов его работы по времени работы на каждом из них за один полётный цикл дают конструктору полную информацию по параметрам рабочего тела в каждом узле двигателя (входное устройство, вентилятор, КВД, КС, ТВД, ТНД, ФК и РС) по всем режимам полёта и режимам работы двигателя. Выбор исходного профиля для формирования проектного профиля полёта и циклограммы работы двигателя зависит от предназначения двигателя: для пассажирского самолёта (местных, средних и дальних линий), для бомбардировщика или истребителя и др.

Моделирование ситуации полёта и последующее уточнение исходного профиля полёта позволяют провести его образмеривание, т.е. нанести высоты полёта на каждом участке профиля и общую дальность, а также дальность вертикальных и горизонтальных участков (должно быть отражено в пояснительной записке).

Профиль полёта и циклограмма работы двигателя в координатах «режим – длительность его за полётный цикл» с таблицами «Краткая характеристика режимов» и «Полная характеристика режимов» (только для узлов, указанных в задании) должны быть приведены в пояснительной записке. Объём 5...6 страниц.

5.1.4 Газодинамическое проектирование [12].

Газодинамическое проектирование узлов газогенератора обеспечивает:

- 1) форму проточной части компрессора и турбины проектируемого двигателя;
- 2) определение углов входа и выхода потока в решётках рабочих колёс;
- 3) профилирование рабочей лопатки в трёх сечениях в соответствии с заданием и формирование координат профилей в трёх сечениях (в виде таблицы);
- 4) построение характеристики компрессора проектируемого двигателя.

Полученные результаты должны быть отражены в СГКП. Объём 4...5 страниц.

5.1.5 Формирование проточной части двигателя [10, 12].

Основой для создания проточной части проектируемого двигателя являются полученные ранее параметры проточной части вентилятора, компрессора и турбины. Остаются неучтёнными проточные части входного устройства, опор роторов, камеры сгорания, II контура ТРДД, камеры смешения, форсажной камеры и реактивного сопла.

Построение проточной части входного устройства дозвукового и сверхзвукового должно производиться по рекомендациям в [6], камеры сгорания в [5], опор роторов, размещённых в компрессоре и турбине по [7].

Проточная часть канала II контура, камеры смешения, форсажной камеры и реактивного сопла строятся по результатам термодинамического расчёта.

Проточная часть представляется в пояснительной записке в формате А3 или А4 с указанием диаметров наружного и внутреннего в контрольных сечениях, расстояниями между контрольными сечениями (длины узлов) и общей длины двигателя, считая от фланца, к которому крепится входное устройство.

В контрольных сечениях должны быть также показаны площадь F , давление P , температура T , расход G и другие параметры при необходимости. Возможно представление в виде таблицы. Объём 1...2 страницы.

5.1.6 Создание конструктивно-силовой схемы двигателя.

Достоинство конструктивно-силовой схемы – это возможность анализа на простой геометрической модели различных вариантов размещения таких узлов, как опоры роторов, вариантов выполнения силовых схем роторов и статоров, систем подвески двигателя на самолёте и решения многих задач, где необходимо рассматривать двигатель как единое целое.

Конструктивно-силовая схема в сочетании с информацией о проточной части двигателя, с данными по профилю полёта и циклограмме работы двигателя позволяет решать принципиальные конструкторские задачи и чем подробнее выполнена схема (разъёмы по статору и ротору, уплотнения опор, форма элементов) тем больше информации она даёт для анализа и принятия решения.

Конструктивно-силовая схема выполняется обычно не в масштабе на А4 с правильным соотношением геометрии элементов двигателя с использованием принятых на кафедре КиПДЛА графических символов. В

тексте необходимо дать анализ преимуществ и недостатков схемы. Объём – 2...3 страницы.

5.2 Создание конструкции двигателя (этап 2)

5.2.1 Создание опорной конструкции (компоновки) двигателя.

Курсовое проектирование двигателя ведётся на базе двигателя-образца, при этом, как было показано в примере группового задания А, возможны два варианта проектного задания:

1) выполнить проект двигателя с максимальным приближением по конструкции и габаритам к двигателю образцу с тем, чтобы внести его в электронную базу данных кафедры;

2) выполнить проект двигателя с улучшенными параметрами и новыми конструкторскими решениями, т.е. проект, не связанный никакими ограничениями.

В первом случае опорной конструкцией (да и окончательной) должен быть двигатель-образец, во втором – возможны изменения, улучшения конструкции двигателя-образца уже на начальном этапе.

Однако и в первом варианте задания, за редким исключением, достоверного 2D-изображения двигателя-образца просто нет, а есть картинка из проспекта в формате А4 или изображение в Интернете (часто той же картинки).

Поэтому в том и другом случае на этапе создания опорной конструкции делаются два шага:

1) используя геометрию проточной части, конструкцию узлов вентилятора, компрессора ВД, турбины ВД, турбины НД, выполненных в первом приближении на 2й производственной практике и конструкцию опор, выполненных в проектной работе №8, произвести соединение (сборку) всех узлов газогенератора по проточной части, чтобы выявить и наметить пути устранения «несстыковок» узлов по наружному и внутреннему диаметрам тракта;

2) изучить конструкцию всего двигателя и наметить необходимые изменения и улучшения конструкции узлов.

Последний шаг имеет важное значение – он позволяет каждому члену группы чётко уяснить задачи, которые необходимо решать при работе над индивидуальным заданием, утверждает ответственность за успех проекта, пробуждает творческое начало.

5.2.2 Разработка конструкции узлов турбокомпрессора.

В задании на проектирование вентилятора, компрессора, турбины могут быть указаны требования к конструкции, которые необходимо выполнить при создании конструкции узла.

5.2.2.1 Вентилятор и подпорные ступени

5.2.2.1.1 Обоснование формы и размеров проточной части

5.2.2.1.2 Обоснование профиля пера, выбор конструкции хвостовика и полки хвостовика рабочей лопатки вентилятора

5.2.2.1.3 Расчёт осевых и радиальных зазоров

5.2.2.1.4 Расчёт допустимого дисбаланса

5.2.2.1.5 Оценка шума вентилятора

5.2.2.1.1 Обоснование формы и размеров проточной части. По курсовой работе №3. Указать мотивы выбора формы тракта (дать рисунок с размерами) и сформировать таблицу параметров за каждым лопаточным венцом. Объём 1...2 страницы.

5.2.2.1.2 Обоснование профиля пера, выбор конструкции хвостовика и полки хвостовика рабочей лопатки вентилятора. При многообразии исполнения рабочей лопатки вентилятора: широкохордная, саблевидная, пустотелая и из композитных материалов, с хвостовиком ласточкин хвост и ёлочным, с полками хвостовика или трактовыми полками и т.д. – нужно сделать выбор и дать рисунок с размерами. Объём 1...2 страницы.

5.2.2.1.3 Расчёт осевых зазоров производится от базовой плоскости, которой является упорный торец наружного кольца радиально-упорного подшипника (РУП) с допуском на размер звеньев расчётной цепи по 6 или 7 качеству. Схема расчёта с изображением цепи в формате А3, расчёт и результаты. Объём 2...3 страницы.

Расчёт радиальных зазоров проводится с учётом деформации лопатки, диска и корпуса от изменения температур и от силовых воздействий, зазоров в подшипниках, динамических прогибов ротора при проходе через резонанс. Учёт других факторов считается как расчёт более высокого уровня. Объём 2...3 страницы.

5.2.2.1.4 Расчёт допустимого дисбаланса проводится в форме многоуровневой лабораторной работы на базе СГКП и вводится в состав пояснительной записки проекта. В ТРДД утвердилась схема трёхопорного ротора НД, поэтому ротор вентилятора обычно выполняется как ротор на двух опорах и балансируется на собственных подшипниках. Приводится расчётная схема, полный текст расчёта его результаты и размещение балансировочных грузов на чертеже ротора. Объём 3...4 страницы.

5.2.2.1.5 Оценка шума вентилятора по формулам, приведённым в [6] и даётся краткий анализ роли вентилятора в проблеме шума ТРДД. Объём 1...2 страницы.

5.2.2.2 Компрессор ВД (компрессор СД)

Содержание и состав задания отличается от задания на проектирование вентилятора тем, что исключается пункт 2.2.1.5 Оценка шума и вводятся пункты:

5.2.2.2.5 Система управления компрессором (СД и ВД)

5.2.2.2.6 Система управления радиальными зазорами

5.2.2.2.7 Система отбора воздуха (ВД)

5.2.2.2.8 Расчёт допустимого дисбаланса ротора

5.2.2.2.5 Система управления компрессором. Если введение РНА и системы перепуска на конкретной ступени специально не оговорено в задании, то в опорной конструкции узла компрессора следует оставить конструкцию системы управления двигателя-образца.

Однако конструкция РНА должна соответствовать выбранной схеме проточной части (двухопорный или консольные лопатки).

Система перепуска должна быть проработана подробно с отбором воздуха ($\lambda \leq 0,5 \dots 0,6$), ресивером ($\lambda \leq 0,05 \dots 0,06$) и клапаном перепуска воздуха ($\lambda = 1$). Если в двигателе-образце клапана не оказалось, клапан должен быть подобран и согласован с руководителем проекта. Объём текста 2...3 страницы.

5.2.2.2.6 Система управления радиальными зазорами должна быть заимствована на двигателе-образце. Она может быть тепловой или механической. При отсутствии системы она должна быть спроектирована по образцу (ПС-90А, GE90 и др.). Объём 1...2 страницы.

5.2.2.2.7 Система отбора воздуха или берётся как на двигателеобразце или проектируется в соответствии с заданием.

5.2.2.2.8 Расчёт допустимого дисбаланса ротора. Расчёт допустимого дисбаланса проводится одновременно и для ротора компрессора ВД и для ротора турбины ВД, которые с жёсткой связью входят в состав ротора каскада ВД ТРДД. Приводится расчётная схема, полный текст расчёта, его результаты и размещение балансировочных грузов на чертеже ротора. Как было указано ранее, расчёт выполняется одновременно и как лабораторная работа. Объём 3...4 страницы.

5.2.2.3 Турбина ВД (СД)

5.2.2.3.1 Обоснование формы и размеров проточной части

5.2.2.3.2 Обоснование профиля пера, конструкции хвостовика, бандажной и трактовой полки охлаждаемой лопатки

5.2.2.3.3 Формирование системы охлаждения сопловых аппаратов и рабочих колёс

5.2.2.3.4 Формирование системы управления радиальными зазорами

5.2.2.3.5 Расчёт осевых и радиальных зазоров

5.2.2.3.6 Расчёт допустимого дисбаланса ротора

5.2.2.3.1 Обоснование формы и размеров проточной части. По курсовой работе №3 даётся фрагмент конструкции турбины ВД по проточной части с размерами и описывается использованный приём снижения утечек газа через радиальный зазор (бандажная полка, образование вихря и др.). Отметим, что форма тракта $D_n = \text{const}$ выгодна на первых охлаждаемых ступенях турбины ВД при большом срабатываемом теплоперепаде (300-400), так как позволяет удерживать минимальные радиальные зазоры даже без бандажных полок на рабочих лопатках (зазоры не изменяются при осевом перемещении ротора). Дается таблица параметров за каждым лопаточным венцом. Объём 1...2 страницы.

5.2.2.3.2 Обоснование профиля пера, конструкции хвостовика, бандажной и трактовой полки охлаждаемой лопатки. Указать на особенности профилирования охлаждаемой лопатки (увеличение профиля), сделать выбор хвостовика, построение и центрирование бандажной и трактовой полки. Построить межлопаточный канал из трёх лопаток по среднему ра-

диусу. На одной лопатке показать значение приведённой скорости в характерных точках профиля. Рисунки, текст – объём 3...4 страницы.

5.2.2.3.3 Формирование системы охлаждения сопловых аппаратов и рабочих колёс. Конструктивное исполнение элементов системы охлаждения должно быть выбрано по результатам оценки глубины охлаждения. Дается продольный разрез турбины ВД А4 с разрезом лопаток СА и РК и указывается движение охладителя. Подробно описывается функционирование системы охлаждения пера и стенок СА, дисков и рабочих лопаток (пера, хвостовика, ножки, бандажной полки) с нужными рисунками. Используя рекомендации [№1, с. 192], дается таблица расходов воздуха на охлаждение отдельных элементов турбины. Объём 4...5 страниц.

5.2.2.3.4 Формирование системы управления радиальными зазорами. Она может быть пассивной и совмещённой (пассивной с добавлением активной, пример: ТРДД GE90). Для начального варианта конструкции турбины ВД система может быть заимствована из конструкции ТРДД прошлых лет. Она дается отдельным фрагментом конструкции турбины с указанием направлений деформации тонкого кольца и движением охлаждающего воздуха с подробным описанием действия системы на режимах запуска и останова. Объём 3...4 страницы.

5.2.2.3.5 Расчёт осевых и радиальных зазоров выполнять так, как указано в пункте 2.2.1.3.

5.2.2.3.6 Расчёт допустимого дисбаланса ротора. Учитывая, что роторы компрессора ВД и турбины ВД жёстко связаны в систему двухопорного ротора каскада ВД ТРДД, расчёт допустимого дисбаланса проводится для двухмассового двухопорного ротора на штатных подшипниках.

Приводится расчётная схема, полный текст расчёта, его результаты и размещение балансировочных грузов, необходимые рисунки. Объём 3...4 страницы.

Балансировка ротора турбины СД производится автономно (без ротора вентилятора), но совместно с соединительным валом на штатной задней опоре и на технологической передней, располагаемой на конце вала.

5.2.2.4 Турбина НД

5.2.2.4.1 Обоснование формы и размеров проточной части

5.2.2.4.2 Конструкция рабочей лопатки: хвостовик, бандажная полка

5.2.2.4.3 Разработка предпочтительного (окончательного) варианта конструкции ТНД. Материалы.

5.2.2.4.4 Формирование системы охлаждения дисков и хвостовиков рабочих лопаток. Внутренняя теплоизоляция наружного корпуса

5.2.2.4.5 Формирование системы управления радиальными зазорами

5.2.2.4.6 Расчёт осевых и радиальных зазоров

5.2.2.4.7 Расчёт допустимого дисбаланса ротора

5.2.2.4.1 Обоснование формы и размеров проточной части. По курсовой работе №3 определяются первоначальная форма и размеры проточной части, которые являются базой для анализа и окончательного выбора её формы. Форма проточной части турбины НД зависит от допустимых окружных скоростей вентилятора ТРДД большой степени двухконтурности ($U_{к.п.пр.}=450 \dots 500$ м/с) и, следовательно, от частоты вращения ротора НД. Для получения требуемых значений U/C в решётке турбин НД возможны варианты формы тракта $D_{вт}=\text{const}, D_{ср}=\text{const}$ на последних ступенях $D_{п}=\text{const}$. Последнее решение позволяет выполнить ограничение по диаметральным размерам двигателя. Дается таблица параметров за каждым лопаточным венцом и рисунок первоначальной и выбранной формы тракта с размерами. Объем 1...2 страницы.

5.2.2.4.2 Конструкция рабочей лопатки: хвостовик, бандажная полка.

Сделать выбор хвостовика (предпочтение с тремя парами зубьев), построение ножки и полки хвостовика, построение и центрирование бандажной полки. Рисунки, текст – объем 1...2 страницы.

5.2.2.4.3 Разработка предпочтительного (окончательного) варианта конструкции ТНД. Материалы. Используя современные подходы к исполнению конструкции турбины НД, знания, приобретённые при изучении конструкции ГТД и опираясь на требования и ограничения в индивидуальном задании на проектирование, необходимо создать окончательный вариант конструкции, который войдёт в сборочный чертёж двигателя.

Дать обоснование отступлений (изменений) от исходной конструкции узла двигателя-образца, необходимые рисунки. Объём 4...5 страниц.

5.2.2.4.4 Формирование системы охлаждения дисков и хвостовиков рабочих лопаток. Внутренняя теплоизоляция наружного корпуса.

В неохлаждаемой (по лопаткам) турбине НД необходимо охлаждать диски и обеспечивать продувку воздухом ёлочных хвостовиков, чтобы уменьшить поток тепла от лопаток в диск. Перепад давлений воздуха в межлопаточных полостях и газа (воздух сбрасывается в тракт) должен составлять 0,03...0,05%, что является ориентиром для выбора места отбора воздуха (обычно 3 или 4 ступень КВД).

Двойная система корпуса ТНД с воздушным зазором («стенкой») позволяет снизить температуру наружной стенки на 300-400 в сравнении с одностенным корпусом. В зазорах можно разместить элементы теплоизоляции. Рисунки, текст. Объём 3...4 страницы.

5.2.2.4.5 Формирование системы управления радиальными зазорами.

В ТРДД с большой степенью двухконтурности наибольшее применение нашла тепловая активная система управления радиальными зазорами с отбором воздуха за вентилятором. В ТРДД фирмы Роллс-Ройс используется дефлекторное охлаждение воздухом II контура без управления (пассивное). Эта же схема используется в двигателях боевых самолётов.

Конструкция системы может быть заимствована из конструкции ТРДД последних лет. В пояснительной записке даётся рисунком фрагмент конструкции турбины с креплением коллекторов, ресиверов и направлением подачи воздуха на элементы корпуса. Объём 1...2 страницы.

5.2.2.4.6 Расчёт осевых и радиальных зазоров следует выполнять как указано в пункте 2.2.1.3

5.2.2.4.7 Расчёт допустимого дисбаланса

Балансировка ротора турбины НД, как и турбины СД, производится автономно (без ротора вентилятора), но совместно с соединительным валом на штатном подшипнике задней опоры и на технологическом подшипнике (передняя опора), расположенном на конце вала. Приводится расчётная схема, полный текст расчёта, его результаты и размещение балансировочных грузов, необходимые рисунки. Объём 3...4 страницы.

5.2.3 Разработка конструкции остальных узлов

5.2.3.1 Опоры роторов [7]

5.2.3.1.1 Проектирование проточной части

5.2.3.1.2 Разработка конструкции опоры:

- формирование силового корпуса;
- выбор подшипников и установка в опоре;
- компоновка масляной полости и выбор типа и конструкции уплотнений, расчёты;
- содержание защиты масляной полости от внешних тепловых потоков;

- материалы.

5.2.3.1.3 Определение внешних тепловых потоков в масляную полость через стенки

5.2.3.1.4 Определение внешних тепловых потоков в масляную полость через уплотнения

5.2.3.1.5 Определение внутренних тепловых потоков от подшипников и шестерён

5.2.3.1.6 Определение прокачки масла через опоры и общей прокачки масла через двигатель. Выбор схемы подвода и слива масла.

5.2.3.1.7 Выбор конструкции системы суфлирования

5.2.3.1.8 Проектирование системы трубопроводов в опоре.

5.2.3.1.1 Проектирование проточной части

Передняя опора часто совпадает с ВНА и поэтому проточная часть её определяется при выборе проточной части вентилятора. Здесь же необходимо определить конфигурацию и габариты входного кока.

В средней опоре по известным размерам проточной части смежных узлов (вентилятор и КВД) определяется высота канала на входе и выходе, а по $\alpha_{\text{окв}}$ приведённого круглого диффузора определяется длина проточной части. Таков порядок построения проточной части для промежуточной опоры компрессора и межкаскадной опоры турбины.

Задняя опора, как и передняя, по проточной части формируется при газодинамическом расчёте ТНД.

Расчётная схема, исходные данные, расчёты и построение. Объём 3...4 страницы.

5.2.3.1.2 Разработка конструкции опоры проводится по заданной схеме с использованием решений в двигателе-образце и других двигателях. Дать обоснование принятых решений и рисунки. Объём – 3...4 страницы.

5.2.3.1.3 Определение внешних тепловых потоков в масляную полость через стенки.

Должна быть дана чёткая расчётная схема определения площади стенок: фрагмент масляной полости с положением геометрической модели (стенок) масляной полости с размерами. Далее формируются исходные данные и проводится расчёт. Приводятся результаты, текст расчёта в приложении. Объём – 3...4 страницы.

5.2.3.1.4 Определение внешних тепловых потоков в масляную полость через уплотнения.

Необходимо сделать выбор типа и конструкции уплотнения и обосновать его. Формирование расчётной схемы и исходных данных, расчёт и рисунки. Объём – 2...3 страницы.

5.2.3.1.5 Определение внутренних тепловых потоков от подшипников и шестерён. Тепловой поток от подшипников определяется по методике Демидовича В. М. [], от шестерён центрального привода и коробок приводов по затраченной мощности []. Представляется фрагмент подшипника, установленного в опору с подводом и сливом масла с необходимыми размерами – это расчётная схема. Далее формирование исходных данных и расчёт. Объём 2...3 страницы.

5.2.3.1.6 Определение прокачки масла через опоры и общей прокачки масла через двигатель. Выбор способа подвода и слива масла в опорах.

По известным тепловым потокам и параметрам масла на входе и выходе определяется прокачка масла через опору, способы и конструкция элементов подвода масла к подшипникам (форсунка, захват, масляная ванна, подвод через вал) и к шестерням. Намечается система слива масла из масляной полости (самотёком через ребро, через трубопровод или пу-

тём отсоса откачивающим насосом). Полный текст, рисунки. Объём – 1...2 страницы.

5.2.3.1.7 Выбор конструкции системы суфлирования

Всё зависит от места размещения динамического суфлёра. Если он размещён на коробке приводов (внешнее размещение), то необходимо от масляной полости вести по рёбрам опоры трубопроводы суфлирования. Если суфлёр размещён в опоре, то есть два возможных решения – выброс воздуха на срез сопла через вал (пример CFM56) или трубопроводами на срез сопла (НК-8 и др.). Расчётная схема, исходные данные, расчёт диаметров трубопроводов. Текст, рисунки. Объём – 1...2 страницы.

5.2.3.1.8 Проектирование системы масляных трубопроводов в опоре.

За редким исключением, прокладка трубопроводов в опоре двигателя-образца отсутствует. Поэтому конструирование трубопроводов чисто личное действо. Поэтому прокладка трубопроводов представляется в пояснительной записке и презентации и вводится в конструкцию опоры и двигателя только с разрешения руководителя проекта. Объём – 1...2 страницы.

5.2.3.2 Камера сгорания [5]

5.2.3.2.1 Концепция, исходные данные, выбор прототипа и определение потребного объёма ЖТ.

5.2.3.2.2 Формирование конфигурации стенок ЖТ и корпуса КС, шаги 1^й, 2^й, 3^й и 4^й.

5.2.3.2.3 Разработка конструкции КС, материалы.

5.2.3.2.4 Нормы эмиссии и принятые меры по снижению эмиссии.

5.2.3.2.1. Концепция, исходные данные, выбор прототипа и определение потребного объёма ЖТ.

Проектирование камеры сгорания проводится по прототипу и параметру K_v . Прототип или определён в задании или выбирается в соответствии с требованиями эмиссии вредных веществ и теплом двигателя. Полный текст расчёта, рисунки. Объём 1...2 с.

5.2.3.2.2 Формирование конфигурации стенок ЖТ и корпуса КС, шаги 1^й, 2^й, 3^й и 4^й.

Каждый из шагов должен быть дан графически и кратко описан. Объем 3...4 с.

5.2.3.2.3. Разработка конструкции КС.

По принятой концепции камеры, используя современные исполнения элементов КС: ФУ, системы охлаждения стенок, системы обеспечения окружной и радиальной неравномерности температур на выходе, подробно проработать конструкцию: ФУ и форсунка в разрезе, трубопроводов подвода топлива (кольцевые коллекторы, трубки подвода), запального устройства, подвески ЖТ, теплозащиты стенок. Полный текст, рисунки. Объем 3...5 страниц.

5.2.3.2.4. Меры снижения эмиссии вредных веществ.

Дать значения норм CO , C_nH_m и NO_x для проектируемого двигателя и перечислить конструктивные способы снижения эмиссии, использование в камере сгорания. Объем 0,5 страницы.

5.2.3.3. Форсажная камера [9]

5.2.3.3.1 Выбор типа ФК (со смесителем или без смесителя) в зависимости от профиля полёта самолёта.

5.2.3.3.2 Общая газодинамическая и термохимическая проверка условий работы ФК.

5.2.3.3.3 Формирование проточной части:

- газодинамический расчёт диффузора и определение миделева сечения ФК.
- выбор системы топливоподвода (распыла) и стабилизации пламени.

- определение общей длины ФК (диффузор + зона горения).

5.2.3.3.4 Создание конструкции ФК.

- конструкция диффузора и корпуса ФК с системой охлаждения.
- конструкция ФУ: система стабилизаторов и их подвеска, система топливных коллекторов с форсунками и их подвеска.
- система запуска ФК.
- система контроля за процессом горения в полете.
- материалы.

5.2.3.3.1 Выбор типа ФК (со смесителем или без смесителя) в зависимости от профиля полёта самолёта и типа самолёта.

Проведя термодинамический расчёт, следует оценить необходимость применения смесителя потоков Пи I контуров ТРДДФ, форму камеры смешения. Объем 2...3 с.

5.2.3.3.2 Общая газодинамическая и термохимическая проверка условий работы ФК.

Производится проверка кризиса течения в камере (скорость на выходе не достигает скорости звука), проверка достаточности располагаемого перехода статического давления (разгон газа при подводе тепла сопровождается падением статического давления – необходимо чтобы оно не оказалось ниже атмосферного куда происходит истечение газа), проверка условий самовоспламенения топлива (его не должно быть). Объем 1...2 с.

5.2.3.3.3 Формирование проточной части.

Используя предложенный порядок формирования проточной части, составляется расчётная схема диффузора и зоны горения, определяется диаметр диффузора (мидель) и длина; определяется длина зоны горения. В итоге получаются необходимые размеры проточной части ФК. Объем 3...4 с.

5.2.3.3.4 Создание конструкции ФК.

Предложенный порядок работы на создание конструкции, натурные двигатели с ФК, литературные источники, анализ конструкции ФК современных ТРДДФ позволяют выполнить компоновку ФК. Рисунки ФК и её элементов, текст. Объем 4...5 с.

5.2.3.4 Реактивное сопло [9]

А. Дозвуковое реактивное сопло.

5.2.3.4.1 Расчёт и выбор конфигурации сопла. Конструкция сопла.

5.2.3.4.2 Расчёт смесителя. Выбор конструкции смесителя.

5.2.3.4.1 Расчёт и выбор конфигурации сопла. Конструкция сопла.

На основании термодинамического расчёта определяются площади входного и выходного сечений сопла I и II контура, выбираются углы наклона внутренней и наружной стенок, длина сопла. Конструктивно дозву-

ковое сопло это оболочка усиленная рёбрами с подсоединительным фланцем и усилением выходной части. Текст, рисунок. Объем 1...2 с.

5.2.3.4.2 Расчёт смесителя. Выбор конструкции смесителя.

В случае ТРДД со смешением потоков определяется его конфигурация, делается его газодинамический расчёт и разрабатывается конструкция аналогично конструкции сопла. Объем 1...2 с.

В. Регулируемое реактивное сопло.

5.2.3.4.1 Выбор типа регулируемого сопла.

5.2.3.4.2 Формирование проточной части.

5.2.3.4.3 Разработка конструкции регулируемого сопла.

- исходная схема с положением створок при $f_{кр\min}$ и при $f_{кр\max}$;
- создание базовой проточной части, М 1:1;
- конструкция створок и проставок и их подвеса;
- схема и конструкция системы управления;
- схема и конструкция системы синхронизации перемещения и центрирования створок;
- система охлаждения створок.

5.2.3.4.4 Выбор схемы и разработка конструкции системы управления РС.

5.2.3.4.5 Выбор схемы и разработка конструкции системы синхронизации и центрирования створок.

5.2.3.4.6 Конструкция и расчёт эффективности системы охлаждения элементов РС.

5.2.3.4.7 Анализ структуры потока за РС на разных режимах работы двигателя.

5.2.3.4.1 Выбор типа регулируемого сопла.

Делается обоснование выбора типа регулируемого сопла (эжекторное, сопло Лавалья, сопло с центральным телом), его формы (осесимметричное, плоское, сопло с центральным телом) и системы управления вектором тяги (неповоротное, поворотное). Основными требованиями здесь являются обеспечение высоких тяг на крейсерском режиме, приемлемых

характеристик в условиях разгона, набора высоты, при планировании и посадке. Текст, рисунки. Объем 2...3 с.

5.2.3.4.2 Формирование проточной части.

На основании термодинамического расчёта определяются площади критического и выходного сечений по режимам работы двигателя, назначаются угол наклона и длина дозвуковой, длина внутренней сверхзвуковой и угол наклона и длина внешней сверхзвуковой створок, таким образом формируется проточная часть. Текст, таблицы, рисунки. Объем 3...4 страницы.

5.2.3.4.3 Разработка конструкции регулируемого сопла.

Используя предложенный порядок разработки конструкции сопла, изучив РС двигателей – образцов, создаётся компоновка сопла с проработкой подвеса и перемещения всех 3^X створок, хотя бы в 2^X крайних положениях $f_{крmin} - f_{крmax}$ (лучше сделать большее число положений). Создаётся схема и конструкция управления створками сопла, схема и конструкция системы синхронизации и центрирования створок. Дается обоснование принятых решений, рисунки. Объем 3...4 с.

5.2.3.4.4 Выбор схемы и разработка конструкции системы управления РС.

Это продолжение проектирования начатого в предыдущем этапе. Формируется расчётная схема и исходные данные, определяются газовые нагрузки на створки, нагрузки на элементы системы управления и гидропривод. Определяются размеры гидропривода, силовых тяг, управляющего кольца и др. По результатам этапа уточняется компоновка РС. Текст расчёта, рисунки. Объем 3...4 с.

5.2.3.4.5 Выбор схемы и разработка конструкции системы синхронизации и центрирования створок.

Определяется назначение синхронизации перемещения и центрирования створок. По выбранной схеме и конструкции системы синхронизации создаётся расчётная схема и исходные данные, определяются нагрузки, действующие на элементы системы и запасы прочности. Уточняются размеры и компоновка системы. Текст расчёта, рисунки. Объем 3...4 с.

5.2.3.4.6 Конструкция и расчёт эффективности системы охлаждения элементов РС.

Указываются трудности охлаждения отдельных элементов сопла: сверхзвуковой внутренней створки в сопле Лавала, центрального тела и системы управления в сопле с центральным телом и др. Проверка эффективности выбранной системы охлаждения проводится с использованием программного комплекса ХПИ (лабораторная работа № 12). После расчёта делается уточнение компоновки РС. Объем 1...2 с.

5.2.3.4.7 Анализ структуры потока за РС на разных режимах работы двигателя.

Исследовательская часть работы с использованием программных комплексов Fluent и CFx. Необходимо провести анализ изменения структуры течения газа в сопле и за срезом сопла при переходе от режима к режиму и дать краткое объяснение характерных перемен. Рисунки с указанием параметров во всех областях в квадратах. Объем 3...4 с.

5.2.3.5 Реверсивное устройство [9].

5.2.3.5.1 Выбор типа РУ.

5.2.3.5.2 Формирование проточной части. Коэффициент реверсирования.

5.2.3.5.3 Разработка конструкции РУ.

5.2.3.5.4 Анализ течения воздуха (газа) в РУ в режиме реверсирования.

5.2.3.5.1 Выбор типа РУ.

Производится по выходным параметрам двигателя: тяги P_U и степени двухконтурности m , базируясь на анализе конструкций РУ современных ТРДД. Для двигателей малых тяг $P \leq 7$ кН и $m \leq 4,0$ используются двухстворчатые РУ давления, перекрывающие I и II контур ТРДД. Для двигателей $P \geq 10$ кН и $m \geq 5$ используются РУ давления с поворотными решётками (окнами) и реже с поворотными створками (пример CFM 56-7B). Обосновывается выбор, рисунок. Объем 1...2 с.

5.2.3.5.2 Формирование проточной части. Коэффициент реверсирования.

По результатам термодинамического расчёта должны быть известны параметры рабочего тела на всех основных режимах в том числе и на

режиме реверсирования. После определения места установки РУ по длине тракта II контура становятся известны геометрия и параметры на входе в РУ. Газодинамическое проектирование позволяет определить площади окон с отклоняющимися решётками, угол установки створок и угол установки лопаток в отклоняющихся решётках. Определяется величина обратной тяги и коэффициент реверсирования. Объем 3...4 с.

2.3.5.3 Разработка конструкции РУ.

К известным размерам проточной части применяются различные кинематические схемы перекрытия канала II контура и изменения положения сдвижного конуса «открыто – закрыто».

Выбирается механизм перемещения и центрирования сдвижного конуса (ходовой винт, гидроцилиндры) и его кинематическая связь с поворотными створками.

Создаётся конструкция корпуса РУ, крепления направляющих сдвижного корпуса и решёток с поворотными лопатками; конструкция сдвижного конуса и механизма его передвижения, связи со створками.

Формируется система управления и замок, исключающий случайное включение реверса.

Проводится анализ прочности элементов РУ, выбор материалов.

Текст с обоснованием принятых решений, рисунки. Объем 3...5 с.

2.3.5.4 Анализ течения воздуха (газа) в РУ в режиме реверсирования.

Исследовательская часть работы с использованием программных комплексов Fluent и CFX. Необходимо:

- Варьируя углом установки створок и радиусом поворота потока на переднем кольце корпуса РУ, выявить вариант с минимальными потерями полного давления на входе в поворотную решётку.
- Изменяя угол установки лопаток поворотной решётки имитировать затекание воздуха (газа) во вход двигателя.

Объяснительный текст, рисунки с указанием значений параметров в квадратах. Объем 3...4 с.

5.2.3.6 Подвеска двигателя на летательном аппарате [6].

5.2.3.6.1 Выбор схемы и конструкции подвески.

5.2.3.6.2 Расчёт на прочность.

5.2.3.6.1 Выбор схемы и конструкции подвески.

Схемы подвески определяется типом двигателя и местом его размещения на самолёте. Выбор подвески делается общим решением группы и руководителя проекта.

5.2.3.6.2 Расчёт на прочность.

Производится по инженерной методике, исходные данные по пространственному размещению стержней берутся из объёмной модели.

По результатам расчёта уточняется конструкции элементов подвески. Объем, рисунки, текст. Объем 2...3 с.

5.2.4 Создание окончательного (предпочтительного) варианта двигателя.

5.2.4.1 Окончательная форма проточной части двигателя.

5.2.4.2 Конструктивно – силовая схема (окончательный вариант)

5.2.4.3 Окончательная компоновка двигателя. Продольный разрез.

5.2.4.1 Окончательная форма проточной части двигателя.

Это стало возможным после формирования проточной части опор ротора, КС, ФК, РС и РУ. Проточная часть строится в масштабе в формате 2 листа А₄, соединённых по короткой стороне, указываются диаметральные размеры в контрольных сечениях, длины узлов и длина всего двигателя.

На поле даётся необходимая конкретизирующая информация. Объем 2 с.

5.2.4.2 Конструктивно – силовая схема (окончательный вариант).

Выполняется с подробностями по стыкам узлов и деталей, по уплотнениям в трактовой части и опор ротора, по демпферам опор и др. Объем 1 с.

5.2.4.3 Окончательная компоновка двигателя. Продольный разрез.

Итоговый продукт курсового проекта. Производится стыковка узлов двигателя, выполненных в окончательном варианте на компьютере. Устраняются ошибки и недоработки. Делается пробная распечатка в малом формате и обсуждается группой вместе с руководителем. После уст-

ранения замечаний выводится бумажный вариант в М 1:1, который используется на защите СГКП дважды: часть 1 – в декабре и часть 2 – в мае.

5.3 Расчёты на прочность и колебания.

В СГКП используются результаты курсовой работы № 5 и курсового проекта № 6, кроме исследований факторов влияющих на прочность.

5.3.1 Расчёт на прочность рабочей лопатки.

5.3.2 Расчёт рабочей лопатки на колебания.

5.3.3 Расчёт на прочность диска.

5.3.4 Определение критических частот вращения ротора.

5.3.1 Расчёт на прочность рабочей лопатки.

Цель расчёта: используя результаты расчёта на прочность пера (ножки) и хвостовика рабочей лопатки из СГКП выполнить оценку прочности реальной лопатки, соответствующей рабочему чертежу.

Возможные варианты конструкции лопаток:

- Лопатка компрессора с ножкой, трактовой полкой и хвостовиком.
- Лопатка вентилятора с ножкой, трактовой полкой и хвостовиком.
- Лопатка вентилятора с ножкой и хвостовиком.
- Лопатка турбины (охлаждаемая) с пустотельными пером, ножкой с трактовой полкой и хвостовиком без бандажной полки или с бандажной полкой.

Должны быть представлены:

Расчётная схема (чертёж лопатки) с таблицей профилей лопатки в 3^х или 5^{ти} сечениях, исходные данные для расчёта, модель МКЭ соответствующая рабочему чертежу, графики распределения напряжений и запасов по местной прочности по высоте лопатки (точки А, В, С). Распределение деформаций и напряжений на модели МКЭ во всех характерных областях в квадратах. Анализ результатов. Объем 5...6 с.

5.3.2 Расчёт рабочей лопатки на колебания.

Цель расчёта: отстройка от резонансных колебаний пера лопатки с ножкой. Дать результаты расчёта графиком и описание шагов отстройки. Объем 2...3 с.

5.3.3 Расчёт на прочность диска.

Должно быть представлено: расчётная схема (чертёж диска), исходные данные для расчёта, модель МКЭ соответствующая рабочему чер-

тежу диска, графики распределения напряжений и запасов по местной прочности по радиусу диска. Распределение напряжений и деформаций на моделях МКЭ в 2^х проекциях во всех характерных областях в квадратах. Анализ результатов. Объем 2...3 с.

5.3.4 Определение критических частот вращения ротора.

Цель расчёта:

- 1) исключить совпадение собственных частот системы «ротор – опоры» с частотами вращения в зоне рабочих оборотов.
- 2) определить деформации ротора при разных формах колебаний в зоне частот от нуля до взлётного режима и оценить их влияние на изменение радиальных зазоров в компрессоре и турбине.

5.4 Графическая часть [13].

Графическая часть в какой-то мере материализует результаты проектирования. Все чертежи выполняются с использованием компьютерных технологий, начиная с формирования объёмной математической модели. Рабочие чертежи деталей выполняются по объёмной математической модели с использованием процедуры Drafting.

Состав графической части

- 5.4.1 Компоновка двигателя на самолёте (3D).
- 5.4.2 Сборочный чертёж ротора с ТТ и спецификацией (2D).
- 5.4.3 Сборочный чертёж узла с ТТ и спецификацией (2D).
- 5.4.4 Рабочий чертёж лопатки (2D), с объёмных моделей (3D).
- 5.4.5 Рабочий чертёж диска (2D) , с объёмных моделей (3D).
- 5.4.6 Рабочий чертёж детали (2D) , с объёмных моделей (3D).
- 5.4.7 Продольный разрез двигателя (2D).

5.4.1 Компоновка двигателя на самолёте (3D).

Цель – показать размещение двигателя на самолёте и выбор схемы подвески. Дается объёмное изображение самолёта и рядом объёмное изображение подвески двигателя и части крыла (в разрезе).

5.4.2 Сборочный чертёж ротора с ТТ и спецификацией.

Выполняется на 2^й производственной практике, в отчёте по которой дается описание необходимости назначения сборочных параметров

(размеров) и каждого пункта ТТ (в виде таблицы). Чертёж необходим для выполнения курсового проекта №8 по технологии сборки двигателя и его узлов. К этому чертежу добавляется балансировочный чертёж ротора ВД (ротор КВД и ротор ТВД в сборе, так балансируется ротор на балансировочном станке) и балансировочный чертёж турбины НД (СД) с валом.

5.4.3 Сборочный чертёж узла с ТТ и спецификацией.

Чертёж необходим для разработки схемы сборки узла и двигателя в части 2 СГКП.

5.4.4 Рабочий чертёж лопатки.

Рабочий чертёж рабочей лопатки должен быть выполнен до расчёта её на прочность в курсовой работе № 4, т.к. является расчётной схемой при прочностном расчёте. В рабочем чертеже должна быть схема построения профиля и таблица профилей по 3-м или 5-ти сечениям.

5.4.5 Рабочий чертёж диска.

Рабочий чертёж диска должен быть выполнен до расчёта диска на прочность в курсовом проекте № 5, т.к. является расчётной схемой при прочностном расчёте.

5.4.6 Рабочий чертёж детали.

Деталь является базой для выполнения курсовой работы № 7 по составлению технологии механической обработки.

Деталь выбирается из конструкции проектируемого узла руководителем проекта. Условие одно – она должна быть средней сложности и технология изготовления должна состоять из 30-40 операций.

Чертёж детали выполняется на 2^й производственной практике и сопровождается описанием:

- условий работы и выбора материала,
- мотивов выбора предельных отклонений каждого размера,
- мотивов назначения шероховатости,
- необходимости каждого пункта ТТ (в виде таблицы).

5.4.7 Продольный разрез двигателя.

Учитывая, что чертёж двигателя вводится в базу данных и чаще используется не как сборочный, а как продольный разрез, ТТ и спецификацию к нему можно не делать.

6 АНАЛИЗ СОДЕРЖАНИЯ ГРУППОВОГО ЗАДАНИЯ ПО СГКП ЧАСТЬ 1 ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЭУ

Состав задания на СГКП часть 1 при проектировании ЭУ отличается от подобного задания на проектирование АД немного. Поэтому в анализе содержатся задания отличные только вновь введёнными узлами. Это означает что остальные пункты задания должны выполняться как и при проектировании АД. (При анализе сохранена нумерация пунктов группового задания и только заключена в квадратные скобки).

[1] Замысел (Этап 1)

Даётся подробное описание концепции создаваемой энергетической установки, и двигателя – привода при конвертации ТРДД, преимущества выбранных схем. Должно быть сделано представление результатов термодинамического и газодинамического проектирования, выбора проточной части и конструктивно – силовой схемы в тех же объёмах, как и при проектировании АД.

[2] Создание конструкции двигателя

[2.1] Создание опорной конструкции (компоновки) двигателя – привода.

Создание компоновки двигателя – привода при проектировании ТРДД включает:

- проектирование компрессора НД на базе вентилятора и подпорных ступеней с уменьшением высоты проточной части и с формированием внутренней стенки корпуса;
- создание камеры сгорания на газообразном топливе с малой эмиссией вредных веществ;
- изменение конструкции ТНД, связанное с уменьшением числа ступеней из-за резкого снижения потребной мощности для КНД;
- проектирование тракта газхода к свободной турбине (СТ);

- проектирование СТ и её стыка с турбокомпрессором, опоры СТ и соединительной муфты с валом нагнетателя или электрогенератора;
- проектирование наружных оболочек.

[2.2] Разработка конструкции узлов турбокомпрессора

Проводится по тем же методикам, что и при проектировании АД.

[2.3] Разработка конструкции остальных узлов

Из конструкции двигателя – привода уходят узлы ФК, РС, РУ, но в конструкции энергетической установки (ЭУ) появляются новые узлы.

[2.3.7] Комплексное воздухоочистительное устройство для подвода воздуха к двигателю – приводу.

В его состав входят:

- воздухоочистительное устройство, для очистки воздуха от пыли;
- блоки шумоглушения;
- камера всасывания и воздухозаборный канал (коллектор), состоящий из лемнискатного заборника и цилиндрического участка ($L=2-3D_{ВХ}$);
- системы противообледенения и промывки проточной части двигателя – привода.

[2.3.8] Выхлопное устройство для отвода рабочего тела от двигателя в заданном направлении и с минимальными гидравлическими потерями. В его состав входят:

- выхлопная улитка для плавного торможения и поворота

потока на 90^0 ;

- газоходы, обеспечивающие плавный переход закрученного потока в осевой;
- рамы, отдельные от рамы двигателя для крепления улитки и газоходов.

[2.3.8] Рама для крепления двигателя – привода на фундаменте и для обеспечения соосности валовдвигателя – привода и нагнетателя.

[2.4] Создание окончательного (предпочтительного) варианта конструкции ЭУ.

Конструктивная схема энергетической установки (ЭУ) выполняется в 2D или 3D без масштаба (чертёж № 1 в п. 4 задания) и приводится отдельным рисунком в пояснительной записке с текстом.

[3], [4] аналогичны по исполнению группового задания при проектировании АД.

7 ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА (ЧАСТЬ 1)

7.1 Пояснительная записка должна раскрыть творческий замысел и основные результаты проекта. Общий объем пояснительной записки 50...80 страниц А4 без учёта приложений. Требования к оформлению по актуальному СТО СГАУ.

7.2 На титульном листе должен быть представлен список всех руководителей проекта. После выполнения соответствующих этапов руководитель этапа утверждает правильность исполнения своей подписью.

7.3 Материалы пояснительной записки располагаются в следующей последовательности: титульный лист, реферат, содержание, введение, основная часть, заключение, список использованных источников, приложение (при необходимости).

7.4 Реферат должен содержать: сведения о количестве листов пояснительной записки, содержание в ней рисунков и таблиц, о количестве источников и приложений, а так же о количестве листов графической документации; перечень ключевых слов, текст реферата.

Текст реферата должен содержать:

- объект исследования или разработки;
- цель работы;
- результаты работы и новизну;

Объем текста реферата – не более 700 знаков.

7.5 Содержание включает в себя введение, наименование всех разделов, подразделов, пунктов в соответствии с индивидуальным заданием на проектирование, заключение, список использованных источников, приложения.

7.6 Введение должно содержать оценку современного состояния решаемой проблемы, обоснования актуальности и новизны темы проекта, цель и задачи которые были поставлены перед студентом.

7.7 Основная часть. Требования к содержанию и объёму каждого пункта изложены в гл. 2 и 3.

7.8 Заключение содержит краткие выводы и оценку результатов работы с точки зрения соответствия их требованиям и задания.

7.9 Список использованных источников включает всю использованную в проекте литературу.

7.10 Приложения содержат вспомогательный материал, имеющий самостоятельные смысловые значения. Объем приложений не ограничивается.

7.11 Чертёж рекомендуется не подшивать к записке, а хранить в рулоне.

8 ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

8.1 Формирование конструкторских групп

Как показывает опыт группового курсового проектирования, конструкторский коллектив должен состоять из 4 студентов с таким расчётом, чтобы каждый студент проектировал 1...3 узла в зависимости от их сложности.

Группа – это небольшой конструкторский коллектив, который достигнет успеха лишь тогда, когда каждый из его членов будет:

- дисциплинированным – обязательный сбор всей группы на консультациях, выполнение отдельных этапов проектирования по графику, согласование своих действий с конструкторами смежных узлов и руководителем группы;

- обязательным по отношению к товарищам по группе, проявлять к ним уважение. Это возможно при определённом уровне общей культуры студенческого коллектива – культуры взаимоотношений и культуры труда. Конструкторский коллектив может жить только тем, что есть творческое начало в этом сообществе в виде единой цели – спроектировать новый двигатель. В здоровом коллективе молодёжи всегда высоко развита потребность быть нужны кому-либо. Эта потребность реализуется в дружбе, в стремлении помочь товарищу, передать ему свой опыт, навыки.

Чтобы состоялся такой коллектив, необходим лидер, как принято сейчас говорить, лидер неформального типа, обладающий качеством – способностью организовать дело, внести в работу интерес, увлечь привлекательностью конечного результата.

Чем лучше лидер, которого по традиции называют главным конструктором, тем успешнее будет работать группа, тем быстрее и качественнее будет выполнен и защищён проект. Поэтому к выдвижению главного конструктора группа должна подойти ответственно. Нужно понимать, что чем успешнее работает группа, тем выше эффект приобретения навыков проектирования.

По опыту прошлых лет коллектив конструкторской группы должен формироваться общими усилиями учебной группы и преподавателя – руководителя группового курсового проектирования. Ибо в случае комплектования коллектива самими студентами может проявляться групповой эгоизм, когда в одних группах оказываются наиболее успевающие студенты, тогда как другие группы с самого начала обречены на отставание в работе и низкие результаты проектирования. Наиболее демократичным и справедливым будет равный по возможностям состав группы, что гарантирует высокий обучающий и воспитательный эффект. Поэтому формирование группы рационально проводить по такой схеме: преподаватель предварительно распределяет студентов по группам, а затем их состав уточняется совместно со студентами.

Возможен и другой вариант, когда студенты сами комплектуют группы, а преподаватель оставляет за собой право вносить коррективы, чтобы сохранить принцип равных возможностей.

По такой схеме выбирается и главный конструктор группы.

Каждый член конструкторского коллектива должен понимать, что его отставание в проектировании неизбежно приводит к срыву сроков работы над проектом всей группы. И коллектив должен быть защищён от такой несправедливости. Как показывает опыт, коллектив группы во главе с главным конструктором должен действовать в этом случае решительно – если беседы и призывы работать по графику не помогают, отстающий студент выводится из состава группы, а узел, который он проектировал, заимствуется в проект из двигателя-образца без обоснований.

Выбывший из группы студент выполняет и защищает проект своего узла единолично с выполнением всех требований к такому проекту.

8.2 Планирование работы над проектом

Около 30 лет студенты выполняют групповые курсовые проекты.

Опыт показывает, что если придерживаться графика на рисунке 4, то работа над проектом заканчивается успешно, если после каждого из пяти этапов студент утверждает его полное оформление.

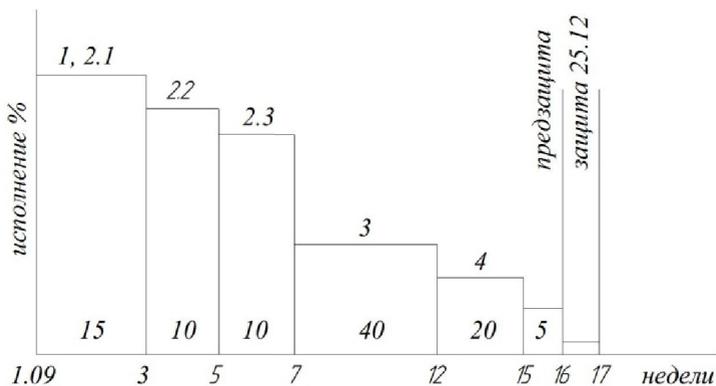


Рисунок 4 – График работы над проектом

8.3 Защита сквозного группового проекта

Завершающим этапом работы над проектом является его защита.

Студент получает разрешение на защиту проекта после оформления пояснительной записки, которую он должен сдать на проверку руководителю в начале 16-й недели, и после предзащиты.

Курсовой проект по курсу «Конструкция авиадвигателей» можно рассматривать как один из важных моментов накопления опыта публичной защиты студентом своих идей и решений, подготовки его к отчётной работе по всему курсу обучения в институте – к выполнению и защите дипломного проекта. Поэтому при защите проекта важно приблизить условия и обстановку к той, которая будет при защите дипломного проекта.

Перед комиссией, в состав которой входят специалисты конструкторского бюро, развешиваются сборочный чертёж, другие чертежи и плакаты, выполненные при проектировании. Комиссии предоставляется пояснительная записка с оценкой проекта преподавателем. В течение 5...7 минут студент делает доклад с использованием презентации, в котором обосновывает цель, поставленную в проекте, формулирует критерии и ограничения, коротко описывает поиск решения, более подробно даёт обоснование выбранного решения. По такой же схеме строит рассказ и о специальной части проекта.

Каждый студент защищает в первую очередь проект всего двигателя и во вторую – выполненный им проект узла и специальную часть. Это

означает, что он должен быть готов отвечать на вопросы, касающиеся всех узлов двигателя.

Студент должен уметь чётко, не употребляя лишних выражений и «сорных» слов, излагать доклад и отвечать на поставленные вопросы по теме проекта.

Правильно построенный доклад является отличной возможностью показать привлекательность идей, заложенных в проекте.

При оценке проекта учитываются число рассмотренных вариантов конструктивной схемы и конструкции узла, степень самостоятельности конструктивных решений, правильность принятых решений, качество графических работ и пояснительной записки, качество доклада, правильность и полнота ответов на вопросы на защите, оценка руководителя.

Проект оценивается по четырёхбалльной системе.

9ЗАДАНИЕ НА СГКП ЧАСТЬ 2

Часть 2 сквозного группового курсового проекта выполняется в течение 10 семестра и включает курсовой проект № 6 (кафедра КиПДЛА) курсовую работу №7 по надёжности двигателей (кафедра КиПДЛА), курсовую работу № 8 по технологии механической обработки (кафедра ПДЛА), курсовой проект № 9 по технологии сборки двигателей (кафедра ПДЛА), курсовую работу № 10 по проектированию системы управления двигателем (кафедры АСЭУ).

Поэтому групповое задание на проектирование включает все задания на эти работы и одинаково при проектировании АД и ЭУ.

9.1 Групповое задание на СГКП часть 2

Задание на сквозной групповой курсовой проект авиационного двигателя часть 2

Группе Бадькова Р.Р

1. Устранение замечаний комиссии специалистов ОКБ при защите части 1 проекта.
2. Объёмное моделирование в среде NX.
 - 2.1 Создание объёмных моделей всех узлов двигателя, схема и анимация сборки узлов.
 - 2.2 Создание объёмных моделей двигателя.
Схема и анимация сборки двигателя.
 - 2.3 Расчёты в среде ANSYS.
 - 2.3.1 Расчёт и выбор подшипников опор роторов двигателя.
 - 2.3.2 Расчёт и анимация критического состояния роторов.
 - 2.3.3 Расчёт на прочность корпуса и подвески двигателя на самолёте.
3. Проектирование систем двигателя.
 - 3.1 Системы управления компрессором (РНА, перепуск воздуха).
 - 3.2 Система управления радиальными зазорами.
 - 3.3 Система внутреннего воздухообеспечения двигателя.
4. Специальная часть проекта по конструкции двигателей (№ 6 часть 2).
5. Расчёт ресурса двигателей группы А (№ 7).
6. Технология механической обработки и сборки элементов двигателя (№ 8 и 9).
7. Проектирование системы управления двигателем (№ 10).

Декан факультета № 2 _____ /Ермаков А.И.

Структура группового задания на СГКП часть 2 для группы из 4-х студентов определяет этапы совместной и индивидуальной работы членов группы. На основании структуры группового задания разрабатываются индивидуальные задания для каждого члена группы. Ответственность каждого члена группы и руководители проекта от кафедр определены в групповом задании на СГКП часть 1 и в групповом задании на СГКП часть 2 не приводится.

	1	2	3	4
1	Устранение замечаний комиссии специалистов ОКБ при защите части 1 проекта.			
2	<u>Объёмное моделирование в среде NX</u>			
	2.1 Создание объёмных моделей всех узлов двигателя Схема и анимация сборки узлов			
	Вентилятор, подпорные ступени, средняя опора, оболочки и сопло контура	Компрессор ВД, Камера сгорания, Реверсивное устройство	Турбина ВД, Опора турбины	Турбина НА, Задняя опора, Сопло
	2.2 Создание объёмной модели двигателя. Схема и анимации сборки двигателя. 2.3 Расчёты в среде ANSYS.			
2.3.1 Расчёт и выбор подшипников опор ротора двигателя.				
Нагрузки от вентилятора	Нагрузки от КВД	Нагрузки от ТВД	Нагрузки от ТНД	
2.3.2 Расчёт и анимация критического состояния роторов				
Ротор НД	Ротор ВД	Ротор ВД	Ротор НД	
2.3.3 Расчёт на прочность корпуса и подвески двигателя				
Нагрузки от вентилятора и КЭ - модель средней опоры	Нагрузки от КВД и КЭ - модель корпусов КВД и КС	Нагрузки от ТВД и КЭ - модель корпусов ТВД и опоры	Нагрузки от ТНД и КЭ - модель корпусов ТНД и задней опоры	
3	Проектирование систем двигателя (по индивидуальным заданиям). 3.1 Система управления компрессором (РНА, перепуск воздуха). 3.2 Система управления радиальными зазорами. 3.3 Система внутреннего воздухообеспечения.			
4	Специальная часть (по индивидуальному заданию).			
5	Расчёт ресурса деталей группы А (по индивидуальному заданию).			

Рисунок 4 – Структура группового задания часть 2 (№ 6)

На основании структуры группового задания разрабатываются индивидуальные задания на СГКП часть 2 для каждого члена группы. Ниже приводится примерное индивидуальное задание.

Индивидуальное задание на СГКП часть 2 студенту сп.№1

1. Устранение замечаний комиссии специалистов ОКБ при защите части 1 проекта

1.1 В п.1.1 (часть 1) выполнить расчёт параметров в соответствии с профилем полёта (сделано только в земных условиях).

1.2 В п.1.3 (часть 1) выполнить схему проточной части всех узлов двигателя (сделана проточная часть только вентилятора, КВД, КС, ТВД и ТНД).

2 Объёмное моделирование в среде NX

2.1 Создание объёмной модели, схемы и анимации сборки узлов: вентилятора, подпорных ступеней и объёмной модели средней опоры, оболочки и сопла контура.

2.2 Создание объёмной модели, схемы и анимации сборки всего двигателя (провести стыковку узлов, указанных в п.2.1 с соседствующими узлами двигателя).

2.3 Расчёты в среде ANSYS.

2.3.1 Расчёт и выбор подшипников.

(В соответствии с циклограммой работы двигателя по профилю полёта обосновать расчётом выбор подшипников в средней опоре). Объем 5...6 стр.

2.3.2 Расчёт и анимация критического состояния ротора НД (работа выполняется совместно со студентом, проектирующим турбину НД). Объем 3...4 стр.

2.3.3 Расчёт на прочность корпуса и подвески двигателя:

- Определение нагрузок на подвеску от вентилятора и средней опоры. КЭ – модель корпуса вентилятора и средней опоры;
- Формирование интегрированной конечно-элементной модели всего двигателя: вентилятор, средняя опора, оболочка и сопло контура и стержни S_1 , S_2 и S_3 [для студента, проектирующего вентилятор];
- Расчётный анализ выбранной конструкции корпуса и подвески двигателя; уточнение конструкции корпуса и подвески двигателя по результатам расчёта. Объем 8...10 стр.

3 Проектирование систем двигателя.

3.1 Проектирование систем управления компрессором.

3.1.1 Проектирование системы перепуска и улавливания твёрдых частиц за подпорными ступенями (в средней опоре).

3.1.2 Проектирование РВНА компрессора ВД.

3.2 Проектирование системы управления радиальными зазорами в турбине ВД (вариант исполнения задания студенту, проектирующему турбину).

3.3 Проектирование системы внутреннего воздухообеспечения.

3.3.1 Линия обогрева входного кока и линия обдува кока рабочим телом.

3.3.2 Три линии: подвод воздуха на охлаждение маслополости, наддув уплотнений, подвод воздуха на наддув уплотнений и линия суф-лирования.

4 Специальная часть проекта

Тепловой и прочностной расчёт средней опоры ТРДД со степенью двухконтурности $m=0,5$ и $m=10,0$.

Цель работы. Изучить конструкцию средней опоры ТРДД F119 ($m=0,5$) и ТРДД GP7200 ($m=10,0$), условия нагружения, тепловое состояние и создать методику теплового и прочностного проектирования средней опоры с большой и малой степенью двухконтурности.

План.

1. Анализ конструкции средней опоры ТРДДФ F119 и ТРДД GP7200 (описание конструкции: текст, рисунки, выполнять отдельным файлом).

2. Тепловой расчёт опор ТРДДФ F119 и ТРДД GP7200.

2.1 Определение внешних тепловых потоков.

2.2 Определение внутренних тепловых потоков от подшипников и шестерён.

2.3 Определение температуры стенок силовой схемы опоры.

3. Определение нагрузок действующих на среднюю опору ТРДДФ F119 и ТРДД GP7200.

3.1 Расчётная схема [4, стр.165].

3.2 Силы от температурных деформаций элементов опор.

3.3 Нагружение опор внутренним давлением.

3.4 Нагружение опор радиальной силой.

3.5 Нагружение опор силой тяги.

- 3.6 Нагружение опор усилиями подвешивания (стенки и корпус газогенератора).
 4. Прочностной расчёт опор в среде ANSYS.
 - 4.1 Средняя опора ТРДДФ F119: определение и анализ эквивалентных напряжений и перемещений.
 - 4.2 Средняя опора ТРДД GP7200: определение и анализ эквивалентных напряжений и перемещений.
 - 4.3 Особенности напряжённо-деформированного состояния средней опоры ТРДД больших и малых тяг.
 5. Методическое пособие «Тепловое и прочностное проектирование средней опоры ТРДД с большой и малой степенью двухконтурности» (методическое пособие представляется отдельным отчётом и вносится в электронную базу данных).
- В СГКП выполняется п. 1, 2, 3.
5. Расчёт ресурса деталей группы А (№ 7).

10 АНАЛИЗ СОДЕРЖАНИЯ ГРУППОВОГО ЗАДАНИЯ НА СГКП ЧАСТЬ 2

Ставится задача определить содержание, объем и порядок выполнения каждого пункта группового задания каждым членом группы опираясь на структуру группового задания (рис.4) с сохранением нумерации пунктов.

10.1 Устранение замечаний комиссии специалистов ОКБ при защите части 1 проекта.

Это естественный процесс – замечание, подсказки специалистов ОКБ при защите студентами проекта, их разъяснения позволяют улучшить качество проектирования, учат будущих инженеров. Замечания устраняются по индивидуальным заданиям руководителя проекта.

10.2 Объёмное моделирование в среде NX.

Это один из основных этапов проектирования выполняется в дисплейном классе на занятиях по курсу индивидуальная компьютерная конструкторская подготовка (ИККП) при участии руководителя проекта.

10.2.1 Создание объёмной модели узлов двигателя.

Индивидуальная ответственность за конкретный узел определённая в заданном СГКП часть 1 сохраняется и части 2.

Объёмная модель создаётся с вырезом $\frac{1}{4}$ объёма узла в среде NX с подробным изображением всех элементов, включая резьбовые соединения.

Стыковочные элементы узла (фланцы, стяжные болты по статору и элементы соединения по ротору) должны иметь геометрическое соответствие со стыковочными элементами соседствующих узлов. Это условие должно быть выполнено, чтобы обеспечить сборку всего двигателя.

10.2.1.1 Создание объёмной модели узлов вентилятора, компрессора и турбины, схемы и анимации их сборки:

- Схема сборки узла, выполненная на 2^й производственной практике уточняется с участием руководителя проекта;
- Анимация сборки узла должна соответствовать схеме сборки;
- Объёмная модель узла, схема сборки с кратким перечислением сборочных операций вносится отдельным пунктом с рисунками в пояснительную записку (рисунки) и в базу данных с чёткой идентификацией узлов.

10.2.2 Создание объёмной модели двигателя, схемы и анимации сборки.

После выполнения объёмных моделей всех узлов, проверки их стыков по корпусу и ротору стыковка их в объёмную модель двигателя с вырезом $\frac{1}{4}$ не вызывает затруднений. Ответственный за стыковку всех узлов – главный конструктор.

Объёмная модель двигателя $\frac{1}{4}$ вносится в базу данных и пояснительную записку. Схема сборки двигателя, выполненная на 2^й производственной практике, уточняется с участием руководителя проекта. Анимация сборки двигателя должна соответствовать схеме сборки.

10.2.3 Расчёты в среде ANSYS.

10.2.3.1 Расчёт и выбор подшипников [6].

Определение приведённых и эквивалентных нагрузок на каждый подшипник в соответствии с профилем полёта определение эквивалентных нагрузок и выбор подшипников проводится всеми членами группы.

10.2.3.2 Расчёт и анимация критического состояния ротора.

Расчёт критических частот и анализ форм колебаний проводится всеми членами группы в соответствии с индивидуальными заданиями.

Должны быть выявлены:

- Опасные формы колебаний.
- Влияние деформации ротора на радиальные зазоры.
- Опасные напряжения в элементах ротора.

10.2.3.3 Расчёт на прочность корпуса и подвески двигателя.

Моделирование нагружения корпуса двигателя, закреплённого на ступенях подвески, позволяет проводить анализ нагружения и деформаций корпуса и самой подвески в условиях эксплуатации. Это возможно только при использовании объёмного моделирования корпуса и подвески, создание КЭ – модели и расчёту в среде ANSYS и NASTRAN:

- 1) При выполнении объёмных моделей узлов определяются их массы и центры масс и далее определяется масса и центр масс двигателя;
- 2) Создаётся схема и конструкция подвески;
- 3) Определяются нагрузки, действующие на корпус и стержни подвески;
- 4) Создаётся КЭ – модель корпуса и стержней подвески;
- 5) Определяются напряжения и деформации в элементах корпуса и подвески;
- 6) Анализ результатов.

10.3 Проектирование систем двигателя.

Проектируются три системы при выполнении исследовательских, многоуровневых лабораторных работ на базе проектируемого в СГКП двигателя:

- 3.1 Система управления компрессором (РНА, перепуск воздуха).
- 3.2 Система управления радиальными зазорами.
- 3.3 Система внутреннего воздуховоснабжения.

Отчёты по этим лабораторным работам вносятся в коллективную записку в соответствии с индивидуальным заданием.

10.4 Специальная часть проекта.

Тема специальной части определяется научной направленностью студента (если она проявляется) и проблемами двигателестроения, в особенности теми, которые предметом научной и исследовательской кафедры КиПДЛА и факультета № 2. В такой постановке специальная часть формируется студенту одновременно и для СГКП и для дипломного проекта, то есть специальная часть СГКП является началом работы над спец. частью дипломного проекта (см. п. 8.2). Объем выполняемый в СГКП составляет обычно 20-25% от общего объема специальной части.

Та же задача ставится и для магистров – специальная часть СГКП была бы частью магистерской диссертации.

10.5 Расчёт ресурса деталей группы А.

Вносится в СГКП, выполняется как курсовая работа № 7 по курсу «Надёжность АД и ЭУ», выполненная на базе оценки надёжности детали из конструкции проектируемого двигателя.

Результаты вносятся в пояснительную записку СГКП часть 2.

10.6 Технология механической обработки и сборки элементов двигателя выполняются в виде курсового проекта «7 и курсовой работы № 9 на базе проектируемого двигателя и представляются на защиту СГКП часть 2 как самостоятельные работы и в пояснительную записку СГКП часть 2 не включаются.

10.7 Проектирование системы управления двигателем выполняется как курсовая работа № 10 по дисциплине «Автоматическое управление двигателем» (кафедра АСЭУ): создаётся система управления двигателя, создаваемого в СГКП. Как и две предыдущих курсовых работы, курсовая

работа № 10 не входит в пояснительную записку СГКП часть 2, представляется на защиту как отдельная работа.

11 ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА К СГКП ЧАСТЬ 2

Пояснительная записка к СГКП часть 2 оформляется так же как и пояснительная записка к СГКП часть 1 (см. п. 7).

12 ПЛАНИРОВАНИЕ РАБОТЫ НАД СГКП ЧАСТЬ 2

Работа над проектом разбивается на 4 блока, затраты времени на которые и сроки исполнения показаны на рис 6. Блоки к указанному сроку должны быть полностью оформлены и утверждены у руководителя.

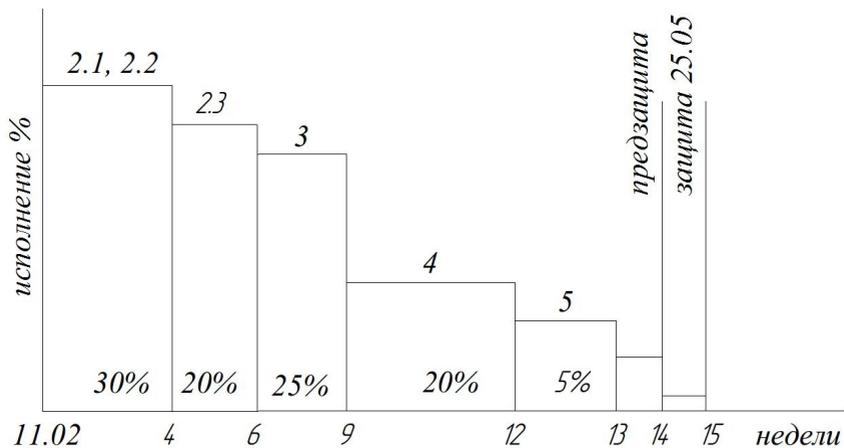


Рисунок 6 – График работы над проектом часть 2

13 ИТОГОВАЯ ЗАЩИТА СГКП

Вторая итоговая защита сквозного группового курсового проекта проходит на последней неделе 10 семестра на кафедре КиПДЛА перед

комиссией из преподавателей – руководителей проектов от кафедр ТДЛА, КиПДЛА, ПДЛА и АСЭУ во главе с деканом факультета № 2.

Комиссии представляются:

- 1) пояснительная записка СГКП часть 1 и часть 2 с чертежами, включая продольный разрез двигателя в М 1:1 (№6).
 - 2) пояснительная записка и чертежи к курсовому проекту по технологии сборки узла (№8).
 - 3) пояснительная записка и чертежи к курсовой работе по механической обработке детали (№9).
 - 4) пояснительная записка курсовой работе по проектированию системы управления двигателем (№10).
 - 5) доклад и презентация доклада.
- Порядок защиты дан в п.8.3.

14 РЕКОМЕНДАЦИИ ДЛЯ ПРЕПОДАВАТЕЛЕЙ

14.1 С самого начала выполнения курсовой работы № 1 на кафедре теории двигателей студенты 4^{ГО} курса (7 семестр) должны знать, что они

начали работу над сквозным групповым курсовым проектом по созданию авиационного газотурбинного двигателя, знать что это за проект и получить групповые задания.

14.2 Учитывая, что задания на сквозной групповой курсовой проект регламентирует межкафедральные связи на 4 семестра, его должно утвердить лицо, определяющие эти связи, то есть декан факультета.

14.3 Руководители курсовых работ № 1, 2, 3, 4, 5, которые выполняются в 7 и 8 семестре должны определить форму и объем материалов из пояснительных записок в пояснительную записку интеграционной работы №6 «Компьютерное конструирование основных узлов АД и ЭУ» которое защищается студентами перед комиссией специалистов ОКБ. Эти материалы должны быть проконтролированы и утверждены подписью на титульном листе пояснительной записки курсового проекта № 6.

14.4 Сквозное курсовое проектирование в 10 семестре проводится на кафедре КиПДЛА (к.п. № 6 часть 2), на кафедре ПДЛА (курс. раб. № 7 и 8) и на кафедре АСЭУ (курс. раб. № 9), они заканчиваются одновременно. Поэтому на весеннюю защиту эти этапы СГКП представляются каждый отдельно.

14.5 Весенняя защита работ № 6 часть 2, № 7, № 8, № 9 и № 10 проходят перед комиссией, состоящей из преподавателей – руководителей этапов № 1 – 10, которую возглавляет декан факультета.

Этот акт имеет большое значение как для студентов так и для преподавателей. Хорошо видны общие недоработки и видно, что нужно исправлять, совершенствовать.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Старцев Н.И. Проектирование авиационных ГТД. Групповое курсовое проектирование: Учеб.пособие/ Н.И Старцев; Самар. авиац. ин-т, Самара, 1991. 66с.
2. Руководящие и методические материалы по сквозному курсовому проектированию: метод.указания/ сост. А.И. Ермаков, Н.И. Старцев, С.В. Фалалеев.- Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006.-32с.
3. Формирование технических объектов на основе системного анализа/ В.Е Руднев, В.В. Володин, К.М. Лучанский [и др.]-М.: Машиностроение, 1991.-320с.
4. Старцев Н.И. Конструкция и проектирование турбокомпрессора ГТД: учебное пособие/ Н.И. Старцев – Самара: Издательство Самар. гос. аэрокосм. ун-та. 2006, 206 с.
5. Старцев Н.И, конструкция и проектирование камеры сгорания ГТД: учебное пособие/ Н.И. Старцев – Самара: Издательство Самар. гос. аэрокосм. ун-та. 2007, 120 с.
6. Старцев Н.И. Проектирование авиационных ГТД. Начальный этап: учебное пособие/ Н.И. Старцев – Самара: Издательство Самар. гос. аэрокосм. ун-та. 2010, 173 с.
7. Старцев Н.И. Конструкция и проектирование опор роторов ГТД: учебное пособие / Н.И. Старцев – Самара: Издательство Самар. гос. аэрокосм. ун-та. 2011, 185 с.
8. Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачѳ С.В., Резник В.Е., Цыбизов Ю.Н. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения – Самара: СНЦ РАН, 2004 – 266с.
9. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей/В.П. Данильченко, С.В. Лукачѳ, Ю.Л. Ковылов, А.М. Постичков [и др.]- Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008 – 620с.
10. Кулагин В.В. Теория, расѳет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник.- М.: Машиностроение, 2002,- 616с.
11. Выбор и обоснование профиля полѳта самолѳта: Учебное пособие/М.А. Соколов. 2012, 40с.
12. Белоусов А.Н., Мусаткин Н.Ф., Радько В.М. Теория и расѳет авиационных лопаточных машин: Учебник.- Самара: ФУГП, Изд-во «Самарский дом печати», 2003.- 306с.

13. Рабочие и сборочные чертежи ГТД: Учеб. пособие/Ю.М. Ануров, Н.И. Старцев, Самар. гос. аэрокосм. ун-т, Самара, 1999, 60с.