

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
Государственное образовательное учреждение
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

РУКОВОДЯЩИЕ И МЕТОДИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ
ПО СКВОЗНОМУ КУРСОВОМУ ПРОЕКТУ

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

САМАРА
Издательство СГАУ
2006



**Инновационная образовательная программа
"Развитие центра компетенции и подготовка
специалистов мирового уровня в области аэро-
космических и геоинформационных технологий"**

Составители: *А.И. Ермаков, Н.И. Старцев, С.В. Фалалеев*

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В. Н. М а т в е е в

Руководящие и методические материалы по сквозному курсовому проекту: метод. указания / [сост. *А.И. Ермаков, Н.И. Старцев, С.В. Фалалеев*]. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. - 32 с.

В методических указаниях рассмотрены методические вопросы организации сквозного курсового компьютерного проекта по проектированию авиационных двигателей (АД) и энергетических установок (ЭУ).

Методические указания предназначены для студентов факультета двигателей летательных аппаратов, обучающихся по специальности "Авиационные двигатели и энергетические установки". Подготовлены на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов.

УДК 621.452.221.3.01

Оглавление

Введение	4
1. Сквозной групповой проект: опыт, задачи	5
2. Общее задание по СККП. Индивидуальное задание по предмету	8
Библиографический список	11
Приложение 1. Задание на сквозной групповой проект. Индивидуальные задания	12
Приложение 2. Техническое задание на разработку двигателя	16
Приложение 3. Техническое задание на проектирование двигателя (адаптированный вариант)	22
Приложение 4. Техническое задание на проектирование компрессора высокого давления	24
Приложение 5. Техническое задание на проектирование турбины высокого давления	27
Приложение 6. Конструктивная схема и графическое представление процесса сборки АД и ТНД	29

Введение

Создание современного авиационного двигателя (АД) - сложный процесс, включающий деятельность многих специалистов различных областей знаний. Высокие показатели качества АД закладываются в процессе его проектирования и доводки на основе тесного сотрудничества конструкторов, технологов, металлургов, испытателей, владеющих современными информационными технологиями. Конструктор должен целенаправленно использовать все свои знания, а также знания других специалистов для поиска оптимальных конструкторских решений, обеспечивающих высокий уровень характеристик создаваемого АД. Для этого он должен владеть основами проектирования АД в целом и отдельных их элементов.

Разработанные методические указания предназначены для использования в сквозном курсовом компьютерном проектировании (СККП), который охватывает цикл специальных дисциплин по следующим направлениям: теория АД и ЭУ, теория и расчет лопаточных машин АД и ЭУ, проектирование и конструирование АД и ЭУ, надежность АД и ЭУ, компьютерные технологии проектирования и конструирования АД и ЭУ, автоматическое регулирование АД и ЭУ, технология сборки АД и ЭУ, - для студентов, обучающихся по специальности 160301 «Авиационные двигатели и энергетические установки».

СККП формирует всестороннюю подготовку конструкторов по авиационным двигателям и энергетическим установкам, и определяет глубокое изучение предмета. Результат обучения - высокая профессиональная выучка, широкий спектр знаний и минимальное время адаптации в рабочем коллективе.

Методические указания «Руководящие и методические материалы по сквозному курсовому проекту», являющиеся одним из модулей методического обеспечения по конструкции и проектированию авиационных двигателей (АД) и энергетических установок (ЭУ), входят компонентой в прогрессивную систему формирования инженера-конструктора, реализованную в Самарском государственном аэрокосмическом университете имени академика С.П.Королева. Идея этой системы состоит в том, что выпускник должен уметь проектировать авиационные газотурбинные двигатели и их элементы и на этой базе создавать оригинальные проекты других сложных изделий, уметь находить новые инженерные решения и в совершенстве владеть современными компьютерными технологиями проектирования.

1. Сквозной курсовой проект: опыт и задачи

Сквозное курсовое проектирование имеет целью связать единым общим заданием все курсовые проекты и курсовые работы по всем специальным дисциплинам, формирующим специалиста-инженера по АД и ЭУ.

Возможность этого поддается самой раскладкой этих дисциплин по времени, отведенному на обучение: вначале изучается теория двигателей, затем их конструкция, далее - технология двигателей. Это несколько курсовых проектов в 7...10 семестрах. В настоящее время реализовано включение нижеперечисленных курсовых проектов и курсовых работ.

Курсовые проекты и работы по курсам:	Семестр:
«Теория, расчет и проектирование АД и ЭУ»	7
«Теория и расчет лопаточных машин АД и ЭУ»	8
«Вибрация и прочность АД и ЭУ»	8
«Компьютерное конструирование основных узлов АД и ЭУ»	9
«Технология производства АД, ЭУ и ее компьютерная поддержка»	9, 10

Следует отметить, что проводится целенаправленная работа по привлечению к сквозному проекту и других специальных дисциплин. Все курсовые проекты и работы имеют одну общую задачу - научить выполнять проект авиационного газотурбинного двигателя и его элементов, который является квалификационной работой. Итак, если в начале обучения на специальных кафедрах дать студенту задание спроектировать двигатель и разложить это задание на части, каждая из которых выполняется и защищается на определенных кафедрах, а на финише сделать результирующую защиту перед комиссией, состоящей из всех педагогов, руководивших этими курсовыми проектами - частями общего задания, то по идее будет желанный итог – студент будет уметь проектировать двигатель, педагоги будут иметь возможность убедиться в этом и увидеть результаты своего труда, увидеть недоработки, чтобы совершенствовать затем процесс обучения.

Такая цепочка, такое сквозное проектирование проводится с 2000 года. Зачинатели сквозного проектирования надеялись, что этот учебный эксперимент, который дает отличные результаты, будет способствовать совершенствованию процесса обучения, предметных взаимосвязей, уровню подготовки. Можно сказать, что эти надежды оправдались. Студенты специализации «Компьютерные технологии конструирования авиационных изделий» выполняют проектирование, используя современные технологии: компьютерную графику с 2D и 3D моделированием, ведут термо- и газодинамическое проектирование с использованием пакета программ, расчеты на прочность проводятся в среде ANSYS, технологическое проектирование также ведется средствами машинной графики и с использованием пакета ANSYS. Защиты сквозного курсового проекта проводятся дважды: первый раз в конце 9 семестра перед комиссией специалистов ОКБ, и второй раз – перед комиссией из преподавателей во главе с деканом факультета.

Успех во многом подготовлен многолетним (начиная с 1986г.) опытом группового курсового проектирования в группе ЦИПС, когда была решена задача создания проекта авиационного двигателя при курсовом проектировании.

Следующий этапный шаг – создание компьютерной базы данных авиационных двигателей. Создание в 1995 г. компьютерного класса кафедры КиПДЛА было, наряду с формированием базы двигателей, важным мероприятием – у студентов еще не было личных компьютеров и студенты с 3^{го} по 5^й курс, а затем и дипломники были в классе, который работал с большой перегрузкой и часто до 8-10 вечера, при этом с высоким КПД. Эффект передачи знаний от старших к младшим здесь был колоссальный.

Третий рубежный шаг – коренное изменение программы курса «Динамика и прочность АД и ЭУ» с введением метода конечных элементов и современного программного

комплекса ANSYS для расчета на прочность и исследования динамики лопаток, дисков и рабочих колес.

Успешное внедрение сквозного проектирования вскрыло некоторые проблемы.

1. Необходимо четко спланировать взаимосвязь курсовых проектов и передаваемых данных.

2. При расчете лопатки на прочность и отстройке от резонансов чаще всего требуется перепрофилирование лопатки. Эта операция должна проводиться в процессе прочностного расчета, и не так как сейчас, когда на профилирование тратится много времени и проводить его нужно в другом классе. Это означает, что без программного комплекса быстрого профилирования лопатки (часы) и единого информационного пространства факультета продвижения вперед не будет.

3. При формировании концепции конструкции проектируемого двигателя, термодинамическом проектировании узлов (КС и др.), при проектировании элементов двигателя (охлаждаемых лопаток и др.) в практике преподавания на специализированных кафедрах широко используется метод проектирования от прототипа.

Ничего плохого здесь не было бы, если бы педагог давал студенту еще и метод, который позволяет создавать новые, оригинальные конструкции. Если он его не дает, что часто и есть, прототип – это плохо.

Здесь уместно привести две цитаты из работы /1/. «В настоящее время можно наблюдать проникновение формальных методов в описание творчества конструктора и в структурный синтез объектов, но это пока не обеспечивает прорыва в область принципиально новых проектных решений и математической модели творчества пока нет. Разумеется конструктор может быть знаком с исследованиями по научным методам формирования объектов, может использовать в работе САПР и интерактивные процедуры общения с ЭВМ, но основной областью приложения формально математических методов к проектной разработке пока остается параметрический синтез, т.е. оптимизация параметров структурной схемы, предложенной конструктором». «... прогресс в технике подчинен внутренним законам развития объектов, противоречиям между конфликтующими в них элементами; в конструкции объекта заключены предметный опыт разработчиков (конструкторов, ученых), результаты фундаментальных исследований, открытий и изобретений. Основным двигателем прогресса на этапе замысла объекта является творчество и интуиция конструкторов и исследователей, располагающих научной информацией и запасом знаний. Поэтому нельзя заключать разработчика уже в начале работы в жесткие рамки задач, так как талантливые проектные решения (а другие не нужны) расширяют эти рамки и меняют сами задачи (таких примеров в технике, в частности авиационной, было достаточно)».

4. Как отмечалось выше, в начале внедрения компьютерной техники в учебный процесс у студентов личных компьютеров не было, и студенты были вынуждены работать в дисплейном классе. Это было благодатное время для педагога – он мог консультировать сам, используя возможности компьютера (например, быстро найти пример исполнения элемента в другом двигателе или увеличить изображение элемента). Здесь и студенты старших курсов по просьбе педагога консультировали младших. При несовершенных маломощных компьютерах эффект работы педагога был очень высок.

В настоящее время дисплейные классы, оснащенные суперкомпьютерами, заполнены только по расписанию – в остальное время они пусты. Причины:

- любыми путями студент обзаводится собственной базой двигателей, а она сейчас насчитывает более 60 двигателей;
- педагоги и не ставят перед собой задачу обязательного присутствия студентов, если он может эту работу сделать дома.

Чтобы вернуть утраченные наработки в учебном процессе, необходимо использовать опыт педагогов кафедры в использовании РДМ – систем и решить задачу создания учебной системы на основе базы данных двигателей так, чтобы студенту было выгоднее и комфорт-

нее работать в классе, а не дома.

5. Студенты довольно быстро и с желанием осваивают объемное моделирование. Вопрос главный – как использовать 3D модели при проектировании (создании рабочей документации) и в производстве (и в частности при контроле деталей и собранных узлов). Отсюда вытекают методические вопросы: чему учить? и как учить?

6. Факультетская программа совершенствования системы СККП предполагает создание компьютерного сопровождения процесса курсового проектирования. При осуществлении этой программы возникла идея формализованного построения конструктивных схем и даже создания компоновки двигателя. Факультет должен выработать свою позицию – какому методу проектирования двигателей отдается предпочтение при обучении студентов-конструкторов.

Общепринятым в мировой практике двигателестроительных фирм является системный подход к формированию конструкции газотурбинного двигателя, когда эта сложная система не разрабатывается и не оптимизируется сразу целиком, а используется разделение ее на части или декомпозиция. Это позволяет упростить задачу поиска оптимального решения, расширить фронт работ, предоставив автономия разработчикам частей, при этом сохранив рычаги управления за разработчиком «большой системы» /1/.

И возможен другой метод проектирования, обратный методу декомпозиции – метод композиционного проектирования. Когда формирование сложной системы производится из элементов специальным образом подобранной агрегатной базы /1/.

Сторонники «схем квадратиков», осознанно (это хуже) или нет, придерживаются именно этого метода и пропагандируют его под флагом совершенствования компьютерной поддержки СККП.

Цитаты из докладов: «для создания блок-схемы ГТД элементы двигателя представляются в виде блоков, собранных подобно кубикам», «... наконец выбирается один подходящий прототип ГТД», «предложенный подход позволяет использовать апробированные и отработанные технологические приемы, т.е. использовать опыт других разработчиков. Это является актуальным в настоящее время, когда стоимость разработки нового двигателя растет, и фирмы осуществляют совместные проекты с разделением труда, способствующим снижению расходов на создание нового двигателя» /2/.

Все просто: набирается из кубиков, т.е. из позаимствованных узлов двигателей любых фирм проектируемый двигатель. Все просто и дешево. Только два возражения.

Первое. На практике такое заимствование наказуемо. Следовательно, можно использовать только свои кубики или кубики с разрешения партнера.

Второе и главное. Где же здесь творчество, которое только и позволяет создавать принципиально новые конструкции?

Отстаивая системный подход, никто не собирается отказываться от совершенствования компьютерной поддержки СККП. Однако нужно в планах по-другому расставить акценты.

7. Необходимо составить общую блок-схему СККП с участием кафедр ТДЛА, КиПДЛА, ПДЛА и АСЭУ, введя туда блоки методического и аппаратно-програмного обеспечения по каждой кафедре и выделить блоки, которые нужно создавать или переделывать. Необходимо отметить, что методическая поддержка разработана /3-6/.

8. В настоящее время вся система СККП основана на устных договоренностях – это ненадежная система. Нужен документ, регламентирующий и обязывающий, типа СТП – стандарта предприятия СГАУ.

2. Общее задание на СККП. Индивидуальные задания по предмету

Сквозной курсовой проект выполняется группой из 2, 4 или 6 студентов, т.к. в соответствии с программой обучения каждый студент должен выполнить проект лопаточной машины компрессора или турбины, и количество пар студентов в группе равно числу каскадов проектируемого двигателя.

Один из студентов группы, чаще наиболее подготовленный назначается старшим группы – Главным конструктором.

При распределении индивидуальных заданий по базовой курсовой работе №1 по дисциплине «Теория АД и ЭУ» Главные конструкторы получают задание на проектирование двигателей, которые будут основой для выполнения всех остальных курсовых проектов и курсовых работ, входящих в СККП. В зависимости от числа студентов в учебной группе и от типов двигателей (выбранных на совещании ведущих педагогов всех кафедр по представлению выпускающей кафедры КиПДЛА), формируется несколько коллективов, каждый со своим Главным конструктором. Комплектование таких групп идет обычно на добровольной основе.

Каждая такая группа получит задание на проектирование АД или ЭУ в рамках СККП, которое утверждается деканом факультета и которое является директивным документом по организации работ по СККП на кафедрах ТДЛА, КиПДЛА, ПДЛА и АСЭУ.

На основании этого группового задания разрабатываются задания по каждой курсовой работе и проекту, входящих в СККП. Схема показана на рис.1.

Групповое задание (ГЗ)

Разработку группового задания (ГЗ) инициирует выпускающая кафедра пятой группы – КиПДЛА. Чтобы учесть все мнения педагогов других кафедр, кафедра КиПДЛА проводит обсуждение заданий на специальном совещании и только тогда представляет ГЗ на утверждение декану факультета.

В ГЗ (приложение 1) указываются выходные характеристики АД и ЭУ (взлетная тяга, мощность на валу ЭУ, область использования – гражданская или военная авиация, место установки на самолете), исходные данные для расчета (высота, M_n и дальность), а также назначенный ресурс и ресурс до первой переборки. В качестве ограничений указывается удельный расход топлива $C_{уд}$, иногда температура газа перед турбиной T_r^* и делается главное указание «Остальные требования в ТЗ на двигатель»

В ГЗ указывается состав группы и персональная ответственность каждого студента за проектирование определенных узлов двигателя.

Последним разделом ГЗ определяются педагоги, которые будут руководить курсовыми работами и проектами, входящими в СККП.

ГЗ является источником исходных данных (ИД_о) для разработки индивидуальных заданий для курсовых работ и курсовых проектов на кафедрах.

Техническое задание (ТЗ) на разработку АД и ЭУ

В реальных условиях проектирования в ОКБ ТЗ (приложение 2) формируется одновременно с определением облика (концепции) проектируемого двигателя группой ведущих специалистов (рис.2).

При курсовом проектировании студенты должны понимать ответственность и трудности этапа разработки ТЗ. Формируя ТЗ для своего двигателя приспособлением, адаптацией, базовых ТЗ для данного типа двигателя или ЭУ (приложение 3). Именно этот прием анализа базовых ТЗ и создание на этой основе ТЗ для своего двигателя является понятным и доступным. Разработанное таким образом ТЗ, утверждается руководителем проекта от кафедры КиПДЛА.

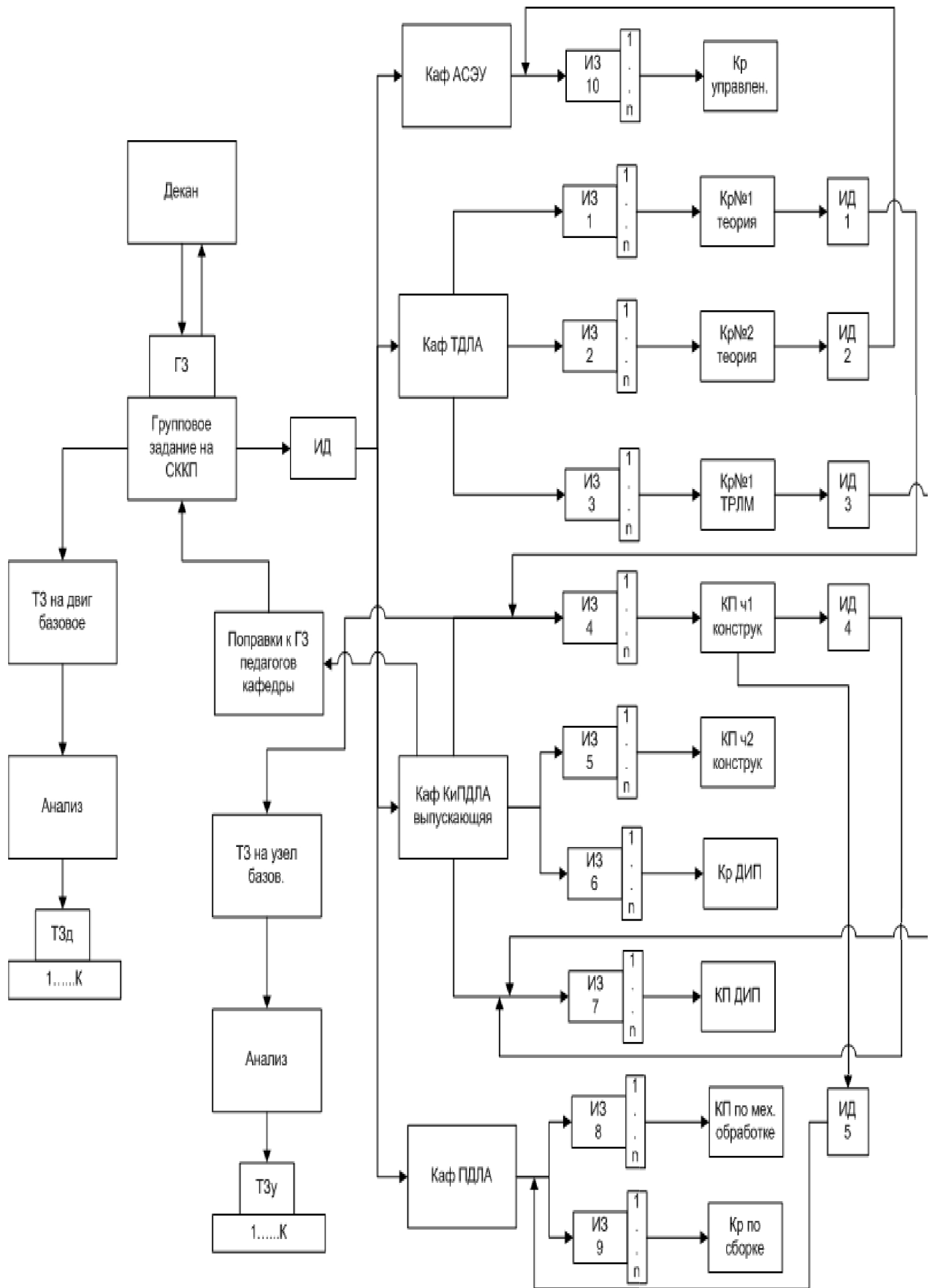


Рис. 1. Структурная схема разработки группового задания на СККП и индивидуальных заданий по курсам

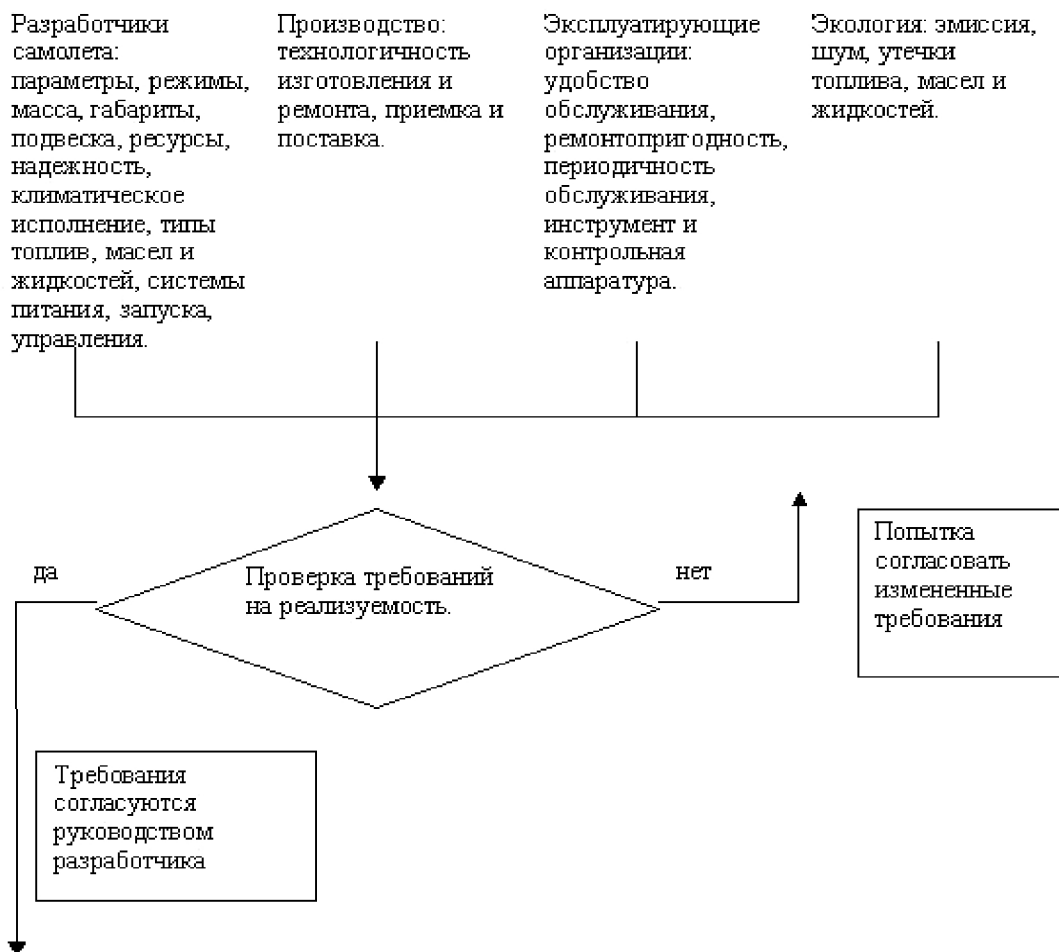


Рис. 2. Приблизительный алгоритм составления ТЗ

Чтобы реализовать такой прием разработки ТЗ, в базе данных должно существовать ТЗ, заимствованное в ОКБ по 3...5 типам АД и 2...3 типам ЭУ.

Индивидуальные задания

По каждой курсовой работе и курсовому проекту разрабатываются индивидуальные задания (ИЗ) для каждого студента (приложение 1) ИЗ₁, ИЗ₂, ИЗ₃ разрабатывается на основе ИД₀. Для разработки заданий на кафедре КиПДЛА данных ИД₀ не достаточно. Для формирования задания ИЗ₄ и ИЗ₅ необходимы ИД₁, для ИЗ₇ – ИД₃ и ИД₄.

По кафедре ПДЛА: для ИЗ₈ и ИЗ₉ – ИД₅. И наконец для формирования на кафедре АСЭУ для ИЗ₁₀ необходимо ИД₃.

ТЗ на узел (ТЗ_у)

При разработке конструкции модулей компрессора и турбины разрабатывается каждым студентом ТЗ_у – техническое задание на узел (приложения 4-5) по такой же схеме, что и ТЗ на двигатель. В соответствии с индивидуальным заданием выбирается базовое ТЗ на узел и после анализа и согласования с руководителем создается ТЗ_у.

Библиографический список

1. Руднев В.Е., Володин В.В. и др. Формирование технических объектов на основе системного анализа. М.: Машиностроение, 1991., 320с.
2. Цой А.Ю., Проданов М.Е. методика использования на начальном этапе СККП хранилища данных по двигателям в среде РДМ-системы. Сборник трудов межрегиональной научно-методической конференции «Актуальные проблемы развития университетского технического образования в России». 2-3 февраля 2006г. Самара.
3. Кулагин В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.
4. Белоусов А.Н., Мусаткин Н.Ф., Радько В.М. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин: Учебник. – Самара: ФГУП “Изд-во “Самарский Дом печати”, 2003.– 336с.
5. Старцев Н.И. Конструкция и проектирование турбокомпрессора ГТД/ Учебное пособие. – Самара, 2006. – 216с.
6. Демин Ф.И., Проничев Н.Д., Шитарев И.Л. Технология изготовления основных деталей газотурбинных двигателей: Учебн. Пособие. – М.: Машиностроение, 2002. – 328 с.

Приложение 1. Задание на сквозной групповой проект Индивидуальное задание на проектирование

Пример задания на сквозной групповой курсовой проект

I. Спроектировать ТРДДФ АД-64 с $P_{\text{Ф0}} = 125$ кН с установкой двигателя в хвостовой части фюзеляжа. Образец ТРДДФ F100 фирмы PW.

Исходные данные:

$H = 0$; $M_{\text{П}} = 0$; $L = 1500$ км; $\tau = 2000$ ч., $\tau_{\Sigma} = 6000$ ч.

Ограничения:

1) $C_{\text{уд Ф0}} = 1,98$ кг/дан·ч; $C_{\text{уд 0}} = 0,67$ кг/дан·ч; $D_{\text{вх}} = 1180$ мм; $T_{\text{Г}}^* = 1670$ К; $\gamma_{\text{АА}} = 0,135$.

2) Двигатель должен быть выполнен строго по форме проточной части образца с максимальным приближением конструкции к оригиналу.

М 1:1.

Ввести в базу данных до _____.

Остальные требования в ТЗ на двигатель и ТЗ на узлы.

II. Должны быть выполнены следующие этапы проектирования:

№	Этапы проектирования	Кафедра	Сем.
1	Термодинамический расчет на земле и высоте и формирование проточной части двигателя.	ТДЛА	7
2	Газодинамический расчет компрессора (турбины) с профилированием лопаток РК и повторным профилированием по результатам расчета на прочность и колебания.	ТДЛА	8
3	Расчет на прочность и колебания РК (лопатка, диск) с частотной отстройкой. Разработка эскизного проекта узла (компрессор, турбина) и сборочного чертежа рабочего колеса.	КиПДЛА	8
4	Проектирование двигателя: разработка конструкции всех узлов и двигателя в целом. Расчет критических частот ротора. Расчет по индивидуальным заданиям.	КиПДЛА	9,10
5	Разработка технологии сборки рабочего колеса, сборки узла	ПДЛА	9
6	Построение объемных моделей и оценка ресурса деталей группы А	КиПДЛА	10
7	Разработка технологии механической обработки детали на станках с ЧПУ	ПДЛА	10

III. По представлению заведующих кафедр руководителями проекта назначаются:

По термодинамическому проектированию	проф. Кулагин В.В.
По газодинамическому расчету компрессора и турбины	доц. Мусаткин Н.Ф. доц. Матвеев В.Н.
По расчету на прочность и колебания	проф. Ермаков А.И.
По разработке конструкций узлов и двигателя в целом	проф. Старцев Н.И.
По технологии сборки узла и двигателя	проф. Демин Ф.И.
По 3D моделированию	асс. Давыдов Д.П.
По оценке ресурса деталей группы А	доц. Виноградов А.С.
По технологии механической обработки	проф. Демин Ф.И.

Декан факультета ДЛА

Ермаков А.И.

**Индивидуальное задание студенту _____
по курсовой работе по курсу «Теория, расчет и проектирование АД и ЭУ»**

На базе двигателя F119 фирмы Пратт – Уитни выбрать параметры рабочего процесса и выполнить проектный термогазодинамический расчет ТРДДФ на взлетном режиме в САУ, на земле при $M_{\text{П}} = 0$, увеличив тягу прототипа на 15% и снизив 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 по курсу «Теория, расчет и проектирование АД и ЭУ»*

1. Выбор закона управления
2. Особенности совместной 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 Расчет линии совместной работы
 - 2.4 Определение запасов устойчивой работы компрессора
3. Расчет характеристик двигателя
 - 3.1 Составление методики расчета
 - 3.2 Расчет скоростных характеристик

*Индивидуальное задание студенту _____
по курсовой работе по курсу «Теория и расчет лопаточных машин 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 проточной 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 вНА
 - 2.5. Расчёт геометрических параметров лопаточного венца РК 1-й ступени

*Индивидуальное задание студенту _____
по курсовой работе 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 ее прочности по несущей способности.
 - а) Обеспечить прочность по несущей способности при минимальной массе.
 - б) Расчет на прочность исходной конструкции лопатки.
 - в) Осуществляется проектировочный расчет лопатки на прочность: это последовательный многократный расчет лопатки на прочность с изменением профилей до достижения во всех сечениях условия: $K_b \geq 2.0$ $r_{bx} \geq 0.3$ 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 расчета в виде таблицы, рисунков. Рассчитываются запасы прочности. Приводятся предельные напряжения по сечениям. Запасы прочности по несущей способности в каждом сечении. Выводы по результатам расчета о прочности и массе.
4. Проектирование лопатки из условия обеспечения ее прочности по местной прочности.
 - а) Расчет лопатки на изгиб от действия газовых сил. Ось лопатки – радиальная ось. Сравнительная оценка напряжений растяжения и изгиба. Выполняется расчет на прочность от действия газовых и центробежных нагрузок.
 - б) Проектировочный расчет лопатки на местную прочность: это многократный расчет лопатки на прочность при последовательном увеличении линейно изменяющихся по высоте лопатки выносов центров тяжести сечений до полной компенсации напряжений изгиба в опасном сечении. При расчетах необходимо прикладывать 60% величины газовой нагрузки.
 - в) Рассчитываются запасы по местной прочности лопатки. Нагрузка прикладывается в полном объеме; выводы о местной прочности лопатки. Коэффициент запаса $K_m \geq 1.8$.

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

5. Расчет рабочего колеса на колебания.

5.1. Резонансная диаграмма рабочего колеса.

а) Строится резонансная диаграмма в предположении, что диск является абсолютно жестким. 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 расчет при последовательном двукратном изменении толщины трех сечений лопатки: втулочного, среднего, периферийного. Одно изменение – увеличение толщины на 10%, другое – уменьшение на 10%;

б) Расчет 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:

$r_{вх} \geq 0.3$ мм; $r_{вых} \geq 0.3$ мм; $\delta_{max} \geq 1.5$ мм.

б) Строится новая резонансная диаграмма.

6. Перепрофилирование лопатки.

7. Окончательный расчет на прочность лопатки:

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

б) Делается вывод по результатам расчета.

8. Расчет на прочность хвостовика лопатки

а) Рассчитать нагрузку на хвостовик

б) Граничные условия, проектировочный расчет из условия $K_m \geq 2$

*Индивидуальное задание студенту _____
по курсовому проекту по курсу «Вибрация и прочность АД и ЭУ»*

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

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

Исследование влияния на напряженное 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 расчет диска. Осуществляется многократный расчет диска для обеспечения $K_m > 1.6$ и минимальной массы. Оптимизация - на основе исследования. Для окончательного варианта расчета – рисунок распределения напряжений. Строятся графики изменения напряжений и коэффициентов запаса по радиусу диска.

6. Выводы по проектированию диска.

*Индивидуальное задание студенту _____
по курсовому проекту по курсу «Компьютерное конструирование основных узлов АД и ЭУ»*

Спроектировать АД в соответствии с заданием на сквозной групповой курсовой проект.

Часть I

1. Спроектировать ТНД, опору турбины и форсажную камеру двигателя.

2. Термодинамическое проектирование.

- результаты расчета на взлетном и крейсерском режимах в последней итерации;
- схема проточной части с размерами и параметрами в контрольных сечениях (к/р ТДЛА и последующие расчеты);
- конструктивная схема двигателя и разделение на модули. Обосновать выбор формы проточной части от входа до среза сопла.

3. Проектирование ТНД.

- таблица параметров за каждым лопаточным венцом;
- обосновать форму проточной части (ТРЛМ);
- отработать конструкцию исходного варианта для введения в базу;

- обосновать отсутствие бандажной полки на 1 РК;
 - выполнить расчет охлаждения лопаток по прототипу;
 - выполнить инженерный расчет осевых и радиальных зазоров (номинальные и предельные отклонения);
 - выполнить расчет допустимых дисбалансов и размещение грузов;
 - выполнить инженерный расчет осевых и радиальных нагрузок в опорах, выбрать все подшипники ротора и рассчитать стяжное устройство;
 - выполнить альтернативный вариант ТНД с облегчением конструкции на 10% и повышением КПД. Подтвердить это весовым анализом и расчетом диска на прочность в альтернативном варианте.
4. Проектирование опоры турбины.
 - обосновать конструктивную схему опоры с демпфером и разделить ее на сборочные единицы;
 - определить прокачку масла через опоры с учетом охлаждения, спроектировать подвод и слив масла, суфлирование и наддув уплотнений;
 - спроектировать систему теплозащиты маслополости и систему подвода воздуха на охлаждение;
 - спроектировать уплотнения и демпферы.
 5. Проектирование ФК.
 - провести газодинамический расчет по Шукину с учетом двухконтурности и обосновать число и расположение стабилизаторов у двигателя образца и число контуров топливоподдачи;
 - обосновать расчетом на прочность конструкцию подвески топливных коллекторов и стабилизаторов.
 6. Расчеты на прочность.
 - расчеты на прочность рабочей лопатки, выбор и расчет хвостовика;
 - построение и анализ резонансной диаграммы;
 - расчет на прочность диска;
 - критическая частота вращения ротора;
 - расчет непробиваемости корпуса.
 7. Графическая часть (М1:1).
 - сборочный чертеж двигателя со спецификацией и ТТ (свои узлы и ТТ);
 - сборочный чертеж ТНД со спецификацией и ТТ;
 - сборочный чертеж РК (или всего ротора);
 - рабочие чертежи: лопатки, диска и детали.

Часть II.

1. Устранение замечаний комиссии ОКБ и выполнение незавершенных работ по заданию части I.
2. Инженерный расчет осевых и радиальных сил и выбор подшипника.
3. Расчет на прочность детали МКЭ – кольца нижней опоры направляющего аппарата первой ступени компрессора высокого давления ТРДДФ АД-65. Требования к точности изготовления.
4. Расчет ресурса лопатки компрессора проектируемого двигателя.
5. Принципиальная схема сборки узла с нумерацией узлов и деталей на конструктивной схеме. Описание порядка сборки.
6. Принципиальная схема сборки двигателя с нумерацией модулей и деталей на конструктивной схеме двигателя. Описание порядка сборки. (см. Приложение б).
7. Специальная часть проекта.

Индивидуальное задание студенту _____ по курсовой работе по курсу «Технология производства АД, ЭУ и ее компьютерная поддержка»

1. Начальный анализ детали.
 - 1.1 Составление плоского и объемного 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. Чертеж двигателя _____.
2. Годовая программа выпуска: 50 моторокомплектов в год.

*Индивидуальное задание студенту _____
по курсовому проекту по курсу «Технология производства АД, ЭУ и ее 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. Чертеж двигателя _____.
2. Серийность: 50 моторокомплектов в год.

Приложение 2. Техническое задание на разработку двигателя

(согласовывается с ЦАГИ, ГосНИИГА, ЦИАМ, ГВС и ТРГСГА МТ РФ, с заказчиком и исполнителем)

1. Наименование разработки и назначение двигателя

.....двигатель создается в соответствии с (постановление министерства, заказ и т.п. 0.

Двигатель может быть установлен на самолет

Двигатель должен пройти испытания на летающей лаборатории с целью демонстрации высокой топливной эффективности в составе силовой установки, апробации новых технических решений, подтверждения заявленных характеристик и основных технических данных в полетных условиях.

Настоящее ТЗ, утвержденное специально уполномоченным органом исполнительной власти, осуществляющим государственное регулирование деятельности в области гражданской авиации, не предусматривает обеспечение приобретения двигателя предприятиями гражданской авиации.

2. Основание для разработки

Федеральная целевая программа «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года», утвержденная постановлением правительства Российской Федерации №728 от 15.10.2001г. (раздел «Двигатели для самолетов и вертолетов и вспомогательные силовые установки»).

3. Ожидаемые условия эксплуатации

Работоспособность двигателя должна обеспечиваться во всех ожидаемых условиях эксплуатации :

- число М, соответствующее крейсерской скорости полета 0,8...0,82
- диапазон высот применения, м 0...13000
- высота аэродрома над уровнем моря, м -300...3500
- максимальная продолжительность полета, ч 12...14.

Максимально допустимая скорость ветра в приземном слое при запуске:

- боковая составляющая под углом 90° к ВПП, м/с 15
- встречная составляющая, м/с 25
- попутная составляющая, м/с 5
- при рулении, взлете и посадке по всем направлениям, м/с 25

Двигатель должен надежно работать в полном диапазоне атмосферного давления по ГОСТ4401-81 № «Стандартная атмосфера» при температуре окружающего воздуха:

- у земли -55°С до +45°С
- в полете от тропического максимума до арктического минимума по условной атмосфере ИКАО.

Максимально допустимая относительная влажность воздуха 100%.

Значения максимальной и минимальной эксплуатационных перегрузок уточняются с разработчиками самолета и указываются в ТУ на двигатель.

4. Технические требования

4.1. Технические характеристики

4.1.1. Взлетный режим:

4.1.1.1. В условиях $H=0$, $M=0$, CA по ГОСТ4401-81, $\sigma_{вх}=1$

- тяга, Н (кгс), не менее

- удельный расход топлива, кг/даН•ч (кг/кгс•ч), не более

Примечание. Значение удельного расхода уточняется из условия обеспечения удельного расхода по п. 4.1.4.

4.1.1.2. В условиях $H=0$, $M=0$, $t_n=+30^\circ\text{C}$ и $P_n=730$ мм. рт ст., $\sigma_{вх}=1$

- тяга, Н (кгс), не менее

4.1.1.3. На двигателе должно быть предусмотрено многократное использование максимального взлетного режима (в течении не более минут) с увеличением взлетной тяги не менее , чем на %.

4.1.1.4. В условиях $H=0$, $M=0,24$, CA , $\sigma_{вх}=1$.

- тяга, Н (кгс), не менее

4.1.1.5. В условиях $H=0$, $M=0,24$, $t_n=+30^\circ\text{C}$ и $P_n=730$ мм. рт ст., $\sigma_{вх}=1$

- тяга, Н (кгс), не менее

4.1.2. Земной малый газ $H=0$, $M=0$, CA , $\sigma_{вх}=1$

- тяга, Н (кгс), не более

4.1.3. Режим реверсирования тяги $H=0$, $M=0$, CA , $\sigma_{вх}=1$

- тяга, Н (кгс), не менее

4.1.4. Максимальный крейсерский режим $H=11$ км, $M=0,8$, CA , $\sigma_{вх}=1$.

- тяга, Н (кгс), не менее

- удельный расход топлива, кг/даН•ч (кг/кгс•ч), не более

4.1.4. Максимальный продолжительный режим $H=11$, $M=0,8$, CA , $\sigma_{вх}=1$. - тяга, Н (кгс), не менее

Примечания:

1. Данные двигателя на других режимах, в том числе на максимальном продолжительном режиме при $H=0$, $M=0$, устанавливаются по согласованию с разработчиком самолета и указываются в ВСХ и ОПТХ на двигатель.

2. Параметры в п.п. 4.1.1...4.1.5 даны:

- учетом реальных потерь в ГВТ двигателя, включая потери на элементах шумоглушения и реактивного сопла;
- без учета потерь на обтекание внешней поверхности гондолы винтовентилятора, капота газогенератора и части пилона воздухом винтовентиляторного контура, отборов воздуха и мощности на нужды самолета и ПОС.

3. Технические характеристики по п.п. 4.1.4...4.1.5 подтверждаются на ЛЛ по методике ОАО «.....», разработанной с учетом результатов испытаний газогенератора в ТБК и согласованной с разработчиками ЛА, ФГУП «ЛИИ», ФГУП «ЦИАМ» и ФГУП ГосНИИГА..

4. Тяга на указанных в п.п. 4.1.4...4.1.5 режимах сохраняется до температуры $CA+10^\circ\text{C}$.

5. Значение максимальной обратной тяги уточняется по результатам испытаний двигателя на открытом стенде ОАО «.....» и согласовывается с разработчиком самолета.

6. Технические характеристики по п.п. 4.1.1.2, 4.1.1.4, 4.1.1.5 подтверждаются расчетно-экспериментальным методом с учетом испытаний на ЛЛ.

7. Заданные значения тяги на взлетном режиме должны быть обеспечены при выходе двигателя на взлетный режим без дополнительного прогрева.

4.1.6. Двигатель должен обладать возможностью развития по тяге взлетного режима 10...12%.

4.1.7 Ухудшение удельного расхода топлива на крейсерском режиме в процессе эксплуатации не должно превышать 2% при наработке двигателя 3000 полетных циклов.

4.2. Допустимое время непрерывной работы двигателя по режимам

- на взлетном режиме во всех условиях эксплуатации, мин не более

- взлетном режиме в особых условиях полета, мин не более

- на режиме земного малого газа, мин не более

На остальных режимах время работы не ограничивается в пределах установленных ресурсов.

4.3. Время суммарной наработки двигателя по режимам

- на взлетном режиме, в % от общей наработки

- на максимальном продолжительном режиме, в % от общей наработки

На остальных режимах время суммарной наработки не ограничивается в пределах установленных ресурсов.

4.4. Масса-габаритные показатели двигателя

4.4.1. Сухая масса двигателя, включая редуктор, опору воздухозаборника, корпуса винтовентилятора без массы рабочих колес ВВ, не более

4.4.2. Поставочная масса двигателя по ГОСТ 17106-90 не более

4.4.3. Габаритные размеры двигателя согласовываются с разработчиками ЛА.

4.5. Ресурсы двигателя

При разработке двигателя должны быть проработаны стратегии №1, №2 и №3 управления ресурсами, планы

которых должны быть утверждены органами государственного регулирования в области гражданской авиации и авиационной промышленности.

4.5.1. При предъявлении двигателя на СКИ и управлении ресурсом по стратегии №1:

- начальный ресурс до 1-го капитального ремонта и межремонтный ресурс не менее 1200 ч (1000 полетных циклов)
- начальный назначенный ресурс не менее 2400 ч (2000 полетных циклов)
- начальный гарантийный ресурс не менее 1200 ч (1000 полетных циклов)

4.5.2. Двигатель должен эксплуатироваться по стратегии №2 управления ресурсами без обязательного съема для ремонта до достижения следующих значений назначенного ресурса любой из основных деталей

- основные детали «холодной» части 15000 полетных циклов (но не более 60000 ч)
- основные детали «горячей» части 10000 полетных циклов
- рабочих и сопловых лопаток ТВД 10000 ч
- рабочих и сопловых лопаток ТНД 15000 ч
- редуктора 30000 ч

К началу эксплуатации ресурсы основных деталей двигателя должны быть не менее 5000 полетных циклов.

Примечание. Номенклатура и терминология в отношении основных деталей согласно АП-33.

Проектирование и расчет всех остальных деталей, агрегатов и комплектующих изделий должны выполняться, исходя из условия продолжительности жизненного цикла двигателя 60000 ч

Ресурсы агрегатов и комплектующих должны быть не менее ресурсов двигателя.

Межремонтные ресурсы агрегатов и комплектующих изделий двигателя должны быть не менее 10000 ч

Для агрегатов и комплектующих изделий должна быть предусмотрена разработка стратегии эксплуатации по состоянию.

Общий срок службы двигателя (включая и хранение) в межремонтный период должен быть 12 лет

4.6. Надежность двигателя

4.6.1. Показатели надежности двигателя должны быть не ниже соответствующих показателей:

Показатели надежности	Показатель (на 1000 летних часов)	К началу эксплуатации
Выключение двигателя в полете	$K_{ПВ} (K_{IFSD})$	<0,02
	$T_{ПВ} (T_{IFSD})$, для свед.	>50000 часов
Отправка двигателей в ремонт (по двигательным причинам)	$K_{СДР} (K_{BSV})$	<0,15
	$T_{СДР} (T_{BSV})$, для свед.	>7500 часов
Незапланированный съем с самолета (по двигательным причинам)	$K_{НСК} (K_{BUR})$	<0,18
	$T_{НСК} (T_{BUR})$, для свед.	>5500 часов

Примечание. В процессе эксплуатации при росте наработки показатели безотказности должны соответствовать требованиям нормативной документации.

4.6.2. Частота отмены полетов или задержек на 100 самолетовылетов по конструктивно- производственным отказам и неисправностям двигателя и его комплектующих изделий должна быть не более 0,15. Задержка определяется как выход из графика вылета более чем на 15 минут.

4.7. Переменные режимы работы двигателя

4.7.1. Приемистость двигателя.

Время приемистости, т.е. время от начала перемещения РУД за 1-2 с до момента достижения 95% замеренной тяги на взлетном режиме с разрешенными отборами воздуха и мощности (в том числе и с максимальным), не более

- от земного малого газа, с 12
- от полетного малого газа, с 5
- от земного малого газа до максимальной обратной тяги, с 12
- время дросселирования двигателя на земле (H=0, M=0, CA) с максимального режима, с не более 12

Примечание. Время выхода на режим максимальной обратной тяги уточняется по результатам испытаний двигателя на открытом стенде ОАО «.....» и согласовывается с разработчиком самолета.

4.7.2. Время выхода непрогретого двигателя на максимальный режим с момента нажатия кнопки «запуск» должно быть не более 5 мин., включая время выхода на режим малого газа.

5. Общие требования

Работы по созданию двигателя должны проводиться по совместному Решению, утвержденному органами государственного регулирования в области гражданской авиации, авиационной промышленности и АР МАК в соответствии с п. 2.5.5. АП-21.

5.1. Двигатель и его комплектующие изделия должны соответствовать требованиям Сертификационного базиса, включающего требования Авиационных правил АП-33, с учетом поправок, действующих на момент подачи заявки на получение Сертификата типа.

5.1.1. Процедура сертификации двигателя должна соответствовать авиационным правилам АП-21.

5.1.2. Изготовление, ремонт, приемка и поставка двигателя должны выполняться в соответствии с требованиями ОТУ-2000.

5.1.3. Производство и ремонт двигателя должны быть сертифицированы в соответствии с действующим воз-

душным законодательством с учетом поправок, действующих на момент подачи заявки на получение Сертификата типа.

5.1.4. Уровни эмиссии вредных веществ должны соответствовать действующих на момент подачи заявки Авиационным правилам и быть не выше Норм ИКАО, вводимых с 2004 года.

5.1.5. Должен быть исключен преднамеренный выброс в атмосферу жидкого топлива, стекающего из топливных форсунок в процессе выключения двигателя при завершении нормальных полетных и наземных операций. Утечки топлива из топливных агрегатов должны предотвращаться.

5.1.6. Уровни шума на местности, создаваемого всеми видами самолетов, должны гарантировать выполнение Гл. 4 Стандарта ИКАО по шуму (т.1, Приложение 16) с запасом не менее 5 EPN дБ (ужесточение норм Гл. 3, т. 1, Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации, 2-е издание, 1993 г не менее, чем на 15 EPN дБ по сумме уровней в трех контрольных точках)- в составе самолета.

5.1.7. Конструкция двигателя при установке его на самолет, сертифицированный по АП-25, должна обеспечивать выполнение требований АП-25 в объеме, согласованном с разработчиком самолета.

5.1.8. Двигатель и его комплектующие изделия должны соответствовать требованиям :
- п.8.1.2., п.8.1.3., п.8.1.4. и п.8.1.5. НЛГС-3;
- КТ 178А.

5.1.9. Двигатель и его комплектующие изделия должны быть всеклиматического исполнения по ГОСТ 15150-69.

5.1.10. Работоспособность двигателя должна обеспечиваться во всех ОУЭ, согласованных с разработчиком самолета и ФГУП ГосНИИГА.

5.2. Требования к конструкции и технологичности

5.2.1. Конструкция двигателя должна быть модульной, в соответствии с ОСТ 101041-82.

5.2.2. Двигатель должен иметь необходимый запас по температуре газа перед турбиной на обеспечение заданных значений тяги для компенсации выхода на взлетный режим непрогретого двигателя, разброса в производстве, ухудшения параметров двигателя при выработке ресурса в эксплуатации и др.

5.2.3. Перечень деталей, узлов (модулей) и агрегатов, замена которых должна быть обеспечена в эксплуатации без съема двигателя с самолета, указывается в Руководстве по эксплуатации двигателя.

5.2.4. Должны быть разработаны и внедрены конструктивно-технологические мероприятия по защите от попадания посторонних предметов в двигатель, повышению стойкости элементов проточной части двигателя при повреждении посторонними предметами и эрозии.

5.2.5. Двигатель должен иметь приводы для ручной прокрутки роторов, не требующие демонтажа элементов внешней обвязки двигателя.

5.2.6. Конструкция, технологичность и контролепригодность двигателя должны обеспечивать возможность при серийном производстве и ремонте производить одноразовую сборку с совмещением предъявительских и приемо-сдаточных испытаний.

5.2.7. Требования к конструкции узлов крепления двигателя и к величинам отборов воздуха и мощности от двигателя на самолетные нужды должны быть согласованы с разработчиком самолета.

5.3. Требования к исходным материалам и покупным изделиям

5.3.1. Ведомость применяемых материалов для условий работы двигателя на самолете должна быть согласована с ФГУП «ВИАМ».

Новые материалы должны быть стандартизованы и сертифицированы (для основных деталей) в установленном порядке.

5.3.2. Перечень агрегатов, которые должны пройти государственные (межведомственные) испытания, должен быть согласован с разработчиком и ФГУП ГосНИИГА.

5.4. Требования к системе автоматического управления и контроля

5.4.1. Двигатель должен иметь электронную систему управления и контроля. САУ должна быть двухканальной, цифровой, с упрощенной гидромеханической резервной частью. В электронной части системы должны быть объединены функции управления газогенератором и винтовентилятором. Бортовая система контроля и диагностики двигателя должна быть аппаратно интегрирована с электронной частью САУ. Система управления и контроля должна обеспечивать возможность вывода двигателя на режим с увеличенной взлетной тягой не менее, чем на 10%, при отказе одного из двигателей.

Резервная гидромеханическая система должна обеспечивать завершение полета.

Параметры двигателя при работе под резервной гидромеханической системой согласовываются с разработчиком самолета.

5.4.2. Основные требования к системе автоматического управления и контроля должны содержаться в отдельном ТЗ на систему автоматического управления и контроля, согласованном с ФГУП ЦИАМ, ФГУП ГосНИИГА и разработчиком самолета.

5.4.3. Бортовая система контроля и диагностирования двигателя должна соответствовать требованиям ОСТ 1 02621-96 «Система контроля и диагностирования авиационных газотурбинных двигателей. Общие требования». Двигатель должен иметь комплекс диагностического обеспечения, включая бортовое и наземное оборудование, средства эксплуатационного контроля, методики, алгоритмы, организационную структуру и нормативно-техническую документацию и предусматривать оценку остаточного ресурса основных деталей двигателя с учетом их повреждаемости в эксплуатации.

5.4.4. В случае обесточивания самолета САУ (в том числе ГМС) должна обеспечить работу двигателя. Запуск и останов – при наличии от аккумулятора самолета.

5.4.5. Должна быть предусмотрена основных параметров двигателя. Перечень этих параметров согласовывается с разработчиком самолета и ФГУП ГосНИИГА.

5.5. Требования к применению ГСМ

5.5.1. Чистота заправляемых авиационного топлива, масла и гидросмеси должна обеспечиваться не хуже 9 класса по ГОСТ 17216-2001, метод анализа по ОСТ 1.41144-80.

5.5.2. Двигатель должен эксплуатироваться на следующих видах топлив и их смесях без регулировки топливной автоматики:

- ТС-1 (ГОСТ 10227-86)

- РТ (ГОСТ 10227-86)

- зарубежных марках топлива в соответствии с «Перечнем зарубежных горюче-смазочных материалов, рекомендованных для применения авиатехнике отечественного производства» (6-е издание, 1998 г.).

Допускается применение топлив с добавлением антиокислительной, противоизносной, антистатической присадок, должно быть учтено требование п. 25.951(с) АП-25. Должно быть исключено добавление противокристаллизационных присадок, в особых случаях допускается применение жидкости «И».

5.5.3. Допускается перепуск топлива из двигателя в бак самолета.

5.5.4. Двигатель должен эксплуатироваться на маслах следующих марок:

ИПМ-10 (ТУ 38.1011299-90), ВНИИ НП-50-1-4ф, (ГОСТ 13076-86), ВНИИ НП-50-1-4у (ТУ 38.401-58-12-91),

ПТС-225 (ТУ 38.401-58-1-90).

Примечания:

1. Допускается применение зарубежных масел в соответствии с действующим на момент подачи заявки на сертификацию двигателя «Перечнем зарубежных горюче-смазочных материалов, рекомендованных для применения авиатехнике отечественного производства» и дополнениями к нему.

2. Смешение отечественных и зарубежных масел, а также масел марок ИПМ-10 с ВНИИ НП-50-1-4ф (ВНИИ НП-50-1-4у), ПТС-225 – не допускается.

5.5.5. В гидросистеме двигателя должна применяться трудновоспламеняемая жидкость типа НГЖ-5у (ТУ 38.401-58-57-93) или Skydrol (спецификация SAE AS 1241В).

5.6. Требования к масляной системе

5.6.1. Двигатель должен иметь автономную масляную систему, смонтированную на двигателе и отвечающую требованиям ОСТ 100969-80.

5.6.2. Основной способ заправки маслобака – закрытый, от штатных аэродромных заправщиков. Открытый способ заправки не исключается.

5.6.3. Конструкция заправочной горловины маслобака должна обеспечить защиту от попадания посторонних предметов (частиц) в заправляемое масло.

5.7. Требования к системе питания топливом

5.7.1. Должно быть обеспечено надежное топливopитание и работа двигателя на топливе без добавления противокристаллизационных присадок.

5.7.2. Система питания двигателя топливом должна обеспечивать:

- невозможность перетекания топлива в камеру сгорания при выключенном двигателе на земле и в полете;

- удобный и быстрый слив топлива из нижних точек системы питания двигателя топливом;

- возможность подсоединения средств консервации двигателя, применяемых для эксплуатации в ГА.

5.8. Требования к системам запуска и пусковым устройствам

5.8.1. Система запуска автоматическая автономная, с воздушным турбостартером, приводимым в действие воздухом от бортового вспомогательного ГТД, либо от работающего двигателя, либо от наземной установки.

5.8.2. Запуск на земле должен надежно обеспечиваться как от согласованных аэродромных источников, так и от бортовых средств питания на высокогорных аэродромах до 3500 м при возможных отклонениях давления и температуры атмосферного воздуха от стандартных на данных высотах, указанных в ТЗ на самолет.

Время выхода двигателя на режим малого газа при запуске на аэродромах, расположенных:

– на высоте 0...500 м при $t_{\text{н}} = -40^{\circ}\text{C} \dots +50^{\circ}\text{C}$, с не более 80

– в остальных условиях, с не более 90

5.8.3. Система запуска должна обеспечивать в полете:

– запуск двигателя с режима авторотации путем выполнения не более двух ручных операций;

– автоматическое включение и выключение стартера при его использовании для прокрутки ротора двигателя в процессе запуска.

5.8.4. Запуск двигателя в полете должен быть обеспечен до высоты 8000 м для согласованной с разработчиками самолетов области полетных режимов самолета.

5.8.5. Для питания двигателя и пусковых устройств должна применяться единая марка топлива.

5.8.6. На двигателе должны быть предусмотрены устройства, исключающие возникновение опасного отказа из-за раскрутки стартера.

5.8.7. Время запуска в полете определяется по результатам испытаний.

5.9. Требования к электрооборудованию

5.9.1. Монтаж электропроводки на двигателе должен быть выполнен по двухпроводной схеме проводами с теп-

лостойкой, износоустойчивой и негорючей изоляцией, надежно защищенных от механических и термических повреждений и попадания в них топлива, масла, влаги и др. технических жидкостей и смазок.

Высоковольтные провода, соединяющие агрегаты зажигания с запальными свечами, должны прокладываться отдельно от других проводов с экранированием по ОСТ 1.01025-82.

5.9.2. Электросхема соединений двигателя с самолетом и схема электрооборудования двигателя согласовываются с разработчиком самолета.

Качество электропитания агрегатов должно удовлетворять требованиям ГОСТ 19705-89.

Схема электропитания агрегатов электронной части САУ согласовывается с разработчиком самолета и САУ.

5.9.3. Проверка работоспособности электрооборудования и электронной части САУ с помощью средств наземного обслуживания должна осуществляться через контрольный штепсельный разъем без расстыковки основных штепсельных разъемов.

5.10. Эксплуатационные и ремонтные требования

5.10.1. Коммуникации топливной, масляной и других систем двигателя должны быть простой конфигурации и не должны препятствовать к регулировочным элементам узлов, систем или агрегатов, приводам ручной прокрутки роторов, а также разъемам и лючкам, предназначенным для осмотра состояния внутренних узлов или деталей двигателя.

5.10.2. Приспособления, контрольно-измерительная аппаратура и инструмент, придаваемые к двигателю, должны быть простыми и удобными в использовании, максимально стандартизованными и должны обеспечивать проведение всех работ, предусмотренных руководством по технической эксплуатации двигателя.

5.10.3. Конструкция двигателя должна обеспечивать возможность замены двигателя на самолете не более чем за 2,5 часа.

5.10.4. Конструкция узлов крепления и приводов агрегатов должна обеспечивать легкосъемность и удобство выполнения операций по монтажу и демонтажу агрегатов на двигателе.

Замена агрегатов должна обеспечиваться без демонтажа двигателя, других агрегатов и без перестановки каких-либо деталей со снятого агрегата на вновь устанавливаемый агрегат.

5.10.5. Суммарная трудоемкость обслуживания не должна превышать 0,2 чел/ч на 1 летный час.

5.10.6. Конструкция заправочных горловин и штуцеров и их компоновка на двигателе должна обеспечивать их герметичность на земле и в полете в течение эксплуатации двигателя, удобный подход к ним в эксплуатации и должны соответствовать отечественным и международным требованиям.

5.10.7. Контроль заправки масляной системы двигателя должен осуществляться без открытия горловины маслобака.

5.10.8. Периодичность выполнения регламентных работ по двигателю должна соответствовать периодичности ТО самолетов.

5.10.9. Конструкция винтовентилятора должна обеспечивать замену переднего и заднего винтовентилятора.

5.10.10. Должна быть предусмотрена постоянная регистрация уровня вибраций двигателя с возможностью анализа с использованием наземной аппаратуры. Допустимый уровень вибраций двигателя должен быть согласован с разработчиком самолета.

5.11. Требования к контролепригодности

5.11.1. Двигатель должен удовлетворять требованиям ОСТ 100788-2000 «Двигатели газотурбинные для самолетов».

5.11.2. Обмен информацией с самолетом должен осуществляться в соответствии с протоколами взаимодействия автоматической системы управления и контроля, системы диагностического контроля (типа АСК, НАСК) с самолетными системами.

5.11.3. Перечень контрольно-поверочной аппаратуры (КПА) должен быть согласован с разработчиком самолета и ФГУП ГосНИИГА.

5.11.4. Конструкция выбранных датчиков и установка их на двигателе не должны ухудшать основных технических данных и эксплуатационных характеристик, снижать надежность и устойчивость работы двигателя.

5.12. Требования к хранению, транспортировке и упаковке

Сохраняемость двигателя, законсервированного на длительное хранение, должна быть обеспечена без переконсервации в течение срока, назначенного в зависимости от условий хранения. Транспортировка двигателя осуществляется воздушным, автомобильным или водным транспортом.

5.13. Требования по унификации

Конструкция двигателя должна обеспечивать взаимозаменяемость в случае перестановки с одного типа самолета на другой в эксплуатации.

5.14. Требования к метрологическому обеспечению

5.14.1. Метрологическое обеспечение двигателя должно соответствовать ОСТ 100336-86.

5.14.2. Техническая документация на двигатель и его комплектующие изделия должна пройти метрологическую экспертизу по ОСТ 100221-84 у Разработчика.

5.15. Специальные требования

Должны быть проведены патентные исследования по патентной чистоте по ГОСТ Р15.011-96 и оформлен патентный формуляр согласно ГОСТ15.012-84.

Приложение. Обобщенный типовой полетный цикл двигателя

Наименование режима	Продолжительность
---------------------	-------------------

1. Запуск		... мин
2. Прогрев		... мин
3. Руление на исполнительный старт:	- режим малого газа - режим 0,4 номинального	... мин ... с
4. Взлет		... мин
5. Набор высоты (режим максим. продолжительный)*		... мин
6. Крейсерский полет:	- режим 0,7(макс. продолжительного) - режим 0,9(макс. продолжительного)	... мин ... мин
7. Снижение до высоты круга (полетный малый газ – 0,4 максим. продолжительного).		... мин
8. Полет по кругу:	- режим 0,7 максим. продолжительного - режим 0,4 максим. продолжительного	... мин ... мин
9. Полет по глиссаде (режим 0,6 максим. продолжительного)		... мин
10. Посадка с включением реверса:	- режим максим. обратной тяги - режим малого газа	... с ... мин
11. Руление до стоянки:	- режим малого газа - режим 0,4 номинального	... мин ... 12 с
12. Выключение двигателя		---

* - набор до рекомендованной РЛЭ высоты.

При этом:

1. Количество запусков - ..., включений реверса - ..., приемистостей с режима полетного малого газа -

За каждые 100 часов ресурса.

2. 20% взлетного режима проводятся при максимальной температуре газа согласно ОПТХ двигателя.

3. Данный типовой полетный цикл используется для расчетов на прочность, формирования эквивалентно-циклической программы и эксплуатационной программы для установки межремонтного и начального назначенного ресурсов.

4. В дальнейшем, по мере получения статистических материалов по результатам эксплуатации самолетов, ТПЦ может быть уточнен.

5. При работе двигателя под автоматом тяги могут выполняться переменные режимы, указанные в приложении.

Приложение 3. Техническое задание на проектирование двигателя (адаптированный вариант)

1. Цель разработки и назначение двигателя

Создание высокоэффективного двигателя, предназначенного для установки на двухдвигательный транспортный самолет.

2. Общие требования

2.1. Для двигателя должны быть разработаны стенды, контрольно-проверочная аппаратура (КПА), соответствующее наземное оборудование, обеспечивающее эксплуатацию двигателя по техническому состоянию.

2.2. Двигатель должен соответствовать:

– настоящему ТЗ;

– ГОСТам, ОСТам, межведомственным и отраслевым нормам, действующим на момент утверждения данного ТЗ, а также с более поздней датой утверждения, принятым макетной комиссией по самолету, в частях, не противоречащих настоящему ТЗ;

– нормам безотказности ГТД, с учетом настоящего ТЗ;

– требованиям по шуму в составе самолета, обеспечивающих беспрепятственность эксплуатации в странах-членах ИКАО.

2.3. Уровни выбросов загрязняющих атмосферу веществ (окислы углерода, суммарные несгоревшие углеводы, оксиды азота и дымление) должны быть экспериментально определены во всем диапазоне эксплуатационных режимов работы двигателя и представлены на экспертизу разработчику самолета.

2.4. Комплектация двигателя в состоянии поставки не должна требовать при монтаже на самолет дополнительной установки датчиков и агрегатов, необходимых для нормального функционирования, контроля и диагностики двигателя.

Перечень комплектующих элементов согласовывается с разработчиком самолета отдельным документом.

3. Технические требования

3.1 Взлетный режим ($H=0$; $M_{п}=0$; $\sigma_{вх}=1$; СА)

– эквивалентная мощность, кВт..... 10290

– удельный расход топлива, не более, кг/кВт ч..... 0,231

3.2 Крейсерский режим ($H=11000$ м; $M_{п}=0,68$; $\sigma_{вх}=1$; СА)

– эквивалентная мощность, кВт.....

– удельный расход топлива, не более, кг/кВт ч..... 0.177

Примечание: Данные для установленного двигателя подтверждаются расчетно-экспериментальным методом.

- 3.3. Запуск двигателя
- 3.3.1. На двигателе должна быть предусмотрена возможность повторного запуска.
- 3.3.2. Запуск двигателя в полете должен быть обеспечен до высоты $H=4000\text{м}$. Минимальные скорости самолета при запуске согласовываются с разработчиком самолета.
- 3.3.3. Время запуска в полете определяется по результатам испытаний и согласовывается с разработчиком самолета.
- 3.4. Ресурс двигателя
- 3.4.1. Полный назначенный ресурс не менее 15000 часов. Двигатель должен иметь возможность эксплуатироваться по техническому состоянию в течении всего полного назначенного ресурса.
- 3.4.2. Ресурс до первого капитального ремонта и межремонтный:
- На этапе серийного производства 5000 часов;
 - К началу сертификационных испытаний двигателя в составе самолета (начальный ресурс) до первого ремонта 1500 часов.
- 3.4.3. Заданные настоящим ТЗ ресурсы, сроки службы и хранения должны включаться в контракт на поставку двигателя.
- 3.4.4. Ресурсы агрегатов и комплектующих изделий двигателя должны быть не менее соответствующих ресурсов двигателя, заданных настоящим ТЗ.
- 3.4.5. При отказе одного из двигателей другой должен автоматически выводиться на чрезвычайный режим. Тяга обеспечивается в соответствии с законом управления на взлетном режиме.
- 3.4.6. Доводка и испытания двигателя должны строиться в соответствии с заданным полетным циклом применения двигателя на самолете.
- 3.5. Требования к конструкции и технологичности
- 3.5.1. Конструкция двигателя должна быть модульной.
- 3.5.2. Двигатель должен обеспечивать возможность его установки на правый и левый пилоны без необходимости, каких либо работ по перемонтажу двигательных систем и агрегатов. Для удобства замены двигателя должно быть минимальное количество топливных, масляных, электрических и воздушных соединительных панелей, связывающих коммуникаций двигателя с бортом самолета. Конструкция панелей прорабатывается совместно разработчиками двигателя и самолета.
- 3.5.3. Для изготовления и ремонта двигателя должны использоваться прогрессивные технологические процессы, обеспечивающие минимальные затраты и трудоемкость работ.
- 3.5.4. Конструкция двигателя должна позволять его неразрушающий контроль и эндоскопирование.
- 3.6. Требования к исходным материалам и покупным изделиям.
- 3.6.1. Покупные изделия должны удовлетворять всем требованиям, относящихся к ним и изложенным в настоящем ТЗ. Применение покупных изделий должно быть согласовано с разработчиком покупных изделий.
- 3.6.2. Конструкция двигателя должна обеспечивать возможность его дезактивации без снятия с самолета. Материалы и покрытия, применяемые на двигателе, должны быть стойкими к воздействию штатных дезактивирующих, дегазирующих, дезинфицирующих и дезинсектирующих веществ и к воздействию топлива, масла, противообледенительных жидкостей и антистатических присадок, применяемых при эксплуатации самолета.
- 3.7. Требования к основным системам двигателя
- 3.7.1. Требования к системам питания топливом
- 3.7.1.1. Должно быть обеспечено надежное топливопитание и работа двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации на топливе без добавления противоводокристаллизационных присадок. Допускается применение антиокислительной, противоизносной, противоводокристаллизационной и антистатических присадок, величины давлений топлива на входе в подкачивающий насос и температуры топлива на входе в двигатель согласовываются с разработчиком самолета.
- 3.7.1.2. Система питания двигателя топливом должна обеспечивать:
- невозможность перетекания топлива в камеру сгорания при выключенном двигателе на земле и в полете;
 - удобный и быстрый слив топлива из нижних точек питания двигателя топливом;
 - возможность присоединения консервации, принятых для эксплуатации ГА.
- 3.7.1.3. Двигатель и его агрегаты должны надежно работать в течение установленного ресурса на топливах и маслах при наличии фактического содержания механических примесей в топливной и масляной системах, обусловленного тонкостью фильтрации установленных в системах фильтроэлементов.
- 3.7.1.4. Агрегаты топливной и масляной систем двигателя должны быть устойчивы к коррозии в связи с наличием нормируемого количества воды и присадок в топливе или масле.
- 3.7.2. Требования к системам автоматического управления и агрегатам двигателя
- 3.7.2.1. Система автоматизированного управления (САУ) двигателем должна быть электронной, цифровой системой, комплексно решающей вопросы автоматического управления, контроля и диагностики двигателя.
- 3.7.2.2. САУ разрабатывается по отдельному ТЗ, которое должно быть согласовано с разработчиком самолета.
- 3.8. Требования к эксплуатационной и ремонтной технологичности
- 3.8.1. Двигатель, его конструкция, технологичность и контролепригодность должны обеспечивать:
- возможность реализации эксплуатации по техническому состоянию, в том числе с заменой модулей в эксплуатации (без дополнительной «подгонки» и «обкатки»);

- проведение одноразовой сборки при серийном производстве с совмещением предъявительских и приемосдаточных испытаний

3.8.2. Коммуникации топливной, масляной и других систем двигателя должны быть простой конфигурации, обеспечивать монтажную независимость одной системы от другой и не должны препятствовать доступу к узлам, системам и агрегатам, а также разъемам и окнам, предназначенным для подхода к внутренним сборочным единицам и деталям двигателя.

3.8.3. Приспособления, контрольно-измерительная аппаратура и инструмент, прикладываемые к двигателю, должны быть простыми, удобными в использовании, максимально стандартизированными, а также должны обеспечивать проведение всех работ, предусмотренных «Руководством по технической эксплуатации двигателя».

3.8.4. Элементы соединения трубопроводов должны обеспечивать герметичность в течении межремонтного ресурса двигателя без проведения их подтяжек.

3.8.5. Конструкция узлов крепления и приводов должна обеспечивать легкосъемность и удобство выполнения операций по монтажу и демонтажу агрегатов на двигателе.

Замена агрегатов должна выполняться без перестановки каких-либо деталей со снятого на вновь устанавливаемый агрегат. Монтаж и демонтаж агрегатов двигателя, подлежащих замене в эксплуатации, должен осуществляться без съема двигателя с самолета.

3.8.6. Регламентные работы по двигателю не должны требовать его частичной разборки или снятия агрегатов. Периодичность регламентных работ по двигателю должна быть равной или кратной периодичности регламентных работ по самолету. Периодичность регламентных работ по агрегатам должна быть равной или кратной периодичности регламентных работ по двигателю.

3.8.7. Расположение сливных кранов топливной и масляной систем двигателя должно исключать попадание топлива и масла при их сливе на поверхность двигателя, его агрегатов и элементов конструкции самолета.

3.8.8. Смазывание поверхности узлов шарнирных соединений должны быть защищены от попадания влаги песка и других посторонних частиц. Ко всем местам смазки трущихся поверхностей должен быть обеспечен доступ при техническом обслуживании с необходимым для смазки приспособлениями.

3.8.9. Конструкция роторных узлов должна обеспечивать применение прогрессивных способов балансировки и исключать монтажные неуровненности при ремонте.

3.8.10. Соединения, подлежащие разборке и сборке в процессе эксплуатации, должны выполняться конструктивно таким образом, чтобы исключать возможность их неправильного монтажа.

3.8.11. Соединения коммуникаций двигателя, узлов его крепления на самолете и узлов крепления агрегатов на двигателе должны обеспечивать быстрый и многократный их демонтаж и монтаж.

3.8.12. Все разъемные соединения, требующие периодического контроля, должны быть легко доступными в эксплуатации.

3.8.13. Двигатель должен иметь лючки для осмотра ГВТ без съема двигателя с самолета. Расположение лючков должно быть согласовано с разработчиком самолета, и не должно требовать при осмотре съема каких-либо агрегатов, узлов двигателя и самолетных конструкций.

3.9 Требования к хранению, транспортировке и упаковке. Сохраняемость двигателя, законсервированного на длительное хранение, должна быть обеспечена без переконсервации в течение установленного срока и условий хранения и транспортировки всеми видами транспорта.

3.10. Должна быть предусмотрена возможность консервации двигателя штатными маслозаправочными средствами.

Приложение 4. Техническое задание на проектирование компрессора высокого давления (на примере двигателя АД-67)

1. Общие положения

1.1 Наименование разрабатываемого объекта - осецентрибежный компрессор изделия АД67.

1.2 Основание для разработки - задание на курсовое проектирование ТВВД АД-67.

1.3 Цель разработки и назначение узла – спроектировать компрессор высокого давления с расходом воздуха и сжатием, обеспечивающими работоспособность изделия "АД-67" с заданным уровнем КПД сжатия.

2. Основные технические требования к узлу

2.1 Компрессор высокого давления осецентрибежный, две осевые ступени, одна центробежная.

2.2 Основные термодинамические параметры компрессора (расход воздуха, степень повышения давления, КПД, температуры) - должны соответствовать техническому заданию на проектирование изделия АД-67.

2.3 Запасы в основных деталях компрессора по статической циклической прочности и по переменным направлениям должны удовлетворять нормам прочности ГТД 1982 г.

2.4 Должен быть обеспечен необходимый уровень запаса ГДУ компрессора, гарантирующего надежную работу изделия в течение межремонтного ресурса во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

2.5 Направление вращения ротора - против часовой стрелки при виде против движения потока воздуха.

2.8 Конструктивные решения, заложенные в компрессоре, должны создавать осевое усилие, которое в сочетании с осевым усилием турбины обеспечивает работоспособность подшипниковых узлов на заданный ресурс.

2.9 При проектировании компрессора предусмотреть необходимые конструктивные мероприятия, обеспечивающие разработку изделия АД-67 по модульной схеме.

2.10 Спроектированные каскады компрессора должны удовлетворять требованиям следующих регламентирующих и нормативных документов:

2.10.1 ОТТ-86, далее по тексту ОТТ;

2.10.2 ЕНЛГ-С, далее по тексту НЛГС;

2.10.3 Нормы прочности ГТД 1982 г.

2.11 Уровни безотказности, возможность прогнозирования технического состояния, контролепригодность, эксплуатационная технологичность компрессора должны обеспечивать его приспособленность к эксплуатации по техническому состоянию.

3. Требования к проектированию

3.1 Общие требования.

3.1.1 Проектирование и разработку конструкции компрессора изделия АД-67 вести с максимальным учетом опыта изготовления, доводки и эксплуатации изделий. С целью предотвращения появления дефектов, которые могут вызвать снижение безопасности эксплуатации, должны быть максимально использованы прогрессивные конструктивные решения, проверенные на вышеуказанных изделиях.

3.1.2 С целью сокращения времени проектирования и доводки компрессора и обеспечения создания изделия АД-67 в сжатые сроки использовать в максимальной степени:

3.1.2.1 Опыт проектирования, газодинамической доводки по КПД, ГДУ, доводки по надежности компрессоров изделий предприятия;

3.1.2.2 Имеющиеся сведения об опыте создания компрессоров изделий родственных предприятий, а также зарубежных изделий;

3.1.2.3 Отечественные и иностранные изобретения и патенты, работы по НТЗ.

3.1.3 При выполнении газодинамического проекта компрессора за проектный принять режим работы изделия, обеспечивающий получение требуемых параметров (степени повышения давления, расхода воздуха и КПД) на режимах работы изделия, соответствующих основным режимам работы объекта по НЛГС, а также дающий возможность обеспечения газодинамической устойчивости во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

3.1.4 Газодинамический проект компрессора должен быть рассмотрен и согласован со специалистами ЦИАМ.

3.1.5 При проектировании необходимо назначить проектные режимы работы лопаточных венцов, обеспечивающие получение заданных КПД и достаточных запасов ГДУ компрессора на основных режимах изделия во всем эксплуатационном диапазоне. Конструкция компрессора должна обеспечивать отсутствие отказов изделия с опасными последствиями при возникновении помпажа изделия в результате непредвиденных факторов (п. 6.2.1.2 НЛГС).

3.1.6 Проектировочные расчеты и профилирование лопаточных венцов выполнять с максимальным использованием ЭВМ и следующего:

3.1.6.1 Для проведения расчетов применять программы и методики прошедшие проверку при проектировании предыдущих изделий предприятия.

3.1.6.2 Выбор геометрии тракта, а также основных геометрических и кинематических параметров компрессоров производить из условия обеспечения максимальных КПД и требуемых запасов ГДУ.

3.1.6.3 Количество лопаток в венцах, их хорды и максимальные толщины профилей одновременно должны удовлетворять условиям обеспечения потребных запасов статической и динамической прочности, а также условиям минимальной трудоемкости контроля и ремонта в эксплуатации.

3.1.6.4 В качестве исходных симметричных профилей, а также других параметров профилей лопаток использовать отработанные и проверенные при проектировании других изделий (перспективных).

3.1.6.5 При выборе кинематических параметров по высоте тракта закладывать переменные значения КПД ступеней с меньшими значениями у трактовых поверхностей.

3.1.6.6 Радиальную неравномерность поля давления, на входах в каскады частично компенсировать проектированием лопаток с переменными по высоте углами закрутки потока.

3.1.6.7 Координаты профилей лопаток записать в базу данных "Компрессорная лопатка". Информацию базы данных использовать для выпуска документации к передаче для технологической подготовки изготовления компрессорных лопаток.

3.1.7 Для обеспечения требуемого уровня КПД и запасов ГДУ в конструкции компрессора необходимо предусмотреть выполнение их элементов с использованием следующего:

3.1.7.1 Конструктивно обеспечить сохранение приемлемых величин радиальных зазоров по лопаткам во всем эксплуатационном диапазоне, с учетом требований надежности, за счёт выполнения роторов и статоров с возможно малыми деформациями элементов, формирующих проточную часть, использования легко срабатываемых покрытий напротив торцов рабочих и направляющих лопаток. Проработать и опробовать применение различного рода надроторных устройств, как средство уменьшения перетекания в радиальных зазорах, в том числе и с возможностью исключения использования легко срабатываемых покрытий.

3.1.7.2 Предусматривать максимальное сокращение присоединенных к проточной части объемов, при их наличии использовать максимально возможное их отсоединение (изоляция).

3.1.7.3 Проектирование корпусов статоров вести с учетом обеспечения минимальных утечек воздуха за счет сокращения числа стыков и организации их герметизации, обеспечения необходимой жесткости, обеспечиваю-

щей допустимые изменения радиальных зазоров по тракту на всех режимах и приближений формы образующих поверхностей силовых корпусов к прямолинейной.

3.1.7.4 Конструктивно обеспечить минимальные уступы между элементами проточной части, появляющиеся из-за допусков на изготовление, температурных и силовых деформаций.

3.1.7.5 Радиусы сопряжения пера лопаток с хвостовикам должны быть выбраны минимально возможными из учета минимального снижения КПД, обеспечения достаточной прочности и удовлетворительной технологичности. Выбор радиусов сопряжения проводить на основании готовящегося ОСТ.

3.1.7.6 Абсолютные размеры толщины кромок пера и предельные отклонения геометрических параметров пера лопаток и углов установки профилей должны удовлетворять требованиям получения заданных КПД, надежности и технологичности. При комплектовке лопаточных венцов желательно использовать подбор лопаток по углам установки для регламентации диффузорности каналов.

3.1.7.7 При проектировании ротора обеспечить специальные мероприятия по уменьшению утечек и перетеканий воздуха.

3.1.8 Компрессор высокого давления конструктивно выполнить в виде отдельного узла, позволяющего проводить его автономную сборку, разборку, ремонт, с подразделением компрессора на узлы ротора и статора, в которых предусмотреть возможность замены их деталей без отбраковки всего узла (пп.3.01.08, 3.01.24.23, 3.01.24.27.0ТТ).

3.1.9 Балансировку колес и роторов осуществлять постановкой компенсирующих грузов (п.6.2.4.1.6.НЛГС).

3.1.10 Для крепления лопаток в дисках роторов использовать соединение BLISK.

3.1.11.1 Должны быть предусмотрены конструктивные меры, исключаящие нелокализованное возгорание материалов при касании узлов и деталей ротора об элементы корпуса. При применении в компрессоре деталей из сплавов на основе титана их рабочая температура не должна превышать величин, указанных в нормах прочности. В необходимых случаях внутренние оболочки корпусов и лопатки направляющих аппаратов должны выполняться из стальных или никелевых сплавов (п.6.2.1.5.46 НЛГС).

3.1.11.2 В случае применения новых сплавов, на основе титана, специальными испытаниям должно быть подтверждено отсутствие их самоподдерживающегося горения (п.6.2.3.4. НЛГС).

3.1.11.3 Должно быть предусмотрено надежное уплотнение стыков корпусов и трубопроводов (п.6.4.7.1 НЛГС, п.3.01.01.20 ОТТ).

3.1.11.4 Статоры компрессора должны иметь лючки для возможности периодического осмотра и контроля состояния деталей проточной части в целях обнаружения повреждений этих деталей и определения технического состояния изделия в эксплуатации. Места расположения смотровых лючков должны быть согласованы с разработчиком объекта и заказчиком.

3.1.12 Чертежи всех деталей компрессора должны оформляться в соответствии с ЕСКД и действующими ОСТ и содержать все относящиеся к данной детали требования и условия, не отраженные в ТУ на изделие.

3.1.13 На компрессоре должны быть предусмотрены места для удобного и надежного крепления такелажной оснастки (п.21. ОСТ I 01041-82).

3.1.14 Для повышения сопротивляемости эрозионному износу пера лопаток ротора и статора на перо должно быть нанесено износостойкое покрытие.

3.2 Компрессор ВД

3.2.1 Компрессор ВД изделия АД-67 выполняется осецентрибежным, с двумя осевыми ступенями и одной центробежной.

3.2.2 Средний диаметр проточной части компрессора выполнить цилиндрическим по всем ступеням.

3.2.3 Варианты разгрузки осевых усилий на ротор ВД должны быть уточнены по результатам совместной проработки с другими узлами.

3.2.4 При разработке конструкции статора предусмотреть возможность увеличения его тепловой инерции на переменных режимах за счет специального выполнения элементов конструкции и выбора материалов таким образом, чтобы с учетом тепловой инерции элементов ротора изменение радиальных зазоров у лопаток по режимам давало возможность работать на длительных режимах при наиболее оптимальных величинах зазоров и предотвращало снижение КПД компрессоров и провал тяги двигателя при приемистости на взлете.

4. Требования к испытаниям компрессора на стенде и на объекте

4.1 Специальные виды измерений (замер параметров за ступенями, датчики радиальных зазоров и др.) выполняются по отдельным ТЗ.

4.2 При разработке схем препарирования компрессора необходимо ориентироваться на имеющиеся системы измерений по возможности с минимальными доработкам, обеспечивающими требования настоящих ТЗ.

4.3 Для доводки компрессора по запасам необходимо использовать затеняющие устройства (в виде специальных сеток или интерцепторов), имитирующие входные условия. Указанные устройства должны быть спроектированы по специальным ТУ.

4.4 Тензометрирование рабочих и направляющих лопаток и дисков всех ступеней КНД и КВД осуществлять как на установках, так и в полноразмерном изделии.

4.5 Для препарирования под тензометрирование разработать специальные схемы.

4.6 Для испытания компрессора в системе изделия на объекте препарирование их осуществляется по специальным ТУ.

4.7 Для газодинамической и прочностной доводки компрессора НД создать установку КНД с приводом от источника мощности.

- 4.9 Установки для испытаний узлов компрессора должны позволять вести испытания при температурах, соответствующих рабочим условиям в полноразмерном изделии.
- 4.10 Допустимая погрешность поддержания режима по частоте вращения ротора при снятии характеристик компрессора должна быть $\pm 0.1 - \pm 0.15\%$, а погрешность измерения расхода воздуха не более $\pm 0.5\%$.
- 4.11 Указанные погрешности достигаются как за счет использования и разработки высокоточных средств измерения, так и за счет совершенствования методик проверки кондиционности измеряемых параметров, методик статистического анализа и обработки результатов испытания.

Приложение 5. Техническое задание на проектирование турбины высокого давления (на примере двигателя АД-69)

1. Общие положения

- 1.1. Наименование двигателя - ТРДД с двухкаскадной турбиной АД-69, предназначенный для использования его на межконтинентальном аэробусе.
- 1.2. Наименование разрабатываемого объекта - двухкаскадная осевая турбина двигателя АД-69.
- 1.3. Цель разработки - выполнение заявленного комплекса параметров, предъявляемых к узлу турбины как составной части изделия.
- 1.4. Основание для разработки - техническое задание Генерального конструктора, на проектирование двигателя АД-69.
- 1.5. При проектировании турбины должны быть учтены технические требования следующих нормативных документов:
- ОСТ 1 00788-83 - Общие требования по контролепригодности;
- ОСТ 1 42318-86 - Испытание на ремонтпригодность;
- ОСТ 1 02666-88 - Методы обеспечения и оценки модульности при проектировании;
- СТП 751.04.008.-88 - Организация работ по обеспечению эксплуатационной технологичности разрабатываемых и модернизируемых изделий;
- СТП 01.227-99 - Руководство по качеству.
- 1.6. На этапе проектирования должно быть проведено исследование работоспособности узла в соответствии с положением 01.117 и 01.144.

2. Основные технические требования к узлу

- 2.1. Турбина изделия АД-69 должна быть спроектирована по двухкаскадной схеме.
- 2.2. Основные параметры турбины должны соответствовать тех. заданию на проектирование изделия. Частоты вращения роторов уточняются по результатам совместных проработок с другими отделами.
- 2.3. Направление вращения роторов - против движения часовой стрелки (вид "по полёту"). Расположение опор роторов каскадов турбин должно быть следующим:
- Ротор ВД опирается на подшипники, располагающиеся:
- передний - шариковый - в средней опоре,
 - задний - роликовый - в опоре турбины.
- Ротор НД опирается на подшипники, располагающиеся:
- передний - шариковый - в передней опоре,
 - задний - роликовый - в опоре турбины.
- 2.4. Должны быть приняты меры по обеспечению приемлемого уровня осевых усилий на роторы турбин для обеспечения необходимого ресурса подшипников за счёт создания специальных разгрузочных полостей, выбора радиального расположения лабиринтов в компрессоре и турбине, и специального выбора давления в разгрузочных полостях.
- 2.5. Должны быть предусмотрены необходимые мероприятия, обеспечивающие в сочетании с конструктивными мероприятиями по другим узлам разработку изделия ATF 3-6 по модульной схеме.
- 2.6. При проектировании должны быть решены следующие основные задачи:
- 2.6.1. Получение принятых в термодинамических расчётах КПД (для ТГГ $\eta = 0.88$).
- 2.6.2. Обеспечение теплового и напряженного состояния турбин, гарантирующего работу изделия в течение расчетного ресурса.
- 2.6.3. Максимально возможное сохранение характеристик в течение межремонтного периода.
- 2.6.4. Обеспечение низкой стоимости обслуживания и эксплуатации.
- 2.7. Для выполнения указанных выше задач в турбинах должны быть применены перспективные конструктивные решения:
- улучшенная кинематика и газодинамика проточной части с учётом трехмерности течения;
 - материалы с перспективными характеристиками;
 - сведение к минимуму утечек рабочего тела и охлаждающего воздуха;
 - минимум затрат труда на техническое обслуживание при эксплуатации и на замену модулей турбины.
- 2.8. Расчёты на прочность необходимо вести на назначенный ресурс в соответствии с ТЗ на двигатель. При расчете на прочность и выборе параметров, определяющих ресурс, необходимо учитывать повышение температуры газа перед турбиной, обусловленное:

- увеличением T_1^* в процессе выработки ресурса;
- взлётом на непрогретом изделии;
- отборами воздуха на нужды объекта и мощности на агрегаты;
- эксплуатацией изделия при неблагоприятных атмосферных условиях по t_H и P_H .

2.9. Рабочие колёса турбины должны иметь возможность постановки демпферов в районе полков хвостовика рабочих лопаток.

2.10. Уровни безопасности, контролепригодности и эксплуатационной технологичности турбины должны обеспечивать пригодность к эксплуатации по техническому состоянию.

2.11. Масса турбины должна соответствовать ТЗ на изделие.

2.12. Спроектированные каскады турбины должны разрабатываться и сертифицироваться на основании требований АП-33 и ОТТ ВВС.

3. Требования к проектированию

3.1. Общие требования.

3.1.1. Проектирование и разработку конструкции необходимо вести с максимальным учётом опыта создания изделий ОАО СНТК им. Н. Д. Кузнецова, ЦИАМ и других предприятий отрасли в области проектирования.

3.1.2. Конструкция деталей должна обеспечивать возможность создания наиболее экономичных заготовок и возможность применения современных прогрессивных технологических процессов.

3.1.3. Должно быть предусмотрено максимальное сокращение присоединённых к проточной части объёмов.

3.1.4. Каскады турбины должны быть выполнены в виде отдельных узлов (блоков, модулей), позволяющих проводить их автономную сборку, ремонт, с разделением каждого каскада на узлы ротора и статора в которых должна быть предусмотрена возможность замены отдельных деталей без отбраковки всего узла. Балансировку роторов проводить по принятой на предприятии методике.

3.1.5. Конструктивно должны быть обеспечены минимальные уступы между элементами проточной части, появляющиеся из-за допусков на изготовление, температурных и силовых деформаций.

3.1.6. Для составных частей узлов каскадов турбины, требующих вполне определённого положения при сборке, должны быть предусмотрены отличия конфигурации их конструктивных элементов или наличие определённых признаков (меток), обеспечивающих единственные варианты сборки.

3.1.7. Должно быть обеспечено необходимое качество сварных и паяных элементов, возможность их контроля типовыми или особыми видами контроля и возможность ремонта этих элементов.

3.1.8. Фиксация деталей в разъёмных соединениях с применением завальцовки должна разрешаться, если детали имеют элементы для повторной завальцовки.

3.1.9. Должны быть предусмотрены меры, предупреждающие прихватывание деталей по резьбе.

3.1.10. Конструкция корпусов турбины должна обеспечивать удержание элементов разрушения в случае обрыва рабочих лопаток.

3.1.11. Диски турбины, отказ которых может создать опасные последствия (нелокализованные разрушения), должны маркироваться и в них необходимо предусмотреть повышенный объём контроля, включая контроль мехсвойств материала на образцах, вырезанных из каждой заготовки.

3.1.12. Статоры каскадов турбины должны иметь специальные лючки для возможности периодического осмотра и контроля состояния проточной части. Места расположения лючков согласовываются с разработчиком объекта.

3.1.13. Стыки корпусов, все разъёмы и стыки масляной системы и подводов воздуха (фланцевые соединения, ввернутые штуцера, соединения трубопроводов) должны обеспечивать герметичность без их подтяжки в эксплуатации.

3.1.14. Детали турбины должны быть защищены от коррозии в эксплуатации.

3.1.15. Конструкция и технология монтажа подшипников должны обеспечивать возможность их многократного демонтажа без повреждения тел и дорожек качений.

Динамическая балансировка роторов должна осуществляться за счёт специальных регулировочных элементов.

3.1.16. Выбор схемы наддува уплотнений масляной полости опоры турбины должен быть осуществлён исходя из условия обеспечения уровня давления наддува в предмасляной полости не более $0,6 \text{ кг/см}^2$ (изб.) и температуры воздуха не более 150°C . При этом перепад давления на уплотнениях на режиме максимальной мощности должен быть не менее $0,1 \text{ кгс/см}^2$

3.1.17. При проектировании опоры турбины, кроме предмасляной полости, из которой производится наддув уплотнений, должны быть предусмотрены дренажные полости, сообщающиеся с атмосферой и исключающие возможности подмешивания в предмасляную полость горячего воздуха.

3.1.18. При разработке конструкции узлов опоры турбины должны быть предусмотрены каналы подачи и распределения масла по узлам трения, а также слива масла из опоры и суфлирования масляных полостей.

3.1.19. Конструктивные решения по турбине должны обеспечить требуемый уровень осевых сил, действующих на упорные подшипники двигателя.

3.1.20. Расход воздуха через уплотнения опоры турбины не должен превышать 15 г/с .

3.1.21. Должны быть предусмотрены конструктивные меры, исключающие возможность возникновения пожара в масляных, воздушных и газовых полостях турбины.

3.1.22. Должна быть обеспечена возможность отвода утечек масла, в случае нарушения нормальной работы уплотнений.

- 3.1.23. Теплоотдача в масло в опоре турбины на максимальном режиме должна быть не более 80 ккал./мин.
- 3.1.24. Температура, масла на выходе из опоры турбины должна быть длительно не более 150° С, кратковременно не более 175°С.
- 3.1.25. Должна быть обеспечена возможность поддержания температур стенок опоры турбины, контактирующих с маслом, не более 200° С.
- 3.1.26. Чертежи всех деталей сборочных единиц должны оформляться в соответствии с ЕСКД и действующими ГОСТ и ОСТ. В ТТ должны содержаться все требования к узлу или детали.
- 3.1.27. Конструкция должна обеспечивать оптимальную концентрацию напряжений.
- 3.2. Турбина ВД двигателя АД-69- осевая одноступенчатая, неохлаждаемая.
- 3.2.1. За проектный по газодинамике режим работы турбины принять максимальный крейсерский режим с $t_{т1} = -15^{\circ} \text{C}$, $N=10000 \text{ м}$, $V=800 \text{ км/ч}$. В проектном расчёте при выборе коэффициентов запасов прочности необходимо учесть чрезвычайный режим ($t_{т1}=20^{\circ} \text{C}$, $N=1500 \text{ м}$, $V=0$).
- 3.2.2. Расчёт турбины должен выполняться с учётом переменных по радиусу температур, давлений и потерь.
- 3.2.3. КПД турбины на проектном режиме $\eta=0,88$.
- 3.2.5. Для обеспечения высокой эффективности турбины при проектировании необходимо:
- 3.2.5.1. Использовать все известные способы снижения профильных и концевых потерь (суперкритические профили, концевую поверхность 1 СА по гиперболоиду вращения, наклон СА, блочные СА, полочные РЛ, тонкие выходные кромки сопловых и рабочих).
- 3.2.5.2. Для уменьшения потерь от утечек в сопловом аппарате необходимо создать блочную конструкцию лопаток с минимальным числом разъемов, а разъемы между блоками максимально уплотнить.
- 3.2.6. С целью обеспечения надёжной работы турбины, снижения затрат охлаждающего воздуха и его утечек необходимо предусмотреть следующее:
- 3.2.6.1. Работоспособность замков лопаток и ободной части диска ГГ обеспечить принудительной продувкой воздухом.
- 3.2.6.2. Требуемое тепловое состояние полотна и ступицы диска обеспечить наддувом околосопловых полостей воздухом с температурой, согласованной с допустимой температурой диска.
- 3.2.6.3. Применить для снижения вибронпряжённости разношаговый сопловый аппарат.
- 3.2.6.4. Для обеспечения требуемого ресурса подшипников ротора газогенератора провести совместно с отделом компрессора работы по стабилизации и управлению действующими осевыми силами.
- 4. Испытания турбины**
- 4.1. Отработка газодинамических параметров турбины ВД производится на установках ВД, а также на специальных стендах ОАО СНТК им.Н.Д.Кузнецова и ЦИАМ.
- 4.2. Прочностная доводка и отработка теплового состояния всех турбин проводится на установках ВД с подогревом воздуха на входе в изделие и при испытаниях полноразмерного изделия с наддувом.

Приложение 6. Конструктивная схема и графическое представление процесса сборки АД и ТНД

Одной из проблем при создании новой сложной конструкции типа компрессора или турбины АД и ЭУ и, тем более, всего двигателя является обеспечение технологичности, а иногда и возможности, ее сборки и разборки к концу создания компоновки.

Ответственность за обеспечение сборки и разборки целого узла на сборочные единицы, деление АД и ЭУ на модули ложится на плечи конструктора.

Поэтому при выполнении проектных процедур конструктор всегда должен держать в уме задачу: «А соберется ли любая, даже мелкая сборочная единица?» В СККП это достигается созданием конструктивного изображения узла с нумерацией всех деталей и составлением графической схемы сборки (см. рисунки в данном приложении), в которой отображены номера и названия деталей и сборочных единиц. Схема имеет общую ось, на которую «нанесены» в порядке установки все детали и подузлы, начиная с базовой детали или подузла. Такой системный анализ позволяет исключить ошибки в проведении сборки, не дает «потерять» отдельные детали и решает главную задачу – студент обретает уверенность в выполнении очень сложной финишной операции создания компоновки.

Такая схема, безусловно, не является технологией сборки, которую студенты составляют при выполнении курсовой работы по курсу «Технология сборки», где отмечаются операции центрирования, затяжки стыков и т.п. и используются сотни приспособлений.

Такой же порядок составления поузловой модульной сборки всего двигателя. Отметим одну из важных операций при такой сборке - обеспечение соосности опор. Несосоосность опор выдерживается в интервале 0,02...0,04мм. Достижение такой точности - задача технологическая, но конструктор должен создать возможности проведения этой процедуры.

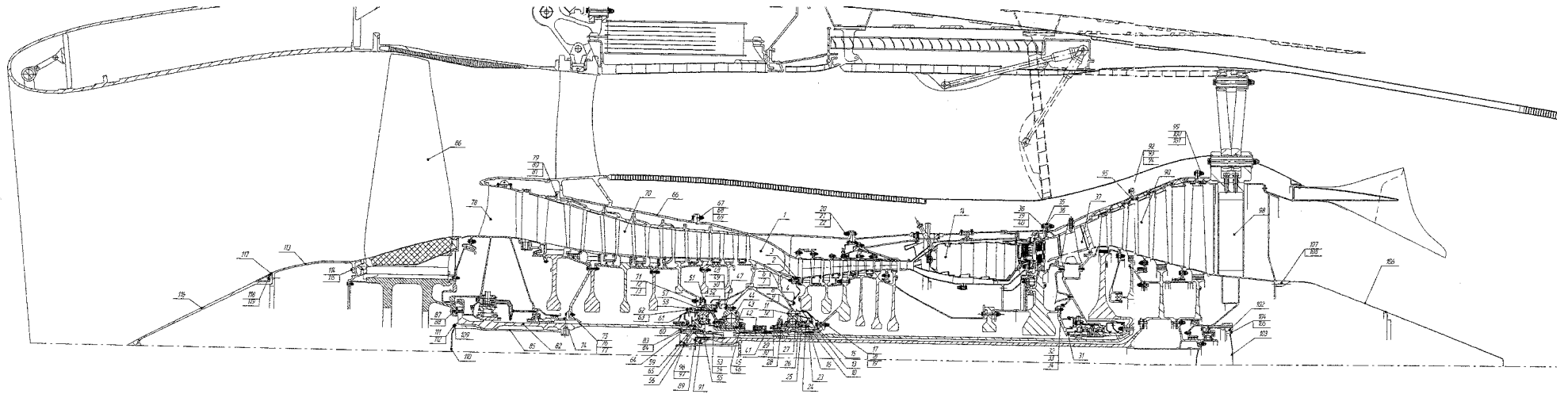
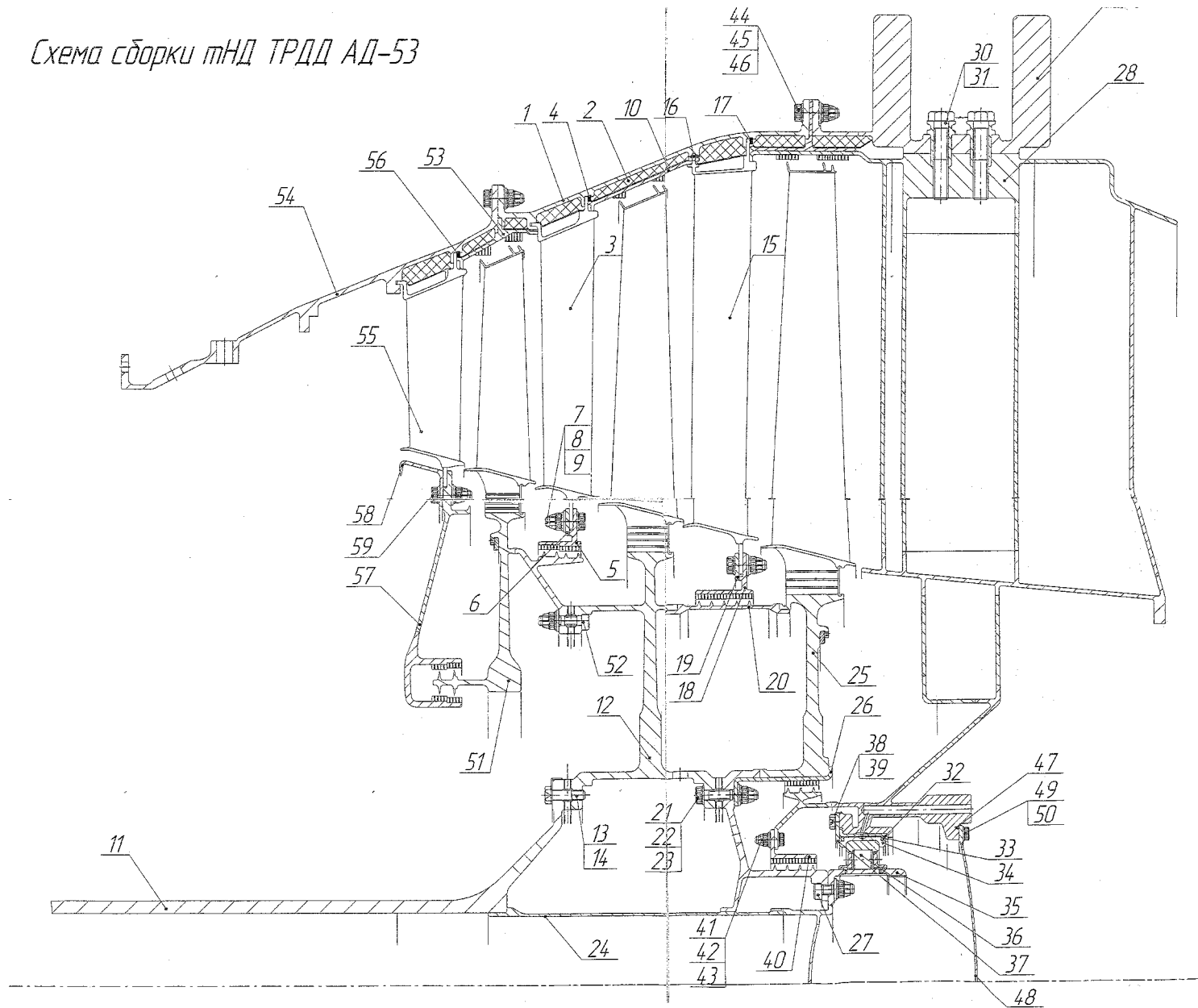


Схема сборки ТРДД АД-53

№	Наименование детали	Материал	Масштаб
1	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
2	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
3	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
4	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
5	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
6	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
7	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
8	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
9	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
10	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
11	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
12	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
13	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
14	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
15	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
16	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
17	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
18	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
19	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
20	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
21	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
22	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
23	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
24	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
25	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
26	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
27	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
28	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
29	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
30	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
31	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
32	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
33	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
34	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
35	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
36	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
37	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
38	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
39	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
40	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
41	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
42	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
43	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
44	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
45	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
46	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
47	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
48	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
49	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
50	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
51	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
52	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
53	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
54	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
55	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
56	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
57	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
58	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
59	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
60	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
61	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
62	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
63	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
64	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
65	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
66	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
67	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
68	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
69	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
70	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
71	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
72	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
73	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
74	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
75	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
76	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
77	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
78	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
79	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
80	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
81	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
82	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
83	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
84	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
85	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
86	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
87	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
88	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
89	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
90	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
91	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
92	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
93	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
94	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
95	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
96	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
97	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
98	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
99	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1
100	Корпус двигателя	АЛ-20	1:1

Схема сборки тНД ТРДД АД-53



Учебное издание

Составители: *Ермаков Александр Иванович, Старцев Николай Иванович,
Фалалеев Сергей Викторович*

**РУКОВОДЯЩИЕ И МЕТОДИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ
ПО СКВОЗНОМУ КУРСОВОМУ ПРОЕКТУ**

Методические указания

Технический редактор В. В. Б и р ю к
Редакторская обработка Н. С. К у п р и я н о в а
Корректорская обработка Н. Н. Т е л е п о в а
Компьютерная верстка С. В. Ф а л а л е е в
Доверстка В. Т. Б о р и с о в а

Подписано в печать 27.12.06 . Формат 60x84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 3,72. Усл. кр.-отт. 3,84. Печ. л.4,0.
Тираж 50 экз. Заказ . ИП-43(2)/2006

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

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