

Министерство образования и науки Российской Федерации

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Самарский Государственный Аэрокосмический Университет
имени академика С. П. Королёва
(национальный исследовательский университет)»

Факультет
«Двигатели летательных аппаратов»

Кафедра
«Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов»

Старцев Н.И.

**Системный анализ и методология
оптимального проектирования**

Лекционный курс

Исследовательские лабораторные работы:

задания и примеры исполнения

Самара 2013

УДК: 621.431.75

Рецензист: кандидат технических наук, профессор Шустов С.А.

Системный анализ и методология оптимального проектирования. Лекционный курс и исследовательские лабораторный и проектные работы: задания и примеры исполнения: учебное пособие/ Старцев Н.И, - Самара: изд.-во Самар. гос. аэрокосм. ун.-та, 2013

В учебном пособии дано содержание лекционного курса начал системного анализа и использование его как основы методологии оптимального проектирования, выделена строгая схема формирования нового объекта с разработкой технического предложения и технического задания.

Разработано на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов.

Учебное пособие предназначено для специальности _____

© Старцев Николай Иванович, 2013

© Самар. гос. аэрокосм. ун.-т , 2013

Содержание

Лекция 1 Виртуальная разработка изделий.....	5
Лекция 2 Системный анализ. Декомпозиция двигателя, его узлов и элементов.....	7
Лекция 3 Проектирование как вид целенаправленной деятельности.....	12
Лекция 4 Общая схема параметрического синтеза.....	14
Лекция 5 Типовые задачи параметрического синтеза объекта и пути ее решения.....	17
Лекция 6 Методы, сокращающие объем вычислительных работ.....	18
Лекция 7 Технологическая схема формирования объекта	22
Лекция 8 Структурный и параметрический синтез объекта	25
Приложения	
Приложение 1 Исследовательские лабораторные работы (задания)	
ИЛР №1 Декомпозиция подсистемы (узла) авиационного двигателя.....	28
ИЛР №2 Структурный синтез проектируемого объекта	27
ИЛР №3 Параметрический анализ проектируемого объекта.....	28
Приложение 2 Исследовательские проектные работы	
ИЛР №1 Декомпозиция проектируемого двигателя и виртуальная разработка двигателя и его узлов	30
Приложение 3 Примеры исполнения исследовательских лабораторных работ	
ИЛР №1 Бадыков Р.Р.....	32
ИЛР №2 Василевич Н.М.....	42
ИЛР №3 Василевич Н.М.....	53
Приложение 4 Примеры исполнения исследовательских лабораторных работ	
ИЛР №1 Василевич Н.М.....	61
ИЛР №1 Безбородов А.С.....	78

Предисловие

Курс "Системный анализ и методология оптимального проектирования" для магистров имеет особое значение для становления будущего руководителя проектами.

Четкое представление технологии проектирования, ответственность конструктора и специалистов по прочности, процессам, происходящим в двигателе, по тепловым процессам и другим направлениям, ясное понимание своих задач на каждом этапе - все это в совокупности с фундаментальными знаниями, полученными при прохождении базового курса обучения, дает основание заключить, что курс формирует руководителя конструкторского коллектива.

Первый опыт прочтения курса показывает, что требует глубокого изучения оптимизация конструкторских решений, повышение производительности труда на всех этапах структурного и параметрического синтеза.

Лекция 1 Виртуальная разработка изделий

Исторически разработчики самолетов и двигателей использовали при доводке физический эксперимент, при отработке прочности, надежности, а для самолетов и полетных и посадочных характеристик - на натуральных образцах. Причем при директивных требованиях по ресурсу (1000 и более часов) испытания затягиваются на годы.

Авиационный двигатель разрабатывается 7...9 лет, а от запуска в производство до сертификации (удовлетворения нормам летной годности) 5-6 лет.

Цикл создания самолета хотя и короче на 2-3 года, но составляет 5-6 лет (60-70 месяцев). Двигателисты обязаны начинать раньше, когда самолета еще нет.

И здесь 2 проблемы:

1. Сокращение сроков создания и сертификация.
2. Несовпадение циклов создания самолета и двигателя.

1. Самолетные фирмы

Самолётная фирма Boeing: "Цель состоит в том, чтобы перейти от 6-летнего цикла создания изделия к 12-месячному и сделать за 1 млрд. долларов то, что сделали в последний раз за 6 или 7 млрд."

Двигательная Фирма General Electric: "От запуска в производство до сертификации - 30 месяцев (2.5 года)".

Достичь такого результата подходами проектирования и отработки параметров прочности и надежности двигателей невозможно.

Новые технологии виртуальной разработки и сопровождения изделий - единственный выход.

Виртуальные технологии, основанные на математическом и вычислительном моделировании эксперимента, способном заменить физические испытания, эксперименты во всех областях науки и техники, связанным с созданием авиационных ГТД.

В нашем университете виртуальная разработка двигателя получила простое название "Виртуальный двигатель" и включает (использование) следующие этапы:

- 1) Формирование цели создания "Виртуального двигателя" - учебной и научно-исследовательской.
- 2) Оценить "что есть", то есть составить перечень компьютерных программ по термогазодинамическому проектированию двигателя и его узлов, по тепловым расчетам, по прочности, по технологии изготовления ГТД, по испытаниям ГТД и его элементов, по управлению ГТД и др.
- 3) Оценить "что нужно", то есть наметить план разработки методов проектирования (конструирования) двигателя и его элементов, новых компьютерных программ по термогазодинамическому проектированию, тепловым исследованиям, по прочности и др.

Виртуальный двигатель включает в себя весь комплекс компьютерных программ, позволяющих:

- проводить проектировочный термогазодинамический расчет двигателя с оценкой параметров по всему профилю полёта, в каждой его характерной точке;

- формировать проточную часть двигателя, включая входное устройство, опоры, ФК, РС и РУ;
- газодинамическое проектирование ВУ, вентилятора, компрессора, турбины, камеры сгорания, ФК, РС и РУ;
- проектирование узлов ГТД в 2D и 3D и всего двигателя;
- тепловые расчеты узлов двигателя;
- прочностные расчеты узлов двигателя;
- исследовать динамику и общую вибрацию двигателя.

Виртуальный стенд исследования двигателя

Позволяет решить следующие задачи:

- получать параметры двигателя в полетном цикле в контрольных точках в реальном отсчете времени;
- получить параметры узлов по проточной части, что позволяет повысить точность анализа (всех узлов двигателя по прочности и деформациям)

Вам, как будущим руководителям конструкторских отделов, ставится задача, используя системный подход:

- освоить технологию декомпозиции авиационного двигателя на базе двигателя, проектируемого в СГКП:
- выполнить планирование работ по структурному синтезу проектируемого двигателя;
- освоить организацию работ при параметрическом синтезе проектируемого двигателя с завершением их принятием решения ЛПР и формированием технического предложения (ТП) и проекта технического задания (ТЗ);
- выполнить на базе многоуровневой декомпозиции авиационного двигателя исследование по формированию комплекса компьютерных программ, которые обеспечат внедрение виртуальной технологии создания авиационного двигателя в учебный процесс и в исследовательские программы СГАУ (национального университета).

Лекция 2 Системный анализ. Декомпозиция двигателя, его узлов и элементов

Проектирование технологических объектов в современных условиях опирается на систему прикладных научных дисциплин и на специализированную экспериментальную базу.

Уровень знаний и научно-технического обеспечения позволяет во всех отраслях техники проектировать объекты с заранее заданными свойствами и числовыми характеристиками.

До недавнего времени в задачах проектирования существенно меньше внимания уделялось обоснованию проектного решения.

Достижения в научно-технической сфере изменили подходы к постановке задач проектирования - расширилась область возможных решений при формировании объекта. Перед разработчиками встала задача выбора характеристик проектируемого объекта из множества доступных для реализации. Выполнить на базе примеров авиационного двигателестроения превосходство проектных решений, выбранных на достаточно строгой математической основе теории оптимизации.

Обозначилась также необходимость строгого учета ограниченных материальных ресурсов при расширившихся возможностях выбора выходных параметров объекта.

На базе таких наук, как исследование операций, системный анализ и автоматизация проектирования стала возможной постановка задачи проектирования в виде проектных параметров, критериев общей эффективности объекта в составе системы.

Системный анализ стал базовой дисциплиной, развивающей методы проектирования сложных систем и объектов на начальной стадии разработки и обоснования проектных решений.

Метод системного анализа включает в себя:

- разработку общей схемы решения поставленной проблемы, включая построение общей модели и целевых программ;
- декомпозицию сложных систем, сложных объектов и операций их разработки и применения;
- методические основы формирования альтернатив;
- способы формирования целей и задач, назначение критериев;
- общую методологию подготовки и обоснования решений.

Однако при формировании сложных объектов, определяющая роль по-прежнему принадлежит творчеству конструктора.

1.1 Понятия и определения

Сложное изделие, технический объект (ТО), а в нашем случае АД - наделен всеми признаками сложной системы. Это целостный комплекс (наделенный признаками сложной системы) состоит из подсистем (узлов) и элементов, то есть структура объекта соответствует многоуровневой системе и допускает распределение элементов по иерархическим уровням. [1]

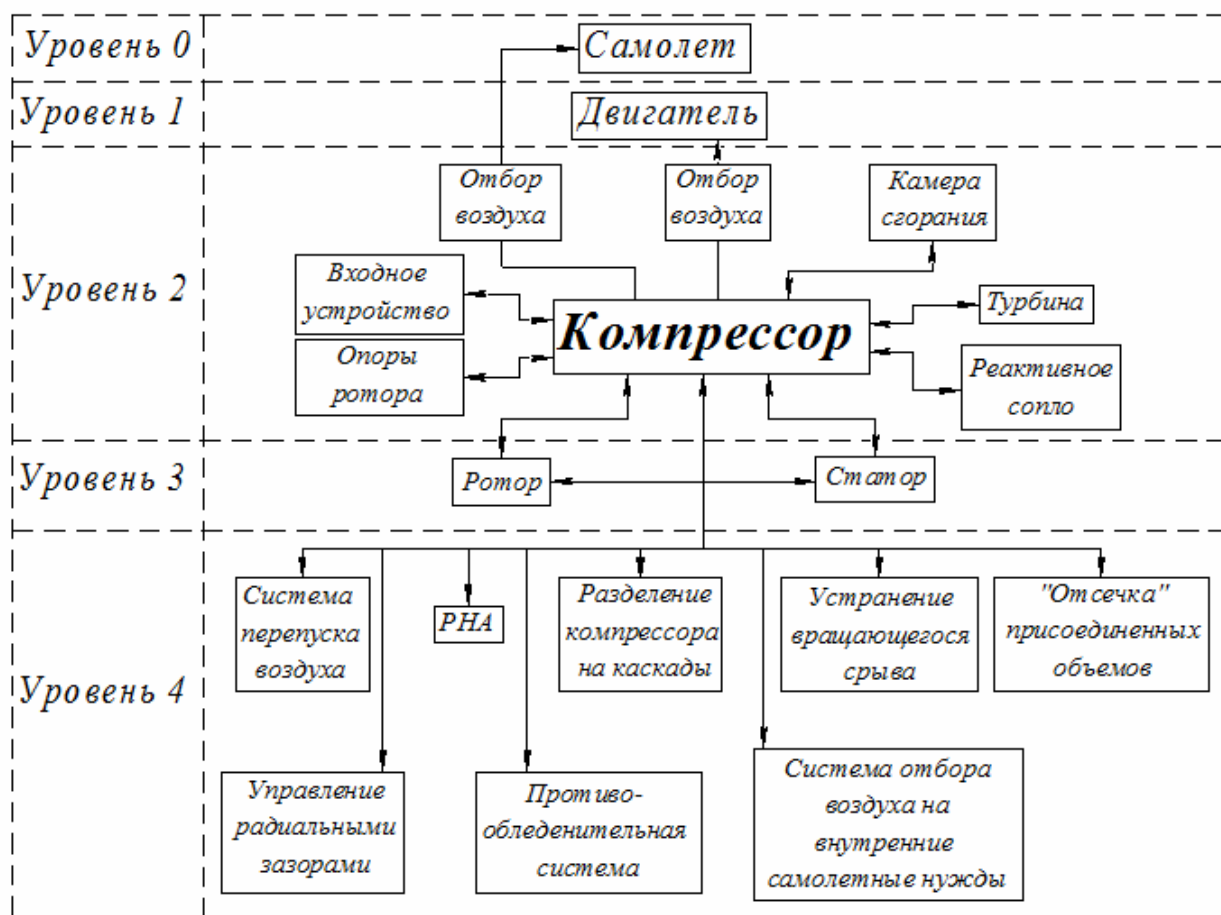


Рисунок 1 –Схема существенных связей осевого компрессора авиационного ВРД с объектами более высокого уровня и подсистемами и элементами низшего уровня

Конструктор объекта должен обеспечить соответствие подсистем и элементов общему замыслу объекта и обеспечить высокие показатели системы в целом (уровень 0), так как АД входит в состав самолета.

Таким образом, в задачу формирования объекта вводят четыре качественно различных **системных единицы**, связанных между собой и принадлежащих разным уровням: **большая система** (0), объект (1), подсистема (узел двигателя) (2) и элемент (3) и 4. (рис. 1)

Между ними есть системные различия.

Большая система (уровень 0) - это собрание объектов, решающих задачи, присущие данной отрасли техники.

Объект (уровень 1) может самостоятельно решать задачи в выделенном классе операции (режимы работы двигателя) и эффект его может быть выбран через параметры операции (получение тяги двигателя).

Подсистема (уровень 2) и элемент (уровни 3 и 4) могут применяться в операции и создавать в ней полезный эффект только в составе объекта.

Они жестко объединены условиями размещения на объекте (АД) и общей системой управления.

Цель декомпозиции - упростить задачу формирования сложной системы путем рассмотрения ее по частям, а в организационном плане расширить фронт работ по

формированию системы, предоставив автономию разработчикам частей, но сохранив основные факторы управления за разработчиком большой системы (0) и объекта (1).

Учитывая, что главное в нашем случае объект (AD) $n=1$ декомпозицию проведем по правилам системного подхода:

1. Систему можно исследовать по частям, разбив ее на уровни 1...g. Один из уровней $n \in 1...g$ включает разрабатываемый объект ($n=1$) со связями, идущими от него вверх к уровню $n-1$ и вниз к уровню $n+1$.

В уровне $n+1$ (подсистемы, узлы) кроме вертикальных связей вверх и вниз существуют горизонтальные - к подсистемам того же ранга.

2. Уровень (любой), например $n+1$, вырезается из тела объекта. При этом в местах сечений возникают "силы связей" до этого скрытые в системе. Из всего обилия связей оставляется минимальное число существенных. Связи делятся на функциональные и структурные.

Функциональные связи отражают эффект взаимодействия с соседними узлами в рабочем процессе, структурные - механическую связь, например, корпус компрессора и КС - это фланцевое болтовое соединение; валов и др.

Связи представляются в виде чисел и геометрических характеристик. Представляемые в явном виде существенные связи и их параметры являются основными линиями технического взаимодействия для коллективов участвующих в разработке - конструкторских отделов в ОКБ.

3. Предполагается существование разработчиков уровня $n+1$ (конструкторские отделы ОКБ) и других уровней большой системы $n-1$, с которыми разработчик объекта n устанавливает официальные (подтвержденные документом) связи в виде ТЗ, протоколов и др. Такие же связи устанавливаются между уровнями n , $n+1$.

4. После проведения процедур 2 и 3 разработчик объекта n может вести проектирование самостоятельно, зная детально свой уровень и только за него неся ответственность. В определённой мере это относится и к уровню $n+1$.

Проведенная декомпозиция и выполнение операций 1...4 позволяет оптимизировать объекты n и $n-1$, подсистемы и элементы с меньшим числом переменных (связей).

Однако выделение существенных связей внутри сложной системы важно не столько для ее оптимизации, сколько для ее изучения на начальном этапе создания: варьируя параметры связей можно исследовать распределение условий работы для подсистем, элементов. Может быть, например, добившись выгоды для одной системы, мы ухудшим условия работы другой. Это значит, что аппарат существенных связей позволяет разрешать споры между разработчиками.

Чтобы использовать математический аппарат оптимизации проектных решений требуется введение минимума формализованных представлений об объекте и его свойствах.

Поэтому задача проектирования предусматривает введение пространств, в которых задаются свойства объекта разных физических категорий.

«Пространство конструкции», в котором определена материальная основа объекта. Обозначим его «K».

«Пространство характеристик», в котором определены характеристики объекта при его функционировании. Обозначим его «X».

«Пространство операций применения», в котором определены показатели общего эффекта применения. Обозначим его « W ».

«Пространство затрат», в котором определены материальные затраты, связанные с разработкой, изготовлением и эксплуатацией объекта. Обозначим его « C ».

Показатели объекта в каждом пространстве задаются набором параметров - действительных чисел:

$$K = (K_1, K_2, \dots, K_n); X = (X_1, X_2, \dots, X_m); \\ W = (W_1, W_2, \dots, W_p); C = (C_1, C_2, \dots, C_r).$$

Если ввести конечномерные действительные пространства трехмерных физических категорий R^n, R^m, R^p, R^r , то можно записать:

$$K \in R^n, \quad X \in R^m, \quad W \in R^p, \quad C \in R^r.$$

Постановка задачи проектирования предполагает, что в данной отрасли техники существуют методы вычисления характеристик X , параметров эффекта W и затрат C для объекта данного вида, определенные своими конструктивными параметрами K , то есть существуют соответствия (множества) вида.

$$\left. \begin{aligned} X_i &= f_i^x(K_1, \dots, K_n, y^x), i = 1, \dots, m \\ W_i &= f_i^w(K_1, \dots, K_n, y^w), i = 1, \dots, p \\ C_i &= f_i^c(K_1, \dots, K_n, y^c), i = 1, \dots, r \end{aligned} \right\} 1.1$$

Здесь y^x, y^w, y^c – параметры внешних по отношению к объекту условий, неконтролируемых разработчиком.

Соотношения (1.1) могут быть формульные или в виде компьютерных программ. Каждой точке K , (каждому проектному решению) при зафиксированном соответствует одно значение характеристик X , эффекта W и затрат C .

При реальном проектировании не все точки пространства являются образами реальных объектов, поэтому следует записать:

$$k \in K \subset R^n, \quad x \in X \subset R^m, \quad w \in W \subset 1$$

K выражается действительным числом: 2, 3... (конечное множество) и будет обозначать **число альтернатив**.

Внешние для объекта условия u разбивают на 3 группы:

1) Условия, определяемые физической средой. Они создаются природой, носят случайный характер и влияние на характеристики X и эффект объекта W невелико и в задачах проектирования учитывается оперативно.

2) Условия, определяемые большой системой, вводятся на стадии формирования объекта в виде дополнительных требований, пожеланий (самолетчиков).

3) Условия, зависящие от противника (конкурента) и проявляются только в пространстве R^p ($w \in R^p$) – противник всеми способами стремится снизить эффективность объекта. Так как мнение и действия противника неизвестны для оценки параметра y^w , применяется аппарат антагонистических игр.

Лекция3 Проектирование как вид целенаправленной деятельности

Проектирование подчиняется общим закономерностям целенаправленных действий. Целенаправленная деятельность независимо от характера, масштабов и протяженности во времени содержит следующие этапы: **замысел**, **подготовка к действию**, **решение**, **действие**, которое приводит к результату.

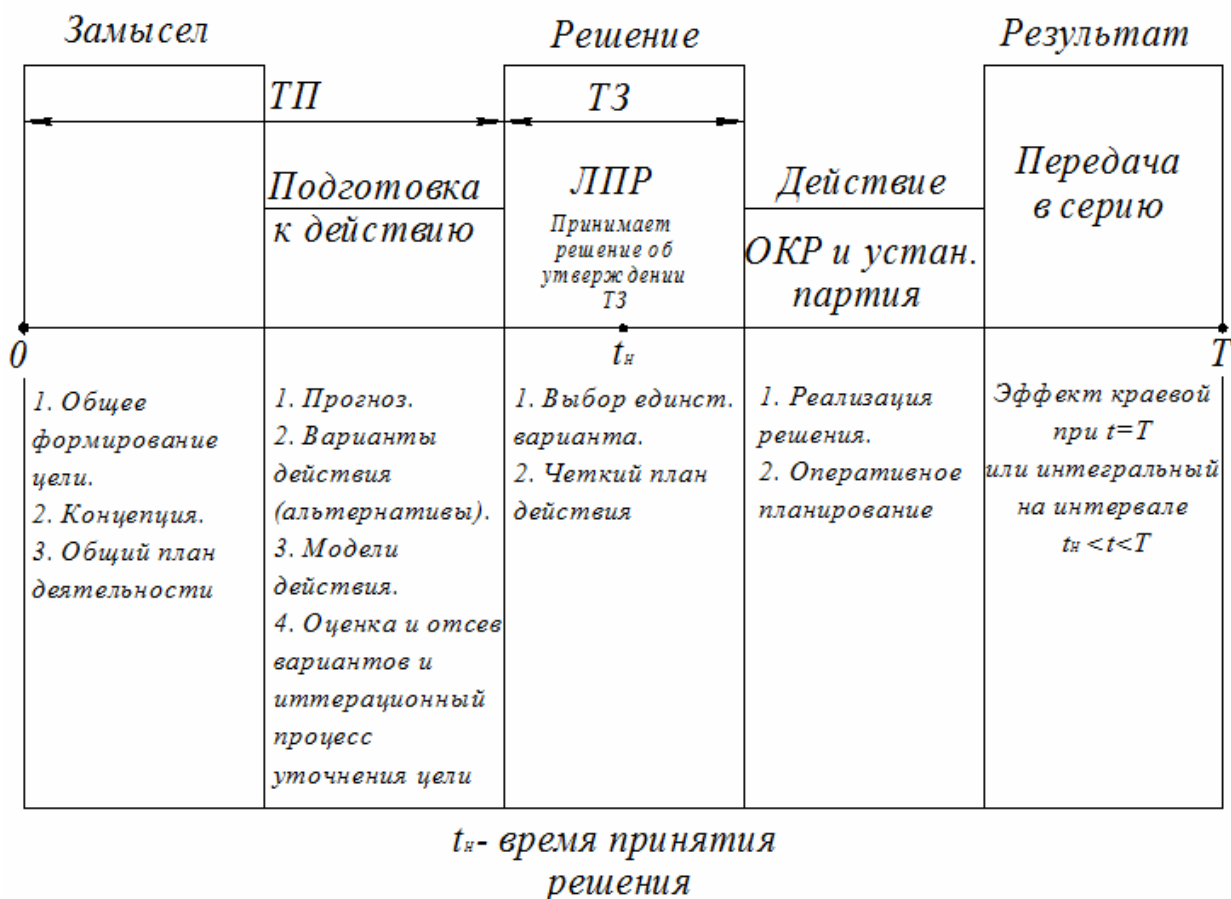


Рисунок 2 – Схема целенаправленной деятельности и этапы жизненного цикла

Процесс формирования замысла является актом творческого мышления и не поддается формализации. **Замысел** можно всегда представить словесным описанием на технологическом языке. Развернутой его формой является **план деятельности** с предварительной оценкой его результатов и способов их достижения.

Основным результатом этапа **«подготовка к действию»** является ограничение числа вариантов действия.

В **«решении»** главное – выбор единственного варианта.

Решение принимается ЛПР (одно лицо или группа лиц) и основано на неформальных процедурах и операциях иначе нужда в ответственном лице отпадает.

«Действие» состоит в реализации решения.

Схема охватывает жизненный цикл объекта (по рисунку).

В конструкции объекта (ТО) выделяют особый класс параметров **$h = (h_1 \dots h_g)$** , определяемых общим уровнем развития науки и техники в стране. В задачу формирования

ТО они входят как важные компоненты. Отставание страны не может компенсировать конструктор объекта.

Таким образом, **описание ТО на разных стадиях проектирования** содержит:

- описание структурной схемы (у нас – конструктивно-силовая схема);
- номенклатуру существенных проектных (конструкторских параметров);

$$K = (K_1 \dots K_n) \text{ и область их допустимых значений } K (k \in K)$$

- номенклатуру основных управлений U – (конструкция состоит из неизменяемой части, параметры которой K зафиксированы и изменяемой части, воспроизводящей управление $U(t)$, например компрессор и РНА;

- альтернативы подсистем (узлов) с их K и X ;
- номенклатуру и значения параметров совершенства технической базы $h = (h_1 \dots h_n)$.

1.3 Формирование задач, поставленных перед объектом

На начальном этапе проектирования цель создания объекта сформулирована нечетко, нет ТЗ, не ясны пути решения задачи. Известны, и то не до конца, только стимулы, подвигнувшие на разработку. Это типичная ситуация, она изучается в науке проектирования. Стимулы разнообразны:

- стремление к максимальному удовлетворению потребностей общества;
- обеспечение достаточного уровня безопасности страны при минимальных затратах.

Ученые предлагают начать проектирование на этапе замысла с создания концепции объекта.

Основным двигателем прогресса на этапе замысла являются творчество и интуиция конструктора.

Поэтому нельзя заключать разработчика уже в начале работы в жесткие рамки задач, так как талантливые проектные решения расширяют эти рамки и меняют эти задачи.

Четкая, правильно сформулированная постановка задачи появляется позже в итерационных циклах формирования объекта.

Таким образом, прогнозирование перспективных объектов и разработку их облика нужно проводить, не дожидаясь постановки задач и тем более ТЗ. ТЗ рождается как результат начального этапа проектирования.

Лекция 4 Общая схема параметрического синтеза

Процесс современной науки и техники предоставляет широкие возможности для выбора характеристик X и уровня полезного эффекта W проектируемых ТО; при достаточных материальных ресурсах C и резерве времени T почти любая задача становится решаемой.

Поэтому все большее значение приобретают методы обоснования и выбора лучшего решения из множества K на основе математически строгих методов поиска оптимума.

Однако свобода выбора сужается наличием всякого рода ограничений. В первую очередь это ограничения ассигнований и экологические ограничения, ограничения, налагаемые существенными связями с объектами разных уровней и др. Число их постоянно растет и учет ограничений становится важнейшей частью задачи проектирования.

Рассматриваются две постановки задачи:

П 1 – производится максимизация полезного эффекта $W \rightarrow \max$ при ограничениях на уровень ассигнований $C \leq C_{\text{д}}$ (фиксированное).

П 2 – минимизируются ассигнования $C \rightarrow \min$ при фиксированном уровне полезного эффекта $W \geq W_{\text{д}}$.

Обе постановки эквивалентны и при соблюдении некоторых условий приводят к одинаковому результату.

На графике это выглядит так (рис 3):

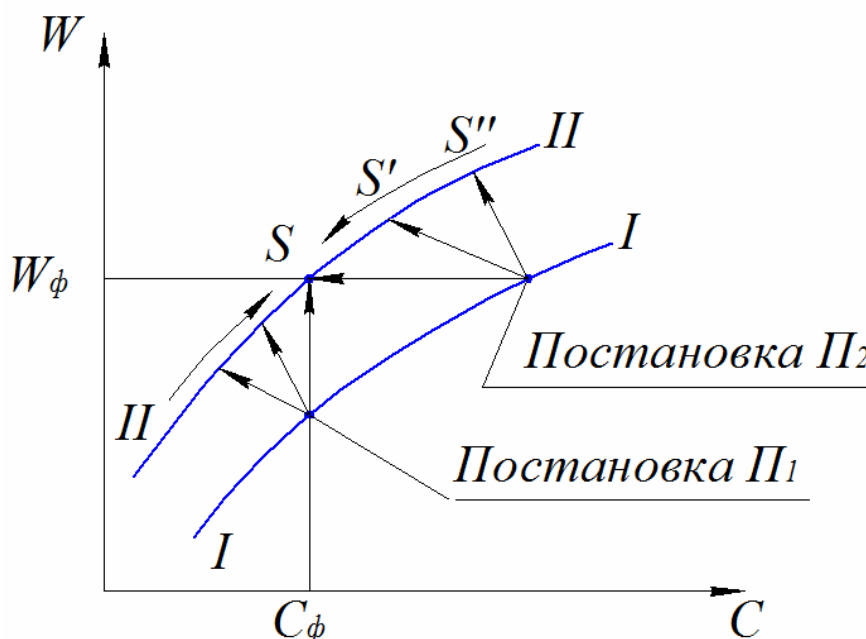


Рисунок 3

Кривая I-I представляет собой соотношение «эффект-затраты» для лучших объектов на момент начала разработки, а II-II относится к прогнозируемому уровню разработки.

Точка S является решением оптимизационных задач П 1 и П 2. На практике используются обе схемы оптимизации, но задавать ограничения по $C < C_{\text{д}}$ проще, чем на эффект $W_{\text{д}}$.

Придерживаясь постановки П 1, рассмотрим какая часть задачи проектирования объекта поддается формализации и следовательно математическому анализу.

Обозначим варьируемые конструкторские параметры $K = (K_1, \dots, K_m)$, общий эффект объекта W , а ограничения наложенные на решение задачи – через G . Для решения задачи $W \rightarrow \max$ при $G \leq b$.

Нужно суметь представить W и G математическими функциями.

$$W = f(k) \text{ (целевая функция) и } G = g(k) \text{ (функция ограничений)}$$

Однако сконструировать эти функции математик не может, т.к. они исходят от структурной схемы (компоновки), которая создается конструктором в процессе его творчества, то есть математической модели творчества пока нет.

Поэтому основной областью приложения формально математических методов к проектной разработке пока остается параметрический синтез, то есть оптимизация параметров K структурной схемы, предложенной конструктором.

Понятным примером для вас будет лопатка или диск, которые оптимизируются по прочности, частотным характеристикам, массе. Но нарисовать диск должен конструктор.

Процедуру параметрического синтеза можно представить блок-схемой (рис. 4):

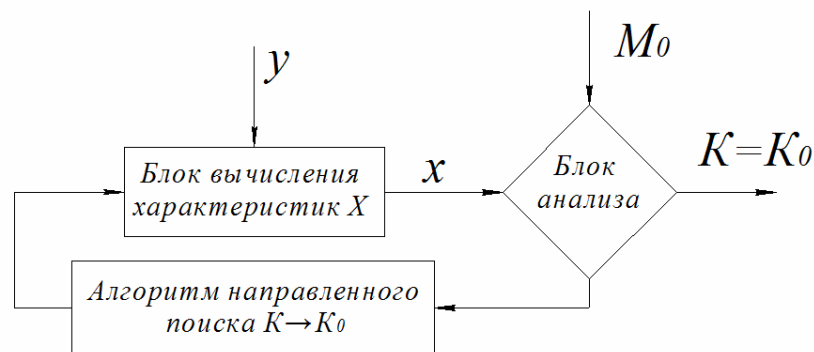


Рисунок 4

На схеме затраты C зафиксированы – СФ и представляют собой дополнительные ограничения при выделении области K (R^n).

- y – внешние условия,
- M_0 – желаемое исполнение,
- K_0 – оптимальная конструкция.

В блоке «Вычисление характеристик X » определяются характеристики (численные значения, например, запас прочности в диске), для данной конструкции диска K , которая приближается к оптимальной конструкции K_0 из множества K).

В блок «Внешние условия y » входят:

- типы двигателей, недостаток которых особо остро затрудняет создание транспортных или боевых самолетов определенного типа;

- протокол требований, предъявляемых к проектируемому двигателю;
- прогноз конкурирующих или противоборствующих систем (объектов), их технических характеристик и стратегии применения.

Разработка объекта начинается с создания конструктором компоновки объекта при фиксированных внешних условиях (инженерная задача параметрического синтеза) и далее идет совместная работа конструктора со специалистом по моделированию, по оптимизации характеристик X с учетом многообразия внешних условий.

Для второй части задачи характерен объективный недостаток информации, неопределенность и для ее частичного преодоления разработаны специальные математические методы: методы исследования операций применения, создание матрицы эффективности, которая позволяет сформулировать границы оптимальности для конкретного разрабатываемого объекта или принципы оптимальности.

Их два:

- принцип наилучшего гарантированного результата;
- принцип наилучшего статистического среднего.

Недостаток первого принципа состоит в том, хотя он и гарантирует и нижний уровень эффективности W_{min} но перетяжеляет конструкцию $K_{l...m}$, либо приводит к недобору эффекта W_{cp} , в средних, типовых условиях применения.

Эффект конструкции выбранный по второму принципу (наилучшего статистического среднего по характеристиками X) подвержен большим колебаниям из-за незнания реальных внешних условий y , что может привести к недопустимо малым значениям полного эффекта W

Поэтому используют принцип оптимальности, смягчающий недостатки правил выбора того и другого принципа оптимальности, а именно: выбирается объект, обладающий максимальным статистически средним эффектом W , при условии обеспечения допустимого уровня значений конструкции K и характеристик X .

Лекция5 Типовые задачи параметрического синтеза объекта и пути ее решения

Будем считать, что ограничения $q(k) \leq b$ (b - конкретные числа, например, выделено допустимое множество K объектов k и задано моделью операции полезный эффект $W=f(k)$, позволяющий сопоставить каждому объекту $k=(k_1...k_m) \in K$ величину достигаемого эффекта W).

Рассмотрим 3-и постановки задачи проектирования $M0$ и параметрического синтеза (напоминаем, что $M0$ - желательный результат) (см. рис 4)

1. **Получение полного образа конструкции проектируемого объекта**, т.е. всех его возможных вариантов $(k_1...k_m)$ назовём его, этот образ V , полученные области допустимых значений назовём Z_k (множества альтернатив) в подмножестве показателей эффекта W . (области лучшего эффекта V из области допустимых решений Z (множество эффектов) в пространстве W - показателей задач)

Задача решается методами моделирования операции.

Выбор $M0$ здесь сводится к операциям сравнения $W=(W_1...W_p) \square V$.

Метод ограничен вычислительными возможностями разработчика.

Вывод: Построение области V даже приближёнными методами имеет важное значение при оценке роли ограничений $q(k)$ и особенно поиска области перспективных решений.

2. **Проектирование объекта по ГЗ**

Математическая программа содержит систему чисел (или одно число) W_{0j} (требуемых оптимальных значений полезного эффекта) и неравенств $W_i \geq W_{0j}$.

Требуется найти хотя бы одно решение $k0$ из K удовлетворяющее этому условию.

Постановка задачи и алгоритм поиска хотя бы одного решения сужается до решения задачи оптимизации конкретного объекта без учёта конкурентных решений.

3. **Векторная задача оптимизации.**

Это постановка, не решая до конца задачу выбора лучшей альтернативы $k0$ формально строгими методами, позволяет существенно продвинуться в её решении.

Пусть для разработчика представляют ценность все выделенные выходные показатели объекта $w_1...w_p$, но он не утвердился в выборе свёртки.

Оказывается, можно строгими методами, не зная целевой функции $F(w_1...w_p)$, выделить в области V лучшие решения, доминирующие над другими при любой монотонной целевой функции $F(w)$. Одним из таких приемов, позволяющих сузить область поиска в $V(k)$ и соответственно в $W(k)$ являются решения, определённые по Парето. (рис. 5)

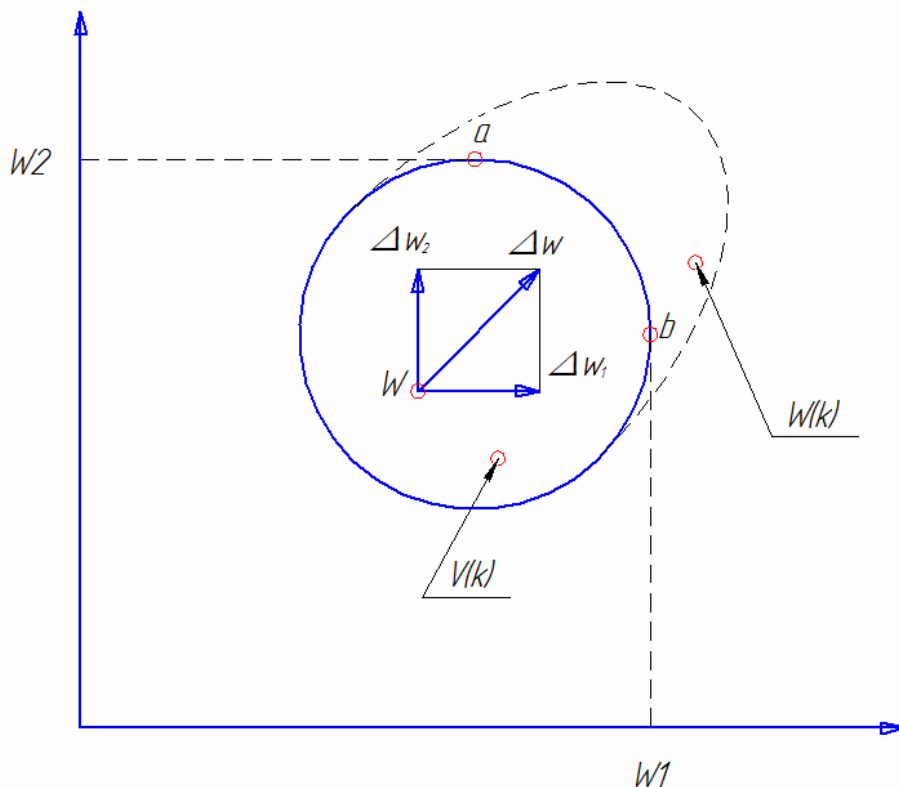


Рисунок 4

В простом случае 2-х критериев оптимизации w_1 и w_2 графически этот метод представляется областью $V \in W$, которая строго выпукла в системе координат W_1 - W_2 . Очевидно, что из любой точки области $V(k)$ включая граничные, но не принадлежащие дуге ab , можно увеличить оба параметра w_1 и w_2 и только при достижении ab эта возможность будет утрачена, т.к. при перемещении по дуге ab один из показателей будет расти, а другой уменьшаться.

Объекты $w(k)$ в $V(k)$, входящие в область ограниченную дугой ab (породившие точки дуги ab) называется эффективными или оптимальными по Парето и доминируют над всеми остальными объектами области $W(k)$.

В задаче с многомерным вектором $W=(W(k_1)...W_p(K_n))$ альтернатива $K^1=(K^1_1...K^1_n)$ доминирует по Парето над альтернативой $K^2=(K^2_1...K^2_m)$ если $W_j(K^1) \geq W_j(K^2)$, где $j=1,...,n$ и хотя бы для одного j такое неравенство является строгим. Решение векторной задачи оптимизации состоит в нахождении всех эффективных точек (множество Парето) из K . Множество Парето $V(k)$ значительно уже $W(k)$ и обозначается символом $\Pi(w,k)$.

Итак при векторной оптимизации, наиболее применимой, находится множество Π и уже только на нём, а не на всём $W(k)$, строят процедуры окончательного выбора единственного "лучшего" решения выделением свёрток (объединений предпочтительных вариантов), привлечением экспертов и ЛПР.

Лекция 6 Методы, сокращающие объём вычислительных работ

Даже если декомпозиция системы проведена, объект выделен из системы, образована область допустимых решений K ($k_1 \dots k_m$) с множеством альтернатив, строгое решение задачи параметрического синтеза во многих случаях остаётся недостижимым из-за вычислительных трудностей. Они связаны с высокой размерностью вектора варьируемых параметров (x, w, c), большим числом выделяемых для просмотра альтернатив ($k_1 \dots k_m$) и сложностью их оценок на имитационных моделях.

Возможные пути упрощения задачи: уменьшение размерности векторов K и W , упрощение моделей оценки эффективности W неприемлем, т.к. недостоверность результатов пагубна для судьбы всего проекта.

Используют эвристический подход и делают декомпозицию задачи проектирования (не объекта, а задачи).

При параметрическом синтезе заданы проектные параметры.

Конструкторские $k=(k_1 \dots k_n) \in K$.

Характеристики объекта $x=(x_1 \dots x_m)$

Прямое решение задачи проектирования связано с поиском оптимального решения $K_0=(K_{01} \dots K_{0n})$ в пределах области K с вычислением характеристик $X(k)$ и имитационным моделированием объекта для получения оценок эффективности применения $W(k)$.

Всё это очень трудоёмко и требует больших затрат времени, а сроки проектирования ограничены договором и постановлением правительства.

Шаги эвристического подхода

1. Представление конструктора и потребителя о плохом и хорошем ТО складывается уже на уровне характеристик X без проведения моделирования в многочисленных операциях.

С большой долей вероятности можно предположить, что среди объектов K с лучшими характеристиками X , окажутся объекты с лучшими показателями эффективности W .

2. На этом основании проводится сжатие множества K по Парето приняв в качестве критериев для актуализации характеристики $X=f(k)$, т.е. находятся эффективные точки $P(f(k), K)$.

Этот подход носит неформальный характер, т.к. набор характеристик часто назначается, исходя опыта и интуиции.

Роль и задачи технического предложения (итог)

Процесс разработки, изготовления и использования объекта вплоть до снятия с эксплуатации составляет его жизненный цикл. Этапы жизненного цикла регламентируются государственными стандартами и на их основе договорными документами.

Начальный этап жизненного цикла - этап разработки, завершается представлением технического предложения (ТП). Оно содержит компоновку объекта 2D и

3D, основные проектные параметры и современную оценку прочности и надёжности, расчёты характеристик, оценку показателей эффективности и затрат.

Этот этап особый. Идея, концепция объекта, его начальные воплощения в виде чертежей и комплекса документов не приходят извне, не спускаются с верхних инстанций директивой, они реализуются в недрах конструкторского бюро двигателей в обязательном контакте с самолётным ОКБ.

Одновременно с техническим предложением разрабатывается и техническое задание на проектирование.



Рисунок 5 - Стандартная схема современного проекта ТО

Главная задача на этапе ТП успеть создать такой облик ТО, который отвечал бы потребностям гражданского или военного применения, опережая конкурентов по эффекту применения W и расходам C .

Необходимо убедить инстанцию, принимающую решения, в том, что предлагаемый в ТП объект - лучший. С этой целью перед представлением эскизного проекта иногда создаётся демонстрационный двигатель.

Главное в ТП и демонстрационном двигателе показать, что двигатель по эффекту применения лучше, чем у конкурента.

Сделать это непросто. Неубедительные преимущества при испытаниях ТРДД НК-56 перед ПС-90 по удельному расходу привело к тому, что был принят к производству ПС-90 (при демонстрации $C_{уд}=0,6$ кг/даН·ч - НК-56 и $C_{уд}=0,595$ кг/даН·ч - ПС-90), хотя при эксплуатации ПС-90 демонстрирует $C_{уд}=0,6$ кг/даН·ч $H=0$, а у НК-56 были резервы повышения топливной эффективности.

Успех первого этапа открывает перспективы победить при защите эскизного проекта, а при победе с эскизным проектом обеспечить получение правительственного задания на проектирование авиационного двигателя, что означает начало финансирования работ по выполнению следующих этапов.

Оптимальное техническое решение и глубокая проработка ТП обеспечивает малые потери времени на принятие решения и реализацию всей разработки.

Неудачное решение и ошибки на этапе ТП с трудом исправляются на последующих этапах и потом сопровождают объект на всех этапах его жизненного цикла.

Только на этапе ТП существуют широкие возможности поиска лучших решений и их корректирования в предусмотренных процедурой поискового проектирования итерационных циклах. По мере дальнейшего продвижения разработки возможность корректирования решения всё время сужается и всё большая часть параметров становится неприкосновенной в конструкции ТО (технического объекта).

Поэтому при планировании разработки не нужно жалеть времени и материальных ассигнований на ТП. Во многих случаях они составляют единицы (1...7%) от общей стоимости создания ТО, в то время как показатели эффективности объекта на 50...70% определяются реалиями принятыми на этапе ТП.

Опыт ОКБ Н.Д.Кузнецова - для поиска оптимальных, верных решений эскизный проект, выполненный в перспективном отделе, после защиты, передавался в отделы и там кардинально перерабатывался чтобы уменьшить число ошибок.

Отметим важные особенности процесса формирования ТП.

1. На этапе ТП нельзя вести разработку по заранее сформулированному ТЗ, сковывающего инициативу разработчиков - конструкторов и исследователей (математиков). Исследования предназначены и для выработки правильного ТЗ.

При чётко построенной работе на ТП итогом является синтез "триады"

- оптимальный облик высокоэффективного объекта (компоновка);

- оптимальное техническое задание на опытно-конструкторскую разработку объекта (проект ТЗ)

- оптимальный метод использования объекта, представляемого системой управления (W).

2. Развитие определённых разделов математики, исследование операций системного анализа и прогресс вычислительной техники позволяет охватить решение задач проектирования математическим обоснованием. Это прогрессивное направление в совершенствование процесса проектирования и магистры, будущие руководители конструкторских коллективов должны в первую очередь это осознать и в будущей работе всячески содействовать внедрения их в практику проектирования.

Однако поиск строгого глобального оптимума для такого сложного объекта как ТРДД доказательство сходимости решения к оптимальному не всегда оправдано из-за большой трудоёмкости и не всегда оправданы в условиях высокой размерности и неопределенностей решения задачи (критерии, ограничения, внешние условия и др.).

Поэтому на этапе ТП основной задачей является не поиск строгого оптимального решения, сколько поиск конструкций близких к оптимальным, изучение на каждой альтернативе факторов, влияющих на эффект и затраты, выявление преимуществ и недостатков и поиск компромиссов. Из образованного множеств альтернатив путём его сжатия (по Парето) выделяется предпочтительное решение которое выдвигается на обсуждении принятия решения ЛПР.

3. Процесс формирования проекта на этапе ТП должен быть основан на передовых методах проектирования, представляющих синтез научных исследований и конструирования. При этом необходимо создавать условия для проявления творчества.

Лекция 7 Технологическая схема формирования объекта

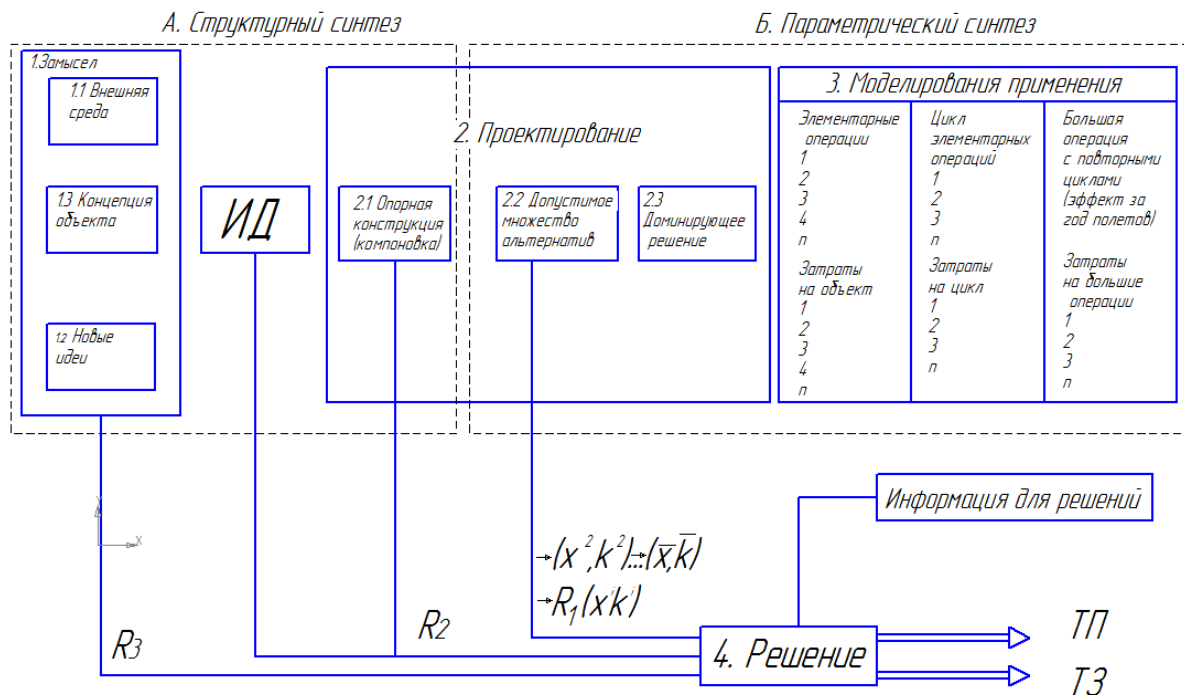


Рисунок 6 - Технологическая схема формирования объекта

R_i - управление параметрическими системами; (x^i, k^i) корректируемые характеристики констр. параметры объекта при i -й итерации, (\bar{x}, \bar{k}) характеристики и параметры в ТП.

R_i - характеристика ИД и компоновка, R_i - коррекция замысла

Постановка задачи создания ТО с высокими характеристиками и показателями эффекта с использованием оптимизации с тем, что бы наиболее экономно, в ограниченное время создать объект. В предложенной схеме существует комплекс управляющих команд позволяющих оптимизировать объект.

Технологическая схема проектирования объекта (рис 6) предусматривает 4 основных этапа оформляемых отдельными блоками. 1 - замысел, 2 - проектирование, 3 - моделирование применения, 4 - решение и управление разработкой. Область А-содержит задачи конструирования и называется **«структурным анализом»** в области Б где господствует математика производится оптимизация параметров, то есть операция **параметрического синтеза**.

Содержание этапов проектирования

Этап 1. Конечной целью этапа «Замысел» является разработка концепции объекта его концептуального облика (это контр. схема, эскизы, рисунки и если нужно чертежи) позволяющие сформировать исходные (ИД) для проектирования объекта. Для этого необходимо провести исследования **«внешней среды» блок 1.1.** и предложить **«новые идеи» блок 1.2.**

К внешней среде блок «1.1» в данном случае можно отнести:

- обоснование потребности в новых двигателях
- прогноз систем взаимодействующих с объектом, например потребность полётов в северные области добычи нефти – «вахтовый метод»

Система «нефть» взаимодействует с системой «создание новых самолётов»;

- прогноз задач, возлагаемых на объект, типовых операций, условий их проведения;
- прогноз действия конкурентов и технические характеристики их предложения. [3]

Блок 1.2

Без новых идей практически не возможно создать конкурентно способный объект, удовлетворяющий требованиям предъявляемым каждому новому поколению объектов.

Качественный скачок показателей эффекта даёт использование.

- результатов фундаментальных исследований и открытий в разных областях знаний (А. П. Ляуля для разработки теплообменника для АЛ-31Ф обращался в академию наук)

- анализа патентных материалов и систематизированный патентный поиск (этому вас учили, а в дипломном проекте его раздел «патентные исследования»)

- анализ зарубежных разработок, программ (пример ТРДД Е³) и множество программ США и ЕС)

- мозгового штурма».

После сбора материалов и всех доступных источников и их изучению проводится просмотр новых функциональных качеств, которыми должен обладать будущий объект.

Делается это без детальной оценки затрат и реализуемости. В блоке 1,3 формируется концепция объекта на основании прогноза развития «внешней среды» и внутренних, т.е. заключенных в объекте резервов развития техники. Это главный творческий акт и итог этапов замыслов.[1, 2]

Уточнение терминов концепции ИД.

Дать строгое определение понятию концепции, концептуального объекта достаточно сложно.

Концепция объекта в известном смысле аналогична формуле изобретения в патентной заявке.

Это «формула победы» над соперником в состязательной борьбе, общей идеи создания объекта, обладающего выдающимися показателями эффективности.

Уже на этапе "Замысла" может возникнуть несколько концепций объекта, заслуживающих дальнейшего рассмотрения. Связующим звеном между блоком 1 и блоком проектирования 2 помимо словесного и технического описания концепции служат исходные данные (блок ИД) для проектирования. Это объясняется тем, что вся система проектной работы не приспособлена к работе по нечётко оформленному замыслу. ИД конкретизируют концепцию количественно.

Цифры, содержащиеся в ИД ориентируют конструктора в поисковой разработке конструктивного облика объекта, - опорной конструкции, компоновки

Общее число показателей здесь существенно меньше, чем в ТЗ на объект и их следует рассматривать как нулевое приближение к задаче синтеза ТЗ.

Этап 2. Проектирование объекта начинается с разработки опорного образца или конструкторской компоновки объекта. Это продольный разрез двигателя достаточно

проработанный в деталях в местах которые определяют параметры и эффект или вызывают неоднозначную оценку других разработчиков и экспертов ЛПР.

Отметим, что конструкторы хорошо освоившие объёмное моделирование 3D, создают компоновку в объёме.

Компоновка - это «нулевая» редакция ТО, конструкция которого проработана достаточно детально.

Разработка компоновки преследует две цели:

1. Воплотить в проектном решении «мечту» об объекте нового поколения.
2. Дать в распоряжения исследователя пока не оптимальный по параметрам, но достаточно надёжно проработанный математически, объект с достоверными внутренними связями и реальными конструкторскими ограничениями.

Достичь это без действий и творчества конструктору нельзя. Поэтому опорный объект, компоновка может быть разработана только в КБ на основе методов и технологий, принятых в данном КБ с применением новых средств моделирования или расчета запасов прочности и надёжности.

Как уже говорилось, результатом этапа замысла может являться несколько конкурирующих концепций и соответствующих им ИД и при реализации концептуального облика объекта при заданных ИД может быть предложено несколько альтернативных вариантов компоновки.

Вопрос о том вести ли разработку нескольких альтернатив одновременно или методом последовательной углубленной проработки каждой альтернативы, зависит от традиций, возможностей КБ и времени отведённого на проектирование.

На разработке компоновки опорной конструкции заканчивается **структурный синтез** и далее проводится **параметрическая оптимизация** с помощью математиков основой которой является компоновка. Процесс параметрического синтеза охватывает как проектирование (блоки 2.2 и 2.3), так и моделирование применения (блок 3), где детально оцениваются показатели эффектов и затрат разрабатываемых альтернатив (программа в КТУ им. Туполева профессором Тунаковым разработана системы «Град» с помощью которой можно оптимизировать и конструкцию, но только по чертежам введенным в базу) программы исследования параметров высотных характеристик или технологии и т.д.

Следовательно, альтернативы можно понимать, создавать по-разному, или это новые разработки, или это опорная конструкция с небольшими изменениями.

В новом блоке 3 «моделирование» анализ проводится в единой технологической цепочке с блоками 2,2 или 2,3.

В блоке 2.3 из сформированного множества объектов выделяется доминирующее решение, их может быть не одно.

Если размерность вектора K (конструктивная сложность) не велика и множество альтернатив K не слишком обширно, то допустим направленный поиск лучшего решения или прямой перебор непосредственно в пределах множества K с оценкой эффективности каждого решения на моделях блока 3.

Однако такой подход в большинстве практических задач трудно реализовать, из объема работ и потому прибегают к приближённым методам решения.

Лекция 8 Структурный и параметрический синтез объекта

Ранее было сказано, что опорная конструкция, компоновка первой альтернативы преследует две цели:

1. Показать в проектном решении, в его структурной схеме все перспективные идеи замысла.

2. Дать достоверные материалы и исходные данные для создания альтернатив.

Этапом 2 заканчивается структурный синтез объекта.

Опорный объект позволяет выявить:

- реальные ограничения конструкции,
- параметры, не вошедшие в число оптимизируемых, но необходимых для проведения параметрического синтеза,
- условия массового (весового) и геометрического подобия и подобий протекания характеристик, например, тяговых и расходных характеристик двигателя при варьировании проектных параметров,
- конструктивные затруднения, которые могут быть разрешены в альтернативах.

Результаты структурного синтеза позволяют перейти к параметрическому синтезу, который включает п.2.2 и 2.3 – это чисто конструкторская работа и блок 3 «Моделирование применения». - работа специалистов-математиков. [1, 2, 3]

В первую очередь производится моделирование применения, оценка эффекта и затрат опорного объекта. В блоке 2.2 с помощью различных система САПР, которыми располагают все зарубежные фирмы и ОКБ и не открывают их, создаются альтернативы объекта. Это значит, что в создании опорной конструкции и альтернатив участвуют и специалисты-математики.

При проведении этой работы по созданию альтернатив должны варьироваться существенные конструктивные параметры K_1, \dots, K_n , подсистемы и элементы, но сама задача проектирования существенно облегчается обширной информацией, содержащейся в опорном объекте.

В блоке 2.3 из сформированного множества объектов выделяются доминирующие решения.

Наиболее распространенный прием предварительного выбора лучших проектных решений – по характеристикам объекта $X(K)$, принятых в качестве частных показателей эффекта. Частичное упорядочение выбора чаще всего производится на основе принципа оптимальности Парето, что позволяет вести дальнейший поиск оптимума на сжатом множестве альтернатив и при резком сокращении числа обращений к моделям операций блока 3, которые требуют больших затрат машинного времени.

В блоке 3 оценивается, как было сказано ранее, эффективность объектов на моделях. Успех этого этапа зависит от качества моделирования. Система моделей операций (СМО) это интеллектуальная собственность ОКБ и делиться которыми с вами никто не собирается.

Хорошие имитационные модели создаются годами. Результаты моделирования в виде величин показателя эффекта и затрат при различных условиях и различных критериях поступают в блок информации для принятия решения, где они систематизируются и представляются в возможно более компактном виде, удобном для

обозрения и анализа. При этом недопустимо сводить все эти сведения к одному интегральному показателю.

В блоке 4 на основе анализа поступившей информации принимается решение о выборе единственного лучшего объекта К, которое оформляется в виде ТП и проекта ТЗ.

Возможность принятия решения строго формальными методами в практике проектирования авиационных двигателей не применяется и решение принимается ЛПР, которым выступает Генеральный конструктор.

Для продуктивной работы ЛПР в динамическом режиме принятия решения имеется 3 вида управлений R_1, R_2, R_3 .

Управление R_1 содержит набор и желаемые значения некоторых характеристик $X = (X_1 \dots X_n)$. Они поступают в блок 2.2 (или 2.3), где по ним корректируются альтернативы объекта, которые затем оцениваются в блоке 3. Это повторяется до получения достаточно хорошего решения.

Если ЛПР не удовлетворен результатом, то он пользуется управлением R_2 , которое предусматривает разработку второй редакции опорного объекта с повторением в сокращенном виде всего процесса в блоках 2.2, 2.3 и 3. При этом могут корректироваться и ИД. Если не удастся найти приемлемое решение в рамках выбранной концепции объекта, то используется управление R_3 , и вносятся изменения в замысел.

Использованные источники

1. Руднев В. Е., Володин В.В., Лучанский К.М. и др. Формирование технических объектов на основе системного анализа – М.: Машиностроение, 1991. – 320 с.
2. Старцев Н. И. Проектирование авиационных ГТД. Начальный этап: учебное пособие/ Старцев Н. И. – Самара: Издательство Самарского государственного аэрокосмического университета, 2010. – 173с.
3. Григорьев В. А. Ждановский А.В. Кузьмичев В.С. и др. Выбор параметров и термодинамические расчёты авиационных газотурбинных двигателей: учебное пособие/ [В.А. Григорьев и др.] – 2-е изд., исправленное и дополненное. – Самара: Издательство Самарского государственного аэрокосмического университета, 2009 – 202с.

Приложения

Приложение 1 Исследовательские лабораторные работы (задания)

ИЛР №1 «Декомпозиция подсистемы (узла) авиационного двигателя»

Общее задание

1) Принимая двигатель за уровень $n=1$, выполнить декомпозицию редуктора по уровням:

$n+1$ – связи редуктора с подсистемами двигателя;

$n+2$ – связи ходовой части и корпуса;

$n+3$ – элементы, обеспечивающие качество зубчатой передачи и надежность системы «винт-редуктор».

2) Составить таблицу связей редуктора с другими узлами.

3) Выполнить описание объекта подсистемы редуктора.

4) Выделить характеристики подсистемы.

5) Определить эффект от применения подсистемы.

6) Оценить затраты на применение подсистемы в объекте.

7) Выполнить отдельно рисунок редуктора в соответствии с заданием.

Индивидуальные задания

1) Редуктор НК-4, маслосистема.

2) Редуктор М601, корпус жирно, верх и низ.

3) Редуктор НК-12, корпус жирно, верх и низ.

4) Редуктор Arius, Ariel, корпус в 2-х проекциях .

5) Редуктор Д-27, корпус жирно, верх и низ.

6) Редуктор НК-110, корпус жирно, верх и низ.

7) Редуктор АИ-20, жирно, НК-123ВР – корпус.

8) Редуктор ТВД-10Б (1-я ступень) в двух проекциях, корпус жирно.

9) Редуктор СТ-7, корпус жирно (в двух проекциях).

10) Редуктор PW-1000G корпус жирно, верх и низ.

ИЛР №2 «Структурный синтез проектируемого объекта»

Общее задание

Цель работы: Используя методы структурного синтеза (блоки 1.1, 1.2, 1.3, ИД, 2.1) составить технологию создания проекта авиационного двигателя, определив конкретные задачи в блоках 1.1 и 1.2, дать формулировку концепции и полное содержание ИД, выполнить описание предлагаемых конструктивных решений в блоке 2.1.

Порядок выполнения работы

1. Выбрать двигатель-прототип.

2. Блок 1.1 «Внешняя среда». Используя методы оценки научно-технического уровня проекта, провести сравнительную оценку научно-технического уровня проекта ГТД по Кузьмичеву В.С.

3. Блок 1.2 «Новые идеи». Используя периодическую литературу, интернет, отечественный и иностранный патентный фонд, выдвинуть несколько новых предложений по совершенствованию двигателя и его характеристик.

4. Блок 1.3 Сформулировать концепцию двигателя.

5. Разработать ИД, которые должны включать примерные результаты термогазодинамического расчета по контрольным сечениям, предложения по параметрам двигателя и узлов, предложения по конструкции узлов.

6. Блок 2.1 «Разработка опорной конструкции» дать продольный разрез двигателя-прототипа, описать недостатки его и дать перечень мер по совершенствованию конструкции.

Индивидуальные задания

- 1) Истребитель, взлетная масса 20...25 т.
- 2) Бомбардировщик, взлетная масса 150...180 т.
- 3) Пассажирский самолет, взлетная масса 5...10 т.
- 4) Истребитель, взлетная масса 7...10 т.
- 5) Санитарный самолет, взлетная масса 7...10 т.
- 6) Пассажирский, взлетная масса 25...30 т.
- 7) Истребитель, взлетная масса 12...15 т.
- 8) Транспортный самолет, взлетная масса 130...150 т.
- 9) Истребитель-бомбардировщик, взлетная масса 30...40 т.
- 10) Сельскохозяйственный самолет, взлетная масса 5...7 т.

ИЛР №3 «Параметрический анализ проектируемого объекта»

Общее задание

Цель работы: В соответствии с технологической схемой формирования объекта провести описание порядка параметрической оптимизации опорной конструкции (блок 2.1), 2х альтернатив (блок 2.2), сформировать доминирующее решение (блок 2.3), сформировать порядок 2-х элементарных операций моделирования применения (блок 3.1.1) и оценки затрат на объект, основываясь на курсе по экономике (блок 3.1.2).

Разработать содержание блоков: «Информация для принятия решения» и блока 4 «Решение».

На этой основе дать содержание по пунктам выходных блоков «Техническое предложение (ТП)» и «Техническое задание(ТЗ), основываясь на ТЗ на двигатель в сквозном групповом курсовом проекте».

Описать действие ЛПР по управлениям R1, R2, R3.

Порядок выполнения работы:

1. Описать порядок и результаты параметрической оптимизации опорной конструкции (блок 2.1) по одному-двум критериям (Р, Суд; Р, τ ; Суд, τ и др.), разработать две альтернативы и выполнить их параметрический анализ (блок 2.2) по [2].
2. Выбрать и описать конструкцию доминирующего варианта (блок 2.3).
3. Сформировать порядок оценки 2-х элементарных операций моделирования применения (взлет, переход через звук и др.) на базе курса «Теория двигателей» операций по выбору и при консультации с Ткаченко А. Ю.

4. Провести расчет экономического эффекта проектируемого двигателя по [2].
5. Сформировать содержание блоков «Информация для принятия решения» и «Решения».
6. Основываясь на тексте ТЗ на двигатель в СГКП дать содержание по пунктам:
 - 6.1 Техническое задание на проектирование двигателя.
 - 6.2 Техническое предложение на проектирование двигателя
7. Возможности ЛПР по управлению проектом: управления R1, R2, R3.

Индивидуальные задания

Проектируемый объект выбран в ИЛР №2 «Структурный синтез проектируемого объекта».

Приложение 2 Исследовательские проектные работы.

ИПР №1 «Декомпозиция проектируемого двигателя и виртуальная разработка двигателя и его узлов»

Общее задание

1. Цель работы
 - 1.1 Освоить полный цикл декомпозиции двигателя и уровни $n-1, n, n+1, n+2, n+3$ вскрыть и описать существенные функциональные связи на всех уровнях.
 - 1.2 Сформировать подходы и назвать компьютерные программы для расчёта и анализа этих связей совместно с преподавателями и специалистами соответствующих профилирующих кафедр.
 - 1.3. Составить перечень имеющихся компьютерных программ, соответствующих виртуальной технологии, выполненных на выпускающих кафедрах с помощью преподавателя соответствующей кафедры.
 - 1.4. Составить перечень недостающих компьютерных программ для виртуальной разработки двигателя и узла(в соответствии с заданием) с помощью преподавателя соответствующей кафедры.
2. Порядок проведения работы
 - 2.1. Провести декомпозицию двигателя, спроектированного в СГКП по уровням $0, n, n+1$.
 - 2.2. Выявить существенные функциональные и структурные связи уровней 0 и n .
 - 2.3. Выявить связи между уровнями n и $n+1$ и дать их текстовое описание и параметры(термодинамические, тепловые, прочностные).
 - 2.4. Провести анализ связей уровней $n+2, n+3$.
 - 2.5. Составить перечень имеющихся компьютерных программ на выпускающих кафедрах («что есть»)
 - 2.6. Составить перечень недостающих компьютерных программ для реализации виртуальной технологии создания двигателя и его узлов («что нужно»).
3. Отчётность
 - 3.1. В отчёте должно быть предоставлено:
Уровень 3-пункты 2.3;2.4;2.5;2.6.

Уровень 2-пункты 2.2;2.3;2.4;2.5;2.6.

Уровень 1-пункты 2.1;2.2;2.3;2.4;2.5;2.6.

3.2. Пункты 2.3;2.4;2.5;2.6 с указанием ФИО, анализируемого узла и двигателя передать в электронном виде зав.кафедрой Фалалееву С.В.

Индивидуальные задания

- 1) Трент-1000, ТВД, ТСД, опора турбины.
- 2) Трент-1000, КВД, КС, средняя опора.
- 3) Трент-1000, ТНД, задняя опора, РУ.
- 4) Трент-1000, КСД, средняя опора, вентилятор.
- 5) НК-321, КВД, КС, средняя опора.
- 6) НК-321, ТВД, ТСД, опора турбины.
- 7) НК-321, КСД, ФК.
- 8) НК-321, ТНД, РС.

Приложение 3 Примеры исполнения исследовательских лабораторных работ

ИЛР №1

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Самарский Государственный Аэрокосмический Университет
имени академика С. П. Королёва»
(национальный исследовательский университет)

Факультет
«Двигатели летательных аппаратов»

Кафедра
«Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов»

Исследовательская лабораторная работа №1
"Декомпозиция подсистемы (узла) двигателя"

Выполнил:
студент группы М221
Бадыков Р.Р.
Проверил:
проф. Старцев Н.И.

Самара 2012

Лабораторная работа №1

"Декомпозиция подсистемы (узла) двигателя"

- 1) принимая двигатель за уровень $n=1$, выполнить декомпозицию редуктора по уровням:
 $n+1$ - связи редуктора с подсистемами двигателя;
 $n+2$ - связи ходовой части и корпуса;
 $n+3$ - элементы, обеспечивающие качество зубчатой передачи и надёжность системы винт-редуктор.
- 2) составить таблицу связей редуктора с другими узлами;
- 3) выполнить описание подсистемы (редуктора);
- 4) выделить характеристики подсистемы;
- 5) выполнить отдельно рисунок редуктора в соответствии с заданием:
Редуктор НК4, корпус жирно.

Содержание

1. Декомпозиция подсистемы «Редуктор».....	4
2. Анализ существующих связей уровня 2.....	6
3. Анализ существующих связей уровня 3.....	11
4. Анализ существующих связей уровня 4.....	12
5. Система смазки и охлаждения.....	15

1. Декомпозиция подсистемы «Редуктор»

Учитывая, что редуктор выполняет конкретную заданную функцию снижения оборотов винта, определяем её как подсистему с функциями объекта и делаем декомпозицию по общим правилам [2].

Декомпозиция представлена на рисунке 1.

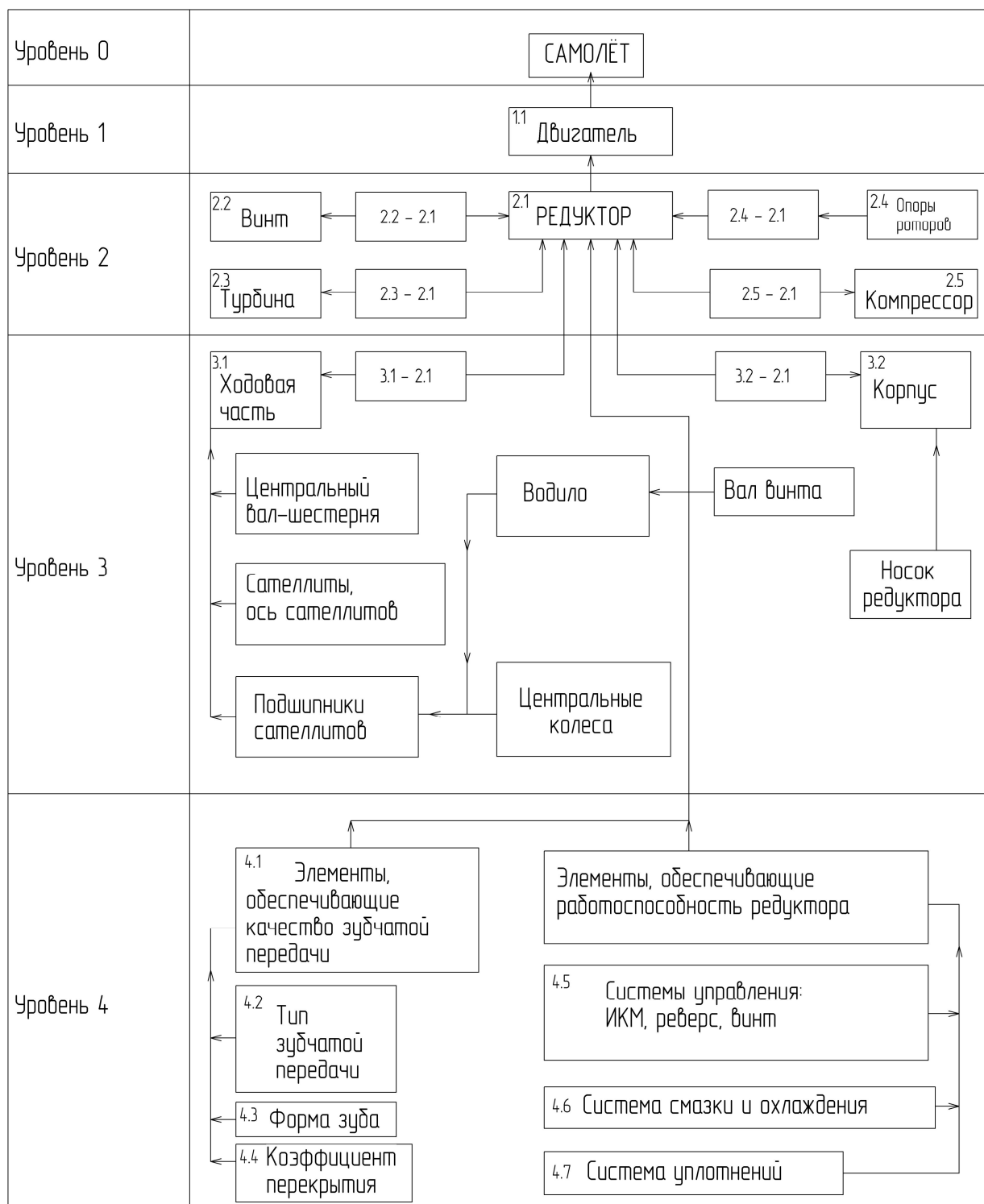


Рисунок 1 - Схемы существующих связей редуктора НК4 с объектами более высокого уровня и подсистемами и элементами низшего уровня

2. Анализ существенных связей уровня 2

Винт [2.1-2.2]

Структурная связь с редуктором заключается в передаче крутящего момента от выходного вала редуктора к валу винта через шлицы.

Опоры роторов [2.1-2.3]

Структурные связи. Опоры редуктора определяют взаимное положение зубчатых колёс и влияют на качество зацепления в зубчатой передаче. Водило расположено на двух опорах – переднем шариковом подшипнике и роликовом. Наружные кольца этих подшипников расположены в корпусе редуктора и неподвижны. Внутренние кольца вращаются вместе с валом турбины.

Турбина [2.1-2.3]

Функциональная связь. Турбина как источник механической энергии обеспечивает вращение центрального вала-шестерни через шлицевое соединение с компрессором, а затем через шлицевое соединение ротора компрессора с приводным валом редуктора.

Компрессор [2.1-2.3]

Структурная связь. Передним фланцем картер компрессора жестко крепится к заднему фланцу картера редуктора. Передней опорой ротора компрессора является радиально-упорный шариковый подшипник, расположенный в картере редуктора и фиксирующий ротор в осевом направлении. Соединение ротора компрессора с приводным валом редуктора шлицевое.

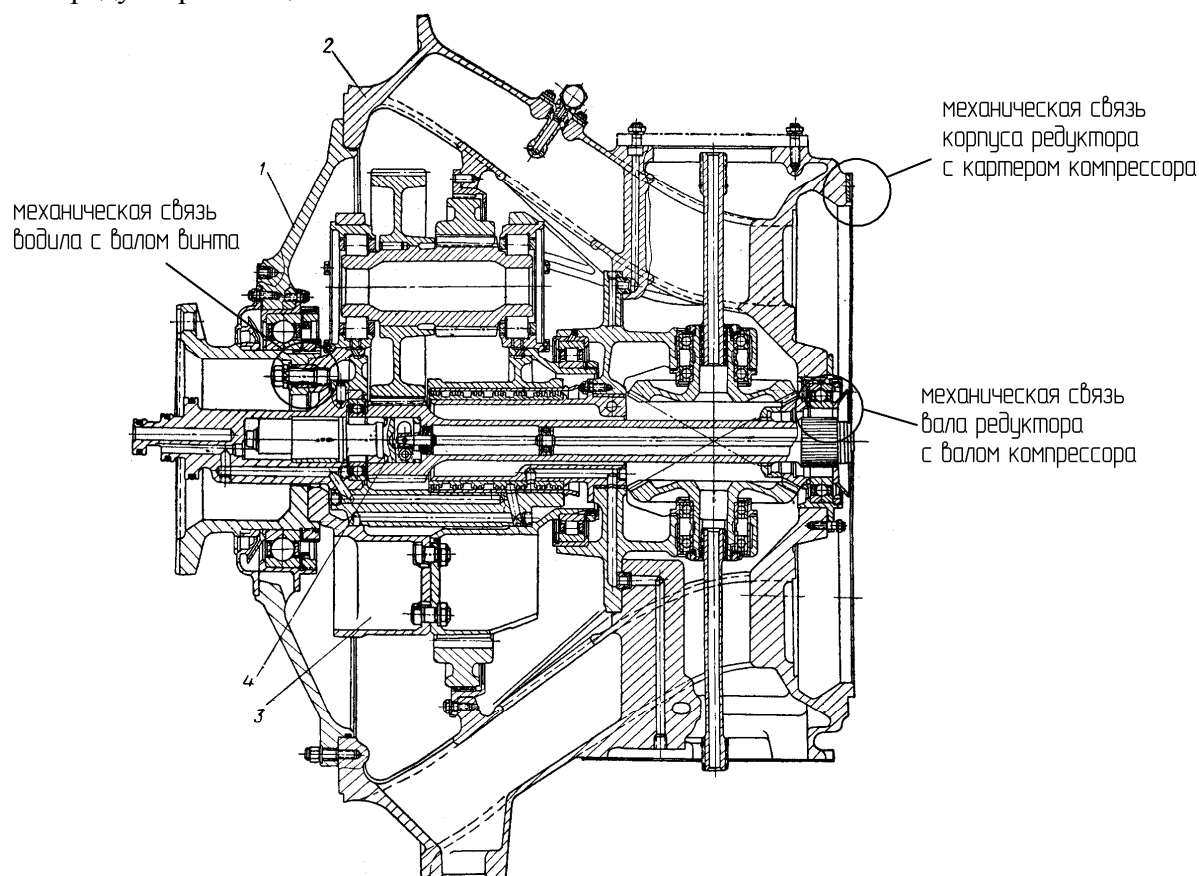


Рисунок 2 - Продольный разрез редуктора

1 – носок редуктора; 2 – картер редуктора с приводами; 3 – ходовая часть редуктора; 4 – механизм измерителя крутящего момента.

3. Анализ существенных связей уровня 3

Корпус редуктора [3.2] рисунок 2.

Носок редуктора. Функциональная связь.

Элемент силовой части, воспринимающий тягу воздушного винта, вес винта и другие нагрузки, возникающие при различных условиях эксплуатации.

Ходовая часть редуктора [3.1]

Центральный вал-шестерня. Функциональная связь.

Избыточная мощность от турбины передается ходовой части редуктора через шлицевое соединение первой ступени ротора компрессора и приводного вала. От приводного вала через зубчатое соединение, выполненное за одно целое с валом, мощность и вращение получают три сателлитных шестерни и шестерня-вал.

Сателлиты воспринимают крутящий момент от центрального вала-шестерни, и передают вращение к водилу, от водила – на носок редуктора и далее на винт.

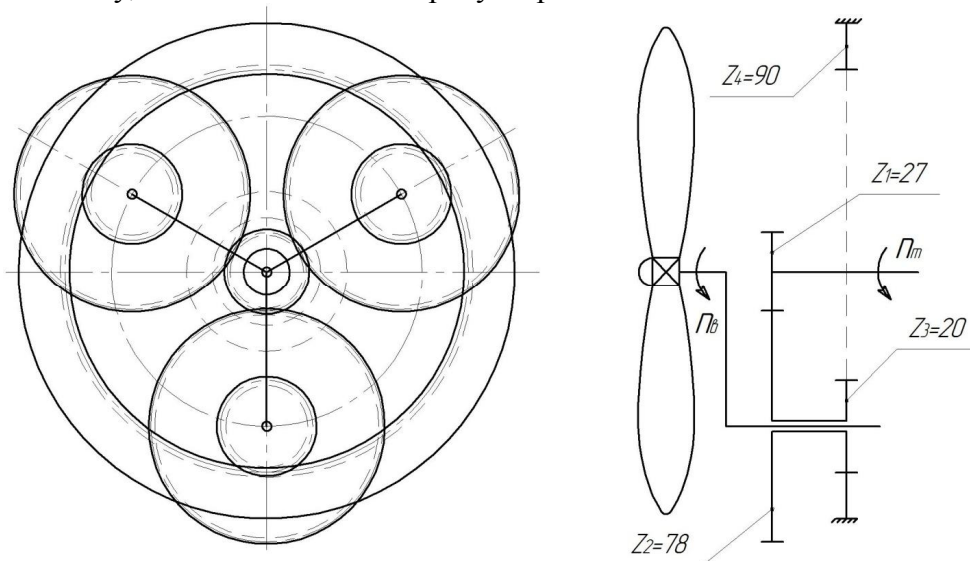


Рисунок 3 - Кинематическая схема редуктора

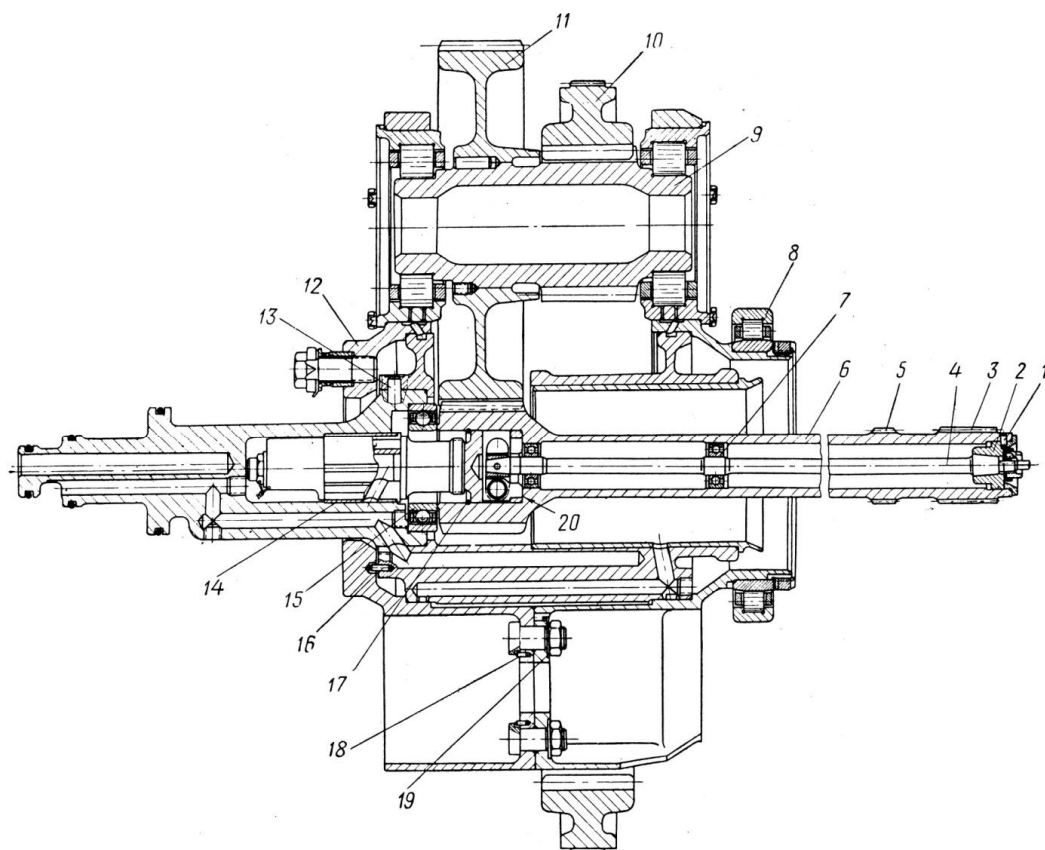


Рисунок 4 - Ходовая часть редуктора

1 – штифт; 2 – опора рессоры ИКМ; 3 – шлицы; 4 – рессора ИКМ; 5 – шлицы; 6 – приводной вал; 7 – шариковый подшипник; 8 – роликовый подшипник; 9 – шестерня вал; 10 – венцовая шестерня; 11 – сателлитная шестерня; 12 – сателлитодержатель; 13 – штифт; 14 – стакан; 15 – упорный шариковый подшипник; 16 – штифт; 17 – стопорное кольцо; 18 – штифт; 19 – пластинчатая контровка; 20 – торец вала.

4. Анализ существенных связей уровня 4

Элементы, обеспечивающие качество зубчатой передачи

Тип зубчатой передачи

Зубчатая передача всех колес – цилиндрическая прямозубая.

Форма и точность изготовления зуба

Во всех шестерёнках зуб имеет эвольвентный профиль. За счёт увеличения точности изготовления зубьев повышается коэффициент перекрытия и, соответственно, мощность, передаваемая редуктором.

То обстоятельство, что ходовая часть редуктора передает большую мощность, вызвало необходимость изготовить зубья с рядом конструктивных и технологических особенностей:

- изготовление зубьев с угловой коррекцией;
- повышенные точности (1 класс);
- выполнение впадины между зубьями (выкружки) по кривой одного радиуса.

Элементы, обеспечивающие работоспособность редуктора

ИКМ предназначен для измерения крутящего момента, передаваемого от турбины и поддержания его в значения в заданном допуске. Икм состоит из трех основных узлов:

- 1) измеритель, установленный внутри приводного вала;
- 2) регулятор подачи масла, установленный во вставке малопроводе;

3) маслонасоса ИКМ.

Измерение крутящего момента проводят косвенным образом через замер давления масла в системе ИКМ (гидравлический ИКМ) или непосредственной фиксацией разности деформаций в контрольном сечении приводного вала редуктора и вала ИКМ (электрический ИКМ).

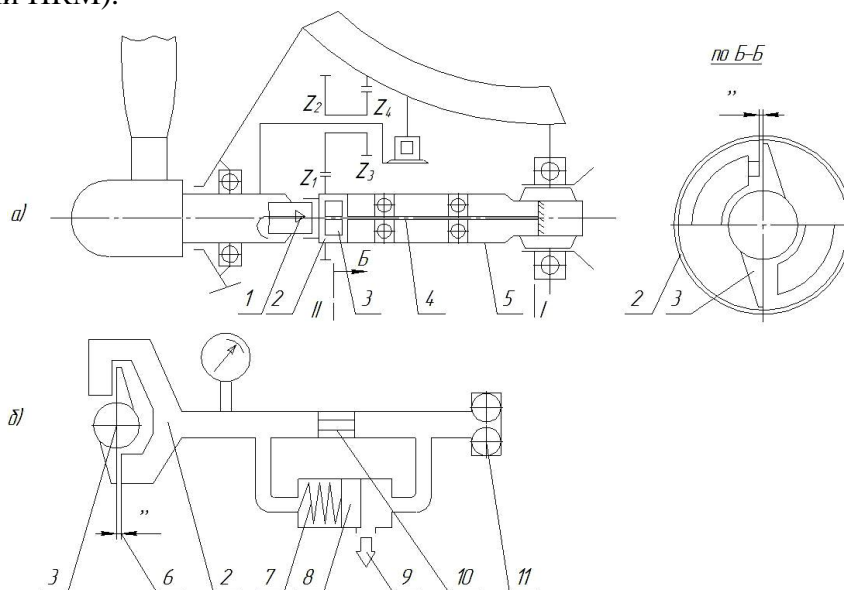


Рисунок 5 - Схема измерения крутящего момента

1-регулятор ИКМ; 2-корпус ИКМ, закрепленный внутри приводного вала; 3-лопастная втулка вала ИКМ; 4-рессора ИКМ, жестко закрепленная в сечении I-I; 5-приводной вал, закручиваемый относительно сечения II-II; 6- , контрольный зазор ИКМ; 7-пружина регулятора ИКМ; 8-золотник регулятора ИКМ; 9-сливное отверстие регулятора; 10-жиклер регулятора ИКМ; 11-маслонасос ИКМ.

Вал ИКМ длиной l скреплен с приводным валом (длиной l) только в заднем сечении I, где через шлицы прикладывается крутящий момент $M_{кр}$ от ротора двигателя, который скручивает приводной вал относительно плоскости контакта шестерен Z_1 и Z_2 (сечение II) на угол φ .

$$\varphi = \frac{M_{кр} \cdot l}{G \cdot J_p}, \quad M_{кр} = 974 \frac{N}{n}, \quad \text{где } G - \text{модуль сдвига материала винта; } J_p - \text{полярный}$$

момент инерции сечения вала; N - мощность, кВт; n - частота вращения, об/мин.

На угол φ поворачивается и вал ИКМ с закрепленной на нем лепестковой втулкой, которая закрывает две сливные контрольные щели между корпусом ИКМ, скрепленным с приводным валом в сечении II и лепестками втулки. Чем больше $M_{кр}$ и φ (чем больше N), тем меньше ширина сливной контрольной щели, тем выше давление в полости ИКМ, замеряемое контрольным манометром, по которому и определяется режим работы двигателя при $n = const$.

Такой механизм измерения мощности может функционировать при постоянном расходе масла через ИКМ. Постоянство расхода может нарушиться негерметичностями в системе подвода масла, изменениями температуры (вязкости) масла. Для сохранения этого расхода или перепада давления на жиклере и введен регулятор подачи масла.

При уменьшении давления масла перед жиклером поршень регулятора ИКМ под действием пружины уменьшит отверстие слива и восстановит это давление. При возрастании перепада давления на жиклере, пружина поршня будет сжата – давление перед жиклером восстановится.

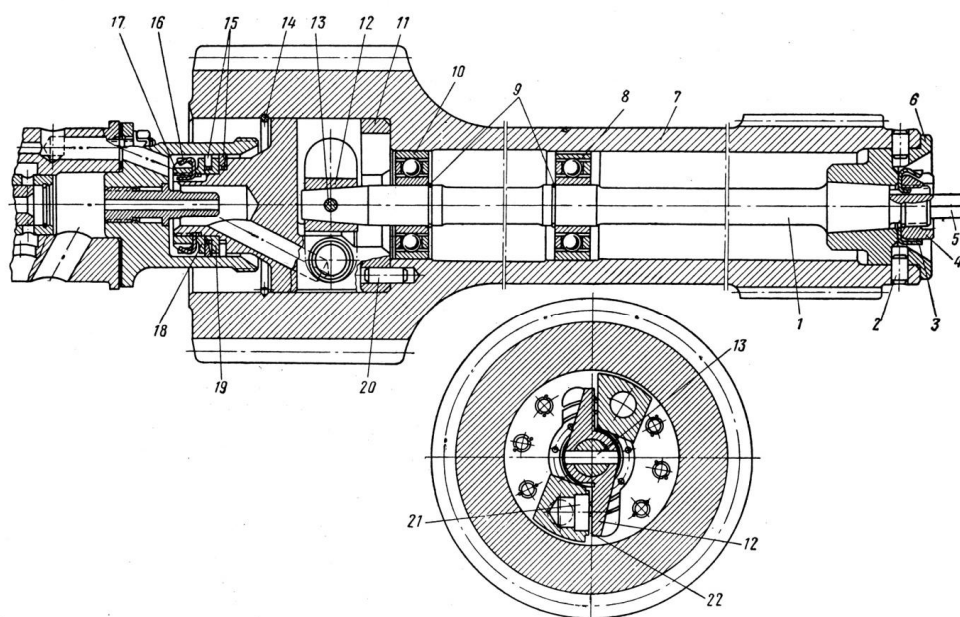
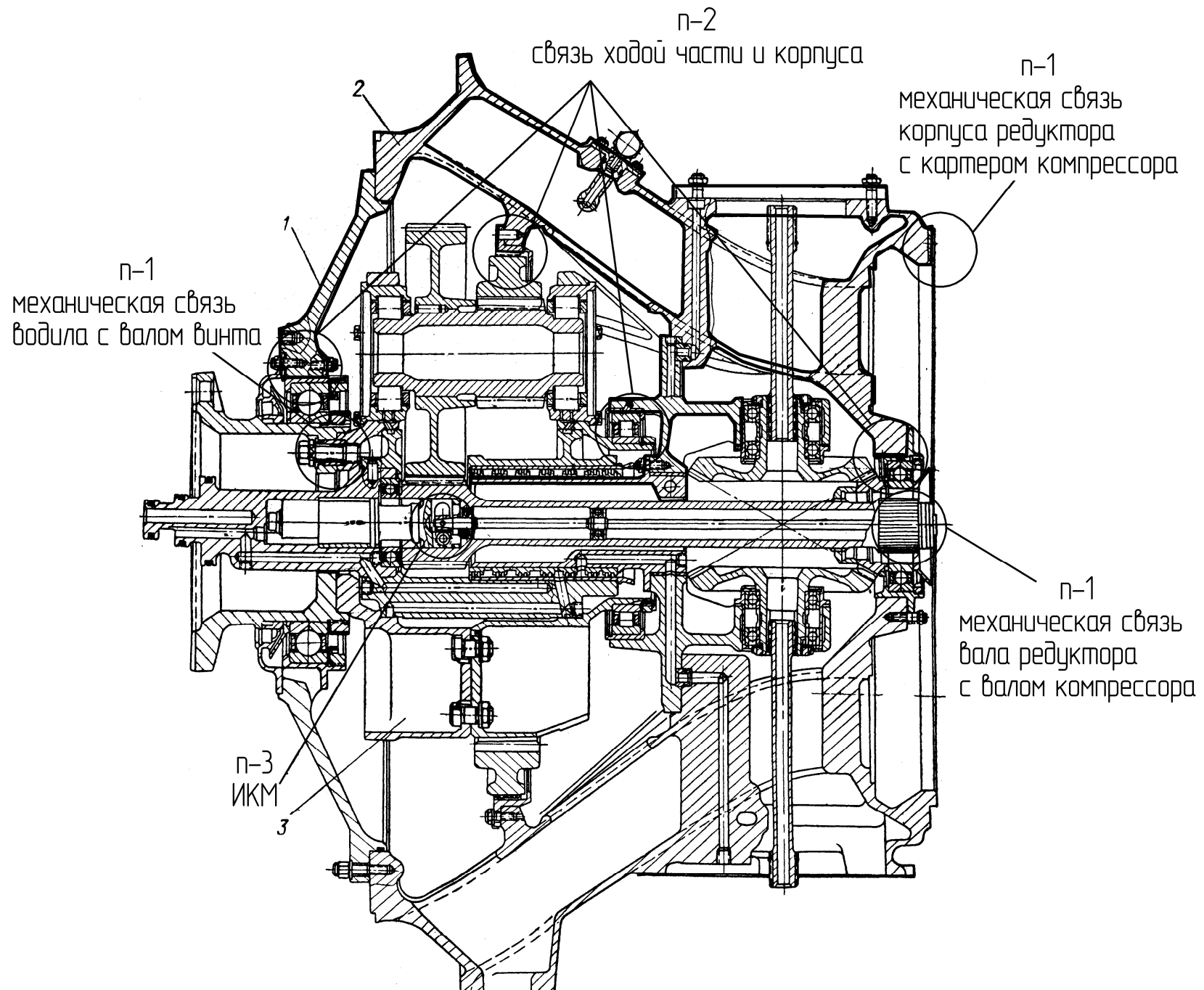


Рисунок 5 - Измеритель крутящего момента

1 – рессора измерителя; 2 – штифт крепления втулки; 3 – чашечная головка; 4 – гайка; 5 – шестигранник рессоры; 6 – втулка; 7 – приводной вал; 8 – задний подшипник рессоры с лысками на наружном диаметре; 9 – стопорные кольца подшипника; 10 – передний подшипник рессоры; 11 – корпус измерителя; 12 – лопастная втулка; 13 – штифт крепления лопастной втулки; 14 – стопорное кольцо; 15 – маслоуплотнительные кольца; 16 – чашечная контровка; 17 – гайка крепления кольцедержателя; 18, 19 – кольцедержатели; 20 – штифт крепления корпуса ИКМ; 21 – канал подвода масла к рабочей щели; 22 – рабочая щель измерителя.

5. Система смазки и охлаждения предназначена для обеспечения плавности работы шестерён, недопущения их заклинивания и заедания.



ИЛР №2

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Самарский Государственный Аэрокосмический Университет
имени академика С. П. Королёва»
(национальный исследовательский университет)

Факультет
«Двигатели летательных аппаратов»

Кафедра
«Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов»

Лабораторная работа №2
"Структурный синтез проектируемого объекта"

Выполнила: студентка гр. М221
Василевич Н.М.
Проверил: проф. Старцев Н.И.

ЗАДАНИЕ

Общее задание

Цель работы: Используя методы структурного синтеза (блоки 1.1, 1.2, 1.3, ИД, 2.1) составить технологию создания проекта авиационного двигателя, определив конкретные задачи в блоках 1.1 и 1.2, дать формулировку концепции и полное содержание ИД, выполнить описание предлагаемых конструктивных решений в блоке 2.1.

Порядок выполнения работы

1. Выбрать двигатель-прототип.
2. Блок 1.1 «Внешняя среда». Используя методы оценки научно-технического уровня проекта, провести сравнительную оценку научно-технического уровня проекта ГТД по Кузьмичеву В.С.
3. Блок 1.2 «Новые идеи». Используя периодическую литературу, интернет, отечественный и иностранный патентный фонд, выдвинуть несколько новых предложений по совершенствованию двигателя и его характеристик.
4. Блок 1.3 Сформулировать концепцию двигателя.
5. Разработать ИД, которые должны включать примерные результаты термогазодинамического расчета по контрольным сечениям, предложения по параметрам двигателя и узлов, предложения по конструкции узлов.
6. Блок 2.1 «Разработка опорной конструкции» дать продольный разрез двигателя-прототипа, описать недостатки его и дать перечень мер по совершенствованию конструкции.

Индивидуальные задания

Пассажирский самолет, взлетная масса 5...10 т.

1 ВЫБОР ДВИГАТЕЛЯ-ПРОТОТИПА

Необходимо выбрать двигатель-прототип для пассажирского самолета со взлётной массой 5...10 т.

Для этого проанализируем, сколько двигателей и какого типа стоят на существующих пассажирских самолетах.

Таблица 1 – Сравнение параметров пассажирских самолетов

Самолет	Ан-2	Ан-3	Super King Air B100	Super King Air B200	Super King Air 350	Avro RJ85
Максимальная взлётная масса, кг	5500	5800	5350	5670	6805	15000
Силовая установка	1 × АШ-62ИР	1 × ТВД-20	2 × ПД РТ6А-42	2 × ТВД РТ6А-42	2 × ТВД РТ6А-60А	4 × ТВД LF507
Мощность, л.с.	1 × 1000 (9273 Н)	1 × 1375 (12569 Н)	2 × 840 (7904 Н)	2 × 850 (7204 Н)	2 × 1050 (8346 Н)	4 × 2203 Н
Удельный расход топлива, кг/л.с.ч	0,296 (0,031 кг/Нч)	0,506 (0,055 кг/Нч)	0,647 (0,068 кг/Нч)	0,647 (0,076 кг/Нч)	0,540 (0,067 кг/Нч)	0,08
Максимальная скорость , км/ч	250 (69 м/с)	255(70 м/с)	490(136 м/с)	545(151,4 м/с)	580 (161,11 м/с)	831
Практическая дальность, км (без дозаправки)	147-175	770-1230	2450	3756	3763	2963
Рабочий потолок, м	4500	3900	7570	10670	16765	10700
Экипаж, чел	2	1-2	1	1	1	2
Полезная нагрузка	12 пас. или 1300 кг груза	18 пас. или 1800 кг груза	13 пас. или 850 кг груза	15 пас. или 907 кг груза	15 пас. или 907 кг. груза	23 пас
Размах крыла, м	18,18	18,18	14	16,61	17,65	26,21
Длина самолета, м	12,74	13,48	12,2	13,34	14,22	28,6
Высота самолета, м	4,68	4	4,7	4,57	4,37	8,59
Площадь крыла, кв.м	В.: 43,55 Н: 27,96	В: 43,55 Н: 27,96	26	28,2	28,8	77,3
Первый полет	31 августа 1947 года	13 мая 1980 года	Май 1969 года	27 окт. 1972 года	Сент. 1982 года	Авг. 1982 года

Из таблицы видно, что самолеты легкой авиации в нашей стране, по сравнению с зарубежными аналогами, при больших габаритах имеют меньшую скорость, дальность полета, рабочий потолок. Причем это самолеты прошлого поколения. Кроме того, учитывая недостаточно развитую транспортную систему автомобильных и железных дорог особенно в северных районах страны, необходим самолет вместимостью 15-17 пассажиров, дальностью полета около 4000 км, практическим потолком 16800, со взлетной массой 7т. Поэтому в качестве проекта выбираем самолет по типу Super King Air 350 и, соответственно, к нему необходимо спроектировать двигатели. В качестве двигателя-прототипа возьмем LF507 (рис.2).

Необходимо определиться с количеством двигателей.

До максимальной скорости 500 км/ч (рис.1), цена самолета увеличивается плавно линейно, со скорости от 500 до 800 км/ч растет по параболе и далее почти линейно уходит вверх. Отсюда вывод: нет смысла увеличивать максимальную скорость самолетов легкой авиации более 500–600 км/ч, так как небольшое увеличение скорости обходится слишком дорого и в цене самолета, и в эксплуатации. Такую скорость вполне могут обеспечить 2 двигателя со средней тягой. К тому же 2 двигателя целесообразно выбирать с точки зрения надежности.

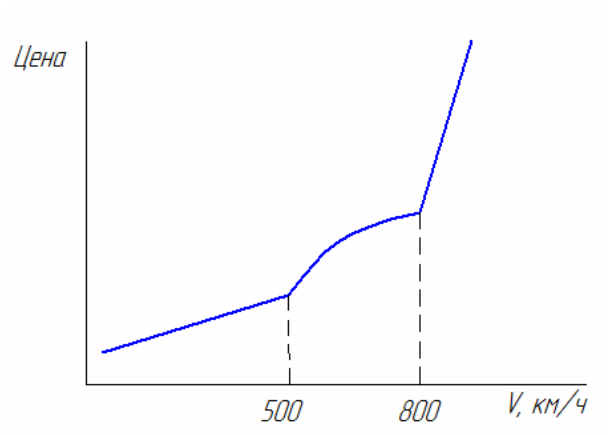


Рисунок 1 – Зависимость цены самолета от скорость полета

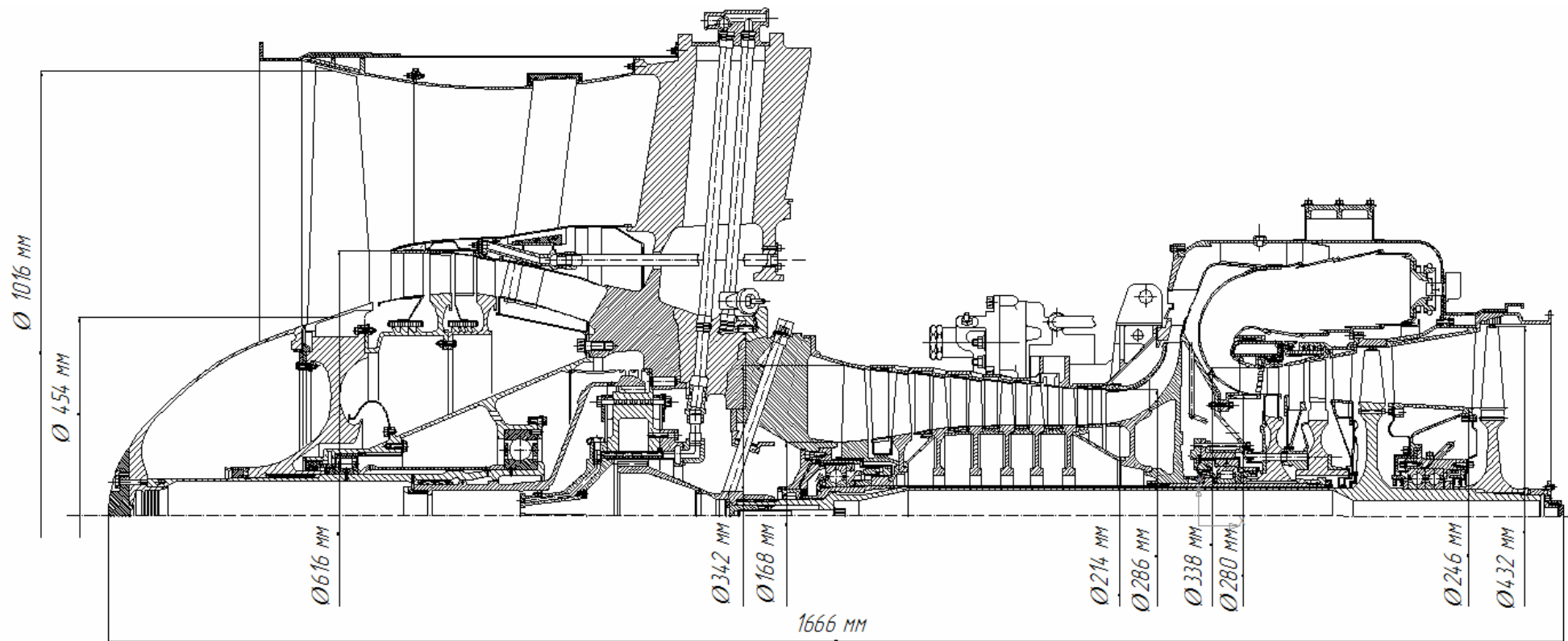


Рисунок 2 – Двигатель-прототип

2 Блок.1 "Внешняя среда"
**СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ
 ПРОЕКТА ГТД ДЛЯ ЛЕГКОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА**
 Предварительный выбор основных параметров

Учитывая современные тенденции по компоновке двигателя (уменьшение количества ступеней, повышение их нагруженности), определимся с количеством ступеней. Скорость полёта невысока, поэтому для обеспечения хорошего сжатия выбираем двухвальную схему с вентилятором и 2 подпорными ступенями, с 6 ступенями КВД, с 1 ступенью в ТВД и с 3 ступенями в ТНД. На рисунке 3 показана схема двигателя.

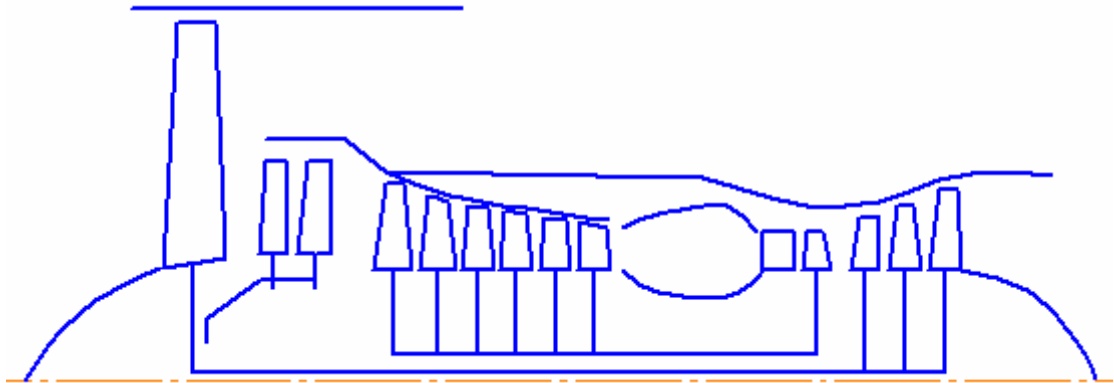


Рисунок 3 – Схема проектируемого двигателя

В качестве расчетного режима примем взлетный режим. Атмосферные условия $p_H=101325$ Па, $T_H=288$, условия полёта ($V_H=0$, $H=0$)

Ограничения: $T_{г*}=1500$ К, $C_{уд}= 0.055$ кг/Нч.

Задаёмся следующими коэффициентами:

- коэффициент полноты сгорания топлива $\eta_r = 0,995$;
- коэффициент восстановления полного давления $\sigma_{КС} = 0,96$;
- относительный отбор воздуха на охлаждение турбины $\bar{G}_{охл.т.} = 0,04$;
- КПД турбины ВД $\eta_{ТВД}^* = 0,88$;
- механический КПД $\eta_m = 0,99$;
- коэффициент потерь скорости в сопле $\varphi_c = 0,99$.

Задаёмся $\sigma_{ВХ} = 1$ и $\sigma_{КАН} = 0,98$.

Задаёмся удельной теплотой сгорания топлива $H_u = 42900$ кДж / кг .

Определим $\pi_{КНД}^*$ и $\pi_{КВД}^*$.

$$\pi_{В1}^* = \pi_{В11}^* = \pi_{В}^* = 1.5$$

$$\pi_{КНД}^* = \pi_{В1}^* \cdot \pi_{КПС}^* = 1,5 \cdot 1,22^2 = 2,23$$

$$\pi_{КВД}^* = \pi_{К}^* / \pi_{КНД}^* = 6,27.$$

Примем $G_B = 25$ кг / с

В качестве двух альтернативных вариантов возьмем случаи, когда $\pi_{К}^* = 18$ и $\pi_{К}^* = 22$. Вариант с лучшими параметрами будет считаться по результатам анализа предпочтительным.

3 Блок 1.2 "Новые идеи"

ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЮ ДВИГАТЕЛЯ И ЕГО ХАРАКТЕРИСТИК

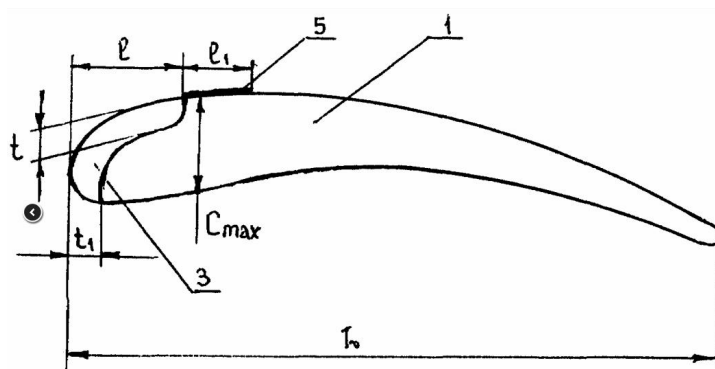
Для достижения заложенных параметров (более высокая тяга по сравнению с аналогами и $T_{г^*}=1500$ К) необходимо выполнить следующее:

- 1) Повышение качества распыла топлива за счёт применения новых конструкций форсунок (с использованием материала МР, двухконтурная форсунка с аэрацией топлива) и, соответственно, повышение коэффициента полноты сгорания топлива и улучшение параметров двигателя;
- 2) Увеличение степени повышения давления в каждой ступени за счёт выбора наиболее выгодного профиля лопатки (наклон лопаток в меридиональной плоскости);
- 3) Применение технологии blisk.
- 4) Использование для изготовления стенок КС композитных материалов с керамической матрицей.

По известным в настоящее время технологиям камеру сгорания газовой турбины изготавливают из металлического материала и устанавливают или подвешивают внутри металлического корпуса при помощи металлических соединительных распорок или обручей. Использование металлического материала для изготовления стенок камеры направлено на обеспечение эффективного охлаждения этой стенки. Однако существует необходимость повышения температур, существующих в камере сгорания, с целью увеличения эффективности газовой турбины и сокращения загрязняющих выбросов. При этом использование металлических материалов для изготовления стенок камеры сгорания может стать невозможным даже при максимально эффективном охлаждении. Поэтому было предложено использовать для изготовления стенок камеры сгорания композитные материалы с керамической матрицей (ceramic matrix composite - СМС), например, композитные материалы с матрицей из карбида кремния (SiC), которые обладают хорошей устойчивостью к высоким температурам (патент № 2310795).

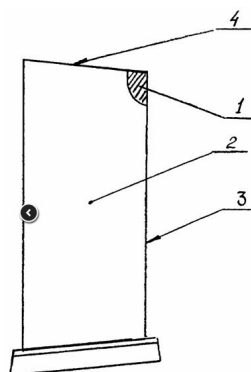
- 5) Упрочнения поверхности верхней части пера турбинной лопатки

Способ упрочнения поверхности верхней части пера турбинной лопатки заключается в том, что на входной кромке верхней части пера лопатки устанавливают защитные накладки из материала с высокой эрозионной стойкостью. Упрочняют поверхность спинки лопатки, прилегающую к защитным накладкам, и участок входных кромок ниже накладок. Предварительно со стороны спинки лопатки по входной кромке в материале лопатки выполняют выборку шириной 0,06 до 0,18 от длины хорды профиля лопатки, считая от точки максимальной кривизны профиля на входной кромке лопатки. Хорду укорачивают на величину от 0,015 до 0,025 от ее первоначальной длины, считая от точки максимальной кривизны профиля на входной кромке лопатки. Глубину выборки по спинке лопатки выполняют от 0,16 до 0,31 от максимальной толщины профиля лопатки. В выборку плотно устанавливают защитные накладки, которые жестко закрепляют путем сварки. Форму каждой накладки выполняют в соответствии с формой и геометрическими размерами соответствующего ей установочного участка профиля лопатки, удаленного выборкой (патент №2297538).



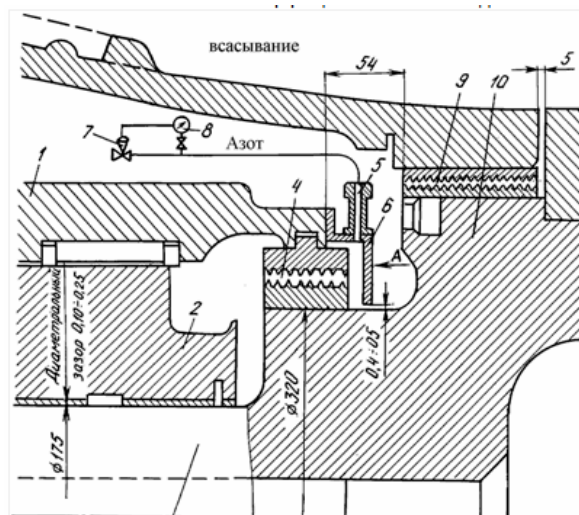
б) Использование локальных утолщений на лопатках РК компрессора.

Рабочая лопатка осевого компрессора содержит локальное утолщение на пере, которое размещено на выходной кромке у торца пера. Локальное утолщение предотвращает возникновение автоколебаний без изменения оптимальной геометрии лопатки и без бандажирования, загромаждающего проходное сечение компрессора и ухудшающего его КПД. Объем и масса локального утолщения выбирают расчетным или экспериментальным путем для отстройки от изгибно-крутильной связности частот форм колебаний (патент №2184878).



7) Использование аэродинамических лабиринтно-винтовых уплотнений

Повышение коэффициента полезного действия компрессора осуществляется путем использования аэродинамического лабиринтно-винтового уплотнения, которое может создавать обратный поток газам, перетекающим через зазоры во вращающихся валах. В отличие от механических, масляных, сухих газовых и других уплотнений аэродинамический способ является единственным способом, полностью исключаям перетечки в компрессоре, газотурбинной установке, авиационном газотурбинном двигателе. Настоящим изобретением определены правильное расположение аэродинамических лабиринтно-винтовых уплотнений и условия, при которых полностью исключаются перетечки масла из переднего подшипникового узла и их попадание на лопатки и проточную часть компрессора, а также исключаются перетечки газов внутри компрессора, повышая тем самым его коэффициент полезного действия и производительность (патент №2327061).



4 Блок 1.3 "Формулировка концепции двигателя"

Таким образом, на базе самолета Super King Air 350 будет разработан легкий самолет с двумя двигателями на базе LF507.

5 РАЗРАБОТКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ

Произведём термогазодинамический расчёт в программе Астра-4.

Таблица 1 – Данные термогазодинамического расчета

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА		
Дата : 24.12.12 02:03:53		
ПР ТРДД 2-в		
Внешние условия		
M{п}		0,0
V{п}	[м/с]	0,0
V{п.ч}	[км/ч]	0,0
H{п}	[км]	0,0
ΔT {н}	[К]	0,0
T{н}	[К]	288,15
Δp {н}	[кПа]	0,0
p{н}	[кПа]	101,325
ВУ		
T*{н}	[К]	288,15
p*{н}	[кПа]	101,325
σ {вх}		1,0

π {V}		1,0
G{в}	[кг/с]	25,0
T*{в}	[К]	288,15
p*{в}	[кПа]	101,325
Вентилятор		
m		3,0
N{в}	[кВт]	1275,9
π^* {кНД}		2,24
η^* {кнд}		0,89
L{кНД}	[кДж/кг]	84,28
N{кНД}	[кВт]	526,8
G{кНД}	[кг/с]	6,25
T*{кНД}	[К]	371,86
p*{кНД}	[кПа]	226,968
π^* {вП}		1,5
η^* {вП}		0,89
L{вП}	[кДж/кг]	39,95
N{вП}	[кВт]	749,1
G{кП}	[кг/с]	18,75

T*[кП]	[К]	327,89
p*[кП]	[кПа]	151,988
КВД		
$\pi^*\{\text{квд}\}$		6,27
$\eta^*\{\text{квд}\}$		0,88
L{квд}	[кДж/кг]	291,43
N{квд}	[кВт]	1821,4
G[к]	[кг/с]	6,25
T*[к]	[К]	653,77
p*[к]	[кПа]	1423,089
КС		
топливо		Керосин Т-1
H{u}	[кДж/кг]	42915
H{p}	[кДж/кг]	42102
$\eta\{\Gamma\}$		0,995
$\sigma\{\text{кс}\}$		0,955
q{т}		0,02475
G{т.ч}	[кг/ч]	556,9
G{т}	[кг/с]	0,155
G[г]	[кг/с]	6,4
T*[г]	[К]	1500,0
p*[г]	[кПа]	1359,05
ТВД		
$_G\{\text{охл.твд}\}$		0,0
$\pi^*\{\text{твд}\}$		2,212
$\eta^*\{\text{твд}\}$		0,91
L{твд}	[кДж/кг]	284,39
N{твд}	[кВт]	1821,4
$\eta\{\text{мвд}\}$		1,0
G[твд]	[кг/с]	6,4
T*[твд]	[К]	1272,94
p*[твд]	[кПа]	614,404
ТНД		
$_G\{\text{охл.тнд}\}$		0,0
$\pi^*\{\text{тнд}\}$		1,9074
$\eta^*\{\text{тнд}\}$		0,91
L{тнд}	[кДж/кг]	199,21

N{тнд}	[кВт]	1275,9
$\eta\{\text{мнд}\}$		1,0
G[т]	[кг/с]	6,4
T*[т]	[К]	1110,06
p*[т]	[кПа]	322,123
Сопло I		
$\pi\{\text{с.рI}\}$		3,1792
$\pi\{\text{сI}\}$		1,8467
$\varphi\{\text{сI}\}$		0,99
c{сI}	[м/с]	596,82
Канал II		
$\sigma\{\text{II}\}$		1,0
G{II}	[кг/с]	18,75
T*{II}	[К]	327,89
p*{II}	[кПа]	151,988
Сопло II		
$\pi\{\text{с.рII}\}$		1,5
$\pi\{\text{сII}\}$		1,5
$\varphi\{\text{сII}\}$		0,99
c{сII}	[м/с]	265,78
Основные данные		
$\pi^*\{\text{к}\Sigma\}$		14,0448
$\pi\{\Sigma\}$		14,0448
P	[кН]	10,05
P{уд}	[кН*с/кг]	0,4018
C{уд}	[кг/(кН*ч)]	55,44

Габариты двигателя представлены на рисунке 2.

Кроме того, проведем термогазодинамический расчет для двух альтернативных вариантов двигателя: со степенью повышения давления $\pi_K^* = 18$ и $\pi_K^* = 22$.

Исходные данные для сравнительного анализа трех вариантов занесем в таблицу 2.

Степень сжатия	$\pi_K^* = 14$	$\pi_K^* = 18$	$\pi_K^* = 22$
Дальность полета, км	4000	4000	4000
Количество двигателей	2	2	2
Масса 1 двигателя, кг	220	230	250
Крейсерская скорость полета, км/ч	550	550	550
Тяга на крейсерском режиме, кН	4	4	4
Максимальная скорость, км/ч	600	600	600
Тяга на взлетном режиме, кН	10,05	10,04	9,99
Удельный расход топлива на взлетном режиме, кг/(кН ч)	55,44	52,47	50,15
Удельный расход топлива на крейс. режиме, кг/(кН ч)	46	43	41
Температура газа перед турбиной, К	1500	1500	1500
Расход воздуха через внутренний контур, кг/с	6,25	6,25	6,25
Среднечасовой расход топлива, кг/ч	500	500	500

Поставим задачу из трех альтернатив выбрать вариант с наименьшей стоимостью жизненного цикла.

ИЛР №3

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Самарский Государственный Аэрокосмический Университет
имени академика С. П. Королёва»
(национальный исследовательский университет)

Факультет
«Двигатели летательных аппаратов»

Кафедра
«Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов»

Лабораторная работа №3
"Параметрический анализ проектируемого объекта"

Выполнила: студентка гр. М221
Василевич Н.М.
Проверил: проф. Старцев Н.И.

ЗАДАНИЕ

Общее задание

Цель работы: В соответствии с технологической схемой формирования объекта провести описание порядка параметрической оптимизации опорной конструкции (блок 2.1), 2х альтернатив (блок 2.2), сформировать доминирующее решение (блок 2.3), сформировать порядок 2-х элементарных операций моделирования применения (блок 3.1.1) и оценки затрат на объект, основываясь на курсе по экономике (блок 3.1.2).

Разработать содержание блоков: «Информация для принятия решения» и блока 4 «Решение».

На этой основе дать содержание по пунктам выходных блоков «Техническое предложение (ТП)» и «Техническое задание (ТЗ), основываясь на ТЗ на двигатель в сквозном групповом курсовом проекте».

Описать действие ЛПП по управлениям R1, R2, R3.

Порядок выполнения работы:

8. Описать порядок и результаты параметрической оптимизации опорной конструкции (блок 2.1), разработать две альтернативы и выполнить их параметрический анализ (блок 2.2).
9. Выбрать и описать конструкцию формирующего варианта (блок 2.3).
10. Сформировать порядок оценки 2-х элементарных операций моделирования применения (взлет, переход через звук и др.) на базе курса «Теория двигателей» операций по выбору и при консультации с Ткаченко А. Ю.
11. Провести расчет экономического эффекта проектируемого двигателя.
12. Сформировать содержание блоков «Информация для принятия решения» и «Решения».
13. Основываясь на тексте ТЗ на двигатель в SGKП дать содержание по пунктам:
 - 13.1 Техническое задание на проектирование двигателя.
 - 13.2 Техническое предложение на проектирование двигателя
14. Возможности ЛПП по управлению проектом: управления R1, R2, R3.

Индивидуальное задание

Проектируемый объект выбран в ИЛР №2 «Структурный синтез проектируемого объекта».

1 Параметрический анализ альтернатив

Исходные данные для анализа представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Исходные данные

Степень сжатия	$\pi_K^* = 14$	$\pi_K^* = 18$	$\pi_K^* = 22$
Дальность полета, км	4000	4000	4000
Количество двигателей	2	2	2
Масса 1 двигателя, кг	220	230	250
Крейсерская скорость полета, км/ч	550	550	550
Тяга на крейсерском режиме, кН	4	4	4
Максимальная скорость, км/ч	600	600	600
Тяга на взлетном режиме, кН	10.05	10.04	9,99
Удельный расход топлива на взлетном режиме, кг/(кН ч)	55,44	52,47	50,15
Удельный расход топлива на крейс. режиме, кг/(кН ч)	46	43	41
Температура газа перед турбиной, К	1500	1500	1500
Расход воздуха через внутренний контур, кг/с	6.25	6,25	6,25
Среднечасовой расход топлива, кг/ч	500	500	500

В качестве критерия выбора параметров ГТД используем стоимость жизненного цикла двигателя в системе ЛА. Полностью покажем расчет для первой альтернативы с $\pi_K^* = 14$. Полученные данные для двух других сведем в таблицу 2.

Стоимость жизненного цикла $S_{ж}$ является важнейшим показателем экономического совершенства больших технических систем, к которым, естественно, относятся парк ЛА различного назначения. Силовая установка, наряду с бортовым оборудованием, в значительной степени определяет технико-экономическую эффективность ЛА. Поэтому, при прочих равных условиях, чем меньше стоимость жизненного цикла двигателя $S_{ж\text{ ДВ}}$, тем меньше будет и $S_{ж\text{ ЛА}}$.

Под стоимостью жизненного цикла двигателя $S_{ж\text{ ДВ}}$ здесь понимается сумма затрат на его разработку $S_{ОКР}$, на подготовку производства $S_{ПП}$ и собственно производство $S_{ПР}$ требуемого количества двигателей (для обеспечения бесперебойной работы известного парка ЛА) $Z_{ДВ}$, а также на их эксплуатацию $S_{ЭКСП}$:

$$S_{ж\text{ ДВ}} = S_{ОКР} + S_{ПП} + S_{ПР} + S_{ЭКСП}.$$

Затраты $S_{ОКР}$ на разработку двигателя

$$S_{OKP} = a_0 \cdot x_1^{a_1} \cdot x_2^{a_2} \cdot \dots \cdot x_k^{a_k},$$

где x_1, x_2, \dots, x_k - независимые переменные, характеризующие параметры ГТД и условия его разработки;

a_0, a_1, \dots, a_k - статические коэффициенты, отражающие усредненное влияние входящих в модель факторов на затраты ОКР.

Оценка S_{OKP} для ТРДД проводится по следующей модели:

$$S_{OKP} = 160 \cdot G_{B1B3L}^{0.68} \cdot \pi_{KB3L}^{0.25} \cdot \left(\frac{T_{\Gamma}^*}{1000} \right)^{1.25} (m_{B3L} + 1)^{0.6} K_{KT}^{-0.65} K_{YBT} K_{PEB},$$

где K_{YBT} - коэффициент, учитывающий наличие управляемого вектора тяги (да-1.2, нет-1);

K_{PEB} - коэффициент, учитывающий наличие реверса тяги (да-1.1, нет-1).

Величина коэффициента преимущества (K_{KT}) выбирается и обосновывается исходя из конструкторских проработок по двигателю. Так как нами были внесены существенные изменения в конструкцию двигателя-прототипа (вместо ТВД – ТРДД), то K_{KT} примем равным 50.

Тогда:

$$\begin{aligned} S_{OKP} &= 160 \cdot G_{B1B3L}^{0.68} \cdot \pi_{KB3L}^{0.25} \cdot \left(\frac{T_{\Gamma}^*}{1000} \right)^{1.25} (m_{B3L} + 1)^{0.6} K_{KT}^{-0.65} K_{YBT} K_{PEB} = \\ &= 160 \cdot 6.25^{0.68} \cdot 14^{0.25} \cdot \left(\frac{1500}{1000} \right)^{1.25} (3+1)^{0.6} 50^{-0.65} 1 \cdot 1.1 = 355 \text{ млн.руб.} \end{aligned}$$

Затраты S_{III} на подготовку серийного производства

При прогнозе затрат, когда нет точных сведений о производителе двигателя и возможной кооперации при его изготовлении, затраты на подготовку производства приближенно оцениваются в размере 20% от стоимости разработки, т.е.:

$$S_{III} = 0.2 \cdot S_{OKP} = 71 \text{ млн.руб.}$$

Затраты S_{IP} на серийное производство

Уровень себестоимости серийного производства и, следовательно, цены двигателя зависит, в основном, от его размерности, применяемых материалов, технологии изготовления и организации производства.

Модель цены при серийно освоенном производстве ТРДД имеет вид:

$$C_{ДВ} = 0.122 \cdot (G_{B1B3L})^{0.85} \pi_{KB3L}^{0.43} \left(\frac{T_{\Gamma B3L}^*}{1000} \right)^{1.25} (m_{B3L} + 1)^{0.4} K_{YBT} K_{PEB} = 5.7 \text{ млн.руб.}$$

Тогда суммарные затраты на производство S_{IP} партии двигателей, определяются по формуле:

$$S_{IP} = 3.29 \cdot C_{ДВ} \cdot Z_{ДВ}^{0.82},$$

где $Z_{ДВ}$ - планируемое потребное количество двигателей. Для самолетов средней дальности $Z_{ДВ} = 1000 \dots 3000$. Пусть $Z_{ДВ} = 2000$.

Тогда:

$$S_{PP} = 3.29 \cdot C_{ДВ} \cdot Z_{ДВ}^{0.82} = 9595.4 \text{ млн.руб.}$$

Затраты $S_{ЭКСП}$ на эксплуатацию

С учетом того, что средняя цена ремонта двигателя составляет ~35% от его цены в производстве, затраты на ремонт парка двигателей $S_{РЕМ}$ можно определить следующим образом:

$$S_{РЕМ} = 0.35 \cdot S_{PP} \frac{\tau_{НАЗ}}{(1 + K_{ОБ}) \cdot T_{СМ}},$$

$$T_{СМ} = T_{ДСД} \cdot \left(1 - e^{-\frac{\tau_M}{T_{ДСД}}} \right),$$

где τ_M и $\tau_{НАЗ}$ - соответственно межремонтный и назначенный ресурс двигателя, ч. Для ГТД для ближних магистральных ЛА: $\tau_M = 6000 \dots 9000 \text{ ч}$, $\tau_{НАЗ} = 3 \cdot \tau_M$. Пусть $\tau_M = 8000 \text{ ч}$, $\tau_{НАЗ} = 24000 \text{ ч}$.

$K_{ОБ}$ - коэффициент оборотного фонда. Для всех ЛА $K_{ОБ} = 0.1 \dots 0.2$. Пусть $K_{ОБ} = 0.15$.

$T_{ДСД}$ - средняя наработка на досрочный съем двигателя (по причине случайных отказов), ч. Для всех ЛА $T_{ДСД} = 1.5 \tau_M$. Тогда $T_{ДСД} = 12000 \text{ ч}$.

$T_{СМ}$ - средняя наработка на съем двигателя по всем причина, ч.

Тогда:

$$T_{СМ} = T_{ДСД} \cdot \left(1 - e^{-\frac{\tau_M}{T_{ДСД}}} \right) = 5839 \text{ ч},$$

$$S_{РЕМ} = 0.35 \cdot S_{PP} \frac{\tau_{НАЗ}}{(1 + K_{ОБ}) \cdot T_{СМ}} = 12003.5 \text{ млн.руб.}$$

Затраты на техническое обслуживание $S_{ТО}$ для всех типов двигателей определяются из соотношения:

$$S_{ТО} = 0.01 S_{РЕМ}.$$

Тогда:

$$S_{ТО} = 120 \text{ млн.руб.}$$

Затраты на топливо и ГСМ ($S_{ГСМ}$) могут быть рассчитаны следующим образом:

$$S_{ГСМ} = G_m^{CP} \cdot C_m \cdot \frac{Z_{ДВ} \cdot \tau_{НАЗ}}{(1 + K_{ОБ})} 10^{-6}, \text{ млн.руб.},$$

где G_m^{CP} - среднечасовой расход топлива, кг/ч.

C_m - цена топлива, руб/кг. Рекомендуемое значение $C_m = 14 \dots 30 \text{ руб/кг}$. Пусть $C_m = 20 \text{ руб/кг}$.

Тогда:

$$S_{ГСМ} = G_m^{CP} \cdot C_m \cdot \frac{Z_{ДВ} \cdot \tau_{НАЗ}}{(1 + K_{ОБ})} 10^{-6} = 417391.3 \text{ млн.руб.}$$

$$S_{ЭКСП} = S_{РЕМ} + S_{ТО} + S_{ГСМ} = 429514.8 \text{ млн.руб.},$$

$$S_{\text{ЖДВ}} = S_{\text{ОКР}} + S_{\text{ПП}} + S_{\text{ПР}} + S_{\text{ЭКСП}} = 439536.3 \text{ млн.руб.}$$

Для оценки удельной величины затрат необходимо суммарные затраты разделить на количество двигателей в парке:

$$S^{\text{УД}}_{\text{ЖДВ}} = \frac{S_{\text{ЖДВ}}}{Z_{\text{ДВ}}} = 220 \text{ млн.руб.}$$

Таблица 2 - Результаты

Степень сжатия	$\pi_K^* = 14$	$\pi_K^* = 18$	$\pi_K^* = 22$
$S_{\text{ОКР}}$, млн.руб.	355.028	378.0496	397.4993
$S_{\text{ПП}}$, млн.руб.	71.005	75.60992	79.499
$S_{\text{ПР}}$, млн.руб.	9595.424	10690.46	11653.89
$S_{\text{ЭКСП}}$, млн.руб.	429514.8	430898.4	432115.6
$S_{\text{ЖДВ}}$, млн.руб.	439536.3	442042.5	444546.5
$S^{\text{УД}}_{\text{ЖДВ}}$, млн.руб.	219.768	221.021	221.123

Таким образом, из полученных данных можно сделать вывод, что самая большая стоимость жизненного цикла двигателя получается при степени повышения давления $\pi_K^* = 22$, самая маленькая – при $\pi_K^* = 14$. Исходя из этого выбираем вариант с наименьшей стоимостью, то есть $\pi_K^* = 14$.

Проектирование подчиняется общим закономерностям целенаправленных действий (рисунок 1). Целенаправленная деятельность независимо от характера, масштабов и протяженности во времени содержит следующие этапы: замысел, подготовка к действию, решение, действие, которое приводит к результату. Замысел и подготовка к действию составляют техническое предложение.



Рисунок 1 – Схема целенаправленной деятельности и этапы жизненного цикла

Начальный этап жизненного цикла - этап разработки, завершается представлением технического предложения (ТП). Оно содержит компоновку объекта 2D и 3D, основные

проектные параметры и современную оценку прочности и надёжности, расчёты характеристик, оценку показателей эффективности и затрат.

Одновременно с техническим предложением формируется и техническое задание на проектирование.

Главная задача на этапе ТП успеть создать такой облик ТО, который отвечал потребностям гражданского и военного применения, опережает конкурентов по эффекту применения W и расходам C .

Необходимо убедить инстанцию, принимающую решения, о том, что предлагаемый в ТП объект лучший. С этой целью перед представлением эскизного проекта создаётся демонстрационный двигатель.

Главное в ТП и демонстрационном двигателе показать, что двигатель по эффекту применения лучше, чем у конкурента.

На этапе ТП основной задачей является не поиск строгого оптимального решения, сколько поиск конструкций близких к оптимальным, изучение на каждой альтернативе факторов, влияющих на эффект и затраты, выявление преимуществ и недостатков и поиск компромиссов. Из образованного множества альтернатив путём его сжатия (по Парето) выделяется предпочтительное решение которое выдвигается на обсуждение принятия решения ЛПР.

Неудачное решение и ошибки на этапе ТП с трудом исправляются на последующих этапах и сопровождают объект на всех этапах его жизненного цикла.

Только на этапе ТП существуют широкие возможности поиска лучших решений и их корректирования в предусмотренных процедурой поискового проектирования итерационных цикла. По мере дальнейшего продвижения разработали возможность проектирования решения всё время сужается и всё большая часть параметров становится неприкосновенной в конструкции ТО.

Поэтому при планировании разработки не нужно жалеть времени и материальных ассигнований на ТП. Во многих случаях они составляют единицы (1...7%) от общей стоимости создания ТО, в то время как показатели эффективности объекта на 50...70% определяются реалиями принятыми на этапе ТП.

важные особенности процесса формирования ТП.

1. На этапе ТП нельзя вести разработку по заранее сформулированному ТЗ, сковывающего инициативу разработчиков - конструкторов и изготовителей (математиков). Исследования предназначены и для выработки правильного ТЗ.

При чётко построенной работе на ТП итогом является синтез "триады"

- Оптимальный облик высокоэффективного объекта (компоновка);
- Оптимальное техническое задание на опытно-конструкторскую разработку объекта (проект ТЗ)
- Оптимальный метод использования объекта, представляемого системой управления (W).

2. Развитие определённых разделов математики, исследование операций системного анализа и прогресс вычислительной техники позволяет охватить решение задач проектирования математическим обоснованием. Это прогрессивное направление в совершенствовании процесса проектирования и магистры, будущие руководители конструкторских коллективов должны в первую очередь это осознать и в будущей работе всячески содействовать внедрения их в практику проектирования.

Однако после строгого глобального оптимизма для такого сложного объекта ТРДД доказательство сходимости решения к оптимальному не всегда оправдано из-за большой трудоёмкости и не всегда оправданы в условиях высокой размерности и непорядочности ранней задачи (критерии ограничения, внешние условия и др.).

Поэтому на этапе ТП основной задачей является не поиск строгого оптимального решения, сколько поиск конструкций близких к оптимальным, изучение на каждой альтернативе факторов, влияющих на эффект и затраты, выявление преимуществ и недостатков и поиск компромиссов. Из образованного множества альтернатив путём его сжатия (по Парето) выделялся предпочтительное решение которое выдвигается на обсуждение принятия решения ЛПР.

3. Процесс формирования проекта на этапе ТП должен быть основан на первых методах проектирования, представляющих синтез научных исследований и конструирования. При этом необходимо создавать условия для проявления творчества.

Техническое задание на проектирование двигателя или его узлов содержит основные требования к выходным параметрам. Это документ, который утверждается заказчиком и дает право детальной проработки двигателя на следующих этапах проектирования (эскизный, технический проект).

ИПР №1

Министерство образования и науки Российской Федерации

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Самарский Государственный Аэрокосмический Университет
имени академика С. П. Королёва
(национальный исследовательский университет)»

Факультет
«Двигатели летательных аппаратов»

Кафедра
«Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов»

ИПР №1

Декомпозиция проектируемого двигателя и виртуальная разработка двигателя и его узлов

Выполнила: Василевич Н.М. 265гр.
Проверил: проф. Старцев Н.И.

Самара 2012

Задание

Общее задание

1. Цель работы

1.1 Освоить полный цикл декомпозиции двигателя и уровни $n+1, n, n-1, n-2, n-3, n-4$ вскрыть и описать существенные функциональные связи на всех уровнях.

1.2 Сформировать подходы и назвать компьютерные программы для расчёта и анализа этих связей совместно с преподавателями и специалистами соответствующих профилирующих кафедр.

1.3. Составить перечень имеющихся компьютерных программ, соответствующих виртуальной технологии, выполненных на выпускающих кафедрах с помощью преподавателя соответствующей кафедры.

1.4. Составить перечень недостающих компьютерных программ для виртуальной разработки двигателя и узла(в соответствии с заданием) с помощью преподавателя соответствующей кафедры.

2. Порядок проведения работы

2.1. Провести декомпозицию двигателя, спроектированного в СГКП по уровням $n+1, n, n-1$ всей подгруппой.

2.2. Выявить существенные функциональные и структурные связи уровня $n+1$. Вся подгруппа.

2.3. Выявить связи между уровнями $n-1$ и дать их текстовое описание и параметры(термодинамические, тепловые, прочностные). Вся подгруппа.

2.4. Провести анализ связей уровней $n-2, n-3, n-4$ по согласованию с руководителем.

2.5. Составить перечень имеющихся компьютерных программ на выпускающих кафедрах («что есть»)

2.6. Составить перечень недостающих компьютерных программ для реализации виртуальной технологии создания двигателя и его узлов («что нужно»).

3. Отчётность

3.1. В отчёте должно быть предоставлено:

Уровень 3-пункты 2.3;2.4;2.5;2.6.

Уровень 2-пункты 2.2;2.3;2.4;2.5;2.6.

Уровень 1-пункты 2.1;2.2;2.3;2.4;2.5;2.6.

3.2. Пункты 2.3;2.4;2.5;2.6 с указанием ФИО, анализируемого узла и двигателя передать в электронном виде зав.кафедрой Фалалееву С.В.

Индивидуальное задание

Трент-1000, ТВД, ТСД, опора турбины.

Введение

Исторически разработчики самолетов и двигателей использовали при доводке физический эксперимент, при отработке прочности, надежности, а для самолетов и полетных и посадочных характеристик - на натуральных образцах. Причем при директивных требованиях по ресурсу (1000 и более часов) испытания затягиваются на годы.

Авиационный двигатель разрабатывается 7...9 лет, а от запуска в производство до сертификации (удовлетворения нормам летной годности) 5-6 лет.

Виртуальные технологии, основанные на математическом и вычислительном моделировании эксперимента, способны заменить физические испытания, эксперименты во всех областях науки и техники, связанным с созданием авиационных ГТД.

Виртуальный двигатель включает в себя весь комплекс компьютерных программ, позволяющих:

- проводить проектировочный термогазодинамический расчет двигателя с оценкой параметров по всему профилю, в каждой его характерной точке;
- формировать проточную часть двигателя, включая входное устройство, опоры, ФК, РС и РУ;
- газодинамическое проектирование ВУ, вентилятора, компрессора, турбины, камеры сгорания, ФК, РС и РУ;
- проектирование узлов ГТД в 2D и 3D и всего двигателя;
- тепловые расчеты узлов двигателя;
- прочностные расчеты узлов двигателя;
- исследовать динамику и общую вибрацию двигателя.

Проектирование технологических объектов в современных условиях опирается на систему прикладных научных дисциплин и на специализированную экспериментальную базу.

Уровень знаний и научно-технического обеспечения позволяет во всех отраслях техники проектировать объекты с заранее заданными свойствами и числовыми характеристиками.

Системный анализ стал базовой дисциплиной, развивающей методы проектирования сложных систем и объектов на начальной ситуации разработки и обоснования проектных решений.

Метод системного анализа включает в себя:

- разработку общей схемы решения поставленной проблемы, включая построение общей модели и целевых программ;
- декомпозицию сложных систем, сложных объектов и операций их разработки и применения;
- методические основы формирования альтернатив;
- способы формирования целей и задач, назначение критериев;
- общую методологию подготовки и обоснования решений.

1 Декомпозиция ТРДД «Трент 1000»

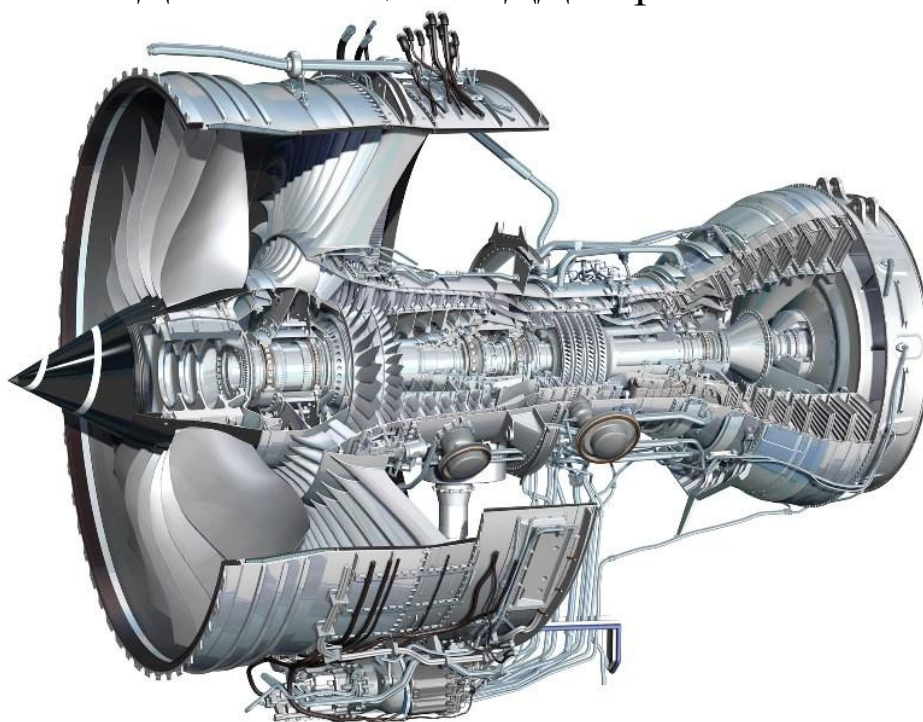


Рисунок 1 - Двигатель Trent-1000

Двигатель **Trent 1000** (модели Trent 1000-A, Trent 1000-C, Trent 1000-D, Trent 1000-E, Trent 1000-G, Trent 1000-H, Trent 1000-Z) - двухконтурный турбореактивный двигатель, предназначен для установки на самолеты Boeing 787-2,-8,-9. Trent 1000 создан на базе газогенератора ТРДД Trent 900. Его конструкция включает новые перспективные технологии, проверенные в испытаниях.

ТРДД Trent 1000 отличается высокой надежностью, экономичностью, низким уровнем шума и эмиссии вредных веществ, а также длительным сохранением исходных характеристик в эксплуатации.

В таблице 1 представлены основные данные двигателя. В таблице 2 – термогазодинамические параметры.

На рисунке 2 представлена декомпозиция двигателя до уровня 2.

Таблица 1 – Технические характеристики двигателя Trent 1000-C

Наименование	Обозначение	Величина
Тяга двигателя, кН	P	331,44
Удельный расход топлива, кг/кН*час	$C_{уд}$	27,8
Суммарная степень повышения давления	$\pi_{к\sigma}$	44,086
Степень повышения давления в вентиляторе	π_B	1,5
Степень двухконтурности	m	10,8
Температура газа перед турбиной, К	$T^*_Г$	1876
Суммарный расход воздуха через двигатель, кг/с	$G_{в\sigma}$	1246

Таблица 1 – Продолжение

Степень повышения давления в вентиляторе	$\pi_{вп}$	1,5
Степень повышения давления в компрессоре НД	$\pi_{кнд}$	1,5
Степень повышения давления в компрессоре СД	$\pi_{ксд}$	5,684
Степень повышения давления в компрессоре ВД	$\pi_{квд}$	5,1708
Коэффициент восстановления давления в воздухозаборнике	$\sigma_{вх}$	1
КПД компрессора наружного контура	$\eta_{вп}$	0,932
КПД компрессора низкого давления	$\eta_{кнд}$	0,93
КПД компрессора среднего давления	$\eta_{ксд}$	0,89
КПД компрессора высокого давления	$\eta_{квд}$	0,88
Коэффициент восстановления давления в камере сгорания	$\sigma_{кс}$	0,95
Коэффициент полноты сгорания в основной камере	$\eta_{г}$	0,995
КПД турбины высокого давления	$\eta_{твд}$	0,9
КПД турбины среднего давления	$\eta_{тсд}$	0,91
КПД турбины низкого давления	$\eta_{тнд}$	0,932
Механический КПД турбины высокого и низкого давления	$\eta_{мтвд}, \eta_{мтнд}$	0,995
Механический КПД турбины среднего давления	$\eta_{мтсд}$	0,994
Относительный расход воздуха на охлаждение турбины ВД	$G_{охлвд}$	0,16
Относительный расход воздуха на охлаждение турбины СД	$G_{охлнд}$	0,06
Коэффициент восстановления давления в наружном канале	$\sigma_{кан}$	0,99
Коэффициент потери скорости в сопле	$\varphi_{с1}$	0,995
Коэффициент потери скорости в сопле второго контура	$\varphi_{сII}$	0,98

Таблица 2 – Термогазодинамические параметры

ВУ						
			1	$\eta\{\text{кнд.пр.в}\}$	[%]	100
	$\sigma\{\text{вх}\}$		1	$\eta\{\text{кнд}\}$	[%]	100
	$\pi\{V\}$		1	$L\{\text{кнд}\}$	[кДж/кг]	38,4
	$G\{\text{в}\}$	[кг/с]	1248,13	$N\{\text{кнд}\}$	[кВт]	4061,7
	$T^*\{\text{в}\}$	[К]	288,15	$G\{\text{кнд}\}$	[кг/с]	105,77
	$p^*\{\text{в}\}$	[кПа]	101,325	$T^*\{\text{кнд}\}$	[К]	326,11
				$p^*\{\text{кнд}\}$	[кПа]	151,988
Вентилятор				$\pi^*\{\text{вII}\}$		1,5
				$\eta^*\{\text{вII}\}$		0,935
	$G\{\text{в}\}\{\text{пр.в}\}$	[кг/с]	1248,13	$\eta\{\text{вII.пр.в}\}$	[%]	100
	m		10,8	$\eta\{\text{вII}\}$	[%]	100
	$G\{\text{вI}\}$	[кг/с]	105,77	$L\{\text{вII}\}$	[кДж/кг]	38,19
	$G\{\text{вII}\}$	[кг/с]	1142,36	$N\{\text{вII}\}$	[кВт]	43632
	$q\{\lambda\{\text{в}\}\}$		0,875	$G\{\text{кII}\}$	[кг/с]	1142,36
	$F\{\text{в}\}$	[м ²]	5,9266	$T^*\{\text{кII}\}$	[К]	325,91
	$N\{\text{в}\}$	[кВт]	47693,7	$p^*\{\text{кII}\}$	[кПа]	151,988
	$\pi^*\{\text{кнд}\}$		1,5			
	$\eta^*\{\text{кнд}\}$		0,93	КСД		

	q(λ[в])		0,85	
	π*{к}		5,684	
	η*{к}		0,8901	
	η{к.пр.в}	[%]	94	
	η{к}	[%]	100	
	L{к}	[кДж/кг]	237,08	
	N{к}	[кВт]	25077	
	F[в]	[м^2]	0,3668	
	G[к]	[кг/с]	105,77	
	T*{к}	[К]	556,85	
	p*{к}	[кПа]	863,897	
КВД				
	q(λ[в])		0,688	
	π*{к}		5,1708	
	η*{к}		0,8801	
	η{к.пр.в}	[%]	71,94	
	η{к}	[%]	100	
	L{к}	[кДж/кг]	377,04	
	N{к}	[кВт]	39881,4	
	F[в]	[м^2]	0,1045	
	G[к]	[кг/с]	105,77	
	T*{к}	[К]	902,96	
	p*{к}	[кПа]	4467,038	
Отборы				
	G[вых]	[кг/с]	82,5	
КС				
	H{u}	[кДж/кг]	42915	
	H{p}	[кДж/кг]	41419	
	L{O}		14,735	
	η{г}		0,995	
	σ{кс}		0,95	
	q{т}		0,0309	
	α		2,196	
	G{т.ч}	[кг/ч]	9177,3	
	G{т}	[кг/с]	2,549	
	G{г}	[кг/с]	85,05	
	T*{г}	[К]	1876	
	p*{г}	[кПа]	4243,686	
ТВД				
	_G{охл.са.пл}		0	
	_G{охл.са.конв}		0	
	_G{охл.рк}		0,16	
	π*{т}		2,9699	
	η*{т}		0,9	
	μ{с.а}q(λ[с.а])		0,97	
	F[с.а]	[м^2]	0,0229	
	L{т}	[кДж/кг]	471,26	
	N{т}	[кВт]	40081,8	
	η{м}		0,995	
	G{т}	[кг/с]	101,98	
	T*{т}	[К]	1422,49	
	p*{т}	[кПа]	1428,892	
ТСД				
	_G{охл.са.пл}		0,02	
	_G{охл.са.конв}		0,02	
	_G{охл.рк}		0,02	
	π*{т}		2,011	
	η*{т}		0,91	
	μ{с.а}q(λ[с.а])		0,956	
	F[с.а]	[м^2]	0,0729	
	L{т}	[кДж/кг]	237,54	
	N{т}	[кВт]	25228,3	
	η{м}		0,994	
	G{т}	[кг/с]	108,32	
	T*{т}	[К]	1207,63	
	p*{т}	[кПа]	710,538	
ТНД				
	_G{охл.са.пл}		0	
	_G{охл.са.конв}		0	
	_G{охл.рк}		0	
	π*{т}		5,2106	
	η*{т}		0,932	
	μ{с.а}q(λ[с.а])		0,97	
	F[с.а]	[м^2]	0,1386	
	L{т}	[кДж/кг]	442,5	

	$N\{т\}$	[кВт]	47933,4	
	$\eta\{м\}$		0,995	
	$G\{т\}$	[кг/с]	108,32	
	$T^*\{т\}$	[К]	838,01	
	$p^*\{т\}$	[кПа]	136,363	
Сопло I				
	$\pi\{с.р\}$		1,3458	
	$\pi\{с\}$		1,3458	
	$\phi\{с\}$		0,9753	
	$\mu\{с\}q(\lambda\{с.кр\})$		0,7292	
	$\sigma\{с\}$		0,9851	
	$c\{с\}\{s\}$	[м/с]	371,82	
	$c\{с\}$	[м/с]	362,62	
	$\lambda\{с\}$		0,6882	
	$F\{с\}$	[м ²]	0,806	
	$P\{с\}$	[кН]	39,28	
Канал II				
	$\sigma\{кан\}$		0,99	
	$G\{вых\}$	[кг/с]	1142,36	
	$T^*\{вых\}$	[К]	325,91	
	$p^*\{вых\}$	[кПа]	150,468	
Сопло II				
	$\pi\{с.р\}$		1,485	
	$\pi\{с\}$		1,485	
	$\phi\{с\}$		0,9647	
	$\mu\{с\}q(\lambda\{с.кр\})$		0,8232	
	$\sigma\{с\}$		0,9715	
	$c\{с\}\{s\}$	[м/с]	265,11	
	$c\{с\}$	[м/с]	255,75	
	$\lambda\{с\}$		0,7724	
	$F\{с\}$	[м ²]	4,2509	
	$P\{с\}$	[кН]	292,16	
Основные данные				
	$\pi^*\{к\Sigma\}$		44,0862	
	$\pi\{\Sigma\}$		44,0862	
	P	[кН]	331,44	
	$P\{уд\}$	[кН*с/кг]	0,2655	
	$C\{уд\}$	[кг/(кН*ч)]	27,69	

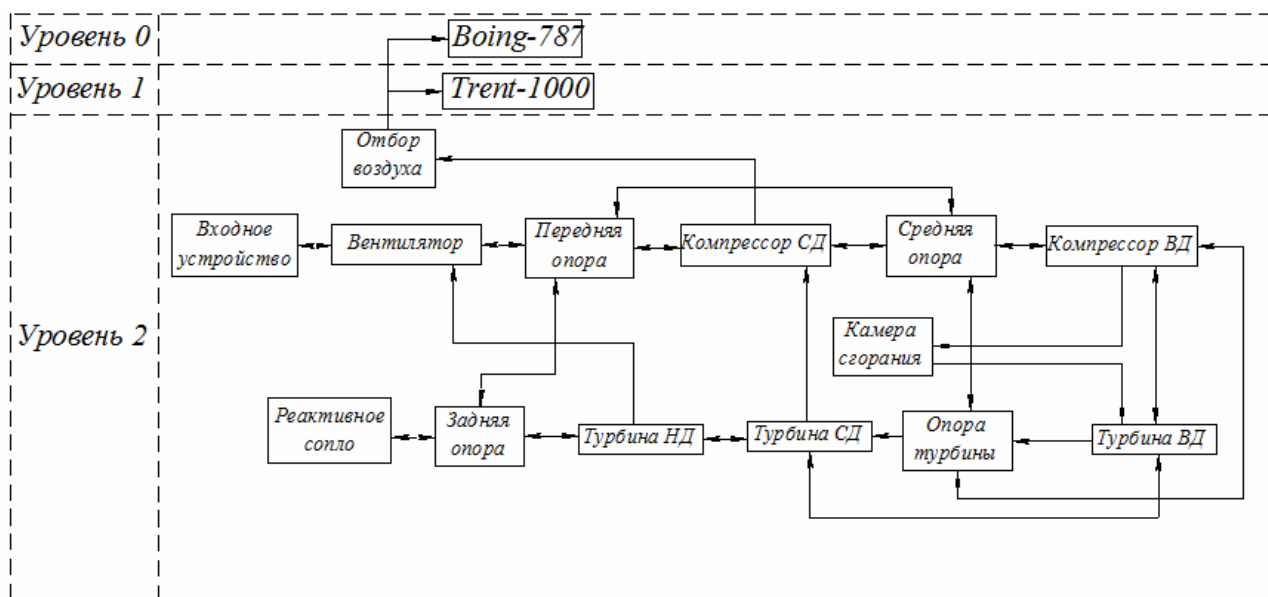


Рисунок 2 – Декомпозиция Трент1000

2 Декомпозиция ТРДД Трент1000 по модулю «Турбина ВД»

2.1 Уровень 2: Существенные связи турбины ВД с модулями

Компрессор ВД

Компрессор в двигателе ТРЕНТ1000 разделен на 3 каскада, соответственно турбина также имеет 3 каскада, которые соединены механическими структурными связями с соответствующими каскадами компрессора: диск ТВД соединяется при помощи болтов с проставкой КВД, в результате чего на КВД передается крутящий момент и осевая сила со стороны турбины ВД. Таким образом, основная функция турбины ВД – привод компрессора ВД. Кроме того, степень повышения давления в компрессоре ВД зависит от степени подогрева газа в газогенераторе, то есть от температуры в сечении первого соплового аппарата турбины ВД. То есть совместная работа компрессора ВД и турбины ВД должна удовлетворять трем условиям: неразрывности потока, балансу мощности, равенству частот вращения роторов.

Камера сгорания

Первый сопловой аппарат турбины ВД соединен телескопически с жаровой трубой, что обеспечивает компенсацию тепловых деформаций ЖТ и 1СА по радиусу и ЖТ в осевом направлении. Корпус ТВД соединяется при помощи болтов с корпусом ТВД, обеспечивая передачу на корпус КС крутящего момента и осевой силы. Кроме того, между фланцами находится уплотнительная пружина, которая обеспечивает дополнительную гарантию от утечек.

Функционально КС обеспечивает степень подогрева рабочего тела, потребную для получения заданной работы цикла двигателя.

Радиальная эпюра температур на выходе из КС диктуется допустимым уровнем напряжений в рабочих лопатках турбины. Таким образом, окружная, радиальная неравномерность полей скоростей, давлений и температур на выходе из КС определяет

допустимую температуру перед турбиной, ресурс сопловых лопаток. Чем выше окружная неравномерность, тем больше необходимо затрачивать воздуха на охлаждение сопловых лопаток. Следовательно, эта составляющая функциональных связей между КС и турбиной диктует требования к камере сгорания по качеству поля температур на выходе.

Вторичный воздух камеры сгорания используется для пассивного управления радиальными зазорами, а также на охлаждение лопаток РК, что накладывает ограничения на его температуру и расход.

Необходимые программы: Kotras, CFX, NX, ХПИИ, ANSYS – расчет пассивной системы управления радиальными зазорами, расчет соединения 1СА и ЖТ, программа для расчета охлаждаемых лопаток

Опора ротора

Вал ротора ВД опирается на роликовый подшипник опоры турбины, передавая на опору радиальную силу. Кроме того, в роликовом подшипнике установлен гидродинамический демпфер для снижения уровня резонансных колебаний ротора ВД.

Необходимые программы: Kotras, ANSYS, NX – определение радиальной силы.

2.2 Уровень 3: Существенные связи ротора ВД и статора ВД

1. Взаимодействие решеток профилей СА и РК турбины ВД выражается в том, что поток горячего газа разгоняется в конфузорных каналах СА и направляется на лопатки РК. Это накладывает ограничение на геометрию межлопаточных каналов и профилей лопаток.

Обтекание профилей лопаток РК высокоскоростным потоком газа приводит к возникновению разностей давлений на каждой лопатке: на корытце давление повышается, на спинке – понижается.

Необходимые программы: программа для расчета профилей

2. Равнодействующая газовых сил на лопатке РК создает в окружном направлении силу, формирующую крутящий момент, который и приводит ротор во вращение. На лопатки СА действует тот же момент, но с противоположным знаком.

Это обстоятельство учитывается при проектировании статора турбины. Крутящий момент, действующий на СА необходимо передать на корпус турбины, т.е. исключить перемещение СА относительно корпуса турбины в окружном направлении, зафиксировать СА в корпусе.

Необходимые программы: Kotras, ANSYS, CFX, NX

3. Суммарная осевая сила направлена по потоку газа (она меньше, чем осевая сила на компрессоре), поэтому РУП ротора ВД воспринимает осевую силу, равную разности осевых сил, действующих на ротор компрессора и турбины.

Необходимые программы: Kotras, ANSYS, CFX, NX

4. Влияние осевых и радиальных зазоров на взаимодействие решеток СА и РК подобно взаимодействию вращающейся и неподвижной решетки в осевом компрессоре.

Но возрастает влияние радиальных зазоров на параметры турбины: 1% увеличения радиального зазора в турбине ВД приводит к снижению КПД на 1.5...3.0% и к увеличению удельного расхода на 0.7%...3.0%. Однако в конструкции турбины ВД есть эффективные приемы снижения радиальных зазоров: бандажирование рабочих лопаток с использованием срабатываемых сотовых слоев на статоре и пассивное управление радиальными зазорами.

Необходимые программы: Kompas, ANSYS, CFX, NX – расчет оптимальных зазоров

5. В турбине ВД форма проточной части определяется постоянным внутренним диаметром. Эта форма тракта выгодна на первых охлаждаемых ступенях при большом срабатываемом теплоперепаде, так как позволяет удерживать минимальные радиальные зазоры.

Необходимые программы: Kompas, CFX, Ansys – определение оптимальной формы тракта

2.3 Уровень 4: Декомпозиция ротора и статора

2.3.1 Декомпозиция ротора

1.1 Ротор турбины как подсистема.

Диск ТВД несет вал-бочку с фланцем для стыковки с ротором КВД и задний носок вала. В данном случае вал-бочка и задний носок ротора выполнены как единое целое. На передней стороне диска установлен вращающийся дефлектор для подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам и диску через подкручивающую решетку.

1.2 Соединение ротора турбины ВД с ротором компрессора.

И задний носок ротора и вал участвуют в передаче полного крутящего, изгибающего моментов, нагружены центробежными силами и полной осевой растягивающей силой турбины. Диаметр вала бочки определяет изгибную жесткость ротора и его критическую частоту вращения, что и объясняет стремление к увеличению диаметра вала. В силу этого растягивающие нагрузки от центробежных сил масс оболочки вала оказываются велики настолько, что приходится вводить усиление по фланцам в виде дисков.

Необходимые программы: программа для расчета фланцев-дисков

1.3 Опора ротора турбины ВД.

Функционально опора ротора турбины ВД является задней опорой ротора ВД, определяет ориентацию его относительно статора и обеспечивает свободу теплового расширения вдоль оси двигателя.

Опора располагается за турбиной. Несмотря на то, что опора расположена в достаточно горячей зоне, использовано совмещение стоек опоры и лопаток СА ТСД.

2.3.2 Декомпозиция статора

Функция статора в рабочем процессе турбины состоит в том, чтобы обеспечить ускорение газового потока и расчетное безударное натекание его на лопатки рабочего колеса.

В состав статора турбины входит корпус, СА, трактовые кольца, элементы уплотнений и теплоизоляции, система управления радиальными зазорами, система

охлаждения и тд. Статор конструктивно сопряжен с наружным и внутренним корпусом и ЖТ камеры сгорания, опорой турбины.

Камера сгорания.

Корпус камеры сгорания входит в силовую схему статора двигателя.

Корпус камеры сгорания используется при организации подвода охладителя к лопаткам турбины: конструктивное размещение подкручивающей решетки на внутреннем корпусе.

Необходимые программы: программа для определения геометрии подкручивающей решетки

Опора турбины.

Размещение опоры за турбиной имеет важные моменты:

1. Проточная часть опоры профилируется с уменьшением проходного сечения.
2. Важное значение имеет осевой зазор между последним РК, лопатки которого имеют максимальное удлинение, и ребрами опоры. Зазор должен быть таким, чтобы исключить возбуждение колебаний лопаток, т.е. не менее половины ширины венца РК.

2.4 Уровень 5: Существенные связи с элементами

1. Обеспечение T_g^* и ресурса.

Постоянный рост температуры газа перед турбиной T_g^* диктуется стремлением совершенствования конструкции газотурбинного двигателя как тепловой машины. Повышение T_g^* с соответствующим увеличением степени повышения давления в компрессоре приводит к росту удельной тяги и снижению удельного расхода топлива.

Охлаждение лопаток дает наибольший прирост $T_g^*=250...300K$. В лопатках РК и СА турбины ВД реализовано конвективно-плечное охлаждение, где для уменьшения подвода тепла от газа к лопатке используют защитную воздушную пленку, которая образуется при выходе воздуха из внутренней полости лопатки через систему отверстий. Эффективность охлаждения в лопатках РК повышается за счет системы орребренных каналов внутри лопатки. В СА – за счет системы штырьков и лунок внутри лопатки. Кроме того используется подкручивающая решетка, которая исключает подогрев охладителя из-за трения воздуха о диск. Это также снижает расход охладителя.

2. Охлаждение дисков.

Осуществляется радиальный подвод охлаждающего воздуха с дефлектором на диске. Дефлектор исключает утечки охлаждающего воздуха в тракт.

Необходимые программы: программа для расчета дефлектора

3. Выбор системы управления радиальными зазорами.

Система управления радиальными зазорами позволяет обеспечить снижение удельного расхода топлива на длительном крейсерском режиме и исключить износы элементов ротора и статора на переходных режимах.

В турбине ВД реализована пассивная система управления радиальными зазорами.

4. Минимизация зазоров в лабиринтных уплотнениях.

На вращающемся дефлекторе расположены лабиринтные гребешки, что упрощает задачу согласований при проектировании, т.к. позволяет воздействовать на деформации ротора (дефлектор). Кроме того, гребенка двусторонняя, что повышает стабильность работы уплотнения.

Необходимые программы: *Kotras, CFX, NX, ХПИ* – определение геометрии лабиринтных уплотнений

5. Бандажные связи лопаток.

На рабочих лопатках турбины ВД используется бандажная полка типа «зигзаг», что обеспечивает исключение перетекания газа с корытца на спинку, способствует увеличению КПД ступени, а также снижает амплитуду переменных напряжений.

Необходимые программы: программа для расчета геометрии бандажа

6. Исключение затекания горячего газа в околodисковые полости.
Во втулке проточной части находится уплотнение.

Необходимые программы: *Kotras, ANSYS, CFX, NX* – расчет уплотнения

3 Декомпозиция ТРДД Трент1000 по модулю «Турбина СД»

3.1 Уровень 2: Существенные связи турбины СД с модулями

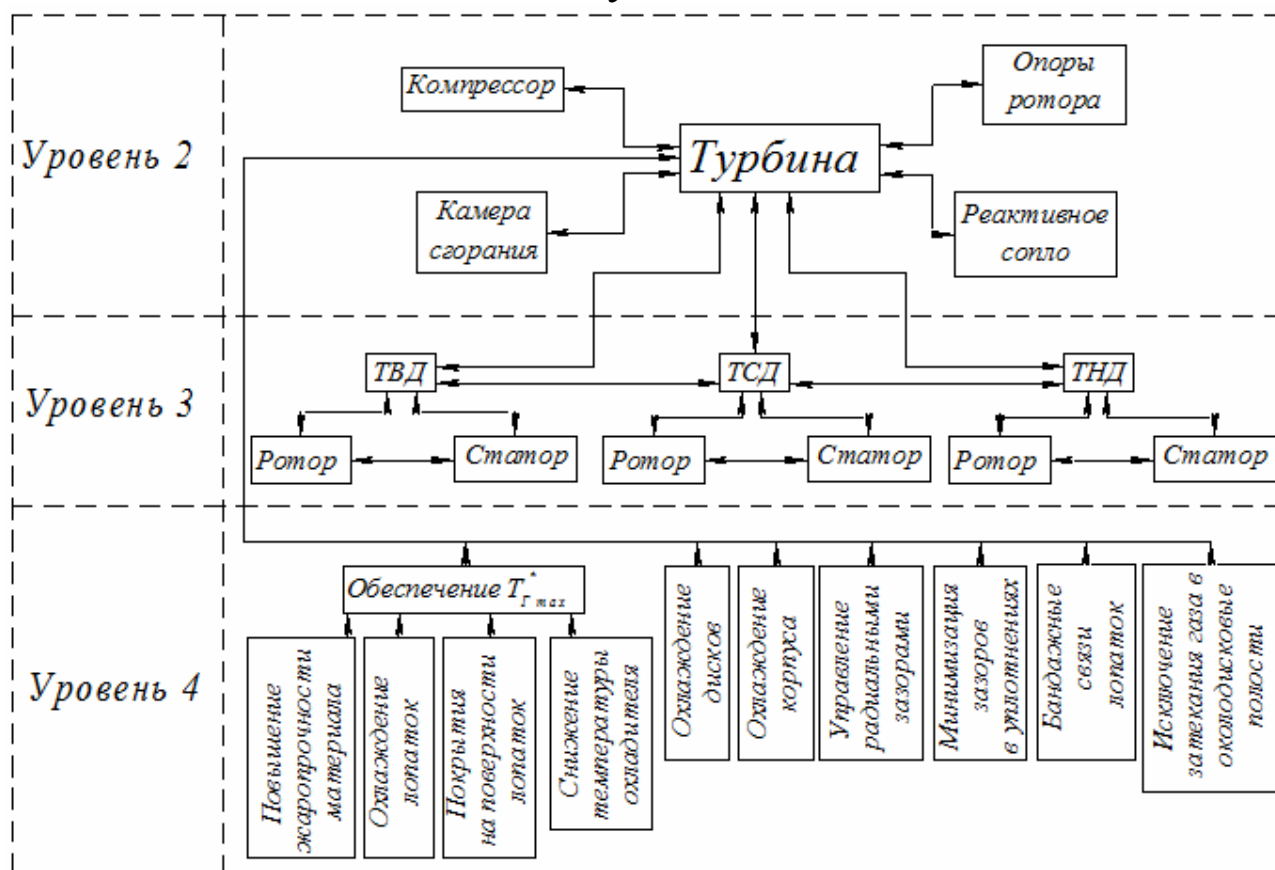


Рисунок 3 – Схема существенных связей турбины трехвального ТРДД с подсистемами и элементами низших уровней

Компрессор СД

Ротор турбины СД соединяется при помощи шлицов с ротором компрессора СД, в результате чего на КСД передается крутящий момент и осевая сила. Таким образом, основная функция турбины СД – привод компрессора СД. То есть совместная работа

компрессора СД и турбины СД должна удовлетворять трем условиям: неразрывности потока, балансу мощности, равенству частот вращения роторов.

Необходимые программы: программа для расчета шлицевого соединения

Турбина ВД

Турбины ВД и СД имеют общий корпус с поперечными и продольными разъемами. Кроме того, степень понижения давления турбины ВД определяется относительной плотностью тока в сечении первого СА турбины СД.

Опора ротора

Вал ротора СД опирается на роликовый подшипник опоры турбины, передавая на опору радиальную силу. Кроме того, в роликовом подшипнике установлен гидродинамический демпфер для снижения уровня резонансных колебаний ротора СД.

Стойки опоры турбины совмещены с лопатками СА ТСД, что упрощает конструкцию и позволяет снизить массу двигателя.

Необходимые программы: программа для расчета ГДД

Компрессор ВД

Воздух из-за 3-й ступени компрессора ВД используется для охлаждения СА ТСД, накладывая ограничение на его температуру и расход.

Необходимые программы: Kotras, CFX, NX, XPI

3.2 Уровень 3: Существенные связи ротора СД и статора СД

Существенные связи ротора СД и статора СД аналогичны связям в турбине ВД. Заметим только, что в турбине СД реализована активная система управления радиальными зазорами.

3.3 Уровень 4: Декомпозиция ротора и статора

3.3.1 Декомпозиция ротора

Функционально опора ротора турбины СД является задней опорой ротора СД, определяет ориентацию его относительно статора и обеспечивает свободу теплового расширения вдоль оси двигателя.

Несмотря на то, что опора расположена в достаточно горячей зоне, использовано совмещение стоек опоры и лопаток СА ТСД.

2.3.2 Декомпозиция статора

Функция статора в рабочем процессе турбины состоит в том, чтобы обеспечить ускорение газового потока и расчетное безударное натекание его на лопатки рабочего колеса.

В состав статора турбины входит корпус, СА, трактовые кольца, элементы уплотнений и теплоизоляции, система управления радиальными зазорами, система охлаждения и тд. Статор конструктивно сопряжен с наружным и внутренним корпусом и ЖТ камеры сгорания, опорой турбины.

3.4 Уровень 5: Существенные связи с элементами

1. Обеспечение T_r^* и ресурса.

Охлаждение лопаток СА (стоек опоры) осуществляется за счет воздуха из-за КВД.

2. Охлаждение дисков.

Охлаждение диска ТСД осуществляет воздухом, который используется для наддува предмасляной полости.

Необходимые программы: Kotras, CFX, ХПИ

3. Выбор системы управления радиальными зазорами.

Система управления радиальными зазорами позволяет обеспечить снижение удельного расхода топлива на длительном крейсерском режиме и исключить износы элементов ротора и статора на переходных режимах.

В турбине СД реализована активная система управления радиальными зазорами.

4. Бандажные связи лопаток.

На рабочих лопатках турбины СД используется бандажная полка типа «зигзаг», что обеспечивает исключение перетекания газа с корытца на спинку, способствует увеличению КПД ступени, а также снижает амплитуду переменных напряжений.

Необходимые программы: программа для расчета геометрии бандажа

5. Исключение затекания горячего газа в околodисковые полости.

Во втулке проточной части находится уплотнение.

Необходимые программы: Kotras, ANSYS, CFX, NX – расчет уплотнения

4 Декомпозиция ТРДД Трент1000 по модулю «Опора турбины»

4.1 Уровень 2: Существенные связи опоры турбины с модулями

Внешняя связь определяется наружным кольцом опоры, которое соединяет корпуса турбин ВД и СД. Опора находится в зоне высоких температур. Системой охлаждения определяется надежность *внутренней связи* – в данном случае, согласование деформации наружного и внутреннего колец.

Газовая связь основывается на совмещении опоры с СА турбины СД с увеличенным числом стоек (лопаток).

4.2 Уровень 3: Структурные связи основных элементов опор

Силовым корпусом опоры можно назвать следующие ее элементы: наружное кольцо, ребра и внутреннее кольцо, связанные в общий блок.

Силовой корпус состоит из наружного кольца, отлитого вместе с ребрами и кольца внутреннего контура.

На рисунке 2 показана схема размещения трубок подвода и отвода масла и суфлирования опоры.

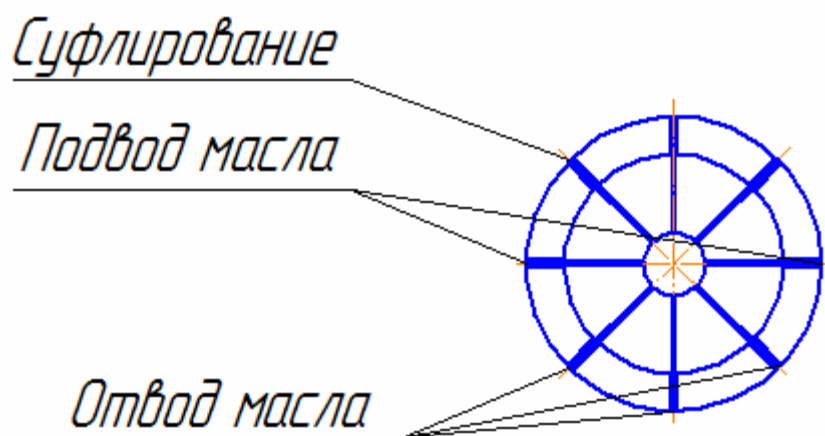


Рисунок 4 - Схема

Диафрагма

Соединяя корпус подшипников с силовым корпусом опоры, диафрагма определяет жесткость опоры турбины в радиальном направлении. Перемещения по этому направлению ограничиваются.

Радиальные перемещения увеличивают радиальные зазоры в турбине, искажают окружное распределение их величин и в итоге снижают КПД.

Важна роль диафрагмы и в компенсации тепловых деформаций на участке между внутренним кольцом и корпусом подшипников.

Связь диафрагмы с силовым корпусом разъемная – осуществляется при помощи фланцевых соединений.

Необходимые программы: Kotras, ANSYS – расчет диафрагмы на прочность.

Корпус подшипников. Подшипники

Корпус подшипников – кольцо с увеличенной толщиной стенки, позволяющей сохранить требования к геометрии на разных режимах нагружения. Несет на себе элементы масло подвода и уплотнения опор. Масло подводится не только на смазку и охлаждение подшипника, но и в камеры гидродинамических демпферов. Поэтому каналы маслоподвода выполнены в стенках корпуса.

Необходимые программы: программа для выбора компоновки подшипника

Система уплотнений

В соответствии с требованиями к конструкции опоры не допускается выход масла из масляной полости в проточную часть двигателя.

Исключить вытекание масла через эти зазоры можно только, используя целую систему уплотнений, при выполнении двух неперемняемых условий: давление воздуха снаружи опоры, т.е. перед уплотнениями должно быть выше, чем внутри масляной полости и, учитывая ограниченный объем полости, должен быть обеспечен отвод воздушно-масляной смеси из масляной полости через систему суфлирования или через систему откачки масла из опоры.

В опоре турбины для герметизации масляной полости используются 4 лабиринтных уплотнения.

Необходимые программы: Kotras, CFX, ХПИ – определение расхода воздуха через уплотнения, определение суммарного теплового потока через уплотнения.

Ротор

Ротор в модуле «Опора ротора» представлен элементом, которым он опирается на подшипник.

Носок вала ротора ВД и СД обеспечивает:

- соосность ротора и статора, радиальные и осевые зазоры в каскадах ВД и СД;
- внутренний подвод масла на смазку и охлаждение подшипников;
- формирование масляной полости, ее системы уплотнений.
- создание предмасляной полости и ее уплотнений;
- теплоизоляцию и наддув системы уплотнений

4.3 Уровень 4: Элементы, обеспечивающие тепловое состояние и работоспособность системы «ротор - опоры»

4.3.1 Тепловой баланс в масляной полости

Масляная полость опоры является основным объектом масляной системы двигателя, именно здесь организуется смазка пар трения: подшипников, шестерен, шлиц и др.

Однако масло, подаваемое на эти элементы, выполняет еще одну не менее важную функцию – это отвод тепла от ротора и стенок масляной полости. Отвод тепла необходим для сохранения смазывающей способности масла, которая снижается при нагреве.

Для установления теплового равновесия, теплового баланса в масляной полости количество тепла, отводимого маслом из опоры, именуемое теплоотдачей в масло ($Q_{\text{масла}}$) должно быть равно количеству тепла, поступающему в масляную полость ($Q_{\text{м.п}}$). Это количество тепла определяется: тепловым потоком через лабиринтные уплотнения, тепловым потоком от подшипников, тепловым потоком через стенки маслополости. Из этой величины теплового потока определяется необходимая прокачка масла через опору.

Необходимые программы: программа для расчета геометрических параметров системы подвода, слива и суфлирования масла.

4.3.2 Управление критическим состоянием ротора

Корпус двигателя является главным элементом силовой системы ГТД, а опоры ротора выступают, в свою очередь, как основные звенья корпуса, основные по той причине, что через них передаются статические и вибрационные нагрузки от ротора к корпусу. Ротор является основным источником вибрации корпуса, достигающей наибольших величин при критических состояниях ротора. ГТД представляет собой сложную динамическую систему, способную совершать колебания различных видов.

Для снижения опасной вибрации роторов ВД и СД в обоих роликовых подшипниках установлен гидродинамический демпфер.

Необходимые программы: программа для подбора ГДД

Литература

1. Рузнев В.Е., Володин В.В., Лучанский К.М. и др., Формирование технических объектов на основе системного анализа. – М.: Машиностроение, 1991 – 320 с.
2. Григорьев В.А., Ждановский В.А., Кузьмичев В.С. и др., Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей: учеб. пособие, 2-е изд., испр. и доп. – Самара: изд.-во: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2009 – 202 с.
3. Старцев Н.И., Конструкция и проектирование турбокомпрессора ГТД: учеб. пособие. – Самара: изд.-во: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2009 – 202 с., 2006 – 226 с.

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Самарский Государственный Аэрокосмический Университет
имени академика С. П. Королёва»
(национальный исследовательский университет)

Факультет
«Двигатели летательных аппаратов»

Кафедра
«Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов»

ИПР №1
" Декомпозиция проектируемого двигателя и виртуальная
разработка двигателя и его узлов"

Выполнил:
студент группы М221
Безбородов С.А.
Проверил:
проф. Старцев Н.И.

Самара 2012

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	4
1 Определение оптимального варианта параметров для проектируемого авиационного ГТД.....	5
2 Программное обеспечение, используемое при газодинамическом проектировании двигателя.....	6
3 Программное обеспечение, используемое при подготовке к производству деталей.....	7
4 Программное обеспечение, используемое на кафедре АСЭУ.....	8
5 Декомпозиция проектируемого двигателя.....	9
Список использованных источников.....	10
Приложение 1.....	11

ВВЕДЕНИЕ

Проектирование технологических объектов в современных условиях опирается на систему прикладных научных дисциплин и на специализированную экспериментальную базу.

Уровень знаний и научно-технического обеспечения позволяет во всех отраслях техники проектировать объекты с заранее заданными свойствами и числовыми характеристиками.

До недавнего времени в задачах проектирования существенно меньше уделялось обоснованию проектного решения.

Достижения в научно-технической сфере изменили подходы к постановке задач проектирования - расширилась область возможных решений при формировании объекта. Перед разработчиками встала задача выбора характеристик проектируемого объекта из множества доступных для реализации. Выполнить на базе примеров авиационного двигателестроения превосходство проектных решений, выбранных на достаточно строгой математической основе теории оптимизации.

Обозначилась также необходимость строгого учета ограниченных материальных ресурсов при расширившихся возможностях выбора выходных параметров объекта.

На базе таких наук, как исследование операций, системный анализ и автоматизация проектирования стала возможной постановка задачи проектирования в виде проектных параметров, критериев общей эффективности объекта в составе системы.

Системный анализ стал базовой дисциплиной, развивающей методы проектирования сложных систем и объектов на начальной ситуации разработки и обоснования проектных решений.

1 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО ВАРИАНТА ПАРАМЕТРОВ ДЛЯ ПРОЕКТИРУЕМОГО АВИАЦИОННОГО ГТД

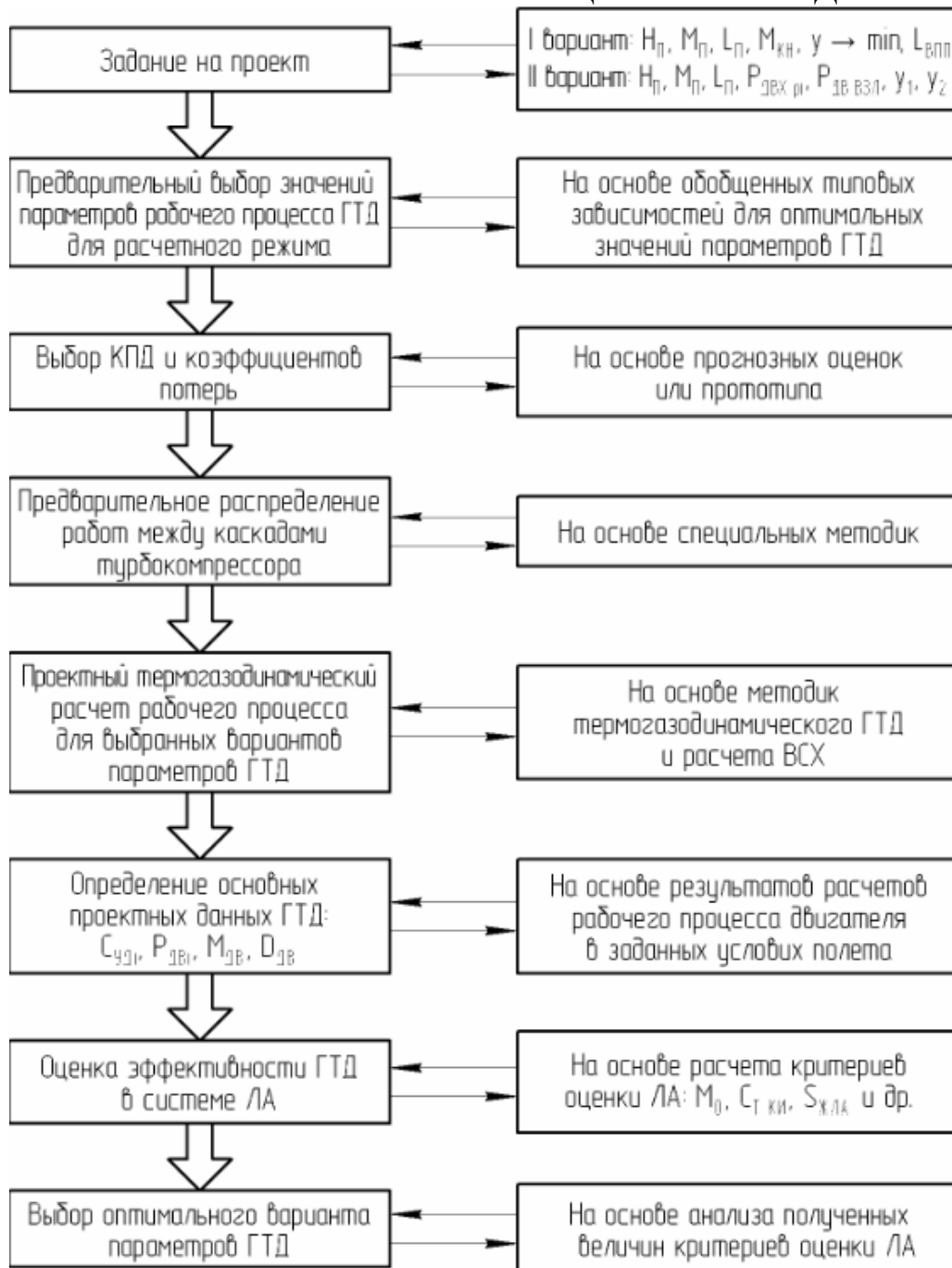


Рисунок 1 – Алгоритм определения оптимального варианта параметров для проектируемого авиационного ГТД [1]

В результате термозагодинамического расчёта получаем следующие данные: удельные работы каскадов компрессора и турбин, температуры в характерных сечениях, скорости истечения из сопел внутреннего и наружного контура, основные данные двигателя (тяга, удельная тяга, расход воздуха (суммарный, через внутренний и наружный контур), расход топлива, удельный расход топлива).

2 ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ, ИСПОЛЬЗУЕМОЕ ПРИ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ ДВИГАТЕЛЯ

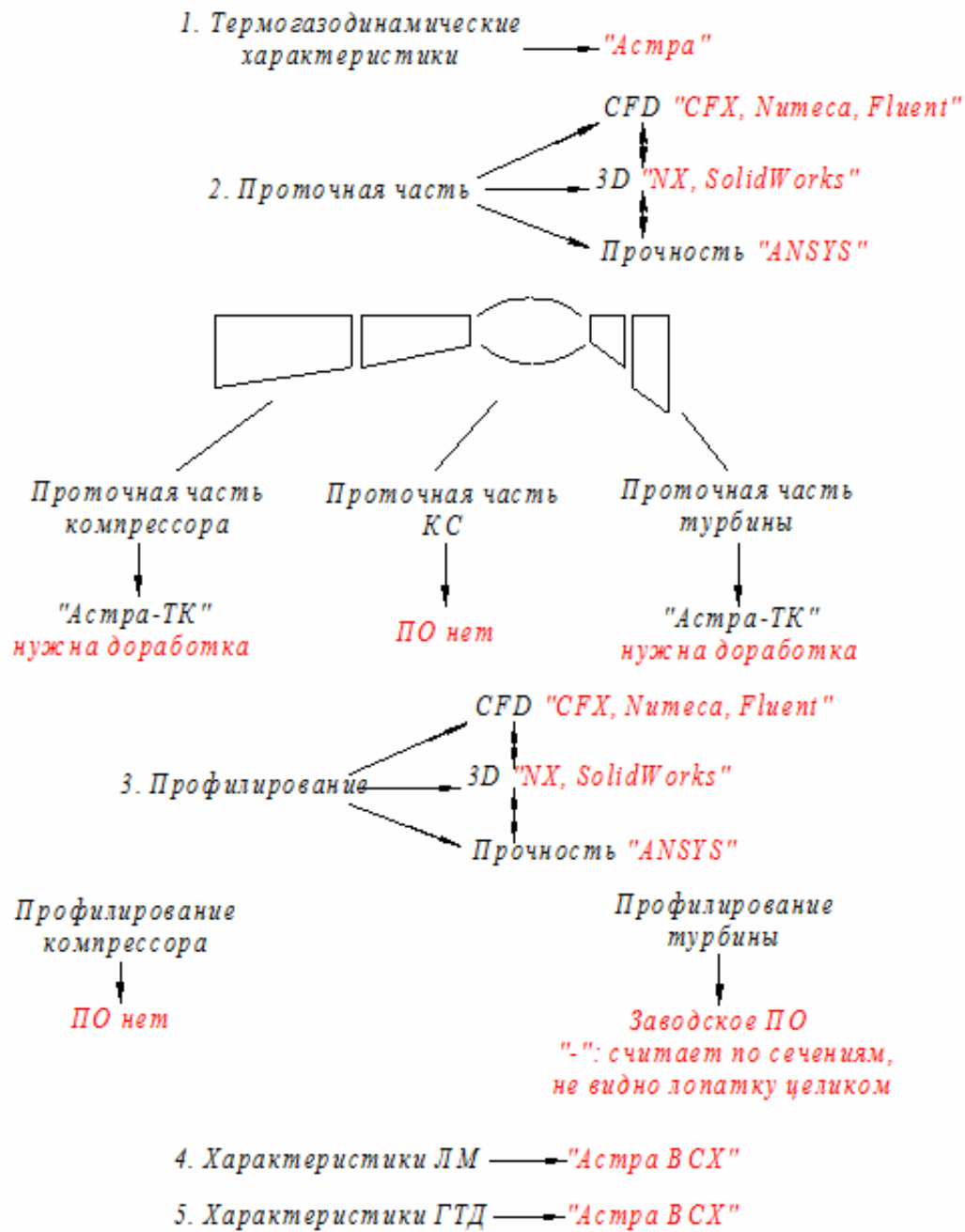


Рисунок 2 – Схема ПО, используемого при газодинамическом проектировании двигателя

3 ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ, ИСПОЛЬЗУЕМОЕ ПРИ ПОДГОТОВКЕ К ПРОИЗВОДСТВУ ДЕТАЛЕЙ

Ниже приведены программы, используемые на кафедре «Производство ДЛА» при подготовке к производству деталей:

1. PDM Smarteam – модуль для разработки управляющих программ
2. Пакет автоматизированной сборки РК (для турбины и компрессора): выбор типоразмера и типа хвостовика, посадки лопаток в паз диска.
3. MRP II/ERP Ахарта – программа для расчёта экономических параметров (планирование производства, расчёт себестоимости изготовления и др. модули)
4. Техпоматix – программа для моделирование организации работы участка (движение заготовок по ТП на участке)
5. Программы для разработки тех. документации, тех. процесса:
 - спец. модуль в Adem-e (используется в нашем университете)
 - Техкарт (в Рыбинске)
 - Вертикаль
6. Программа для изготовления деталей на виртуальных станках: рассчитывается время обработки, требуемая квалификация рабочего, технологические затраты на производство деталей.

Анализируя различные варианты производства, можно выбрать оптимальный вариант.
7. VeriCAD, Гипскам – программы для моделирования станда, его кинематики, станочной оснастки.
8. Программа для параметрической обработки лопаток.

4 ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ, ИСПОЛЬЗУЕМОЕ НА КАФЕДРЕ АСЭУ

Ниже приведено программное обеспечение, используемое на кафедре
«АСЭУ»:

1. MATLAB R2011a + Simulink
2. NI LabVIEW 8.5
3. LMS Imagine.Lab Amesim 11
4. FluidSim 4.0 Hydraulic and Pneumatic

На 2013 год составлена заявка на:

1. MATLAB R2012a
2. Simulink 8.0
3. <<Комплексная математическая модель <<Двигатель - Система
управления>>
для решения задач управления авиационными ГТД>> (ЦИАМ)
4. NI Labview 2012

5 ДЕКОМПОЗИЦИЯ ПРОЕКТИРУЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ

Уровень 2 Существенные связи вентилятора с модулями двигателя

В приложении 1 показаны функциональные и структурные связи вентилятора с другими узлами двигателя (ВУ, передняя опора, КСД, КВД, ТНД, ФК, сопло), приведены названия программ, которые необходимы для выявления данных связей.

Уровень 3 Существенные связи системы «ротор-статор»

В таблице 1 показаны связи системы «ротор-статор» и необходимые программы для расчёта этих связей

Таблица 1 – Связи системы «ротор-статор»

Связи системы «ротор-статор»	Программы
Рабочее кольцо с перфорацией, устраняющее «вращающийся срыв»	Программа для расчёта влияния циркуляции воздуха на КПД узла
Обеспечение надёжной контровки лопаток в диске	
Обеспечение непробиваемости корпуса	Программа для расчёта корпуса на непробиваемость
Обеспечение радиальных и осевых зазоров	Программа для расчёта изменения радиальных и осевых зазоров по режимам
Уменьшение перетекания воздуха из области повышенного давления в область пониженного через присоединённые объёмы (гребешки трактовых колец)	Программа для выбора оптимальной формы и количества гребешков
Проектирование демпфера сухого трения	Методика для проектирования демпфера сухого трения

СПРИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1 Григорьев, В.А. Выбор параметров и термогазодинамические расчёты авиационных газотурбинных двигателей [Текст]: учеб. пособие/ [В.А. Григорьев и др.] – 2-е изд., испр. и доп. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009.-202 с.

Учебное издание

Старцев Николай Иванович

Системный анализ и методология
оптимального проектирования

Лекционный курс
Исследовательские лабораторный работы
Исследовательские проектные работы
Задания и примеры исполнения

Научный редактор С.В. Фалалеев
Редакторская обработка С.В. Фалалеев
Корректорская обработка Н.М. Василевич
Компьютерная верстка Д.С. Дилигенский

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