

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

**Кафедра двигателей летательных аппаратов
Б.А. Чичков**

КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ ДВИГАТЕЛЕЙ

ПОСОБИЕ

по выполнению курсового проекта

*для студентов IV курса
направления 162300 (25.03.01)
всех форм обучения*

Москва-2015

ББК 0551-021

Ч-72

Рецензент д-р техн. наук, проф. Котовский В.Н.

Чичков Б.А.

Ч-72 Конструкция и прочность двигателей: пособие по выполнению курсового проекта. – М.: МГТУ ГА, 2015. - 24 с.

Данное пособие издается в соответствии с рабочими программой дисциплины «Конструкция и прочность двигателей» по Учебным планам для студентов IV курса направления 162300 (25.03.01) всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 13.11.14 г. и методического совета 02.12.14 г.

СОДЕРЖАНИЕ

1. Общие положения.....	4
2. Содержание проекта.....	5
2.1. Состав и особенности наполнения пояснительной записки.....	5
2.2. Требования и рекомендации к выполнению графической части проекта.....	16
3. Рекомендуемая литература, использованные источники, адреса публикации на сайте МГТУ ГА	22

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Выполнение курсового проекта (КП) двигателя летательного аппарата завершает (в рамках учебного плана) освоение студентом ряда специальных дисциплин, связанных с изучением двигателей летательных аппаратов. Содержание курсового проекта отражает особенности подготовки специалистов в области эксплуатации авиационной техники и учитывает особенности подготовки по маршрутам дисциплины “Конструкция и прочность двигателей” (Б.3.П1.М1.31 и Б.3.П1.М3.31). Если особо не оговорено по тексту настоящего пособия, то излагаемые материалы являются общими для маршрутов.

Курсовое проектирование – самостоятельная работа студента. Автор несет ответственность за принятые в проекте технические решения, правильность расчетов и за строгое соответствие графических и расчетных материалов действующим стандартам, а также соблюдение норм авторского права.

Преподаватель, руководящий работой студента над проектом, осуществляет текущий контроль, уточняет объем и степень проработки отдельных вопросов, проводит консультации. Студенты могут использовать консультации через электронную почту по адресу dla@mstusa.aero. Указания руководителя по срокам выполнения, объему и содержанию проекта обязательны для студента.

Исходными данными для выполнения проекта являются материалы курсовой работы по дисциплине “Теория авиационных двигателей”, которая должна быть предъявлена студентом при выдаче ему задания на курсовой проект и его защите (сдается на архивное хранение вместе с КП).

Разработка должна вестись творчески, с учетом опыта проектирования и эксплуатации современных двигателей, а также с использованием сведений о существующих и перспективных конструкциях и прогрессивных методах эксплуатации. С примерами выполненных разделов КП студенты заочники могут ознакомиться во время установочной лекции и сессии 3 курса, а студенты дневной формы обучения – во время консультаций.

В некоторой степени можно считать, что проводимые в процессе выполнения КП работы соответствуют понятию т.н. реверс-инжиниринга (обратного инжиниринга, реинжиниринга) – “исследованию некоторого устройства или программы, а также документации на него с целью понять принцип его работы, сделать изменение, или воспроизвести устройство с аналогичными функциями, но без копирования как такового” [14]. Использование обратной разработки

может противоречить закону об авторском праве и патентному законодательству. Поэтому механическое копирование узлов и технических решений недопустимо не только с учебных, но и с юридических позиций.

В процессе проектирования приветствуется разработка лично студентом программного обеспечения проводимых прочностных расчетов и профилирования проточной части. Ограничений по среде программирования нет. Представление только итоговых распечаток расчетов (и производных от них) без алгоритмов и полных исходных текстов программного обеспечения – не допускается и рассматривается как не выполнение раздела курсового проекта.

В случаях, когда студент обладает достаточными знаниями и навыками по работе в системах автоматизированного проектирования, готов подтвердить их при защите КП и располагает возможностью использования соответствующего лицензионного программного обеспечения, возможна разработка графической части проекта в электронном виде с последующей обязательной распечаткой результатов на листах форматов, указанных в разделе 2 пособия.

Календарный план выполнения и защит курсового проекта для студентов дневной формы обучения доводится на первой неделе 8 семестра и является обязательным к выполнению.

Полностью законченный проект представляется на рецензию руководителю и, при положительной рецензии, допускается к защите.

2. СОДЕРЖАНИЕ ПРОЕКТА

Курсовой проект авиационного ГТД в общем случае предусматривает разработку теоретического чертежа двигателя и сборочного чертежа одного из его узлов, а также проведение ряда прочностных расчетов и оценки потребных характеристик и размеров основного нагнетающего насоса масляной системы.

Комплектация проекта для защиты:

1. пояснительная записка (ПЗ) проекта и ПЗ курсовой работы по дисциплине "Теория авиационных двигателей". В ПЗ проекта вклеивается конверт с электронным носителем, содержащим материалы КП (для случаев описанных выше);
2. теоретический чертеж двигателя;
3. сборочный чертеж заданного узла и "учебные" рабочие чертежи деталей.

В зависимости от особенностей задания (проекты с элементами исследовательских работ, реальное проектирование и т.п.) руководитель может изменить типовую структуру проекта.

Требования и рекомендации к содержанию и выполнению отдельных частей проекта изложены ниже.

2.1. Состав и особенности наполнения пояснительной записки КП

Расчетно-пояснительная записка КП должна включать разделы:

Содержание.

Введение.

1. Анализ характеристик двигателей, схожих с проектируемым двигателям по области применения, основные характеристики проектируемого двигателя.

В этом разделе необходимо указать тип и перечислить марки двигателей-прототипов, привести схему проектируемого двигателя с указанием расчетных сечений и результаты газодинамического расчета двигателя для условий взлетного режима при $H=0$, $M=0$ по результатам выполнения курсовой работы по дисциплине “Теория авиационных двигателей”.

2. Анализ возможных конструктивных схем на примере двигателей-прототипов и выводы по особенностям конструкции, которые предполагается реализовать в проектируемом двигателе.

Для анализа возможных конструктивных схем и использования в остальных разделах КП следует собрать как описания, так и графические изображения проточной части нескольких (от 2 до 5) двигателей, схожим, по характеристикам, с проектируемым двигателем.

В обязательном порядке необходимо проанализировать и отразить в ПЗ влияние конструктивных особенностей двигателей-прототипов на процедуры их технического обслуживания (т.е. как, например, наличие или отсутствие входного направляющего аппарата компрессора низкого давления влияет на возможность или невозможность замены рабочих лопаток первой ступени в эксплуатации; в чем состоят особенности конструктивного обеспечения доступа к проточной части двигателя; как влияет тип системы привода реверсивного устройства на меры техники безопасности и т.п.). Проанализировать мероприятия по обеспечению экологических требований, реализованные на двигателях-прототипах. В данной части работы рекомендуется использовать технические описания двигателей, руководства по технической эксплуатации, материально-техническое обеспечение лабораторий кафедры, а также электронные ресурсы МГТУ ГА [5.4].

3. Определение геометрических характеристик проектируемого двигателя (подразделы должны содержать эскизы узлов, а схема двигателя с обязательным указанием рассчитываемых сечений - приведена в разделе 1).

3.1. Методика расчета геометрических характеристик проектируемого двигателя (привести все расчетные зависимости для определения проходных сечений, длин узлов и допущения, принимаемые в расчетах).

Разработка геометрии проточной части двигателя заключается в определении и согласовании между собой размеров проточной части каждого из его узлов.

Конфигурацию проточной части входных и выходных устройств, камер сгорания, а также различных переходных корпусов двигателя выполняют, ориентируясь на геометрию аналогичных узлов существующих двигателей (от 2 до

5), т.е. основываясь на соотношениях характерных размеров этих узлов и учитывая при этом конструктивные особенности проектируемого двигателя. В первом приближении проточная часть лопаточного узла представляется в виде четырехугольника, для построения которого необходимо располагать диаметрными размерами на входе в узел и на выходе из него, а также общей длиной узла.

При расчете геометрических характеристик проточной части лопаточного узла последовательно определяют:

- а) потребные площади проходных сечений на входе и выходе из узла;
- б) диаметрными размеры в тех же сечениях;
- в) осевую ширину первой и последней ступеней узла и длину узла.

Для определения площадей проходных сечений F_i (м^2) газоздушного тракта двигателя используется уравнение (1):

$$F_i = \frac{G_i \cdot \sqrt{T_i^*}}{m_i \cdot p_i^* \cdot q(\lambda_i)} \quad (1)$$

Величины расхода газа G_i (кг/с), его температуры T_i^* (град. К), и давления p_i^* (Па) в сечениях известны из курсовой работы по теории авиационных двигателей для взлетного режима при $M=0$ и $H=0$.

Величиной приведенной плотности тока $q(\lambda)$ необходимо задаться. В первом приближении можно ориентироваться на диапазоны значений $q(\lambda_i)$, представленные на рис. 1.

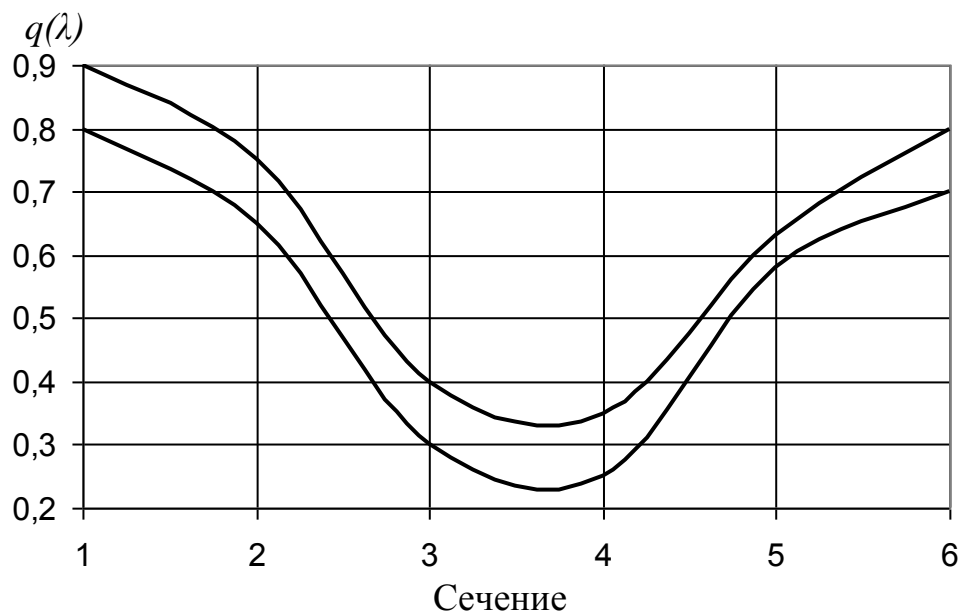


Рис. 1. К выбору величины приведенной плотности тока $q(\lambda_i)$
(Сечения (i): 1—вход в компрессор или вентилятор ТРДД, 2—вход в компрессор

ТВД или 2-й каскад компрессора ТРДД, 3–выход из компрессора, 4–вход в турбину, 5–выход из турбины (высокого давления), 6–выход из турбины (ТНД))

Подготовить копии чертежей узлов двигателей прототипов (не менее двух) и представить профиль проточной части их лопаточных узлов в форме трапеций – рис. 2.

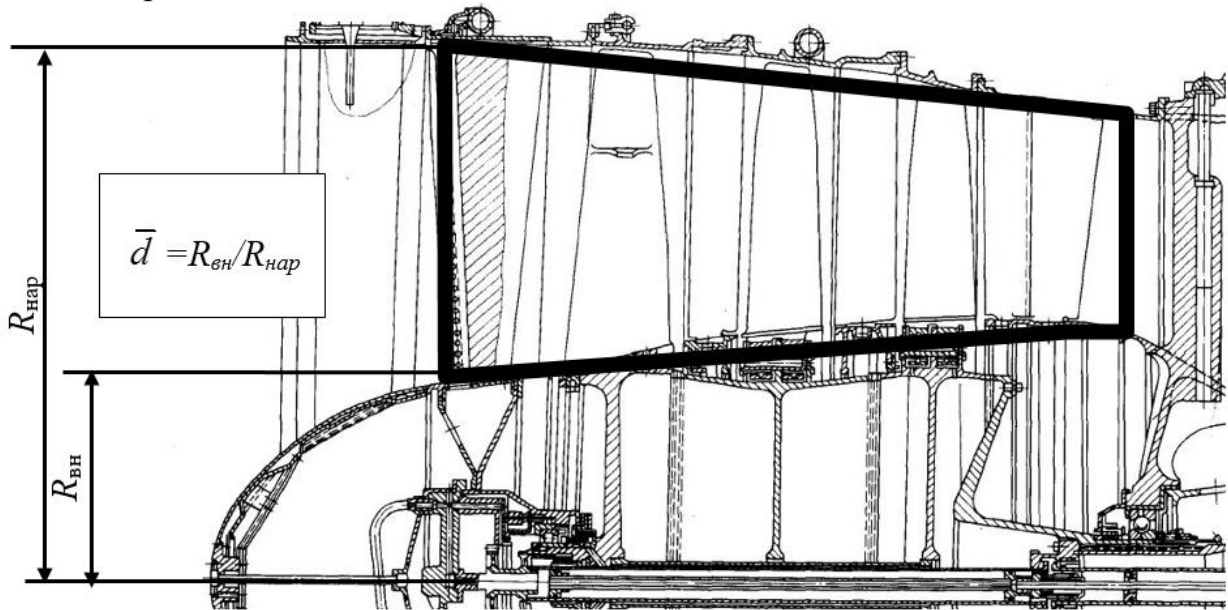


Рис. 2. К определению относительного диаметра втулки

Рассчитать относительный диаметр втулки \bar{d} на входе в узел (для нескольких двигателей-прототипов, схожих по характеристикам с проектируемым):

$$\bar{d} = R_{вн} / R_{нар} , \quad (2)$$

где

$R_{вн}$, $R_{нар}$ – внутренний и наружный радиусы согласно рис. 2.

Обратите внимание на то, что относительный диаметр втулки, используемый при расчетах, определяется только на входе в узел.

Рассчитать среднее значение диаметра втулки (среди двигателей-прототипов) и использовать его в дальнейших вычислениях.

В ПЗ привести схемы узлов 2-5 двигателей-прототипов с нанесенными на них размерами и результатами расчета относительных диаметров втулок.

Располагая потребными площадями проходных сечений на входе в узел, и, используя полученный выше относительный диаметр втулки на входе в узел, находят наружный, средний и внутренний диаметры ($D_{нар\ i}$, $D_{ср\ i}$, $D_{вн\ i}$) в i -том сечении с использованием выражений (3-6).

Наружный диаметр в i -том сечении:

$$D_{нарi} = \sqrt{D_{вни}^2 + \frac{4 \cdot F_i}{\pi}} = D_{срi} + \frac{F_i}{\pi \cdot D_{срi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_i}{\pi \cdot (1 - \bar{d}_i^2)}}. \quad (3)$$

Внутренний диаметр в i -том сечении:

$$D_{вни} = \sqrt{D_{нарi}^2 - \frac{4 \cdot F_i}{\pi}} = D_{срi} - \frac{F_i}{\pi \cdot D_{срi}} = \bar{d}_i \cdot \sqrt{\frac{4 \cdot F_i}{\pi \cdot (1 - \bar{d}_i^2)}}. \quad (4)$$

Средний диаметр в i -том сечении:

$$D_{срi} = \sqrt{\frac{(1 + \bar{d}_i) \cdot F_i}{\pi \cdot (1 - \bar{d}_i)}} = \frac{D_{нарi} + D_{вни}}{2}. \quad (5)$$

Высота лопатки в i -том сечении:

$$h_i = \frac{D_{нарi} - D_{вни}}{2}. \quad (6)$$

После этого в выходном сечении узла становится известным один из диаметральных размеров (в зависимости от закона профилирования проточной части лопаточного узла) и остается вычислить остальные.

Для всех узлов выполнить расчеты по всем законам профилирования ($D_{нар}=\text{const}$; $D_{вн}=\text{const}$; $D_{ср}=\text{const}$).

В пояснительной записке необходимо описать особенности, преимущества и недостатки конструктивных реализаций различных законов профилирования.

Привести подробный расчет для одного сечения газоздушного тракта двигателя и одного закона профилирования. Результаты всех расчетов рекомендуется оформить в виде таблиц со структурой табл. 1.

Таблица 1

Исходные данные и результаты расчёта
геометрических характеристик проточной части двигателя
при профилировании проточной части узлов по закону _____

Параметр, характеристика	Сечение		
	1	i
p^* , Па			
T^* , град. К			
G , кг/с			
$q(\lambda)$			
m , град ^{0,5} с/м			
F , м ²			
$D_{нар}$, м			
$D_{вн}$, м			

$D_{cp}, \text{ м}$			
\bar{d}			
$h, \text{ м}$			

3.2. Определение осевых размеров узлов и длины двигателя.

Количество ступеней лопаточных узлов – взять из результатов курсовой работы по теории авиационных двигателей и свести в таблицу, содержащую наименование узла и число ступеней в этом узле.

Зная число ступеней лопаточных узлов проектируемого двигателя, следует определить их длины.

Для этого с использованием нескольких (от 2 до 5) двигателей-прототипов определить осевую ширину S первой и последней ступеней и относительную ширину первой и последней ступени как отношение ширины ступени к высоте рабочей лопатки (по входной кромке). Нанести соответствующие размерные линии (ширины и высоты) на изображения узлов двигателей прототипов и указать полученные значения относительной ширины.

Затем получить усредненные значения (среди рассматриваемых прототипов) и использовать их в дальнейших расчетах.

Тогда осевая ширина ступени проектируемого двигателя определяется как произведение полученных осредненных значений на высоты рабочих лопаток, полученные при профилировании проточной части проектируемого двигателя. Длину узла, имеющего N ступеней, ориентировочно вычисляют через среднюю ширину ступени:

$$l = \frac{S_1 + S_2}{2} \cdot N, \quad (7)$$

где

S_1 и S_2 - соответственно ширина первой и последней ступеней, м.

Аналогичный подход к определению размеров элементов проектируемого двигателя через относительные характерные размеры (длину, диаметр), полученные с использованием размеров двигателей-прототипов можно применять и для разделительных корпусов (при их наличии).

При построении участка меридионального сечения проточной части двигателя в пределах камеры сгорания определяют общую длину этого узла и основные размеры, позволяющие очертить контур продольного сечения жаровой трубы. Рекомендуется воспользоваться методикой определения основных размеров камер сгорания, изложенной в [1, пп. 4.1, стр. 105-110].

Результаты расчёта геометрических характеристик проточной части двигателя при профилировании проточной части узлов по всем законам профилирования представить на поузловых рисунках (в виде трапеций) с нанесением размеров (длин и диаметров) – в масштабе, на листах формата А4.

Перечислить критерии оптимальной компоновки проточной части и

сформировать оптимальную компоновку (схематизировав узлы элементарными фигурами – трапециями, прямоугольниками и т.п.), отразив ее в масштабе на рисунке на листе формата А4. Нанести основные размеры (длины, диаметры узлов и длину двигателя на схему).

4. Оценка массы двигателя и проектируемого узла.

Проводится с учетом статистических данных по двигателям-прототипам.

5. Общая характеристика конструкции всех узлов (перечень зависит от типа двигателя) и силовой схемы проектируемого двигателя.

Описать особенности конструкции всех узлов проектируемого двигателя.

Студенты, обучающиеся по маршруту 3, в обязательном порядке должны описать в ПЗ способы защиты проточной части двигателей, применяемых на их типах двигателей, и влияние применяемых конструктивных решений на характеристики двигателей. Привести схемы пылезащитных устройств и их размещения на летательном аппарате. Дать краткое (1 стр.) описание. Для студентов, обучающихся по маршруту 1, эта часть работы не является обязательной.

Вне зависимости от маршрута, заполнить таблицы вида табл. 2-4.

Таблица 2

Материалы, применяемые в конструкции узла _____
и технологические способы обеспечения надежности

Элемент конструкции	Материал	Способы обеспечения надежности

Таблица 3

Способы обеспечения эксплуатационной технологичности узла _____

Элемент конструкции	Способы обеспечения технологичности

Дополните таблицу фотографиями, иллюстрирующими обеспечение (отличное, хорошее или неудовлетворительное) технологичности на примерах конструкций двигателей-прототипов.

Таблица 4

Типичные неисправности узла _____

Элемент конструкции	Типичные неисправности

Дополните таблицу фотографиями, иллюстрирующими типичные неисправности узла.

6. Разработка схем, описание систем двигателя и спецификации систем. Расчет потребных характеристик и размеров масляного насоса и его эскизное проектирование.

6.1. Топливная система.

6.2. Система регулирования и управления.

Следует обратить внимание на то, что для студентов, выполняющих проект вертолетного ГТД, предполагаемого для парного использования в составе

силовой установки, обязательной является проработка вопросов синхронизации оборотов двигателей.

6.3. Масляная система.

Для студентов, выполняющих проекты ТРД или ТРДД, при разработке схемы масляной системы выполнить оценку потребных характеристик и размеров основного нагнетающего насоса системы, завершаемой разработкой эскизного проекта насоса. При выполнении этой части КП следует воспользоваться требованиями и рекомендациями [3], но исходные данные задать согласно типу проектируемой масляной системы и характеристикам двигателя. Описать особенности технического обслуживания масляного насоса в эксплуатации. Для студентов, выполняющих проект ТВД и вертолетного ГТД, эта часть работы не является обязательной.

6.4. Противообледенительная система (кроме ВСУ).

6.5. Система охлаждения.

6.6. Противопожарная система.

6.7. Системы контроля параметров работы и технического состояния.

6.8. Спецификации агрегатов всех систем (подшиваются к ПЗ после описания каждой системы).

6.9. Кинематическая схема основного редуктора, описание и основные расчетные отношения, характеризующие редуктор. Этот раздел обязателен для студентов, выполняющих проект ТВД или вертолетного ГТД. Для остальных эта часть работы не является обязательной. При выполнении раздела можно воспользоваться, например, сведениями [1, стр. 199-214].

Рекомендации и требования к составу и изображению систем приведены ниже, в пп. 2.2.1.

7. Выводы по результатам проектирования узлов и систем (в объеме 2-4 страниц) – привести итоговое описание конструктивно-компоновочной схемы двигателя и особенностей конструкции его узлов и систем – необходимо указать тип и количество ступеней компрессора(-ов), турбины, особенности механизации компрессора, тип и особенности камеры сгорания, габаритные размеры двигателя, массу двигателя, удельную массу двигателя, тип и особенности масляной, топливной систем и САУ и т.п.), упомянув решения, направленные на повышения надежности и технологичности проектируемого двигателя.

8. Расчеты на прочность.

8.1. Расчет на прочность рабочей лопатки.

Расчет выполнить для первой ступени проектируемого узла. Узел выбирается в соответствии с требованиями раздела “Состав и оформление сборочного чертежа узла” настоящих методических указаний. В ПЗ КП необходимо привести расчетную схему лопатки и методику расчета. Пример расчета подробно приводится для одного из сечений. Остальные результаты расчетов поместить в таблицы.

Определить напряжения растяжения от действия центробежных сил в соответствии с материалами, изложенными в [1, пп.9.2]. Величину напряжений

нужно определять в 6 - 8 равноотстоящих сечениях по высоте лопатки. Если лопатка имеет полку, то в расчетах нужно учесть ее влияние.

Расчет выполнить для трех случаев:

1. площадь сечений лопатки постоянна по высоте;
2. площадь сечения лопатки изменяется вдоль радиуса по линейному закону;
3. площадь сечения лопатки изменяется по степенному закону.

Выполнить оценку статической прочности для всех случаев и представить зависимости изменения по высоте пера напряжений и коэффициента запаса прочности. Сделать выводы по полученным результатам.

8.2. Оценка статической прочности диска.

Расчет диска на прочность проводится для той же ступени, для которой проводился прочностной расчет лопатки. Выполняется как проверочный после конструктивной проработки узла компрессора или турбины при предварительной компоновке. Рекомендуется проведение расчета согласно методике, основанной на методе конечных разностей – используйте работу [2]. Необходимо привести расчетную схему диска, граничные условия и методику расчета. Пример расчета подробно приводится для одного из сечений. Остальные результаты расчетов помещаются в таблицы. Построить графики напряжений и коэффициента запаса прочности по радиусу диска. Сделать выводы по полученным результатам. В случае неудовлетворительных результатов выполнить анализ причин, внести изменения в исходные данные и выполнить повторный расчет. В ПЗ включаются все (и положительные, и отрицательные) результаты оценки прочности диска.

Расчеты (и представление их результатов) при использовании методики, основанной на методе конечных разностей, и "ручном" счете или, при использовании электронных таблиц, целесообразно выполнять с использованием формы табл. 5 (обозначения соответствуют [2]).

Таблица 5

К расчету диска __ ступени _____ на прочность

Материал диска _____. $\mu = \underline{\hspace{1cm}}$, $\rho = \underline{\hspace{1cm}}$ кг/м³. Граничные условия: $A_0 = \underline{\hspace{1cm}}$, $B_0 = \underline{\hspace{1cm}}$, $C_0 = \underline{\hspace{1cm}}$, $D_0 = \underline{\hspace{1cm}}$. Радиальные контурные напряжения $\sigma_{rk} = \underline{\hspace{1cm}}$ Па .

Номер сечения	$r, \text{ м}$	$\frac{r_n}{r_{n-1}}$	$b, \text{ м}$	$\frac{b_n}{b_{n-1}}$	$T, \text{ К}$	$\alpha, \frac{1}{\text{К}}$	$\alpha \cdot T$	$E, \text{ Па}$	$\frac{E_n}{E_{n-1}}$	ψ_n
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11

Продолжение табл. 5

β_n	γ_n	δ_n	λ_n	θ_n	A_n	B_n	C_n	D_n	$\sigma_r, \text{ Па}$	$\sigma_\varphi, \text{ Па}$	$\sigma_\varepsilon, \text{ Па}$	$K_{\tau, T}$
12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24

Напряжения в нулевом сечении $\sigma_0 = \underline{\hspace{1cm}}$ Па.

В КП определение напряжений в диске с учетом неупругих деформаций (при наличии таковых) не является обязательным. Расширенное исследование напряженного состояния дисков как для упругих, так и неупругих деформаций, различных вариантов профилирования дисков, а также различных условий эксплуатации наиболее эффективно при использовании ПК [2].

В пояснительной записке необходимо привести: эскиз диска с нанесенными на него сечениями и размерами; образмеренное изображение замковой части лопатки; алгоритм расчета; полный пример расчета для ячеек одной строки табл. 2 (минимум); остальные результаты расчета коэффициентов формы, упругих свойств материала, центробежной и температурной нагрузок диска, напряжений и коэффициентов запаса, представленные в табличной форме. Привести полный расчет коэффициента запаса по разрушающей частоте вращения. На одном листе представить профиль диска с указанием расчетных сечений и построить графики распределения по радиусу: температуры, модуля упругости, коэффициента линейного расширения, радиальных, окружных и эквивалентных напряжений, пределов прочности, коэффициентов запаса – см. пример для диска 1 ступени турбины газогенератора ТВД в [2].

По результатам определения коэффициентов запаса сделать выводы о работоспособности диска и, в случае необходимости, дать рекомендации по изменению его конструкции (ценность рекомендаций повышает количественная оценка результатов). В выводах также проанализировать влияние эксплуатационных факторов, не учитываемых в учебном расчете, на его прочность.

Для расчета диска на прочность может быть использована программа расчета, разработанная на кафедре ДЛА. Для этого Вам необходимо скачать с библиотечного раздела сайта МГТУ ГА форму данных для расчета диска [2] и заполнить ее своими данными. Порядок работы с заполненной формой доводится до студентов заочной формы обучения во время установочной лекции, а для дневной формы - во время консультации. В пояснительную записку (и в комплект высылаемых данных для расчета диска) Вы должны включить эскиз поперечного сечения облопаченного диска в масштабе с нанесенными диаметральными размерами и указанием мест расчетных сечений, указать проектируемый узел и ступень узла.

Также необходимо оценить прочность элементов (обода диска) соединения лопаток с дисками типа “ласточкин хвост” (рис. 3) для первой ступени компрессора (или КНД или КВД – по выбору студента).

Для оценки прочности элементов (обода диска) соединения лопаток с дисками типа “ласточкин хвост” можно воспользоваться методикой, изложенной в [1, стр.258-260] или ограничиться упрощенным вариантом оценки для межпазового выступа, изложенным ниже.

Вычертить в масштабе на листе формата А4 часть диска с замковой частью лопатки и нанести линейные и угловые размеры (лист подшивается к ПЗ КП).

При выполнении чертежа использовать сведения о пропорциях элементов

замковой части типа “ласточкин хвост”, полученных по результатам обмера конструкций, размещенных в лабораториях кафедры (прочих доступных образцов техники или из доступных литературных источников, вкл. рис. 3 настоящего пособия).

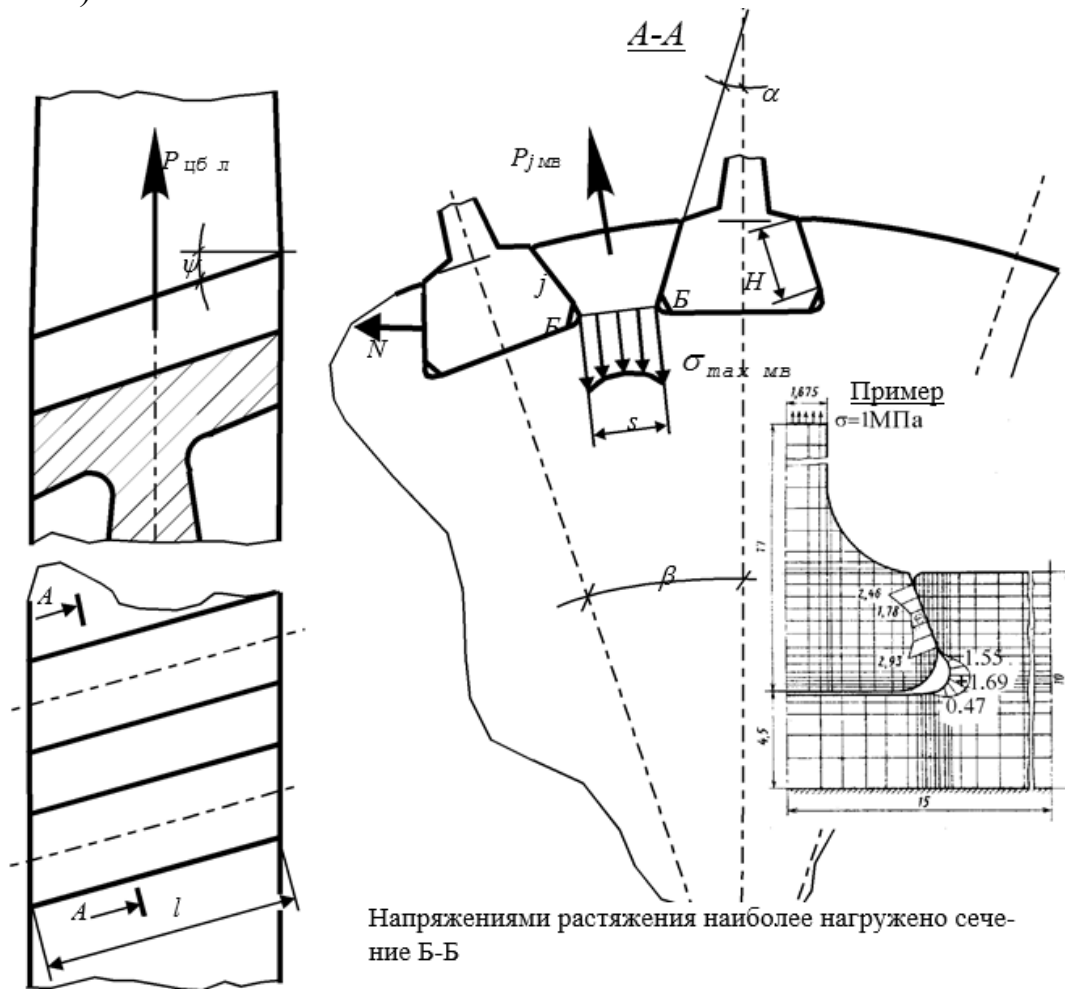


Рис. 4. К оценке прочности обода диска для соединения типа “ласточкин хвост”. Пример [14] распределения напряжений (напряжения – в МПа)

Оценить максимальное усилие U , отрывающее межпазовый выступ (МВ), напряжения от него (8) и коэффициент запаса прочности (9).

$$\sigma_{\max \text{ МВ}} = K_{\text{кн}} \cdot \frac{U}{l \cdot s} = K_{\text{кн}} \cdot \frac{2 \cdot N \cdot \sin(\alpha + \beta/2) + P_{j \text{ МВ}}}{l \cdot s}, \quad (8)$$

где

$K_{\text{кн}}$ – коэффициент концентрации напряжений, зависящий от радиуса закругления в пазу диска ($K_{\text{кн}} = 1.3 \div 2.0$);

N – усилие, действующее нормально к боковым контактным поверхностям соединения, Н:

$$N = \frac{P_{цб\ л} \cdot \cos \psi}{2 \cdot \sin \alpha}, \quad (9)$$

где

$P_{цб\ л}$ – центробежная сила от лопатки (пера, хвостовика и переходной части), H (на рис. 4 условно приложена к центру тяжести замка лопатки);

$P_{j\ мв}$ – центробежная сила от меж пазового выступа, H ;

$\alpha, \beta, \psi, l, s$ – геометрические характеристики соединения – см. рис. 3.

$$K_{\tau\ мв}^T = \frac{\sigma_{\tau}^T}{\sigma_{max\ мв}}. \quad (10)$$

9. Литература

10. Приложения (см. комментарии к разделу 1).

2.2. Требования и рекомендации к выполнению графической части проекта.

2.2.1. Состав и оформление теоретического чертежа.

Теоретический чертеж в общем случае должен содержать в себе сведения, позволяющие выявить принципы построения конструкции и систем проектируемого двигателя:

- изображение меридионального профиля проточной части двигателя;
- совмещенное с меридиональным профилем изображение общей силовой системы двигателя, с указанием типа и мест размещения подшипниковых узлов, а также схематичное изображение конструктивных особенностей (типов) роторов, корпусов, соединений валов между собой с точным показом числа ступеней лопаточных машин;
- схематичное изображение механизации компрессора (поворотные лопатки направляющих аппаратов, клапаны перепуска и т.д.) и регулируемых входных, выходных и других устройств с показом управляющего воздействия на них, условное изображение уплотнений;
- изображение системы приводов агрегатов с указанием основных из них (этот изображение не является обязательным);
- изображение принципиальных схем систем, перечисленных выше. Схемы должны быть связаны с конструктивными элементами двигателя;
- изображение датчиков и приборов контроля режимов работы и технического состояния двигателя;
- изображение сечений и мест размещения конструктивных элементов, обеспечивающих доступ в проточную часть двигателя для оптико-визуального контроля.

Теоретический чертеж выполняется на листе рулонной миллиметровой бумаги (можно склеить листы меньшего формата для получения необходимого полотна). Он вычерчивается в масштабе, позволяющем получить продольный

размер чертежа не менее 1 м.

Чертеж двигателя размещается в средней части листа так, чтобы входное устройство находилось слева. Рекомендуется схему масляной системы расположить под чертежом двигателя, а схему топливной системы и системы автоматики – над ним. Приборы контроля работы и технического состояния двигателя желательно сгруппировать (свести на "приборную доску").

Необходимые описания, включая спецификации агрегатов систем, помещаются в пояснительной записке.

На теоретическом чертеже двигателя должна быть показана силовая система двигателя с указанием узлов его подвески. Общая силовая система двигателя состоит из совокупности силовых корпусных деталей и силовой системы ротора (роторов) – [1, пп. 2.3; 3, п. 6, вклейки]. Часть этой совокупности нагрузок замыкается на пределах силовой системы корпусов, а другая часть передается на узлы подвески двигателя к ЛА. С силовыми системами статоров двигателей различных типов необходимо ознакомиться в их описаниях, а также в [1,3]. Силовые элементы статора выделяются линией в два раза более толстой, чем основная линия чертежа. При выборе места размещения опорного подшипника должны быть учтены форма проточной части двигателя и осевые перемещения ротора относительно статора при нагреве и охлаждении конструкции.

От того, насколько удачно размещены опоры, существенно зависит производственная технологичность двигателя, а также возможность членения конструкции на модули и возможность обслуживания его по состоянию. Эти моменты должны быть раскрыты в ПЗ.

На схеме ротора (роторов) при выявлении силовой системы должны быть упрощенно показаны диски, проставки, валы, стяжные болты (центральные, внецентренные), муфты соединения и подшипники. С примерами выполнения элементов теоретического чертежа по отдельным узлам следует ознакомиться в соответствующих разделах [1]. Например, для роторов компрессора – стр. 60,61,65; статоров компрессоров – стр. 73; элементов камер сгорания – стр. 112, 113,118; роторов турбин – стр. 132-135]. Обратите внимание на обязательное отражение на теоретическом чертеже способов фиксации рабочих лопаток в осевом направлении и обеспечении необходимой свободы температурных расширений в горячей части двигателя. На чертеже необходимо упрощенно показать вид крепления лопаточных аппаратов статора к корпусам (замком типа "ласточкин хвост", болтовое, сварное; рамное или консольное – см. [1, пп. 3.3, пп. 5.3, вклейка № 1,2]). Если оно однотипно, то достаточно это сделать на одной из первых ступеней. Средства механизации компрессора (поворотные направляющие аппараты, ленты, клапаны, створки перепуска воздуха, кольцевой перепуск воздуха) показываются упрощенно. С особенностями конструкции средств механизации следует ознакомиться в описаниях двигателей-прототипов, а также в [1, пп. 3.5, вклейка №1,2]. Камера сгорания изображается условно (очерчивается условный контур камеры сгорания), с соблюдением полученных по расчету в пп. 3.1 размеров. При выполнении изображения элемен-

тов крепления камеры сгорания необходимо помнить об обязательном обеспечении свободы температурных расширений. При использовании кольцевой камеры сгорания должен быть упрощенно показан воспламенитель. Должны быть выявлены; тип камеры сгорания, расположение форсунок, тип диффузора, завихрителя (напр., щелевой, лопаточный), способ крепления жаровых труб и конструктивное обеспечение свободы температурных расширений. Число топливных форсунок, жаровых труб, свечей, воспламенителей указывается в пояснительной записке.

Крепежные детали, у которых на чертеже диаметры стержней равны 2 мм и менее, изображают условно – табл. 6. Размер изображения должен давать полное представление о характере соединения. [4]

Таблица 6

Примеры условных изображений крепежных соединений

Без упрощений	Упрощенное	Условное
Болтовое соединение и соединение шпилькой		
		

Следует обратить внимание на то, что на указанных выше примерах из [4] допущено отступление от этих требований – соединения показаны только осевой линией, но на теоретическом чертеже КП требования к условным изображениям крепежных соединений должны быть соблюдены.

Необходимо показать разъемы ротора и статора. Рабочие лопатки и замки их крепления изображаются в масштабе, условно совмещенными с плоскостью чертежа (рис. 4). Должны быть условно (без галтелей и т.п.) показаны типы крепления [1, пп. 3.2.2, 5.2.1, вклейка №1,2]. Если на данном роторе (компрессора, турбины) использован один тип крепления, то его достаточно показать лишь на первой ступени.

Муфты соединения роторов компрессора и турбины изображаются в соответствии с используемой конструкцией условно, но таким образом, чтобы было ясно, как передаются крутящие моменты и осевые усилия. На схеме муфты показываются шлицы и указываются пунктирными линиями со стрелками (красным цветом) разъемы, по которым осуществляется разборка муфты при демонтаже ротора. Если позволяет масштаб, показываются резьбовые элементы муфт.

Уплотнения проточной части и полостей двигателя на теоретическом чертеже изображаются условно в виде прямоугольника, т.е. на теоретическом чертеже выявляют не конструкцию уплотнения, а его тип (указывается буквенным индексом: Л – лабиринтное, К – контактное, М – манжетное, ЛК – комби-

нированное лабиринтно-контактное) и месторасположение.

Подшипники показываются в масштабе, условно с указанием вида тела качения. Размеры их могут быть определены по справочникам в зависимости от выбранного диаметра вала (из особо легкой серии) или [6, с. 453-480].

Необходимо иметь в виду, что окружная скорость на среднем радиусе тел качения подшипников не должна быть выше 90...95 м/с ($n \cdot d \leq 1.8 \cdot 10^3$ (мм об/мин), где d – диаметр вала в миллиметрах, а n – число оборотов ротора в минуту). Этим ограничивается наибольший из возможных диаметров вала [8].

Наименьший диаметр (d_{\min} , м) ограничивается прочностью или жесткостью вала на кручение. По условиям прочности:

$$d_{\min} = 4.27 \cdot \sqrt[3]{M_{кр}}, \quad (11)$$

где

$M_{кр}$ – крутящий момент на валу согласно (12), Нм.

В выражении (10) для вычисления коэффициента 4.27 за допустимое напряжение принято $\tau = 200$ МПа (сталь, по статистике, для действующих конструкций), отношение внутреннего диаметра вала к наружному принято равным 0.9.

Величина крутящего момента:

$$M_{кр} = \frac{L_T \cdot G_T}{\omega}, \quad (12)$$

где

L_T – эффективная работа турбины, Дж/кг; G_T – секундный массовый расход газа через турбину, кг/с; ω – угловая скорость ротора, с⁻¹.

На схеме корпусов необходимо выделить те разъемы между отдельными корпусами, которые используются при поузловой сборке (разборке) двигателя, аналогично тому, как это делалось для ротора.

На теоретическом чертеже необходимо изобразить основные и вспомогательные узлы подвески, как на продольном сечении двигателя, так и на поперечных сечениях.

Системы двигателя должны отвечать требованиям к безопасности полетов и позволять обеспечить высокую эффективность технической эксплуатации двигателя. Схемы систем выполняются в соответствии с ГОСТ 2.704-76 (2.704-2011), 2.780-68 (2.780-96), 2.781-68 (2.781-96), 2.782-68 (2.782-96), 2.721-74 (СТ СЭВ 141-74). Рядом с указателем измеряемой величины или регулирующим элементом систем поместить рабочие значения измеряемых величин или величины срабатывания. С типовыми элементами схемы и примерами выполнения схем топливной системы двигателя следует ознакомиться в [3, гл. 15].

В верхней части чертежа, над топливной системой, изображается укрупненная структурная схема системы автоматического управления (САУ). Схема

САУ должна содержать все необходимые регуляторы и ограничители, которые обеспечивают выбранную программу регулирования двигателя. Схема САУ должна быть увязана с топливной системой двигателя (на схеме нужно показать воздействие на регулирующий орган топливной системы) и с теоретическим чертежом двигателя (на чертеже необходимо показать место замера регулируемых параметров и величин, используемых в САУ, а также подвод ах к автоматам САУ). В пояснительной записке следует обосновать выбранную программу регулирования двигателя и причину вводимых в САУ ограничителей. В записке следует также описать состав САУ и схему воздействия отдельных автоматов на регулирующие органы. С типовыми элементами схемы и примерами выполнения схем САУ двигателя следует ознакомиться в [1, пп. 15.3], см. также раздел 3.4.5 настоящих указаний.

Схема масляной системы двигателя размещается в нижней части чертежа и включает в себя нагнетающую систему, систему откачки (относятся к системе смазки) и систему суфлирования. При разработке масляной системы двигателя следует руководствоваться замечаниями для топливной системы. С типами и примерами выполнения масляных систем следует ознакомиться в [1, гл. 14].

На теоретическом чертеже стрелками голубого цвета необходимо изобразить движение охлаждающего воздуха. Должны быть показаны места отбора воздуха в противообледенительную систему (при ее наличии) и приведена схема системы.

В целях повышения экономичности проектируемого двигателя на нем может быть предусмотрена система активного управления радиальными зазорами, минимизирующая их на определенных режимах полета [1, пп. 5.4].

В описании состава и работы систем должны содержаться обозначения агрегатов в соответствии с теоретическим чертежом. Марки агрегатов двигателей-прототипов – не приводить.

Вопрос о необходимости охлаждения рабочих и сопловых лопаток решается на основании расчетных и экспериментальных оценок их прочности и долговечности [1, 3]. При выполнении курсового проекта можно ориентироваться на данные, приведенные в табл. 7 [8].

Таблица 7

К выбору охлаждения рабочих и сопловых лопаток

Температура газа перед турбиной (Т), К	Охлаждаемые лопатки (+)					
	1 ступень Т		2 ступень Т		3 ступень Т	
	СА	РК	СА	РК	СА	РК
1150-1250	+	–	–	–	–	–
1520-1450	+	+	+(-)	+(-)	-	–
1400-1600	+	+	+	+(-)	+(-)	–
1500-1700	+	+	+	+	+(-)	+(-)

Замечание по выполнению схем систем. Допускается выполнение схем масляной, топливной системы и САУ на двух отдельных листах формата А3, а противопожарной и противообледенительной систем – на двух отдельных листах формата А3.

2.2.2. Состав и оформление сборочного чертежа узла

В курсовом проекте выполняется сборочный чертеж (с выполнением требований ГОСТ 2.109-73 (2001), но с меньшими требованиями к детализовке – см. ниже – в учебных целях) одного из основных узлов двигателя (каскада компрессора (кроме вентилятора) или турбины) на основе решений, принятых при разработке теоретического чертежа.

Студенты(-ки), номера зачетных книжек которых оканчиваются на 0-4 проектируют узел компрессора; номера зачетных книжек которых оканчиваются на 5-9 проектируют узел турбины. Если проектируемый двигатель многокаскадный, то студенты(-ки), полное имя которых начинается на буквы А-К проектируют соответствующий узел низкого давления (кроме вентилятора в случае трехвального двигателя), а полное имя которых начинается на буквы Л-Я проектируют соответствующий узел высокого давления. Механическое копирование узлов двигателей-прототипов – недопустимо.

В обязательном порядке студентами всех форм обучения должны быть выполнены на миллиметровой бумаге "учебные" рабочие чертежи одной-двух деталей (кроме деталей стандартного крепежа). С конструктивно-технологическими требованиями к различным деталям двигателей и примерами выполнения рабочих чертежей следует ознакомиться в [1,3,4]. Формат листа рабочего чертежа - не менее А4. Рабочие чертежи подшиваются к пояснительной записке.

Проектирование ведется в два этапа. На первом – осуществляется предварительная (эскизная) компоновка узла, а затем, на ее основе, выполняется окончательная компоновка. Предварительная компоновка проектируемого узла выполняется на миллиметровой бумаге в масштабе, в котором затем будет исполнен и окончательный чертеж. Предварительная компоновка является важным и наиболее творческим этапом проектирования. Здесь рассматриваются варианты и осуществляется выбор конструктивных решений, устанавливаются или уточняются необходимые геометрические формы и соотношения, решаются вопросы, связанные со сборкой и разборкой узла двигателя в целом и т.п. Прорабатываются дополнительные разрезы, сечения, виды отдельных элементов узла, способствующие лучшему раскрытию особенностей его конструкции. В процессе работы над предварительной компоновкой допускается, при сохранении размеров и геометрических соотношений, изображение отдельных элементов конструкции "от руки", возможна вырезка неудачных и вклейка новых вариантов конструктивных решений. Работа над предварительной компоновкой завершается ее согласованием с руководителем, подписью которого она утверждается.

На основе утвержденной предварительной компоновки производится

окончательная компоновка узла. Она выполняется на ватмане формата не менее А1 (594x841 мм) в виде сборочного чертежа узла с дополнительными разрезами, видами и сечениями. На чертеже помещается верхняя часть от осевой линии проектируемого узла. В виде местного вида показываются нижние части корпусов опор с подшипниками и элементами системы отвода масла. Лопаточные аппараты изображаются неразрезными и совмещенными с плоскостью чертежа. Если есть необходимость на чертеже показать внутреннюю структуру лопатки, то этот вид следует дать отдельно с соответствующими обозначениями. На чертеже должны быть выявлены все детали, обеспечивающие центрирование, фиксацию и передачу усилий отдельных деталей ротора и статора. Должны быть показаны элементы регулировки осевых зазоров ротора со статором (проставки, шайбы), детали и узлы, обеспечивающие возможность осуществления контроля состояния двигателя (сигнализаторы обледенения, термомпары, лючки для возможности осмотра лопаточных аппаратов и т.п.), узлы механизации компрессора (клапаны и ленты перепуска воздуха, поворотные лопатки и т.п.), узлы механизации турбины (элементы системы регулирования радиальных зазоров и системы охлаждения). В многоступенчатых компрессорах, если число ступеней больше четырех, разрешается изображать на чертеже только две первые и две последние ступени. На чертеже должны быть указаны габаритные размеры разрабатываемой сборочной единицы, другие основные данные, необходимые для сборки и контроля сборочной единицы (согласно правилам оформления сборочных чертежей). *На эскизе узла указать номера деталей, образующих его, а в ПЗ описать порядок сборки узла.*

Следует обратить особое внимание на обязательную проработку элементов конструкции узлов, обеспечивающих применение средств оптического визуального контроля в процессе эксплуатации двигателя. Для выполнения этой части КП необходимо ознакомиться с указанными конструктивными элементами с использованием описания двигателя-прототипа, воспользоваться макетами двигателей, размещенных в лабораториях каф. ДЛА или материалами пособия [12;13, стр.9]. Изображение элементов с обязательным нанесением размеров можно привести как местный вид на сборочном чертеже, или в масштабе на листе формата А4, подшив его в качестве приложения к ПЗ КП.

3. РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА, ИСПОЛЬЗОВАННЫЕ ИСТОЧНИКИ, АДРЕСА ПУБЛИКАЦИИ НА САЙТЕ МГТУ ГА

Основная литература

1. Лозицкий Л.П. и др. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Воздушный транспорт, 1992.

2. Чичков Б.А. Расчет на прочность дисков турбомашин с использованием численных методов. Пособие для студентов специальности 13.03 всех форм обучения. – М.: МГТУ ГА, 1998. (адрес публикации на сайте МГТУ ГА в разделе “Электронные ресурсы/Электронное хранилище полнотекстовых документов”: <http://storage.mstuca.ru/handle/123456789/4354>; лист с формой для внесения

исходных данных размещен по адресу: <http://storage.mstuca.ru/handle/123456789/4346>).

3. Чичков Б.А. Основы конструкции и прочности ЛА и АД. Системы самолета и двигателя. Пособие по выполнению контрольного домашнего задания для студентов IV курса направлений 162300, 25.03.01 всех форм обучения. – М.: МГТУ ГА, 2014. (<http://storage.mstuca.ru/handle/123456789/7932>)

4. Справочники по машиностроительному черчению; методические указания по выполнению чертежей и пояснительных записок курсовых и дипломных проектов МГТУ ГА. (рекомендуется: Боголюбов С.К. Черчение. – М.: Машиностроение, 1989).

5. Технические описания авиационных ГТД, в т. ч.:

5.1. Авиационные двухконтурные двигатели Д-30КУ и Д-30КП/Л.П.Лозицкий, М.Д.Авдошко, В.Ф.Березлев и др. – М.: Машиностроение, 1988.

5.2. Авиационный турбовинтовой двигатель ТВ2-117 и редуктор ВР-8А. – М.: Машиностроение, 1977.

5.3. Иноземцев А.А. и др. Авиационный двигатель ПС-90А. – М.: Либра-К, 2007.

5.4. РТЭ двигателей – в локальной сети МГТУ ГА на сервере “\\uni044” и прочие доступные РТЭ и технические описания.

Дополнительная литература

6. Биргер И.А. и др. Расчет на прочность деталей машин: Справочник/И.А. Биргер, Б.Ф. Шорр, Г.Б. Иосилевич. – М.: Машиностроение, 1993.

7. Вьюнов С.А. и др. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1989.

8. Иванов В.П., Киприанов В.Г. Методические указания к курсовому проектированию по дисц. КПАД для студентов спец. 1610. – М.: МИИГА, 1987.

9. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. – ОАО “Авиадвигатель”. – Пермь, 2006.

10. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей / Под редакцией Д.В. Хронина. – М.: Машиностроение, 1989.

11. Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей. – М.: Машиностроение, 1981.

12. Чичков Б.А. Рабочие лопатки авиационных ГТД. Эксплуатационная повреждаемость рабочих лопаток. – М.: МГТУ ГА, 2000.

13. Чичков Б.А. Рабочие лопатки авиационных ГТД. Контроль работоспособности рабочих лопаток. Ремонт и замена рабочих лопаток в эксплуатации. – М.: МГТУ ГА, 2002.

14. Интернет-источники:

<http://ru.wikipedia.org/wiki>, (и поиск статей по тематике реинжиниринга).

Подписано в печать 23.03.2015 г.

Печать офсетная
1,4 усл.печ.л.

Формат 60x84/16
Заказ № 1975/

1,17 уч.-изд. л.
Тираж 100 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д.20
Редакционно-издательский отдел
125493 Москва, ул. Пулковская, д.6а