

**МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

**САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика С.П.КОРОЛЕВА**

**ОСНОВЫ
ПРОЕКТИРОВАНИЯ
И КОНСТРУИРОВАНИЯ**

Методические указания к курсовому проектированию

САМАРА 2003

Составители: Е.А.Панин, Д.С. Лежин
УДК 621.452

Основы проектирования и конструирования: Метод. указания к курсовому проектированию/ Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Сост. *Е.А. Панин, Д.С. Лежин*. Самара, 2003. 32 с.

Методические указания разработаны в соответствии с требованиями к обязательному минимуму содержания основной образовательной программы регионального (вузовского) компонента подготовки экономиста-менеджера Государственного образовательного стандарта высшего профессионального образования Министерства образования Российской Федерации.

Предметом курсового проектирования по дисциплине «Основы проектирования и конструирования» является сложный технический объект – газотурбинный двигатель (ГТД).

Изложены цели и задачи курсового проектирования согласно требованиям утвержденных рабочих программ дисциплин.

Подчеркнута ответственность сторон – студента и руководителя.

Подробно рассмотрены содержание, объем, структурный состав и последовательность выполнения этапов проекта.

Приведены примеры оформления некоторых разделов, в которых наиболее часто встречаются ошибки.

Даны рекомендации по оформлению пояснительной записки.

Методические указания предназначены для студентов факультета 2 специальности 060 800 – Экономика и управление на предприятии (по отраслям), изучающих дисциплины: «Рабочие процессы ВРД», «Основы проектирования и конструирования», «Авиационный двигатель как объект производства».

Печатаются по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П.Королева.

Рецензент: С. М. Л е ж и н

СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	4
СТРУКТУРНЫЙ СОСТАВ ПОЯСНИТЕЛЬНОЙ ЗАПИСКИ	6
Титульный лист	6

Задание	7
Реферат	8
Содержание	9
Введение	10
Заключение	11
ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ	12
Летательный аппарат	12
Двигатель	13
Расчет рабочих лопаток компрессора и турбины на растяжение от действия центробежными силами	19
Расчет рабочих лопаток компрессора и турбины на колебания	25
ТРУДОЕМКОСТЬ И ОБЪЕМ ПРОЕКТА	30
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	31

ПРЕДИСЛОВИЕ

Цель проектирования

Овладение навыками самостоятельного анализа процессов проектирования и конструирования сложных технических объектов, расширение кругозора, систематизация и закрепление знаний.

Роль руководителя

Выдача задания, уточнение объема и содержания составных частей, контроль и направление работы.

Студент

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

Пояснительная записка

Оформляется согласно правилам стандарта предприятия **СТП СГАУ 6.1.4. – 97** на листах формата А4 рукописным способом или на ПК с операционной системой Windows в редакторе Microsoft Word. Размеры полей должны быть не менее: левого 30 мм, правого 10 мм, верхнего 15 мм, нижнего 20 мм.

Номера страниц проставляются в правом верхнем углу.

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

Например:

Рисунок 7 – Резонансная диаграмма первой ступени КВД

Таблица 2 – Зависимость динамической собственной частоты рабочей лопатки турбины от частоты вращения.

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

Например:

Приложение Б

Баланс осевых газодинамических сил

СТРУКТУРНЫЙ СОСТАВ ПОЯСНИТЕЛЬНОЙ ЗАПИСКИ

(Содержание и оформление)

Структурными элементами пояснительной записки являются:

- 1 – титульный лист;
- 2 – задание;
- 3 – реферат;
- 4 – содержание;
- 5 – введение;
- 6 – основная часть;
- 7 – заключение;
- 8 – список использованных источников;
- 9 – приложения (при наличии).

Титульный лист

Титульный лист выдается библиотекой кафедры КИПДЛА (корп. 14, ауд. 210), служит обложкой пояснительной записки. Допускается его рукописное оформление.

Пример оформления титульного листа:

<i>Министерство образования Российской Федерации</i>	
<i>Самарский государственный аэрокосмический университет</i>	
<i>имени академика С.П.Королева</i>	
<i>Кафедра конструкции и проектирования</i>	
<i>двигателей летательных аппаратов</i>	
<i>Турбореактивный двухконтурный</i>	
<i>двигатель Д-36</i>	
<i>Пояснительная записка к курсовому проекту</i>	
<i>Студент</i>	<i>И.И.Иванов</i>
<i>Руководитель</i>	<i>С.С.Сидоров</i>
<i>2003</i>	

Задание

Задание может быть размещено на обратной стороне выдаваемого кафедрой бланка *титульного листа* – тогда оно только заполняется. Допускается его оформление на отдельной странице.

В задании должны указываться марка, вид и разработчик двигателя, который рассматривается в качестве сложного технического объекта в процессе работы над проектом.

Пример оформления задания:

Кафедра конструкции и проектирования
двигателей летательных аппаратов

Задание на курсовой проект студенту И.И.Иванову гр. 2310

Основы проектирования и конструирования ТРДД Запорожского МКБ «Прогресс» Д-36.

Исходные данные на взлетном режиме: $H=0$, $V=0$, тяга $P=70$ кН; расход воздуха через внутренний контур $G_{\text{вн}}=45,18$ кг/с; удельный расход топлива $C_{\text{уд}}=0,360$ кг/Нч; степень двухконтурности $t=6$; температура газов перед турбиной $T_z=1600$ К; степень повышения давления вентилятора $\pi_v=1,6$; степень повышения давления компрессора $\pi_k=26$ (исходные данные берутся из курсовой работы по кафедре ТДЛА или из справочных данных соответствующих источников, например, [3]).

Дата выдачи задания: 3 сентября 2003 г.

Срок защиты: 17 декабря 2003 г.

Руководитель проекта: С.С.Сидоров (подпись).

Краткий отзыв руководителя проекта о ходе работы над проектом и оценка выполненного проекта:

Проект выполнен качественно в полном объеме. Студент И.И.Иванов работал регулярно, самостоятельно, правильно решая все поставленные задачи. Проект заслуживает отличной оценки.

Руководитель проекта: С.С.Сидоров (подпись).

Замечания комиссии: И.И.Ивановым освоены и правильно оформлены все разделы проекта. Иллюстрации выполнены с помощью программных средств компьютерных технологий.

Оценка проекта комиссией:

Отлично К.К.Курочкин (подпись)

П.П.Петров (подпись)

Реферат

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

Пример оформления реферата:

РЕФЕРАТ

Курсовой проект.

Пояснительная записка: 13 с., 5 рис., 3 табл., 5 источников.

Графическая документация: 3 л. А1.

ДВИГАТЕЛЬ ТУРБОРЕАКТИВНЫЙ ДВУХКОНТУРНЫЙ, КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВАЯ СХЕМА, ЛОПАТКА РАБОЧАЯ, ПРОЧНОСТЬ СТАТИЧЕСКАЯ, КОЛЕБАНИЯ.

Определены тип, функциональное назначение и основные данные самолета и двигателя.

Составлена конструктивно-силовая схема трехвального ТРДД без смешения потоков с двухпорными роторами низкого, среднего и высокого давлений.

Проведены расчеты на статическую и динамическую прочность двух рабочих лопаток: первой ступени компрессора высокого давления и третьей ступени турбины низкого давления.

Содержание

Содержание представляет собой систему заголовков с указанием страниц и включает: введение, разделы (подразделы, пункты), заключение, список использованных источников, приложения. Нумеруются только заголовки разделов, подразделов и пунктов.

Пример оформления содержания:

Содержание	стр.
Введение	
1. Летательный аппарат	4
2. Двигатель	6
3. Конструктивно-силовая схема двигателя	8
4. Расчет рабочих лопаток компрессора и турбины на растяжение центробежными силами	11
5. Расчет рабочих лопаток компрессора	

<i>и турбины на колебания</i>	14
<i>Заключение</i>	16
<i>Список использованных источников</i>	17
<i>Приложения</i>	18

Введение

Введение должно содержать:

- краткую общую историческую оценку конструктивного совершенства предлагаемого в задании двигателя и летательного аппарата;
- обоснованные цели и задачи.

Пример оформления введения:

Введение

В настоящее время двигатель Д-36 устанавливается на пассажирском самолете Як-42 (1975 г.) ближнемагистральных воздушных линий, транспортном самолете Ан-72 (1977 г.) и специальном самолете Ан-74 (1983 г.) для применения в условиях Арктики и Антарктиды. Двигатель Д-36 является двухконтурным турбореактивным (ТРДД) четвертого поколения (условного деления ГТД на этапы совершенствования).

Этот вид двигателей обеспечивает комплексу самолет–двигатель наивыгоднейшие технические и эксплуатационные показатели в различных условиях применения. Такой вывод делается на основании анализа основных критериев оптимальности (себестоимости перевозок, высокой надежности и др.) и их зависимости от основных параметров термозагодинамического цикла двигателя (степени повышения давления компрессора и температуры газа перед турбиной), степени его двухконтурности и совершенства конструкции.

Изучение источников позволило сформулировать основные задачи курсового проекта:

1. *Рассмотреть особенности конструкции самолета.*
2. *Провести критический анализ и дать оценку конструктивного совершенства двигателя Д-36. Для этого самостоятельно составить и описать его конструктивно-силовую схему.*
3. *Обосновать систему крепления двигателя к самолету.*
4. *Подтвердить прочностную надежность двигателя, расчетами на статическую и динамическую прочность важнейших силовых деталей – рабочих лопаток компрессора и турбины.*

Заключение

Заключение должно содержать краткие выводы и оценку полученных результатов.

Пример оформления заключения:

Заключение

Выполнен комплекс работ по основам проектирования и конструирования трехвального ТРДД с тягой 70 кН и удельным расходом топлива 0,360 кг/Нч трехдвигательного пассажирского самолета ближнемагистральных воздушных линий.

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

Расчеты на статическую прочность рабочих лопаток первой ступени КВД и третьей ступени ТНД произведены на ПК. Расчеты показали, что обе лопатки работоспособны на опасных взлетных режимах эксплуатации, а их коэффициенты запаса

удовлетворяют нормам конструкционной прочности. Коэффициент запаса в опасных сечениях рабочих лопаток КВД равен 2,4, а ТНД - 3,8.

Построены резонансные диаграммы ступеней этих рабочих лопаток при колебаниях по первой изгибной форме. В рабочем диапазоне частот вращения ротора резонансные колебания возникают для КВД - от действия гармоник 2, 3, 4, а ТНД - от гармоник 12, ...,17.

ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Летательный аппарат

В этом разделе, используя основные классификационные признаки, приводятся общие справочные данные о летательном аппарате (ЛА) [4]. Следует помнить, что в курсовом проекте рассматриваются только газотурбинные двигатели (ГТД) для *аэродинамических ЛА* – аппаратов, использующих для полета аэродинамическую подъемную силу. Это могут быть: самолеты, экранопланы, крылатые ракеты (подъемная сила образуется при обтекании воздушным потоком крыла); вертолеты, летающие платформы (подъемная сила образуется при обтекании воздушным потоком несущего винта).

Изложение этого раздела можно строить по следующему плану: тип ЛА, организация – разработчик, назначение, вид, модификации, количество и расположение двигателей, основные данные (взлетная масса, дальность полета, скорость полета, потолок и др.).

Систематизируя и обрабатывая источники, следует избегать неоправданной избыточности информации. Важное значение имеет также история создания ЛА. Желательно, при анализе данного ЛА, сравнить его с современными аналогами, выделить их общие и отличительные признаки. Это позволит обосновать актуальность ЛА на период его создания и перспективу развития.

Для наглядного пояснения и дополнения к тексту этого раздела необходимо самостоятельно разработать *технический рисунок* ЛА. На нем изобразить взаимное пространственное расположение основных частей (фюзеляж, крыло, оперение, двигатели, шасси и др.) - компоновку ЛА. Рисунок может выполняться в изометрии и диметрии и должен иметь выносные линии с последовательным расположением номеров позиций основных частей ЛА, начиная с 1-й по часовой стрелке по горизонтальной или вертикальной линиям.

Пример оформления рисунка приведен на рисунке.1.

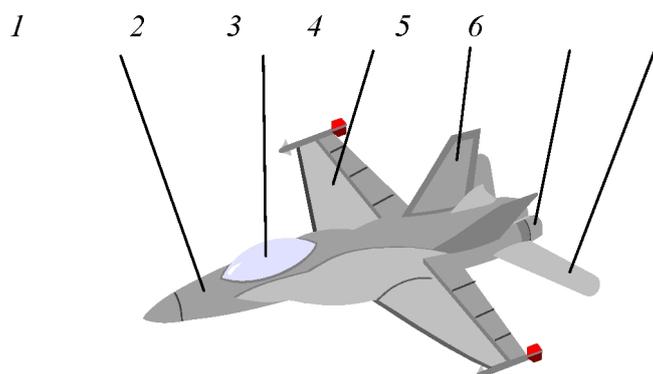


Рисунок 1 - Истребитель: 1 – фюзеляж; 2 – кабина летчика; 3 – крыло; 4 – киль; 5 – двигатель; 6 – стабилизатор

Двигатель

Этот раздел относится к основной части курсового проекта. В нем освещается первая важная стадия современной методологии создания сложных технических устройств – проектирование и конструирование ГТД. Решается сложная и важная задача, связанная с анализом готовых конструкторских решений.

Изучив источники, следует излагать в письменном виде материал, придерживаясь предлагаемого плана.

1. **Общие сведения о двигателе.** Вид ГТД (ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ, ТВаД, ТВД, ТВВД). Число валов – одновальный, двухвальный, трехвальный. Организация-разработчик. Исторические сведения. Основные параметры (тяга, кН или мощность, кВт; удельный расход топлива, кг/Н·с) и их сравнительный анализ с аналогичными видами ГТД.

2. **Конструктивно-силовая схема двигателя.** Конструктивно-силовая схема составляется самостоятельно в виде условного упрощенного графического изображения двигателя с сохранением его геометрического облика и формы проточной части, содержащего *ротор* (или роторы) и *статор* со связывающими их опорами.

В конструктивно-силовой схеме должны быть определены и отображены тип, количество, взаимное расположение и виды связей (соединений) структурных элементов двигателя (компрессора, турбины, камеры сгорания, входного и выходного устройств), а также силовые детали и элементы статора и ротора (или роторов), которые обеспечивают необходимые жесткостные характеристики, воспринимают и частично замыкают потоки действующих на них главных нагрузок, возникающих при работе двигателя, и передают равнодействующие этих нагрузок на систему крепления двигателя к летательному аппарату.

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

Номерами позиций указывают:

- 1) структурные элементы двигателя;
- 2) опоры роторов;
- 3) соединения роторов турбин с роторами компрессоров и редукторами с указанием силовых деталей и элементов, обеспечивающих передачу крутящего момента и осевой силы (шлицевых соединений, стяжных болтов и гаек);
- 4) схему центрального привода агрегатов;
- 5) основные и вспомогательные узлы системы крепления двигателя к летательному аппарату.

Для упрощенного графического изображения используются условные обозначения как общего применения (стандарт ЕСКД), так и специального – в виде символов, отражающих специфику конструктивных особенностей авиационных двигателей [3, с. 11]. Системы уплотнений не относятся к силовым элементам и деталям, поэтому изображать их на конструктивно-силовой схеме не рекомендуется, чтобы ее не усложнять.

Примеры оформления конструктивно-силовых схем приведены:

ТРДФ Р11Ф-300 – в методическом указании [2];

ТРДДФ НК-144 – на рисунке 2.

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

Рисунок 2 – Конструктивно-силовая схема ТРДДФ НК-144: П, С, 3 – передняя, средняя, задняя плоскости системы крепления двигателя к самолету; 1 – входное устройство; 2 – компрессор низкого давления; 3 – компрессор высокого давления; 4 – камера сгорания основная; 5 – турбина высокого давления; 6 – турбина низкого давления; 7 – соединение корпусов подвижное; 8 – камера сгорания форсажная; 9 – реактивное сопло; 10

– задняя статорная опора ротора низкого давления; 11 – задняя межвальная опора ротора высокого давления. 12 – передняя статорная фиксирующая опора ротора высокого давления; 13 – центральный привод; 14 – шлицевое подвижное соединение валов ротора низкого давления; 15 – средняя статорная фиксирующая опора ротора низкого давления; 16 – стяжной болт; 17 – передняя статорная опора ротора низкого давления; 18 – узлы системы крепления двигателя к самолету основные; 19, 20 – узлы системы крепления двигателя к самолету вспомогательные.

3. **Взаимное расположение и виды силовых связей ротора и статора** (по осевому, радиальному и окружному направлениям);

4. **Опоры роторов:** количество (2, 3, 4, 5), тип (плавающие, фиксирующие, статорные, межвальные) и расположение. Особенности осевой фиксации роторов;

5. **Соединения валов** роторов турбин и компрессоров, обеспечение статической определенности роторов;

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

7. **Входное устройство:** назначение и тип (дозвуковое, сверхзвуковое).

8. **Компрессор(ы):** назначение и тип (осевой, центробежный, комбинированный); количество каскадов и ступеней в них; степень повышения давления; механизация компрессора (перепуск воздуха в атмосферу, регулируемые направляющие аппараты, многокаскадность).

9. **Камера(ы) сгорания.** Основная: назначение и тип (трубчатая, кольцевая, трубчато-кольцевая, прямоточная, противоточная, с вращающейся форсункой, многофорсуночная). Форсажная: назначение.

10. **Турбина(ы):** назначение и тип (осевая, центробежная); количество каскадов и ступеней в них. Охлаждение рабочих лопаток и дисков.

11. **Выходные устройства.** Реактивное сопло: назначение и тип (дозвуковое, сверхзвуковое; нерегулируемое, регулируемое); Реверсивное устройство: назначение, тип (ковшовое, решетчатое) и расположение (во внутреннем или наружном контуре ТРДД).

12. **Система крепления** двигателя к летательному аппарату (плоскости и узлы крепления основные и вспомогательные). Назначение.

13. **Системы двигателя:** топливная, масляная, пусковая, управления, противообледенительная, пожаротушения. Назначение, основные устройства и агрегаты.

14. **Вредные и опасные воздействия двигателя на ЛА и окружающую среду.** Основы безопасности жизнедеятельности в системе «Человек – среда обитания – двигатель – чрезвычайные ситуации».

15. **Баланс газовых осевых сил.** Показать стрелками на конструктивно-силовой схеме направления газовых осевых сил, действующих на структурные элементы двигателя, например, как показано на рисунке 3.

Рисунок 3 – Баланс газовых осевых сил: P – тяга двигателя; $P_{вх}$ – входное устройство; $P_{скн}$ – статор компрессора низкого давления; $P_{рkn}$ – ротор компрессора низкого давления; $P_{скв}$ – статор компрессора высокого давления; $P_{ркв}$ – ротор компрессора высокого давления; $P_{стн}$ – статор турбины низкого давления; $P_{ртн}$ – ротор турбины низкого давления; $P_{ств}$ – статор турбины высокого давления; $P_{ртв}$ – ротор турбины высокого давления; $P_{кс}$ – камера сгорания основная; $P_{фкс}$ – камера сгорания форсажная; $P_{рс}$ – реактивное сопло; $P_{фон}$ – опора фиксирующая ротора низкого давления; $P_{фов}$ – опора фиксирующая ротора высокого давления; P_1, P_2, P_3, P_4 – разгрузочные усилия, действующие на передние и задние торцы роторов компрессоров низкого и высокого давлений.

Составить диаграмму баланса осевых сил и объяснить работу разгрузочных устройств, снижающих осевые нагрузки на радиально-упорные подшипники фиксирующих опор.

Пример оформления диаграммы баланса осевых сил ТРДДФ НК-144 приведен на рисунке 4.

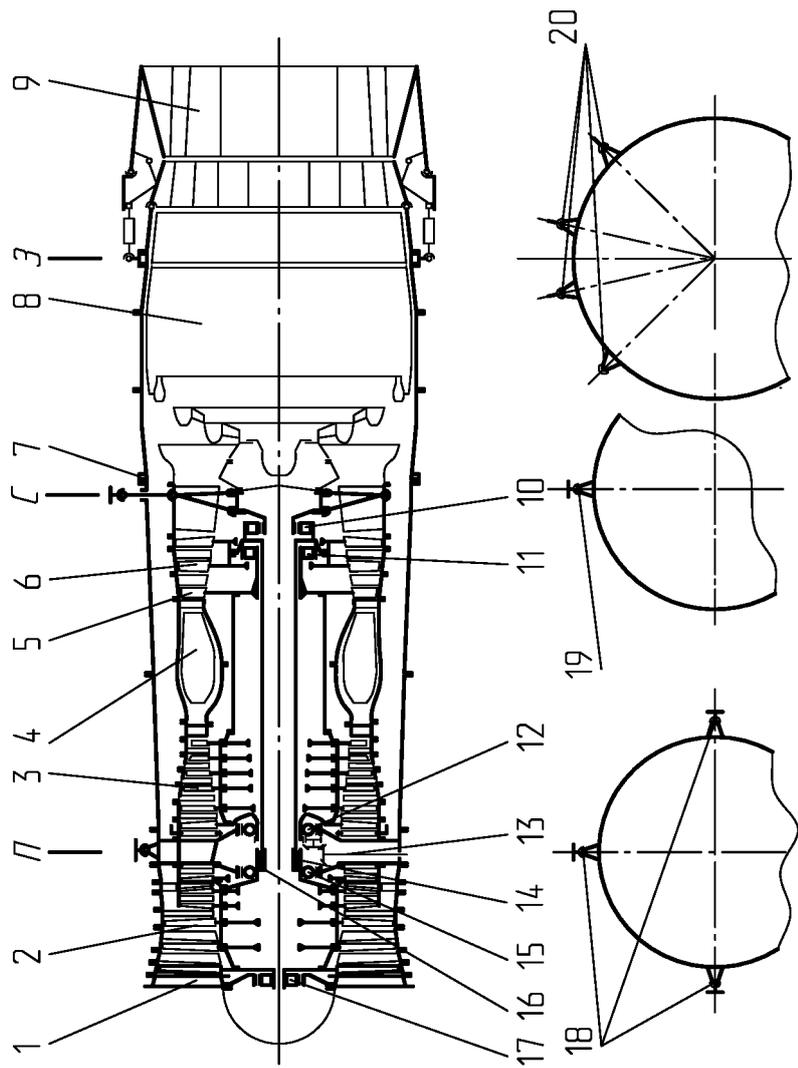


Рисунок 2 - Конструктивно-силовая схема ТРДДФ НК-144

Рис. 2. Конструктивно-силовая схема ТРДДФ НК-144

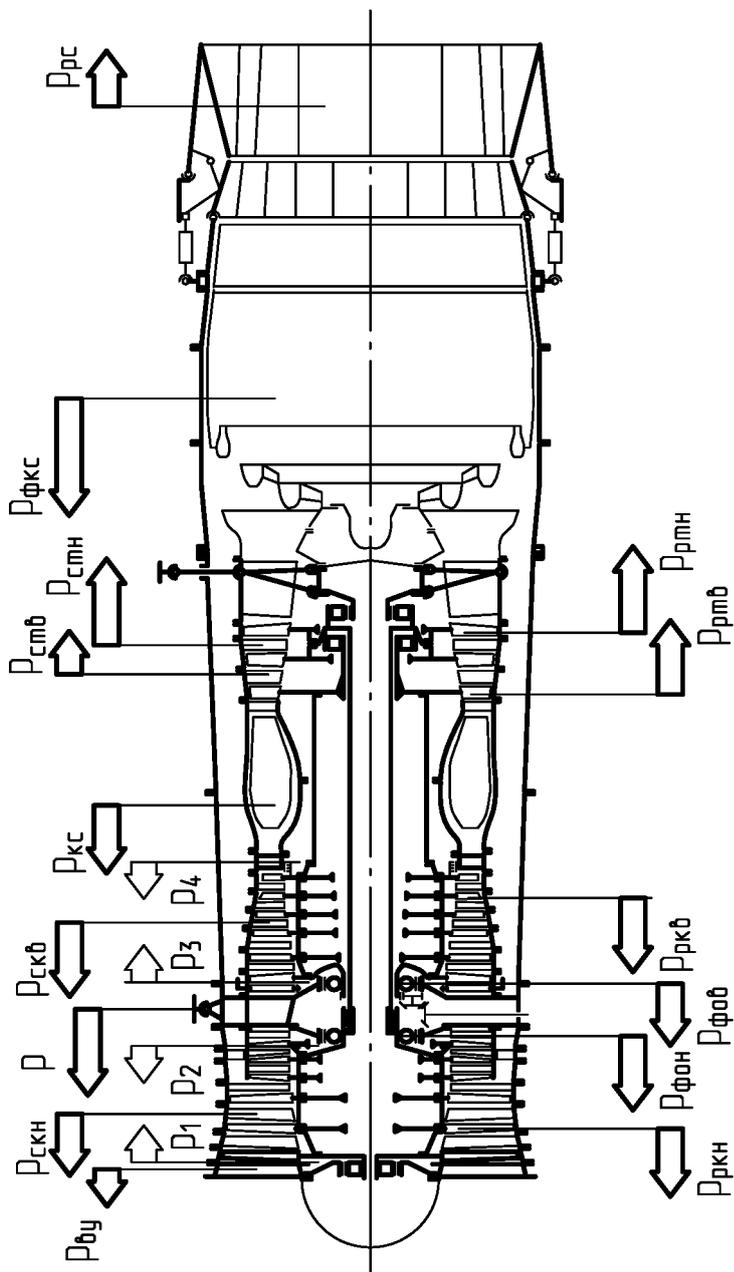


Рисунок 3 - Баланс осевых газовых сил ТРДД НК-144

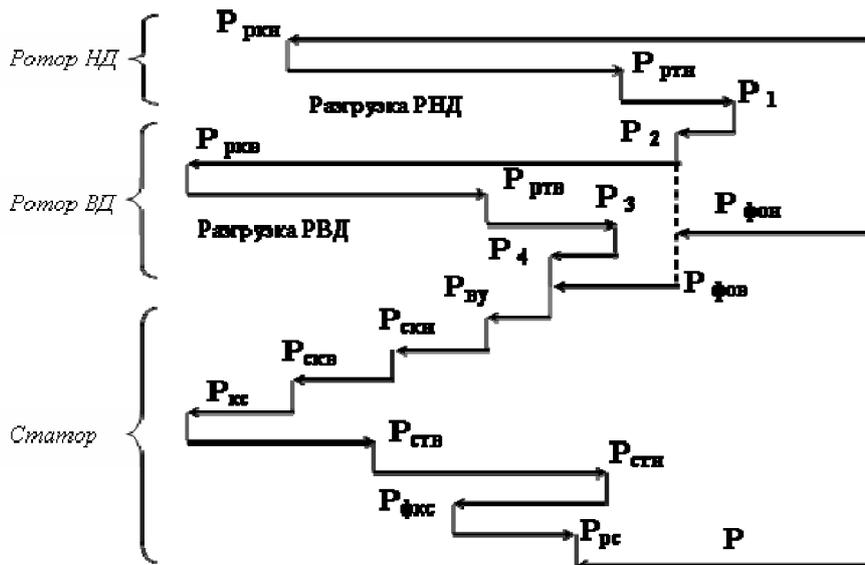


Рисунок 4 – Диаграмма баланса осевых газовых сил ТРДДФ НК – 144

Расчет рабочих лопаток компрессора и турбины на растяжение от действия центробежными силами

В этом разделе выполняется расчет на статическую прочность от действия центробежных сил двух рабочих лопаток – компрессора и турбины. Номера ступеней компрессора и турбины согласовать с преподавателем. Лопатки выбираются монолитными.

Исходными данными для расчета являются: геометрия, материал и температура лопаток, а также частота вращения ротора на взлетном режиме, которые определяются данными двигателя-макета или берутся из курсовой работы по кафедре ТДЛА.

Расчеты носят *поверочный* характер, выполняются по упрощенным методикам с целью ознакомления с проблемами конструкционной прочности и подтверждения работоспособности конструкции рабочих лопаток в реальных условиях работы.

Расчетная схема показана на рисунке 5. Рассматривается ли-нейное напряженное состояние - лопатка испытывает одноосное растяжение от действия центробежной силы массы пера.

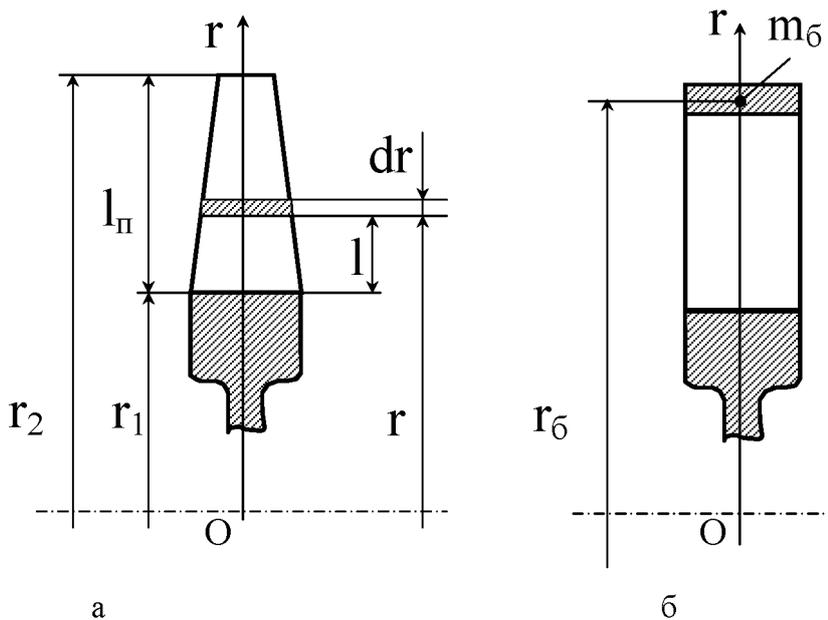


Рисунок 5 - Расчетная схема лопатки при расчете на прочность:
 а – без бандажной полки; б – с бандажной полкой

0-r – координатная ось, начало которой находится на оси двигателя и проходит через центр тяжести пера лопатки;

r – текущий радиус, м;

dr – длина элементарного участка, выделенного на текущем радиусе, м;

l = (r – r₁) – текущая длина лопатки, м;

l_π = (r₂ – r₁) – длина лопатки, м;

r₁, r₂ – втулочный и концевой радиусы лопатки, м;

r₆ – радиус расположения центра масс бандажной полки, м;

m₆ – масса бандажной полки, кг;

S – площадь поперечного сечения лопатки на текущем радиусе, м²;

S_{вт}, S_к – площади втулочного и концевого сечений лопатки, м².

Центробежная сила элементарного участка выражается формулой

$$dF_{ц} = \rho \omega^2 S r dr,$$

где **ρ** – плотность материала, кг/м³;

ω = $\frac{\pi n}{30}$ – угловая скорость вращения ротора, рад/с;

n – частота вращения ротора, об/мин.

Центробежная сила, действующая в текущем сечении от части лопатки до концевого сечения, равна определенному интегралу

$$F_{ц} = \rho \omega^2 \int_r^{r_2} S r dr,$$

а напряжение растяжения в этом сечении определится как

$$\sigma = \frac{F_{ц}}{S}.$$

Полная центробежная сила F_{цп} пера лопатки без бандажной полки (рисунок 5а) может быть получена путем интегрирования выражения (1) в промежутке от **r₁** до **r₂**.

Напряжение растяжения во втулочном сечении лопатки вычисляется по формуле

$$\sigma_{вт} = \frac{F_{цп}}{S_{вт}}, \text{ МПа}.$$

Для снижения напряжений и массы лопатки, площади ее поперечных сечений от втулочного к концевому уменьшают. Закон распределения площадей можно принять в виде

$$S(r) = S_{\text{вт}} - dl_{\text{п}}^q,$$

где $d = \frac{S_{\text{вт}} - S_{\text{к}}}{l_{\text{п}}^q};$

q – показатель степени, определяющий величину изменения площадей сечений по длине лопатки.

Для компрессорных лопаток принимают линейный закон изменения площадей сечений по длине лопатки ($q = 1$), а отношение площадей задают в пределах $\frac{S_{\text{к}}}{S_{\text{вт}}} = 0,3...0,4$.

Напряжение растяжения во втулочном сечении определяется из выражения

$$\sigma_{\text{вт}} = \rho \omega^2 r_{\text{ср}} l_{\text{п}} \left\{ 1 - \left(1 - \frac{S_{\text{к}}}{S_{\text{вт}}} \right) \left(\frac{1}{1 + r_2/r_1} + \frac{l_{\text{п}}}{3r_{\text{ср}}} \right) \right\}, \text{ МПа}, \quad (1)$$

где $r_{\text{ср}} = \frac{r_1 + r_2}{2}$ – средний радиус лопатки, м.

Для турбинных лопаток показатель степени находится в пределах $q = 0,5...0,6$ (для расчета можно принять $q = 0,55$), а отношение площадей $\frac{S_{\text{к}}}{S_{\text{вт}}} = 0,2...0,3$. Напряжение

растяжения во втулочном сечении определяется из выражения

$$\sigma_{\text{вт}} = \rho \omega^2 r_{\text{ср}} l_{\text{п}} \left\{ 1 - \left(1 - \frac{S_{\text{к}}}{S_{\text{вт}}} \right) \left(\frac{2}{\left(1 + r_2/r_1 \right) (1 + q)} + \frac{l_{\text{п}}}{r_{\text{ср}} (q + 2)} \right) \right\}, \text{ МПа}. \quad (2)$$

Если лопатка имеет бандажную полку (рис.5б), то напряжения растяжения, создаваемые бандажной полкой, складываются с напряжениями от собственной массы пера лопатки. Напряжения от бандажной полки во втулочном сечении лопатки определяются по формуле

$$\sigma_{\delta} = \frac{F_{\delta}}{S_{\text{вт}}}, \text{ МПа},$$

где $F_{\delta} = m_{\delta} r_{\delta} \omega^2$; m_{δ} – масса бандажной полки; r_{δ} – радиус ее центра тяжести.

Запас прочности определяется как отношение предельного напряжения, при котором происходит разрушение материала лопатки, к действующему напряжению. Для втулочного сечения запас прочности выразится в виде

$$k = \frac{\sigma_{\text{пр}}}{\sigma_{\text{вт}}}, \quad (3)$$

где $\sigma_{\text{пр}}$ – предельное напряжение.

Для компрессорных лопаток за предельные напряжения $\sigma_{\text{пр}}$ принимают предел прочности $\sigma_{\text{в}}$ при рабочей температуре. Предел прочности – это максимальное напряжение, выше которого происходит разрушение. До температуры 773К применяются титановые сплавы, а при более высокой температуре – хромистые стали.

Для турбинных лопаток за предельные напряжения $\sigma_{\text{пр}}$ принимают предел длительной прочности $\sigma_{\text{т}}^{\text{T}}$ – напряжение, которое выдерживает материал в течение времени t при рабочей температуре T . При температуре до 1000К и выше применяют жаропрочные сплавы на никелевой основе.

Для оценки прочности и массы лопатки можно воспользоваться приближенными данными материалов из таблицы 1.

Таблица 1 – Предельные напряжения, плотность и модуль упругости материалов компрессорных и турбинных рабочих лопаток

Материал	$\sigma_{\text{в}},$	$\sigma_{\text{т}}^{\text{T}},$	$\rho \cdot 10^{-3},$	$E \cdot 10^{-5},$
----------	----------------------	---------------------------------	-----------------------	--------------------

	МПа	МПа	кг/м ³	МПа
Титановые сплавы при нормальной температуре	1000		4,5	1,2
Хромистые стали при нормальной температуре	1200		7,8	2,1
Жаропрочные сплавы на никелевой основе при T=1000К и t=1000ч		500	8,2	1,5

Масса пера лопатки вычисляется по формуле

$$m = \rho \int_{r_1}^{r_2} S(r) dr . \quad (4)$$

Проинтегрировав это выражение, можно получить отношение масс лопаток с изменяемой площадью поперечного сечения m_q и постоянной площадью поперечного сечения m_0 при различных q и d :

$$\frac{m_q}{m_0} = \frac{q + \frac{S_K}{S_{BT}}}{q + 1} . \quad (5)$$

Последовательность расчета

Для проведения расчета необходимо определить геометрические характеристики лопаток: l_n —длину пера; b_{BT} , b_K - хорды втулочного и концевое сечений; δ_{BT} , δ_K - максимальные толщины профилей втулочного и концевое сечений. Они могут быть замерены на двигателе-макете или берутся из курсовой работы по кафедре ТДЛА. На рисунке 6 показаны геометрические характеристики профилей лопаток. Пунктирная линия, являющаяся геометрическим местом центров вписанных в профиль окружностей, называется средней линией профиля.

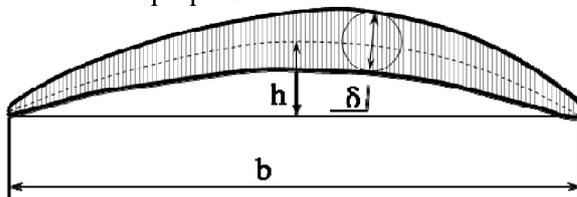


Рисунок 6 – Основные геометрические характеристики профиля лопатки: b —хорда; δ —максимальная толщина; h – максимальный подъем средней линии профиля лопатки.

Замер производится на двигателе-макете с помощью измерительных инструментов, например, линейки и штангенциркуля.

Расчет ведется для частоты вращения ротора n_{max} на взлетном режиме. Материал и его механические свойства выбираются из таблицы 1.

Площади поперечных сечений лопатки вычисляются по приближенной формуле

$$S = 0,7b\delta, \text{ м}^2 . \quad (6)$$

Пользуясь полученными данными, рассчитываются величины S_{BT} (6); S_K (6); σ_{BT} (1, 2); k (3); $\frac{m_q}{m_0}$ (5); $\frac{S_K}{S_{BT}}$. Результаты замеров и расчетов заносятся в таблицу 2.

Таблица 2 – Расчет на прочность рабочих лопаток компрессора (К) и турбины (Т)

№ ступ	l_n , м	b_{BT} , м	b_K , м	δ_{BT} , м	δ_K , м	σ_{BT} , МПа	k	k_s ($S = \text{const}$)	$\frac{S_K}{S_{BT}}$	$\frac{m_q}{m_0}$

К											
Т											

Анализ результатов

1. Полученные величины запасов прочности сравнить с нормами прочности, минимальные значения которых должны составлять $k_{\min} \geq 2,0 \dots 3,0$. Сделать заключение о работоспособности и массе.
2. Определить запасы прочности k_s лопаток компрессора и турбины, предполагая их поперечные сечения постоянными по длине $\frac{S_{\text{к}}}{S_{\text{вт}}} = 1$.
3. Дать сравнительную оценку масс и запасов прочности при постоянных и переменных площадях поперечных сечений лопаток компрессора и турбины. Пояснить полученные результаты.
4. Проанализировать изменение запаса прочности лопатки при изменении частоты вращения ротора.

Расчет рабочих лопаток компрессора и турбины на колебания

В этом разделе выполняется расчет на динамическую прочность рабочих лопаток выбранных ступеней компрессора и турбины. Лопатки выбираются монолитными.

Расчетная схема показана на рисунке 7.

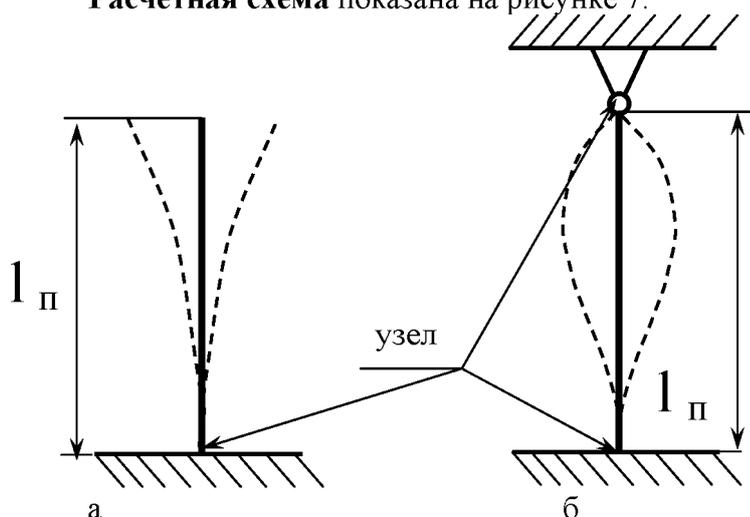


Рисунок 7 - Расчетная схема лопатки при расчете на колебания

Рассматривается простейшая динамическая модель *свободных изгибных колебаний лопатки постоянного сечения* для турбины и компрессора без учета влияния температуры на частоту собственных колебаний. Если реальная рабочая лопатка *без бандажной полки*, то она представляется в виде *консольного стержня* постоянного сечения $S_{\text{ср}}$ длиной $l_{\text{п}}$ (рис.7а). В этой расчетной схеме величина $S_{\text{ср}}$ определяется из выражения

$$S_{\text{ср}} = \frac{S_{\text{к}} + S_{\text{вт}}}{2}.$$

Если реальная рабочая лопатка *имеет бандажную полку*, то она представляется в виде *стержня* постоянного сечения $S_{\text{ср}}$ длиной $l_{\text{п}}$ с одним заделанным концом во втулочном сечении, а другим шарнирно закрепленным в концевом сечении лопатки (рис.7б).

Такая динамическая модель лопатки имеет бесчисленное количество собственных форм и собственных частот колебаний. Каждой собственной частоте соответствует своя форма колебаний. Расчет собственных частот f_i производится по формуле

$$f_i = \frac{\alpha_i^2}{2\pi n^2} \sqrt{\frac{EJ}{\rho S_{cp}}}, \text{ Гц}, \quad (7)$$

где i – порядковый номер формы колебаний ($i = 1, 2, 3, \dots$);

α_i – безразмерный коэффициент, зависящий от номера формы колебаний и расчетной схемы лопатки. Для первой изгибной формы

$\alpha_1 = 1,875$ – для лопатки без бандажной полки,

$\alpha_1 = 3,927$ – для лопатки с бандажной полкой;

J – момент инерции сечения лопатки. Для приближенной оценки можно принять

$$J = 0,04 b \delta (\delta^2 + h^2), \text{ м}^4,$$

где h – максимальный подъем средней линии профиля лопатки. Замеряется на двигателе-макете или берется из курсовой работы.

Оценка вибрационного состояния лопаток проводится для *первой изгибной формы* колебания путем построения *резонансной диаграммы* для различных режимов работы двигателя – от малого газа (МГ) до максимального (МАХ). Резонансная диаграмма представляет собой зависимость собственной частоты лопатки от секундной частоты вращения (*частотная диаграмма*), на которую нанесены лучи гармоник возбуждения (*диаграмма возбуждения*). Точки пересечения этих диаграмм определяют опасные гармоники и частоты вращения, при которых возникают *резонансные колебания* лопатки. Пример оформления резонансной диаграммы приведен на рисунке 8.

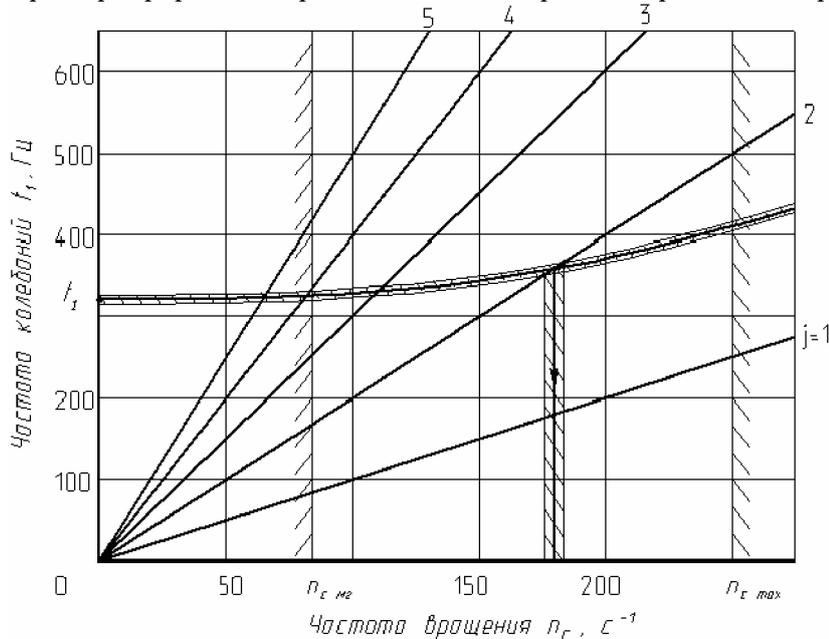


Рисунок 8 – Резонансная диаграмма ступени

Последовательность построения резонансной диаграммы

Первый шаг. Рассчитываем собственную частоту f_1 первой изгибной формы колебаний ($i = 1$) по формуле (7).

Значение полученной расчетом собственной частоты f_1 определено для *не вращающегося* ротора.

Второй шаг. Определяем влияние на собственную частоту лопатки центробежной силы, возникающей при вращении ротора, воспользовавшись выражением:

$$f_{1д} = \sqrt{f_1^2 + B n_c^2}, \quad (8)$$

где $f_{1д}$ – динамическая собственная частота лопатки, Гц;

$n_c = \frac{n}{60}$ – секундная частота вращения ротора, c^{-1} ;

$B = \frac{1,6r_{cp}}{l_{п}} - 0,85$ – постоянный коэффициент, зависящий от геометрии пера лопатки.

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

Третий шаг. Построение частотной диаграммы. Для этого необходимо определить рабочий диапазон частот вращения ротора от малого газа $n_{\text{мг}}$ до максимального $n_{\text{мах}}$ и разбить его на 5...7 равномерных частей. Приблизительно можно считать $n_{\text{мг}} = 0,3n_{\text{мах}}$.

Для каждой частоты вращения ротора по формуле (8) рассчитываем динамические собственные частоты лопаток компрессора и турбины. Расчет удобно оформлять в виде таблицы, например:

Таблица 3 – Зависимость динамической собственной частоты лопаток компрессора (К) и турбины (Т) от секундной частоты вращения ротора (частотная диаграмма)

	n_c, c^{-1}	0	50	100	150	200	250
К	$f_{1д}, \text{Гц}$						
Т	$f_{1д}, \text{Гц}$						

Откладывая по оси абсцисс секундную частоту вращения ротора n_c , а по оси ординат – собственные динамические частоты колебаний $f_{1д}$ лопатки, по точкам строим кривую, которая называется *частотной диаграммой лопатки*.

Ввиду технологического разброса собственных частот лопаток рабочего колеса вместо одной кривой частотной диаграммы, проводим две – одну с разбросом в плюс 5% от расчетной, другую – в минус 5%. При этом предполагается, что в промежутке между этими кривыми находятся собственные частоты всех лопаток ступени. Такая диаграмма называется *частотной диаграммой ступени*.

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

$$f = j n_c, \quad (9)$$

где j – номер гармоники возбуждения.

Обычно номер гармоники возбуждения соответствует числу конструктивных элементов проточной части двигателя (стойки, топливные форсунки, жаровые трубы, лопатки), вносящих возмущения в поток, и является целым числом $j = 1, 2, 3, \dots$. Выражение (9) представляет собой уравнение прямой - луча, исходящего из начала координат $f - n_c$, а номер гармоники j – тангенс угла наклона этого луча. Совокупность лучей гармоник возбуждения, которые пересекают частотную диаграмму ступени в рабочем диапазоне частот вращения ротора, определяют *диаграмму возбуждения*.

Пятый шаг. При наложении частотной диаграммы на диаграмму возбуждения получаем *резонансную диаграмму ступени*, на которой вертикальными линиями отображаем границы рабочего диапазона частот вращения ротора от малого газа до максимального. Места пересечения лучей диаграммы возбуждения с частотной диаграммой ступени определяют *резонансы*, обусловленные опасными гармониками. На основании анализа резонансной диаграммы ступени определяют опасные частоты вращения ротора, делают предположения о возможных источниках возбуждения и дают рекомендации по обеспечению вибрационной надежности лопатки.

Анализ результатов

1. Выявить опасные гармоники и частоты вращения ротора.

2. Объяснить, как влияют конструктивные факторы (I_n , b , δ), материал (E) и частота вращения ротора (n) на колебания лопаток компрессора и турбины.
3. Проанализировать возможные источники возбуждения резонансных колебаний лопаток.
4. Предложить способы обеспечения вибропрочности лопаток.

ТРУДОЕМКОСТЬ И ОБЪЕМ ПРОЕКТА

Трудоемкость и объем проекта можно оценить только ориентировочно. Согласно статистике *пояснительная записка* может содержать до 25 листов формата А4 (рукопись).

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

Таблица 3 – Трудоемкость и объем проекта

Содержание проекта	Трудоемкость, %
1. Летательный аппарат	5
2. Конструктивно-силовая схема	15
3. Конструкция двигателя	25
4. Расчеты на прочность	35
5. Оформление пояснительной записки	20

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Паровой Ф.В., Пичугин Д.Ф. Авиационные двигатели / СГАУ. – Самара, 1995. – 84 с.
2. Панин Е.А. Конструкция турбореактивного двигателя с форсаж-ной камерой сгорания Р11Ф-300 / СГАУ. – Самара, 1994. – 32 с.
3. Зрелов В.А., Маслов В.Г. Основные данные отечественных авиационных ГТД и их применение при учебном проектировании / СГАУ. – Самара, 1999. – 160 с.
4. Авиация: Энциклопедия / Под ред. Г.П.Свищева. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. – 736 с.
5. Лекционный материал по курсу.
6. Препарированные двигатели-макеты ЦИАДа, чертежи их продольных разрезов и основные данные к ним.

Учебное издание

**ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
И КОНСТРУИРОВАНИЯ**

Методические указания

Составители: Панин Евгений Александрович
Лежин Дмитрий Сергеевич

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королева
443086 Самара, Московское шоссе, 34