

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	2
1 Общие сведения о NX-10	3
1.1 Электронный макет изделия	3
1.1.1 Структура продуктов	6
1.2 Краткое описание пакетов модулей NX	7
2 Турбины авиационных ГТД	9
2.1 Схема и основные данные турбин авиационных ГТД	9
2.1.1 Элементарная ступень турбины	10
2.2 Потери в турбине	13
2.3 Классификация газовых турбин	14
2.3.1 Основные факторы, определяющие конструкцию турбины	16
2.3.2 Схема проточной части турбины	18
2.4 Охлаждение лопаток газовых турбин	19
2.4.1 Открытая схема воздушного охлаждения	19
Заключение	23
Список использованной литературы	23

Ведение

Проектирование современной авиационной техники немыслимо без автоматизации всех этапов создания изделия. Это связано с тем, что разработка требует рассмотрения большого количества вариантов конструктивного исполнения двигателей, что влечет за собой постоянно растущий объем информации. Все это делает процесс разработки и доводки дорогостоящим и трудоемким, и в интересах заказчика оптимизировать его, сократить время и стоимость проектирования и повысить его качество.

Цели задачи производственной практики:

- 1) ознакомиться с конструкцией турбин двигателей разработки АО «ОДК Климов»;
- 2) изучить основные принципы работы программного комплекса для проектирования Siemens NX ver. 10.

1 Общие сведения о NX-10

Система Siemens NX предлагает набор современных решений для задач конструкторской подготовки производства на базе электронного макета изделия. Инструменты, входящие в программный комплекс, закрывают потребности всех этапов разработки изделия от формирования концепции до производства. Общее геометрическое ядро, на основе которого работают все приложения системы NX. NX позволяет выстраивать сквозные процессы работы в едином информационном пространстве.

1. Промышленный дизайн
2. Проектирование
3. Инженерный анализ
4. Создание технической документации
5. Разработка инструментов, оснастки и управляющих программ
6. Подготовка производства

1.1 Электронный макет изделия

Электронный макет изделия является одним из ключевых звеньев в построении сквозного процесса проектирования и производства от технического задания до готового изделия. От того, насколько полно и точно электронный макет будет описывать разрабатываемый макет, зависит, какие задачи можно будет решать, базируясь на электронном описании изделия, и как глубоко получится интегрировать всех участников разработки в единую среду. Если раньше использование систем САПР ограничивалось лишь созданием 3D моделей для увязки и создания чертежей, то сейчас основной целью внедрения и использования САПР верхнего уровня является обеспечение всех участников разработки необходимой информацией об изделии для решения их задач. Естественно, что эта задача решается не только системой САПР, в которой создаются данные, но и системой управления жизненным циклом. В линейке продуктов Siemens таковой является PLM система Teamcenter®, имеющая модуль интеграции с системой NX.

Понимая, что проектирование изделия не ограничивается одним 3D моделированием, компания Siemens PLM Software предлагает в системах NX и Teamcenter интегрированный комплекс приложений, которые охватывают все основные этапы проектирования изделия и подготовки производства:

Разработка технического задания. Сочетание возможностей PLM системы Teamcenter по управлению требованиями и инструментов параметрического моделирования позволяет качественно изменить подход к определению требуемых характеристик и контролю этих требований. Техническое задание представляет собой не просто набор документов, а связан-

ные параметрические и текстовые требования, которые интегрированы в электронный макет. При этом обеспечивается трассировка между частями электронного макета в системе NX и всеми требованиями, которые распространяются на эти части. При изменениях технического задания или регламентирующих документов участники проекта видят, на какой конкретный узел или деталь распространяются эти изменения. Также работает и обратная связь - характеристики разрабатываемого электронного макета узла или детали сравниваются с параметрическими ограничениями, определенными в техническом задании. При выходе за допустимые пределы система сигнализирует об этом.

Концептуальная проработка изделия. Для данного этапа NX предлагает весь спектр инструментов 2D и 3D моделирования, с помощью которых могут быть отработаны и документированы основные варианты конструктивных решений. Помимо этого, в системе NX существует специальное приложение Mechatronics Concept Designer, предназначенное для концептуальной проработки составляющих изделия, определения связей между ними и логики работы механизмов, входящих в изделие.

Компоновка и декомпозиция изделия. Для решения задач компоновки пользователю предлагаются базовые и расширенные возможности модуля Сборки в сочетании с инструментами моделирования. Также возможно использование средств оптимизации и контроля. Декомпозиция изделия поддерживается функционалом модуля управления межмодельными связями WAVE, которые позволяют определить параметрические и геометрические зависимости между всеми компонентами.

Детальная проработка. Для детальной проработки составляющих изделия система NX предоставляет пользователю инструментарий нескольких приложений, с помощью которых строится точная модель детали или сборки. При этом модель может базироваться на внешних исходных данных, определенных на этапе декомпозиции, и удовлетворять требованиям, заданным на этапе формирования технического задания.

Инженерный анализ. Для проведения задач инженерного анализа NX предлагает два уровня решений - для прикладных расчетов проектировщиков и конструкторов, а также для специалистов расчетных подразделений. В первом случае используются простые мастера, позволяющие в пошаговом режиме провести предварительный простой расчет разрабатываемого изделия. Во втором случае речь идет о наборе приложений, входящих в направление NX CAE. В дополнение к этим решениям система Teamcenter предоставляет модуль Teamcenter Simulation, который закрывает задачи управления расчетными данными и обеспечивает связь между конструкторскими данными и инженерными расчетами.

Сборка и анализ. Для создания сборок и анализа собираемости пользователю предлагаются средства как в системе NX, так и в приложениях

Teamcenter. Помимо формирования структуры сборки и её геометрического представления в распоряжении пользователя есть средства, которые позволяют отработать последовательность сборки, проанализировать собираемость и провести ряд других анализов. Устранение ошибок в электронном макете помогает избежать исправлений и доработок изделия, когда оно уже запущено в производство и когда стоимость исправлений уже на порядки выше, чем на этапах разработки.

Разработка оснастки. Разработка средств технологического оснащения существенно упрощается при наличии электронного макета изделия. При проектировании элементов оснастки используются ассоциативные ссылки на электронные модели соответствующих узлов и деталей. Это дает возможность разрабатывать оснастку уже на ранних стадиях готовности электронного макета и оперативно отслеживать изменения, происходящие в нем. А при эффективном использовании ассоциативных связей появляется возможность быстро адаптировать существующие элементы оснастки для изделий, имеющих определенную степень подобия с уже разработанными. Для специалистов, занимающихся разработкой оснастки, NX предлагает весь набор средств моделирования, а также ряд специализированных приложений для разработки штампов и пресс-форм.

Подготовка программ для станков ЧПУ. Задачи данного этапа закрываются набором приложений входящих в NX CAM. При этом возможности по использованию NX для подготовки производства не ограничиваются только номенклатурой деталей, изготавливаемых на станках ЧПУ. Использование инструментария моделирования и синхронной технологии позволяют создавать операционные эскизы для деталей, изготавливаемых на универсальном оборудовании, а также готовить модели для отдельных операций на станках ЧПУ.

Подготовка документации. Система NX предлагает несколько способов создания конструкторской и технологической документации с использованием приложений Черчение и Технические Условия. Пользователь может создавать как классические чертежи на базе электронных моделей деталей и сборок, так и аннотировать непосредственно 3D модели, привязывая размеры и аннотации напрямую к геометрии.

Контроль качества. Для контроля качества NX предлагает ряд инструментов, которые позволяют контролировать электронный макет и документацию на предмет разного рода несоответствий. Это может быть контроль оформления, контроль собираемости, контроль возможности изготовления детали с привязкой к конкретному технологическому процессу, и многие другие типы контроля, которые сопутствуют процессу разработки. Дополнительно к этому NX позволяет привязать к электронной модели информацию, которая впоследствии используется в приложениях Teamcenter и Technomatix для проведения анализа собираемости или обмера размер-

ных цепочек.

Проведение изменений. Изменения возникают как на стадии проектирования изделия, так и когда изделие или часть его уже выпущена и производится. NX совместно с системой Teamcenter предоставляет участникам процесса разработки функционал, который помогает контролировать процесс проведения изменений, проводить трассировку измененных требований и оценивать их влияние на макет, документировать изменения и проводить визуальное сравнение исходного и измененного состояния изделия.

При использовании электронного макета изделия и системы управления данными и процессами все вышеописанные этапы поддаются полному или частичному распараллеливанию. Это позволяет сокращать сроки разработки и уменьшать простой тех или иных процессов из-за отсутствия необходимой информации.

1.1.1 Структура продуктов

В зависимости от потребностей может быть сконфигурировано конкретное решение NX, включающее необходимый набор функций. Линейка модулей NX достаточно обширна. Каждому модулю соответствует определенная функция или набор функций. Выбирая те или иные модули (компоненты), мы создаем индивидуальное решение. В описании каждого модуля присутствует информация о компоненте, который необходим для работы нужного модуля. Таким образом, определяется набор необходимых и достаточных компонентов.

Кроме этого можно воспользоваться заранее сконфигурированным специализированным пакетом NX -Mach. Пакеты сконфигурированы в зависимости от уровня и области решаемых задач (см. рис. 1.1):

Конструирование и Разработка изделий	Проектирование оснастки	Подготовка производства	Инженерный анализ
NX Mach Designer - Node Locked	NX Mach 3 Mold Design	Mach 1 CAM Foundation	NX Mach 2 Advanced FEM
NX Mach Power Drafting	NX Mach 3 Progressive Die Design	Mach 2 CAD/CAM Turning Foundation	NX Mach 3 Advanced Simulation
NX Power Drafting		Mach 2 CAD/CAM Basic Milling Foundation	
NX Mach 1 Design (NL)		Mach 2 CAD/CAM Milling Foundation	
NX Mach 1 Design (FL)		Mach 2 CAM-only 5 Axis Machining	
NX Mach 2 Product Design		Mach 3 Total Machining	
NX Cool Shape Design Bundle			
NX Mach 3 Product Design		Mach 3 Advanced 5 Axis Machining	
NX Mach 3 Industrial Design		NX CMM Inspection Programming	
NX Mach 4 Marine Craft Design			
Mechatronics Concept Designer			

Рисунок 1.1 – список специализированных пакетов NX-Mach

1.2 Краткое описание пакетов модулей NX

Представлено три основных пакета модуля NX, которое используется на АО "ОДК Климов".

NX Mach Design-Node Locked [NX10101].

Локальный пакет модулей NX для конструктора, позволяет выполнять проектирование узлов и агрегатов изделия, создавать модели деталей и сборок, оформлять чертежи и выполнять экспресс расчеты. Разрабатывать детали из листового металла и выполнять построения поверхностей свободной формы. Данный пакет имеет функциональные возможности аналогичные пакету NX Mach 1 Design (11100) но у него отсутствует интеграция с PLM системой Teamcenter. NX Mach Design включает в себя следующие модули:

1. XpresReview - средства публикации
2. Solid Feature Modeling - твердотельное моделирование
3. Assembly Modeling - создание сборок
4. Design Logic - задание и контроль условий
5. Grip Runtime - выполнение приложений на языке GRIP
6. Knowledge Fusion Runtime - выполнение приложений на языке KBE
7. Process Studio runtime license – запуск среды мастер процессов
8. Translators (IGES, DXF/DWG, STEP 203/214, 2D Exchange) - трансляторы
9. Rapid Prototyping - быстрое позиционирование
10. Freeform modeling, basic - создание поверхностей
11. Straight Brake Sheet Metal - создание листовых деталей
12. Drafting - черчение
13. Web Express - создание web-страниц
14. Process Solutions for Stress and Vibration - мастер процессов для расчетов нагрузок и вибрации

NX Mach Power Drafting [NX10105].

NX Mach Power Drafting представляет собой расширение продукта NX Power Drafting, которое добавляет возможность работать под управлением PDM системы Teamcenter и предоставляет набор трансляторов необходимых для обмена 2D данными с другими системами. В этот продукт входят модули:

1. Teamcenter Engineering - NX Manager
2. Teamcenter - CAD Manager Server
3. Teamcenter - Visualization Base
4. Gateway - базовый модуль
5. Drafting - черчение
6. DraftingPlus – черчение 2D
7. Translators (IGES, DXF/DWG, 2D Exchange) - транслятор

NX Power Drafting [NX10106].

NX Power Drafting является отдельным полноценным приложением состоящим из модулей NX Gateway, NX Drafting и NX DraftingPlus при этом в отличии от NX Mach Power Drafting у этого пакета отсутствует интеграция с PLM системой Teamcenter. Приложение предназначено для решения задач создания и редактирования чертежей, как по существующим 3D моделям, так и без 3D моделей – в последнем случае пользователь имеет полный набор инструментов для создания чертежей в 2D при отсутствии ассоциативной 3D геометрии. В этот продукт входят лицензии:

1. NX Gateway - базовый модуль
2. NX Drafting - черчение
3. NX DraftingPlus – черчение 2D

И еще множество дополнительных пакетов модулей NX.

2 Турбины авиационных ГТД

К лопаточным машинам, кроме компрессоров, относятся и турбины, в которых потенциальная энергия газового потока преобразуется в механическую работу на валу турбины.

В авиационных газотурбинных двигателях (ГТД) турбина применяется для привода компрессора, воздушного винта и вспомогательных агрегатов, обслуживающих двигатель.

2.1 Схема и основные данные турбин авиационных ГТД

Основными элементами газовой турбины являются неподвижный статор и вращающийся ротор.

Статором называют неподвижную часть турбины, состоящую из корпуса, соплового аппарата и других неподвижных деталей турбины. Сопловой аппарат преобразует потенциальную энергию газа в кинетическую. Он состоит из ряда лопаток, расположенных радиально между двумя соосными бандажными кольцами. Ротор состоит из вращающегося рабочего колеса (диска с закрепленными на нем лопатками) и вала.

Ступенью турбины называется совокупность соплового аппарата (СА) и рабочего колеса (РК). Кольцевой тракт от входа в сопловый аппарат до выхода из рабочего колеса называется проточной частью турбины. (рис. 2.1) [2].

При анализе процессов и расчете турбин параметры газового потока и основные конструктивные размеры обычно рассматривают только в трех расчетных сечениях по тракту ступени турбины, которые обозначают соответствующими индексами;

«0» - параметры перед сопловым аппаратом;

«1» - параметры в осевом зазоре между сопловым аппаратом и рабочим колесом;

«2» - параметры за рабочим колесом;

Основные геометрические размеры ступени турбины обозначают следующим образом:

D_n - наружный (периферийный) диаметр;

D_v - внутренний (корневой) диаметр;

$D_{ср} = (D_n + D_v)/2$ - средний диаметр турбины;

h - высота проточной части турбины;

h_l - длина (высотка) лопатки;

Δ - осевой зазор;

δ - радиальный зазор;

$s_{с.а.}$ и $s_{р.к.}$ - ширина решеток соплового аппарата и рабочего колеса;

γ_n и γ_v - углы раскрытия проточной части соответственно у периферии

и у корня лопаток;

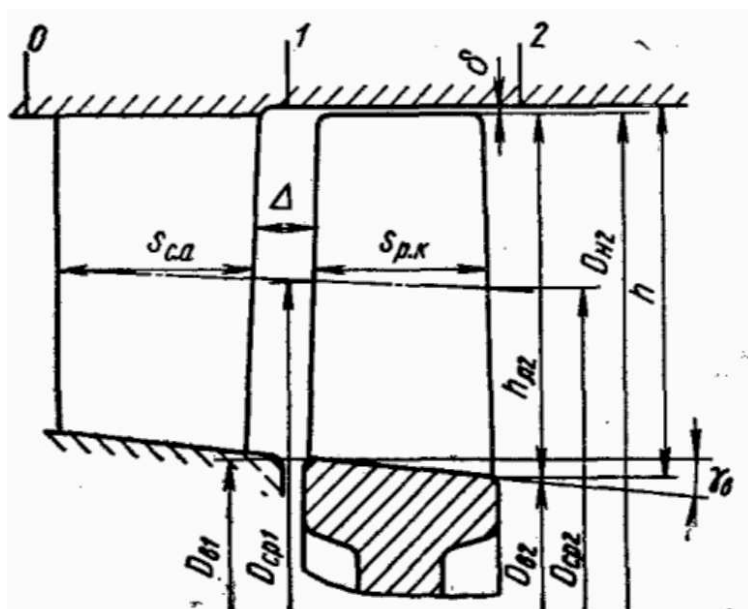


Рисунок 2.1 – Схема проточной части одноступенчатой турбины

В современных турбореактивных двигателях (ТРД) применяются одноступенчатые и двухступенчатые турбины. Более двух ступеней применяются на турбовинтовых (ТВД) и двухконтурных (ТРДД) двигателях, где турбина, кроме компрессора основного контура вращает воздушный винт или компрессор второго контура.

2.1.1 Элементарная ступень турбины

Как и в компрессоре, газовый поток в турбине имеет пространственный характер. Для облегчения анализа работы и расчетов турбины действительную картину течения газа заменяют приближенной схемой. Разверткой цилиндрического сечения турбины на плоскость называют плоской элементарной ступенью турбины.

В элементарной ступени параметры газа можно считать постоянными по высоте лопатки, что позволяет рассматривать элементарную ступень как плоскую решетку профилей. Это как раз и упрощает анализ и расчет параметров газового потока в ступени турбины.

Для характеристики течения газа в элементарной ступени используют треугольник скоростей газа, так же как и в компрессоре, обтекающего решетки профилей (рис. 2.2) [1].

Векторы абсолютной скорости потока c , относительной - w ; величина окружной скорости - u .

Для решетки соплового аппарата: c_0 , α_0 и c_1 , α_1 - скорости и углы потока на входе и выходе из соплового аппарата соответственно.

Для решетки рабочего колеса: w_1 и β_1 - скорость и угол потока на входе

в решетку в относительном движении. c_2 и w_2 , α_2 и β_2 - скорости и углы потока на выходе из решетки в абсолютном и относительном движении соответственно.

Угол атаки: $i = \beta_{1л} - \beta_1$ (при $\beta_{1л} > \beta_1$ угол атаки считается положительным и если наоборот, то отрицательным).

$\Delta\beta = \beta_2 - \beta_{2p}$ - угол отставания потока

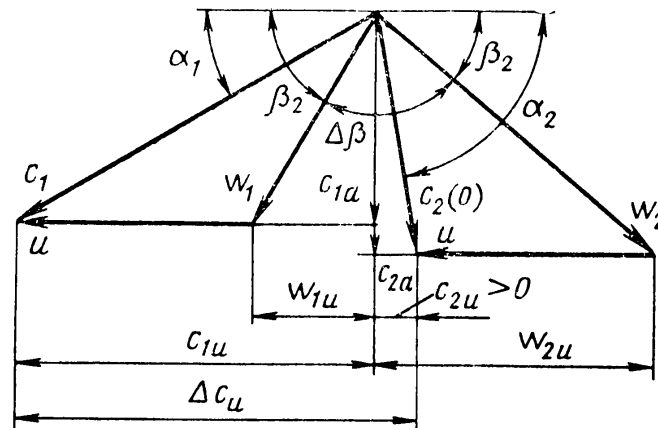


Рисунок 2.2 – Упрощенные треугольники скоростей ступени турбины

Проекции скоростей на осевое направление обозначают индексом «а», а на окружные направления - индексом «u»; за положительное считаются направления по потоку и по вращению РК.

Принцип работы ступени турбины заключается в следующем. В сопловой аппарат газ поступает из камеры сгорания со скоростью c_0 , давлением p_0 и температурой T_0 . Лопатки соплового аппарата образуют конфузорные каналы, в которых происходит процесс расширения газа и поворот потока. При этом давление и температура уменьшаются, а скорость увеличивается от c_0 до c_1 . Далее газ из соплового аппарата попадает в рабочее колесо с относительной скоростью w_1 . В лопатках рабочего колеса продолжается дальнейшее расширение и поворот потока. При этом относительная скорость потока возрастает от w_1 до w_2 . Абсолютная скорость газа в колесе уменьшается от c_1 до c_2 . Уменьшение абсолютной скорости в колесе происходит из-за того, что большая часть кинетической энергии газа, полученной в результате расширения газа в сопловом аппарате и рабочем колесе, преобразуется в механическую работу вращения колеса.

Процесс расширения газа в ступени турбины изображен в i - S диаграмме на рис. 2.3 [1]. Как уже было сказано выше, рабочее тело имеет малую скорость c_0 перед СА, а когда находится в сопловом аппарате то разгоняется до скорости звука ($c_1 = a$) и поворачивается, обеспечивая c_{1u} . В точке 1 на i - S диаграмме обозначаются параметры рабочего тела в конце процесса расширения в СА вследствие возникающих при расширении потока потерь. При изэнтропическом расширении процесс заканчивается в точке

1s.

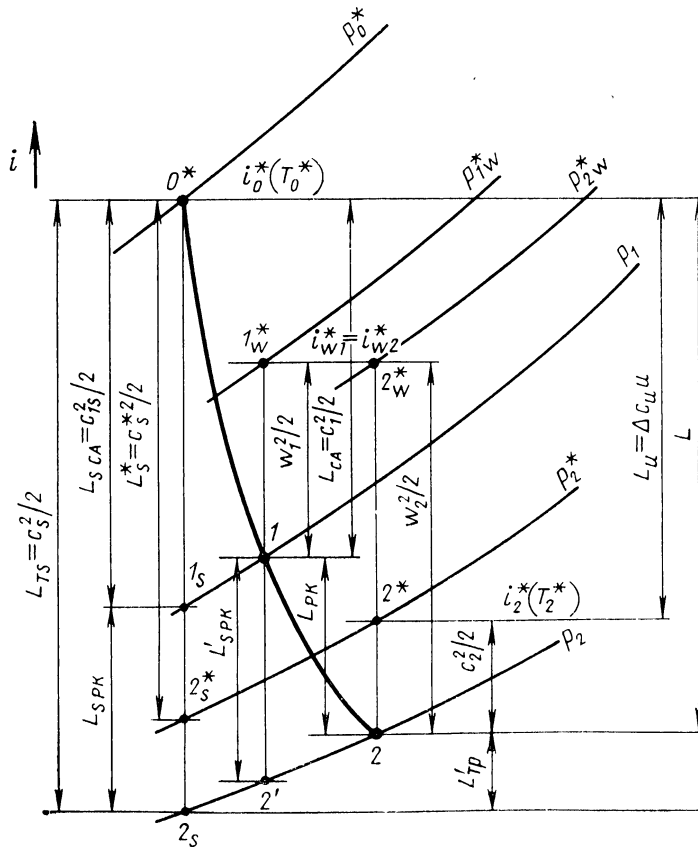


Рисунок 2.3 – i-S диаграмма процесса расширения в ступени осевой турбины

Для получения параметров заторможенного потока в относительном движении $(i_{w1}^*, T_{w1}^*, p_{w1}^*)$ надо восстановить из точки 1 величину $w_1^2/2$. Как правило, величина w_1 не превышает скорости звука и поэтому турбина является дозвуковой.

Поскольку рассматривается элементарная ступень с $u_1 = u_2$ в соответствии с формулой $i_{w2}^* = i_{w1}^*$ (т.е. $T_{w1}^* = T_{w2}^*$), но давление заторможенного потока $p_{w2}^* < p_{w1}^*$, что обусловлено возникающими в рабочем колесе потерями. Для определения действительной скорости истечения из РК w_2 нужно найти разность энтальпий в точках 2_w^* и 2. Теоретическая (без потерь) скорость истечения из РК определяется разностью энтальпий в точках 1_w и $2'$. Чтобы получить параметры заторможенного потока на выходе в абсолютном движении (i_2^*, T_2^*, p_2^*) , нужно восстановить из точки 2 величину $c_2^2/2$. Величина скорости c_2 меньше c_1 , так как в турбинной ступени стремятся получить выход потока, близкий к осевому.

Величина M_{c2} является важным параметром, так как существенно влияет на КПД ступени, высоту рабочей лопатки, а следовательно, ее прочности, а у последней ступени многоступенчатой турбины - также и на работу затурбинных устройств.

Работа, отведенная от газа в турбине, при отсутствии теплообмена с внешней средой равна:

$$L_u = i_0^* - i_2^* = c_p(T_0^* - T_2^*) = \frac{k}{k-1}R(T_0^* - T_2^*) \quad (2.1)$$

Для изоэнтропического процесса:

$$L_{Ts} = \frac{k}{k-1}RT_0(1 - (\frac{p_2}{p_0})^{\frac{k-1}{k}}) \quad (2.2)$$

2.2 Потери в турбине

Потери в проточной части турбины можно подразделить на следующие три основных вида.

1. Профильные потери, включающие в себя:

а) потери от трения и вихреобразований в пограничном слое и при срывах его;

б) кромочные потери, возникающие в вихревом закромочном следе и при смешении потоков, сходящихся с вогнутой и выпуклой частей профиля;

в) потери в скачках уплотнения и при взаимодействии их с пограничным слоем.

2. Концевые потери:

а) от вторичных течений (арного вихря) в решетках СА и РК и потери в пограничном слое у торцевых стенок;

б) от перетеканий в радиальном зазоре.

3. Дополнительные потери (вне решетки):

а) от трения и вихреобразований в пограничном слое у боковых стенок в осевом зазоре;

б) от трения диска о газ;

в) от перетаканий через лабиринтные уплотнения и щели;

г) от смешения основного потока с охлаждающим воздухом.

При течении газа в решетках гидравлические сопротивления приводят к уменьшению кинетической энергии и полного давления газа, в результате чего уменьшаются скорости истечения газа из решеток соплового аппарата и рабочего колеса и уменьшается эффективная работа турбины.

Возникновение кромочных потерь происходит в результате взаимодействия пограничных слоев, которые стекаются с вогнутой и выпуклой сторон профиля. Они зависят от состояния пограничного слоя у задней кромки. При отрыве пограничного слоя кромочные потери резко возрастают.

Очень важно при проектировании осевой турбины это радиальный зазор между лопатками и корпусом турбины, так как с увеличением радиального зазора потери в турбинной ступени возрастают, а КПД уменьшается,

поэтому в зависимости от диаметра турбины и жесткости ее конструкции радиальный зазор в холодном состоянии выбирается в пределах $\delta = 0,5 - 1,5$ мм.

Потери из-за радиального зазора вызываются тем, что часть газа уходит через зазор, не совершая работы в колесе, возникают вихревые зоны у выходной кромки со стороны спинки лопатки, происходит уменьшение разности давлений на лопатке в периферийной части и соответственно снижаются аэродинамическая сила в концевой части лопатки и работа турбины.

2.3 Классификация газовых турбин

Конструктивно турбины различаются по направлению течения газа - осевые и радиальные турбины. В ГТД, за редким исключением, применяются осевые турбины. Газ в осевой турбине движется по проточной части параллельно оси вращения ротора. В радиальной турбине газ движется не только в осевом направлении (это необходимо для обеспечения расхода газа через турбину), но и в радиальном направлении - перпендикулярно оси вращения ротора турбины. Радиальные турбины могут быть, в свою очередь, центростремительными (газ движется к центру ступени) и центробежными (газ движется от центра ступени). Центробежные турбины встречаются очень редко, поэтому на практике радиальными турбинами называют центростремительные радиальные турбины.

Центростремительные радиальные турбины применяются, в основном, для малых объемных расходов газа. Это турбонасосы, турбостартеры, электрогенераторы мощностью 30...250 кВт (например, фирмы Capstone). Известна серия промышленных двигателей мощностью 1,5...1,8 МВт с радиальными турбинами OP16 (см. Рис. 2.4) голландской компании OPRA) [3].

Двигатель OP16 выполнен с радиальной турбиной 1 и центробежным компрессором 2. Газ через канал 3 радиально входит в рабочее колесо 4. Турбина (степень расширения около 6) состоит из рабочего колеса, корпуса 5 и выходного патрубка 6.. Температура газа перед турбиной – около 1000°C .

Основные преимущества радиальной турбины – отсутствие СА, малые габариты, простота, малая масса. Малая длина позволяет использовать консольную подвеску ротора относительно подшипников. Преимуществом является и возможность получения степени расширения около 6 в одной ступени с к.п.д. на уровне 90%. Однако значительны и недостатки радиальной турбины, ограничившие ее применение – ограниченность степени расширения (количество ступеней ограничено одной), ограничение температуры газа из-за трудностей охлаждения больших поверхностей и сложных геометрических форм.

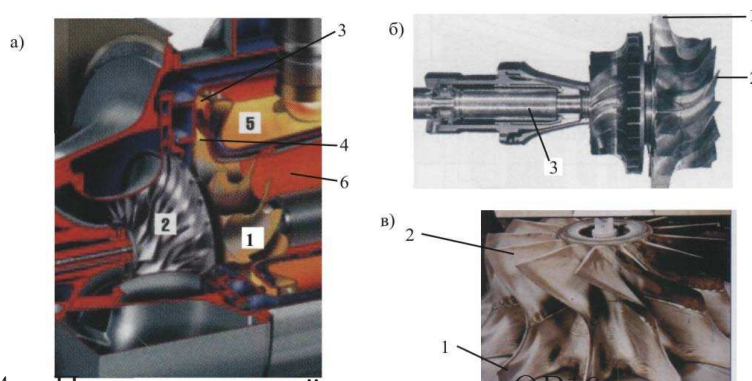


Рисунок 2.4 – Промышленный двигатель ОР16 с радиальной турбиной: а) радиальная турбина в двигателе; 1 – турбина; 2 – центробежный компрессор; 3 – входной канал в турбину; 4 – входная кромка рабочего колеса; 5 – корпус турбины; 6 – выходной канал; б) ротор двигателя ОР16 с радиальной турбиной; 1 – входная кромка РК; 2 – выходная кромка РК; 3 – вал; в) рабочее колесо радиальной турбины; 1 – входная кромка РК; 2 – выходная кромка РК

Осевые газовые турбины различаются прежде всего по своему назначению – промышленные наземные и авиационные. Различное назначение определяет и различие конструктивных схем.

Промышленные наземные турбины, в свою очередь, включают две основные группы. Первая из них – стационарные газовые турбины для энергоустановок (привода электрогенератора) и механического привода (в основном перекачки газа). Конструктивной особенностью стационарных наземных конструкций является их массивность из-за отсутствия ограничений по массе. В наземных конструкциях чаще используются более простые одновальные схемы и предусматривается возможность частичной разборки и ремонта на месте эксплуатации.

Вторая группа – это так называемые «авиапроизводные» конструкции, созданные на базе авиационных двигателей и применяемые для выработки электроэнергии, механического привода и для транспортных нужд (полезная мощность «авиапроизводных» установок до настоящего времени не превышает 50 МВт). Авиапроизводные конструкции вследствие своих особенностей (более высокий к.п.д. и относительно небольшая масса) нашли наибольшее применение в ГТУ в качестве силового привода ГПА и на транспорте в качестве двигателей судов, танков. Практически во всех своих наземных применениях эти турбины вынуждены конкурировать с дизелями, всегда проигрывая по цене и стоимости эксплуатации. Поэтому применение авиапроизводных конструкций всегда обосновано их конкретным преимуществом.

При перекачке газа этим преимуществом является меньшая масса, обеспечивающая удобство транспортировки и замены в труднодоступных местностях, где чаще всего располагают газопроводы, и топливо – газ. На

военных судах – это высокая удельная мощность и быстрота запуска. На круизных судах – менее шумная по сравнению с дизелями работа. Выгодность применения авиапроизводных конструкций для выработки электроэнергии очевидна на нефтяных морских платформах.

2.3.1 Основные факторы, определяющие конструкцию турбины

1. Место расположения роликового подшипника ТВД (турбина высокого давления) и способы обеспечения герметичности и защиты от перегрева его масляной полости. Возможны три базовых варианта размещения подшипника и его опоры перед ТВД, между ТВД и ТНД (турбина низкого давления), за ТНД.

Каждое решение имеет свои преимущества и недостатки с точки зрения себестоимости, надежности, опыта эксплуатации, а также обеспечения необходимых условий работы для масляной полости. Все они рассмотрены ниже на примере реальных конструкций. Каждый ротор турбины должен иметь две опоры. Одна из них может быть совмещена с опорой компрессора (то есть этой опорой служит общий вал турбины и компрессора). В опоре компрессора обычно устанавливается шариковый подшипник исключая осевые перемещения ротора и воспринимающий его осевые усилия.

В опоре турбины устанавливается роликовый подшипник. Он воспринимает только радиальные усилия и допускает относительные осевые перемещения ротора и корпуса. Эти перемещения неизбежны как следствие действия осевых аэродинамических сил и разности температурных расширений ротора и корпуса. Величина осевых перемещений от холодного состояния в сборке к рабочему увеличивается с удалением шарикового подшипника от турбины. Эти перемещения от «холодного» состояния к «горячему» обязательно учитываются при проектировании.

2. Количество роторов (валов) – одновальная, двухвальная или трехвальная схемы.

Количество роторов оказывает очевидное и значительное влияние на сложность конструкции. Дополнительный ротор означает дополнительную подшипниковую опору и необходимость решения проблемы ее размещения. В современных авиационных двигателях турбина является как минимум двухвальной и состоит из ТВД и ТНД. В трехвальной авиационной турбине между ТВД и ТНД появляется ТСД, служащая для привода отдельного каскада компрессора. В промышленных двигателях третий ротор может быть свободным от механической связи с компрессором и иметь свободную турбину, являющуюся одновременно СТ для привода устройств потребителей мощности.

3. Конструктивная схема ТВД (одноступенчатая или двухступенчатая,

наличие бандажных полок на рабочих лопатках ТВД).

В современных авиационных двигателях главную роль играет ТВД, которая служит для привода КВД. ТВД работает в условиях наиболее высоких температур и в большинстве случаев является охлаждаемой. Охлаждение и высокие напряжения существенно усложняют конструкцию ТВД и вынуждают применять дорогостоящие высокотемпературные сплавы для лопаток и дисков.

Одноступенчатая ТВД при одинаковой степени расширения с двухступенчатой (для современных ТВД типичная степень расширения - 4,0...5,5) должна иметь окружную скорость на среднем диаметре в 1,4 раза больше, чем при одинаковой по $U/C_{ад}^*$ нагрузке. Увеличение окружной скорости приводит к возрастанию центробежных сил и, соответственно, увеличению массы конструкции для обеспечения напряжений приемлемого уровня.

Увеличение массы роторных деталей (в первую очередь диска) влечет также повышение инерционности ротора и усложняет проблемы регулирования радиального зазора, контроля качества изготовления диска и дефлектора из порошковых сплавов.

Сокращение вдвое количества решеток увеличивает степень расширения и уровень скоростей в каждой решетке. Возрастают потери энергии и газовые нагрузки на все элементы конструкции.

Применение бандажной полки на рабочей лопатке ТВД означает увеличение уровня напряжений, усложнение конструкции и увеличение расхода охлаждающего воздуха для охлаждения полки. Выигрыш от полки в виде увеличения к.п.д. должен перевешивать увеличение расхода воздуха и потенциальные проблемы с долговечностью.

4. Уровень температуры газа перед ротором турбины и эффективность системы охлаждения.

Уровень температуры газа перед ротором и требуемая эффективность системы охлаждения оказывают решающее влияние на сложность применяемых технологий охлаждения лопаточных венцов и на конструкцию системы охлаждения турбины. Под уровнем температуры газа понимается максимальный уровень температуры (для среднего нового двигателя) в жаркий день (при температуре +30°C). Уровень температуры на режиме «Redline» будет выше в зависимости от имеющегося запаса по температуре газа. Конструкция должна обеспечить все охлаждаемые лопаточные венцы и охлаждаемые элементы необходимым объемом воздуха минимально возможной температуры с запасом по давлению (по отношению к давлению газа). Запас давления воздуха необходим для предотвращения проникновения газа в охлаждаемые детали, выпуска его в проточную часть.

2.3.2 Схема проточной части турбины

В многоступенчатой турбине наблюдаются три наиболее характерные формы проточной части (рис. 2.5) [2]. При этом у всех трех схем один и тот же наибольший диаметр, и одной и той же высоте лопатки последней ступени турбины, которая имеет наибольшую длину.

Проточная часть с $D_n = \text{const}$ (см. рис. 2.5, а) позволяет получить наибольшее значение окружных скоростей во всех ступенях, что дает уменьшение количество ступеней или увеличения значений коэффициентов нагрузки. Достоинством такой схемы проточной части является то, что $\gamma_n = 0$. Это означает, что величина радиального зазора не изменяется при взаимном осевом смещении ротора и статора турбины, обычного при работе двигателя.

Недостатком такой формы является повышенная масса из-за больших диаметральных размеров дисков и их толщины (так как огромные окружные скорости на периферии). Так же возникают повышенные значения вторичных и концевых потерь в первых ступенях из-за малых высот лопаток. Но еще то, что повышенные значения $\gamma_{вт}$ могут привести к отрыву потока у корня, тем более, что в этих сечениях степень реактивности мала по значению, потока характеризуется и малой диффузорностью.

Проточная часть с $D_{вт} = \text{const}$ (см. рис. 2.5, в) при том числе ступеней, что и в схеме с $D_n = \text{const}$, в принципе могла бы иметь меньшую массу, чем другие схемы проточной части, но из-за пониженных окружных скоростях в первых ступенях могут увеличить коэффициент нагрузки, для снижения которых целесообразно увеличить число ступеней, и тогда выигрыша в массе не будет. При этом, $\gamma_n \neq 0$, что может привести к трудности обеспечения неизменности величины радиального зазора при работе двигателя. Такая проточная часть используется для маломощных двигателей с малым расходом газа, когда при выборе основных размеров турбины важно обеспечить приемлемые высоты лопаток. Схема, у которой внутренний диаметр постоянный, обеспечивает наибольшую высоту лопатки на входе по сравнению с другими, так как $D_{ср1}$ получается пониженным.

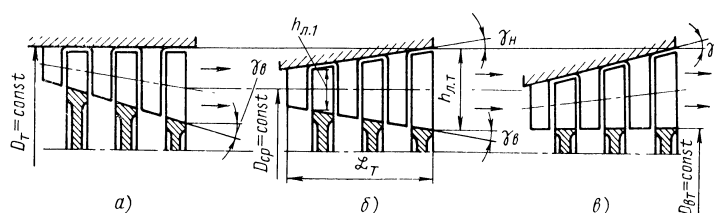


Рисунок 2.5 – Типовые формы меридионального сечения проточной части многоступенчатой турбины

Проточная часть с $D_{ср} = \text{const}$ (см. рис. 2.5, б) является промежуточной. Основное достоинство это равномерное распределение угла уширения

меридионального сечения проточной части.

При проектировании турбины следует не допускать повышенных значений углов раскрытия (рекомендуется $\gamma_{н(вт)} \leq 20^\circ \dots 25^\circ$).

2.4 Охлаждение лопаток газовых турбин

Повышение температуры перед турбиной является одним из путей улучшения основных данных газотурбинных двигателей, а именно увеличение удельной мощности, уменьшение удельного расхода топлива и удельного веса. Но при повышении температуры газа перед турбиной мы ограничиваем прочность сопловых и рабочих лопаток. Чтобы увеличить запас прочности лопаток до значений, требуемых надежностью эксплуатации, возможно уменьшить напряжения или невозможно, или приведет к утяжелению двигателя и существенно снизит выгоды. Решение этой задачи идет по двум направлениям, а именно через повышение жаропрочности материалов или через охлаждение лопаток, благодаря чему обеспечивается надежность работы лопаток при высокой температуре.

2.4.1 Открытая схема воздушного охлаждения

Существует множество известных способов охлаждения, а именно воздушное охлаждение по замкнутой схеме, внутреннее и внешнее жидкостное охлаждение, а также использование промежуточного теплоносителя, но открытая схема воздушного охлаждения элементов газовой турбины имеет ряд преимуществ. А это простота и эксплуатационная надежность. Принцип открытой схемы воздушного охлаждения заключается в том, что воздух, отбираемый из компрессора, охладив лопатки, поступает в проточную часть.

При такой схеме охлаждения главное обеспечить минимальное количество расхода охлажденного воздуха, так как при его повышении выгода от повышения температуры газа меньше, и поэтому требуется создать такой высокоэффективную конструкцию лопатки, на охлаждения которой расход охлаждающего воздуха при прочих равных условиях был бы наименьшим.

При открытой схеме воздушного охлаждения температура лопаток может быть снижена относительно температуры омывающего газа посредством внутреннего конвективного, пленочного (заградительного) и пористого охлаждения, хотя в реальной лопатке обычно сочетаются несколько способов теплоотвода.

При внутреннем конвективном охлаждении лопаток, охлаждающий воздух течет по специальным каналам внутри лопатки и выпускается в проточную часть. Представлены некоторые схемы воздушного охлаждения на рис. 2.6 [2].

В основном на рис. 2.6 представлена схема движения охлаждающего воздуха по каналам в радиальном направлении.

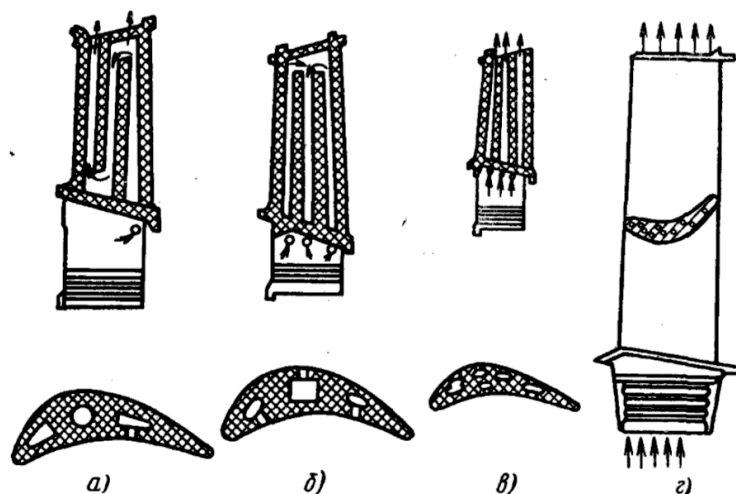


Рисунок 2.6 – Схемы охлаждаемых лопаток турбин двигателей: а - «Тайн»; б - «Конвей» в - «Спей»; г - «Олимп»

Но необходимость повысить интенсификацию охлаждения привела к появлению петлевых лопаток, в которых потока меняет направление на обратное и может выходить в радиальном направлении и в выходную кромку, т.е. в поперечном направлении. (рис. 2.7) [1].

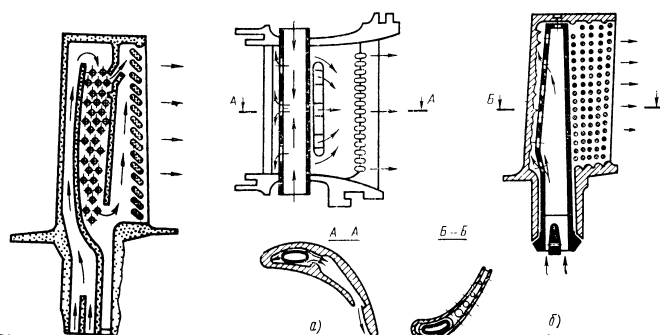


Рисунок 2.7 – Слева - конструктивная схема рабочей лопатки со смешанным продольно-поперечным направлением движения охлаждающего воздуха и петлевым движением в продольном направлении (вторая ступень двигателя JT9D); справа - конструктивные схемы турбинных лопаток с дефлекторными вставками (а - сопловая лопатка первой ступени турбины двигателя «Конуэй»; б - рабочая первой ступени - JT9D-7)

Поперечное движение охлаждающего воздуха увеличивает эффективность охлаждения при реализации в лопатках с внутренним вставным дефлектором (или направляющей трубкой). Как показано, например, на рис. 2.7 справа, применение вставной трубки кроме двустороннего подвода и поперечного направления потока охлаждающего воздуха дает возможность

обеспечить также ударное (струйное) охлаждение наиболее теплонапряженной входной кромки лопатки.

Недостатком внутреннего конвективного охлаждения является возрастание теплового потока через стенку лопатки из-за интенсификации охлаждения, например, за счет предварительного снижения температуры охлаждающего воздуха. Но также, в лопатках такой схемы существует большая неравномерность температур металла стенок лопаток, приводящая к дополнительным термическим напряжениям.

Лопатки с пленочным охлаждением не имеют такого недостатка, при котором воздух из внутренних полостей выходит на обтекаемую газом поверхность лопатки и, образуя защитную пленку, снижает температуру материала лопатки.

На рис. 2.8 показана схема комбинированной лопатки, в передней части которой реализуется пленочное охлаждение, а в задней - конвективное.

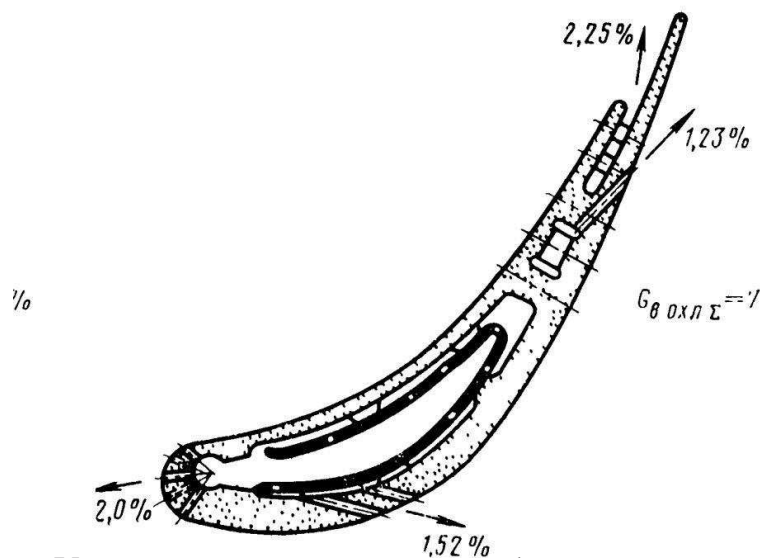


Рисунок 2.8— Конструктивная схема комбинированной сопловой лопатки с пленочным охлаждением входной части и конвективным охлаждением остальной части лопатки с помощью вставного дефлектора для организации поперечного течения воздуха (первая ступень JT9D-7 [8])

Воздух подводится в переднюю полость лопатки сверху и выходит в проточную часть через отверстия в области входной кромки, создавая воздушную пелену на поверхностях спинки и корыта лопатки. В заднюю полость лопатки воздух подводится вначале в дефлектор, а затем через отверстия в дефлекторе поступает на внутреннюю поверхность полости лопатки, течет поперек спинки и корыта и выходит через щелевые каналы в выходной кромке. Чтобы скорости истечения в каналах обеспечивали равномерное распределение турбины охлаждения, величины проходных се-

чений охлаждающих каналов должны меняться.

Эффективность пленочного охлаждения значительна у места выпуска охлаждающего воздуха, потому что быстро убывает по мере размыва и прогрева защитной пелены основным потоком газа. Из-за этого в настоящее время используют лопатки с развитой перфорацией, т.е. с выпуском воздуха по всей поверхности лопатки через многорядные системы отверстий.

При пористом охлаждении воздух выпускается на поверхность профиля для распределения защитного эффекта через систему малых отверстий (пор), пронизывающих всю толщину специального материала лопатки, образуя воздушный теплозащитный слой. На рис. 2.9 показана реализация пористого охлаждения в виде несущего стержня, с окружающей его оболочкой из пористого материала.

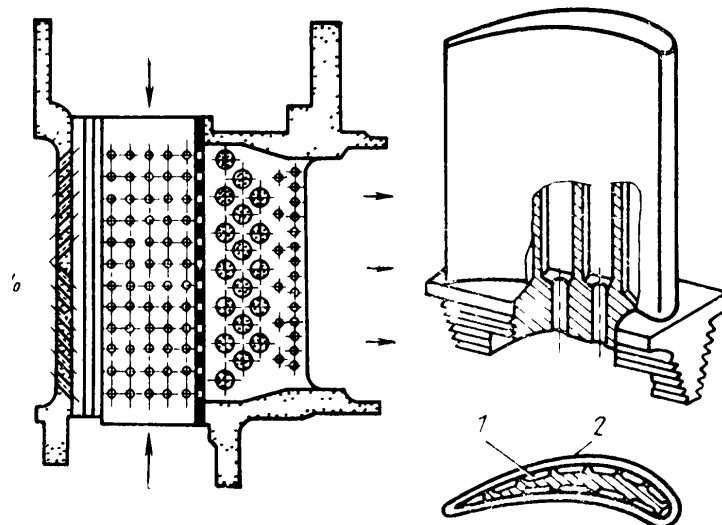


Рисунок 2.9— Схема лопатки с пористым охлаждением: 1 - несущий стержень; 2 - оболочка из пористого материала

Для обеспечения оптимального расхода охлаждающего воздуха по обводу профиля необходимо, чтобы форма несущего стержня и оболочки, а также размеры каналов между стержнем и проницаемой оболочкой были подобраны.

Недостатком такого охлаждения является нестабильность размеров проходных каналов и отверстий для прохода охлаждающего воздуха, в результате чего после нескольких часов работы каналы становятся заполненными посторонними частицами и эффект охлаждения ухудшается. Еще одним недостатком является то, что недостаточная жаропрочность материала оболочки ограничивает возможность для реализации повышенных температур перед турбиной.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Конструкция и само проектирование авиационной турбины является сложнейшей задачей. Для ее решение развивается PDM-система, упрощающая управление процессом конструирования. Система позволяет упорядочить работу с информацией об изделии (конструкторская документация, расчетные модели, результаты испытаний и другие документы). При использовании этой технологии упрощается использование имеющегося опыта в новых разработках, что существенно уменьшает затраты и время на проектирование новых изделий.

Так же, идет разработка и внедрение аддитивного производства, которые в свою очередь основана на CAD CAM CAE - технологиях.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Зрелов В.А., Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы: Учеб. пособие. М.: ОАО Издательство "Машиностроение" 2005. 336 с.:ил. ISBN 5-217-03254-5
2. Копелов С. З., Тихонов Н. Д. Расчет турбин авиационных двигателей. (Газодинамический расчет. Профилирование лопаток). М., «Машиностроение», 1974, 268 с.
3. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели ОАО «Авиадвигатель», 2006 г.
4. Siemens PLM Software (RU) NX® Обзор модулей CAD/CAM/CAE системы NX 10 2015 г.