

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	2
1 Общие сведения о NX-10	3
1.1 Что такое NX?	3
1.1.1 Структура продуктов	3
1.2 Краткое описание пакетов модулей NX	4
2 Турбины авиационных ГТД	6
2.1 Схема и основные данные турбин авиационных ГТД	6
2.1.1 Элементарная ступень турбины	7
2.2 Потери в турбине	10
2.3 Схема проточной части турбины	11
2.4 Охлаждение лопаток газовых турбин	12
2.4.1 Открытая схема воздушного охлаждения	12
Заключение	17
Список использованной литературы	17

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

1.1 Что такое NX?

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, 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

1.1.1 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;

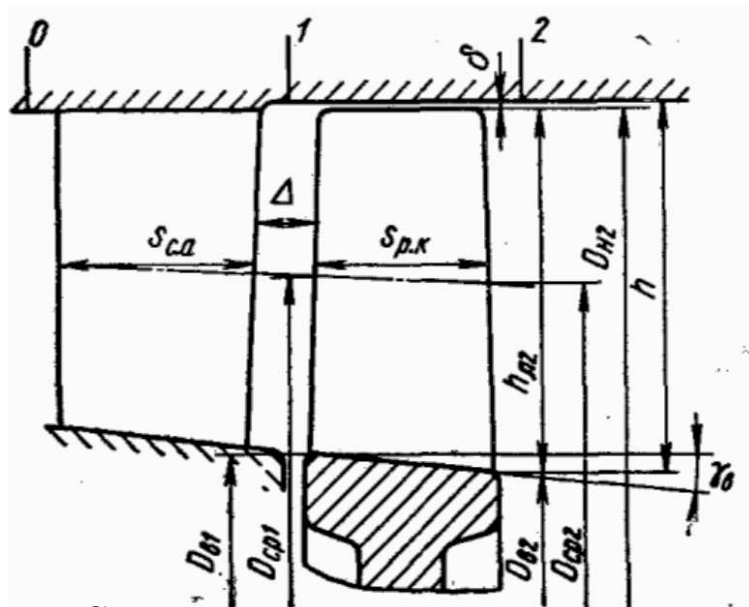


Рисунок 2.1 – Схема проточной части одноступенчатой турбины

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

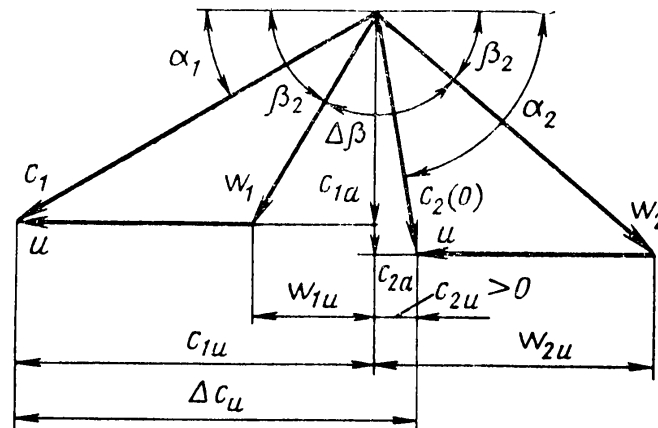


Рисунок 2.2 – Упрощенные треугольники скоростей ступени турбины

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.

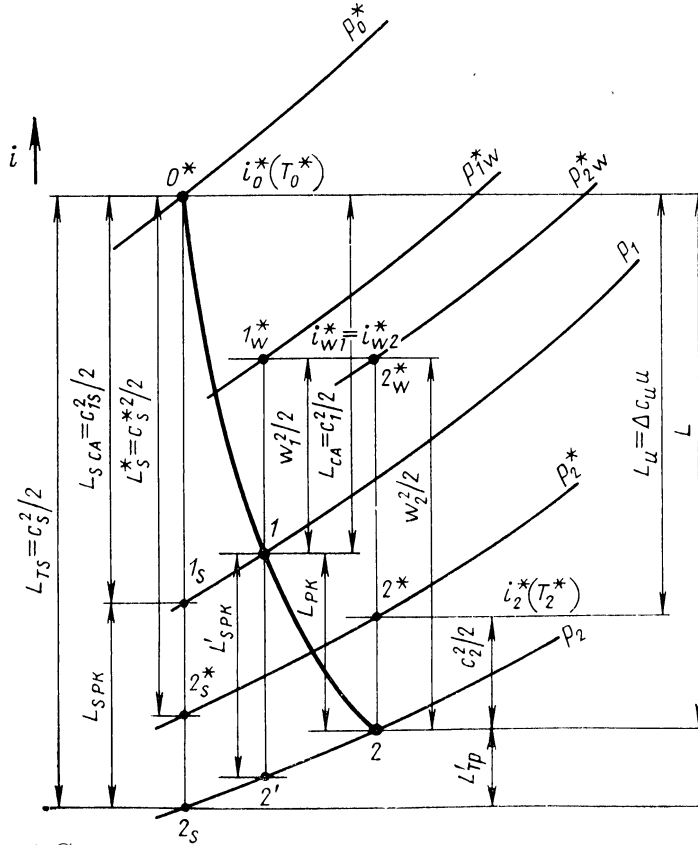


Рисунок 2.3 – i - S диаграмма процесса расширения в ступени осевой турбины

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:

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

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 Схема проточной части турбины

В многоступенчатой турбине наблюдаются три наиболее характерные формы проточной части (рис. 2.4) [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. 2.4, 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. 2.4, 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 у 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.

Проточная часть с $D_{ср} = \text{const}$ (см. рис. 2.4, б) является промежуточ-

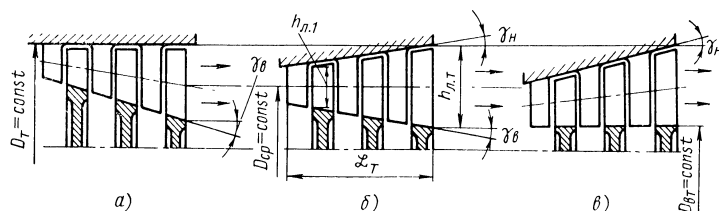


Рисунок 2.4 – Типовые формы меридионального сечения проточной части многоступенчатой турбины

ной. Основное достоинство это равномерное распределение угла уширения меридионального сечения проточной части.

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

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. 2.5 [2].

В основном на рис. 2.5 представлена схема движения охлаждающего воздуха по каналам в радиальном направлении.

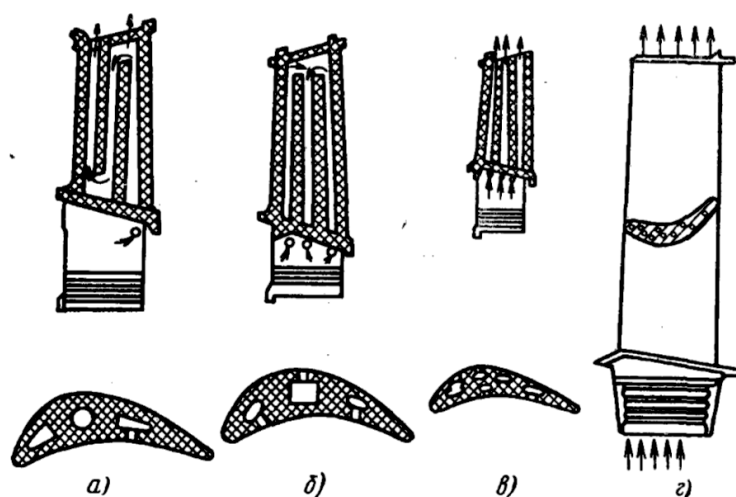


Рисунок 2.5 – Схемы охлаждаемых лопаток турбин двигателей: а «Тайн»; б - «Конвей» в - «Спей»; г - «Олимп»

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. 2.6) [1].

Поперечное движение охлаждающего воздуха увеличивает эффективность охлаждения при реализации в лопатках с внутренним вставным дефлектором (или направляющей трубкой). Как показано, например, на рис. 2.6 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 до-

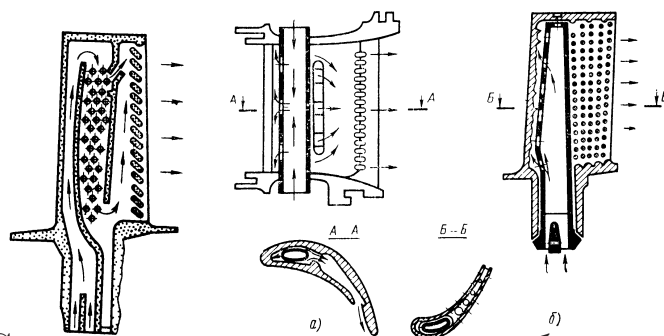


Рисунок 2.6– Слева - конструктивная схема рабочей лопатки со смешанным продольно-поперечным направлением движения охлаждающего воздуха и петлевым движением в продольном направлении (вторая ступень двигателя JT9D); справа - конструктивные схемы турбинных лопаток с дефлекторными вставками (а - сопловая лопатка первой ступени турбины двигателя «Конкуэй»; б - рабочая первой ступени - JT9D-7)

полнительным 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. 2.7 показана схема комбинированной лопатки, в передней части которой реализуется пленочное охлаждение, а в задней - конвективное.

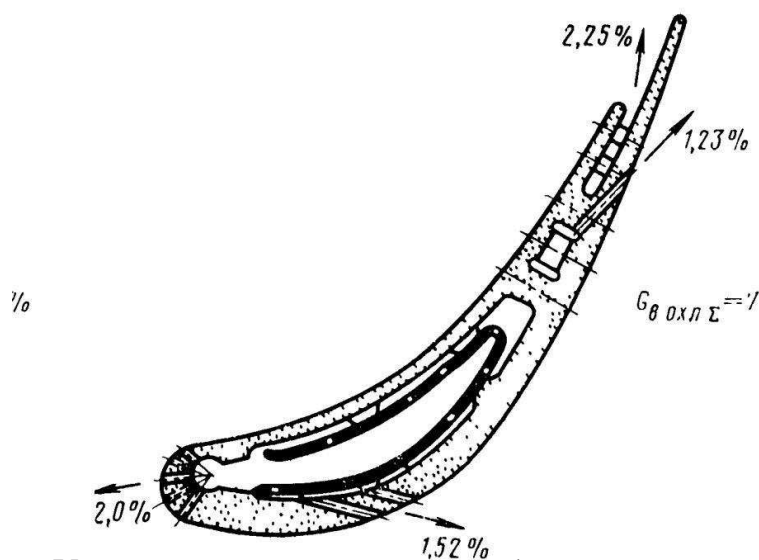


Рисунок 2.7– Конструктивная схема комбинированной сопловой лопатки с пленочным охлаждением входной части и конвективным охлаждением остальной части лопатки с помощью вставного дефлектора для организации поперечного течения воздуха (первая ступень JT9D-7 [8])

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 сечений 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. 2.8 показана реализация пористого охлаждения в виде несущего стержня, с окружающей его оболочкой из пористого материала.

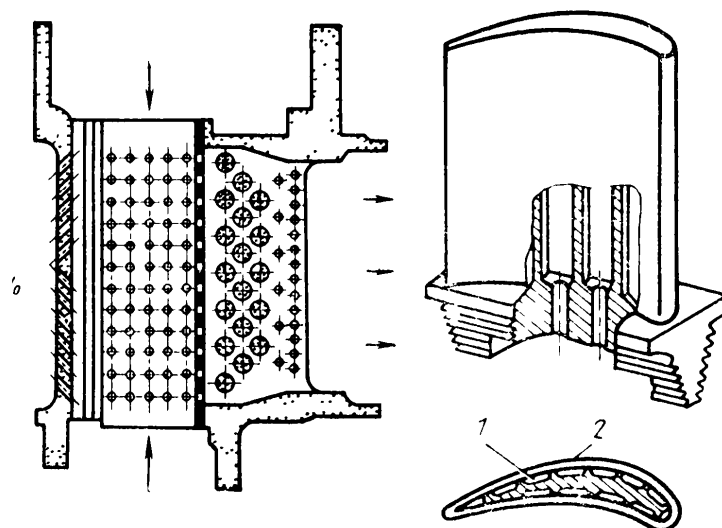


Рисунок 2.8— Схема лопатки с пористым охлаждением: 1 - несущий стержень; 2 - оболочка из пористого материала

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.