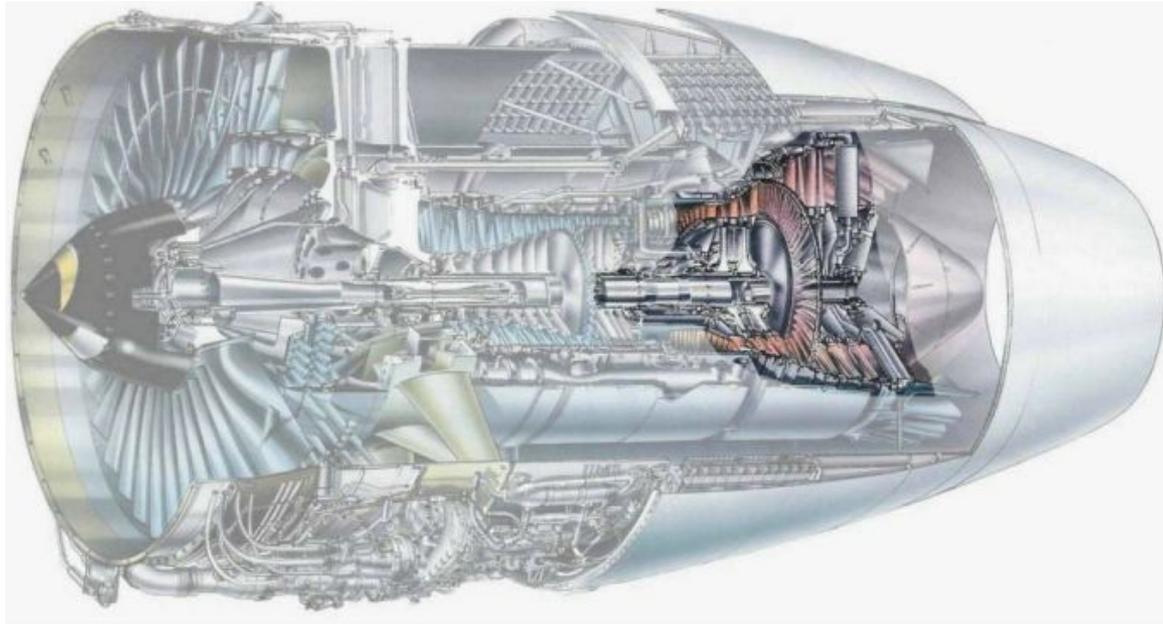


# Лекция № 13

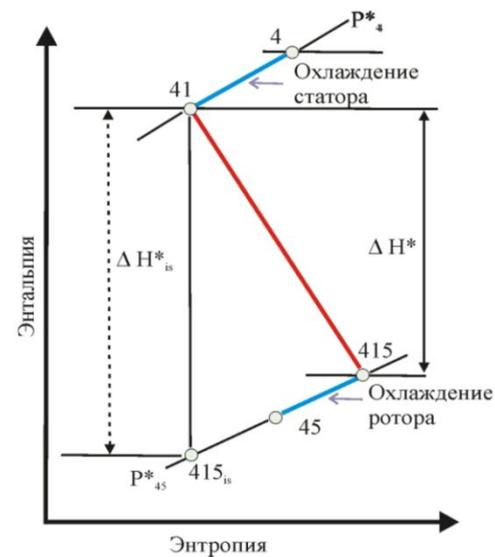
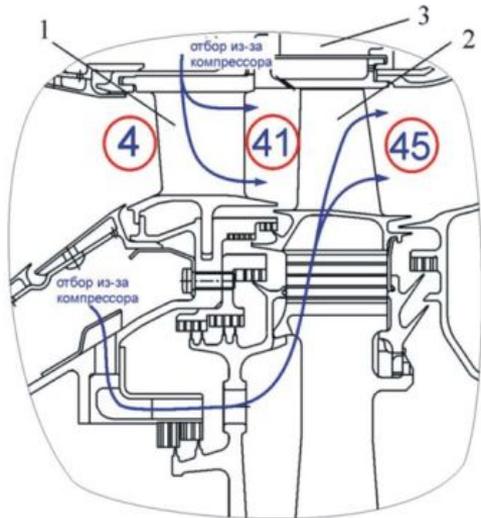
## Турбины ГТУ



# Турбины ГТУ

В простом термодинамическом цикле ГТД происходит расширение рабочего тела с давления  $P_4^*$  за камерой сгорания (КС) до давления  $P_{45}^*$  перед выходным устройством. Этот процесс осуществляется в турбине – лопаточной машине, преобразующей потенциальную энергию газа (сжатого в компрессоре и нагретого за счет сжигания топлива в КС) в механическую работу на валу турбины.

Преобразование энергии происходит в неподвижном лопаточном венце 1 соплового аппарата (СА) и вращающемся лопаточном венце 2 рабочего колеса (РК). СА состоит из сопловых лопаток (СЛ), а рабочее колесо – из рабочих лопаток (РЛ). Эти лопатки вместе с деталями корпуса 3 образуют проточную часть турбины.

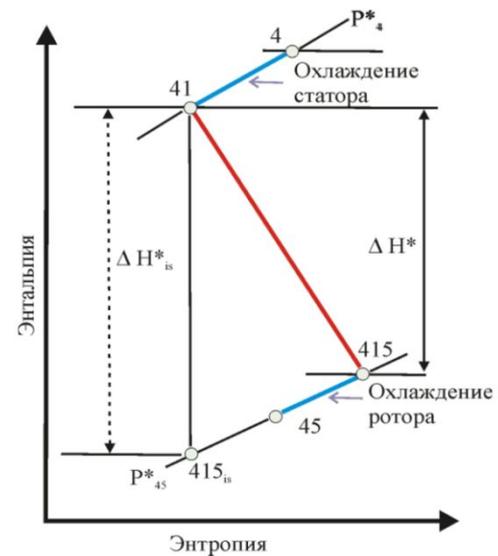
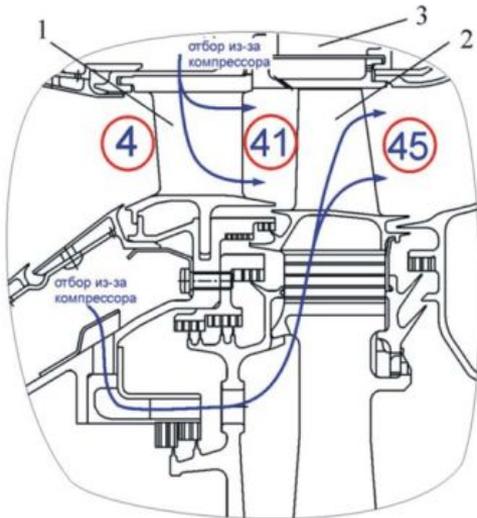


# Турбины ГТУ

На диаграмме хорошо видно отличие идеального процесса расширения газа (точки 41-415is) от реального (точки 41-415). Идеальный процесс (происходящий без увеличения энтропии) называют

еще изоэнтропическим процессом (с индексом is).

На диаграмме видно также влияние охлаждения статора (соплового аппарата) и ротора (рабочего колеса). Предполагается, что в результате подвода охлаждающего воздуха происходят процессы смешения потоков газа и охлаждающего воздуха в СА (процесс 4-41) и в РК (процесс 415-45).



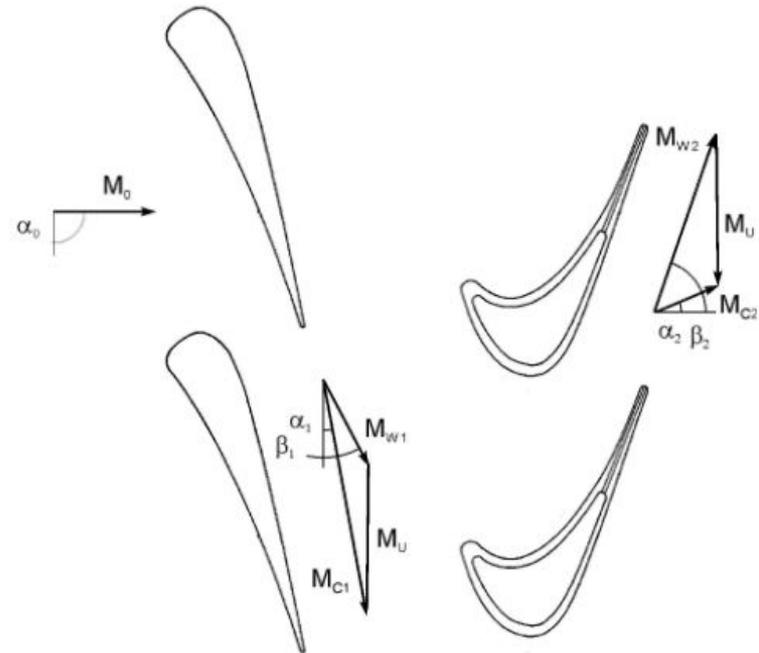
# Общие вопросы проектирования турбин

## Коэффициент полезного действия турбины

Диаграмма  $h-s$  дает возможность определить коэффициент полезного действия (к.п.д.) турбины как отношение удельной (отнесенной к единице расхода газа) работы турбины в процессе реального расширения  $\Delta N_K^*$  идеальной (располагаемой) удельной работе  $\Delta N_{is}^*$  – которую можно получить в изэнтропическом процессе расширения до того же давления на выходе.

В кинематике турбинной ступени скоростям перед СА присваивается индекс 0, на выходе из СА – индекс 1, а скоростям на выходе из РК – индекс 2. Газ входит в СА со скоростью  $C_0$ , а выходит из СА с увеличенной (за счет падения статического давления) скоростью  $C_1$  и углом  $\alpha_1$  к плоскости решетки (плоскости вращения РК).

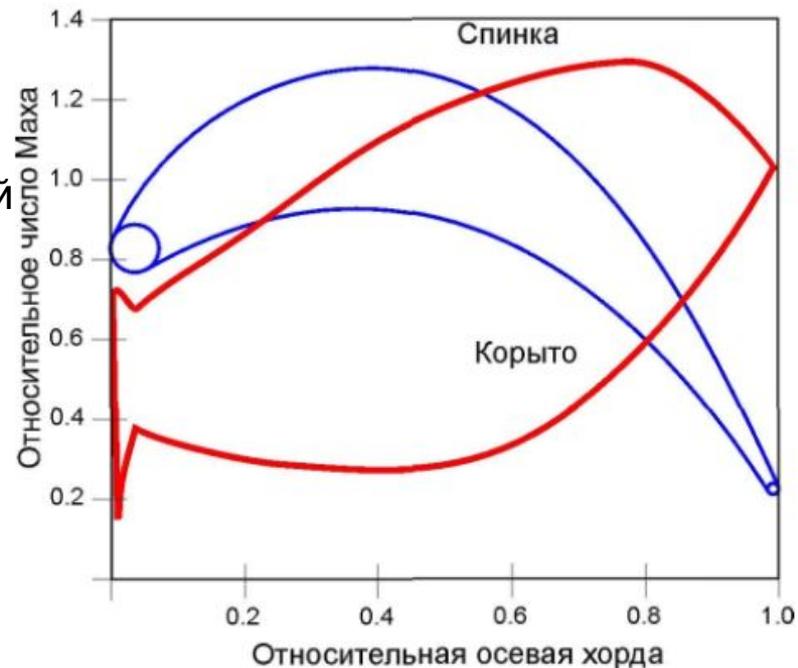
В РК (окружная скорость вращения на среднем диаметре –  $U$ ) газ попадает уже с относительными параметрами – скоростью  $W_1$  и углом  $\beta_1$ . Из РК газ выходит тоже с относительными скоростью  $W_2$  и углом  $\beta_2$ , которые затем в абсолютном движении (для следующей сопловой лопатки или выходного устройства) превращаются в скорость  $C_2$  и угол  $\alpha_2$ .



# Коэффициент полезного действия турбины

При обтекании непосредственно профиля возникает разница скоростей (и, соответственно, статических давлений) потока на корыте и спинке. На более протяженной спинке уровень скорости (число Маха) существенно выше, чем на корыте. Соответственно уровень статического давления на корыте выше и эта разница давлений на корыте и спинке создает окружное усилие (вращающий момент) на РК.

Углы выхода из СА и РК определяются углами выхода лопаточных решеток, а углы  $\beta_1$  и  $\alpha_2$  определяются из построения треугольников скоростей с учетом окружной скорости вращения РК – в соответствии с треугольниками скоростей, которые являются основой определения работы и к.п.д. турбинной ступени.



# Коэффициент полезного действия турбины

Проекции основных скоростей ( $C_{1U}$ ,  $C_{2U}$ ) используются в определении удельной работы, мощности и к.п.д. Скорости и углы потока являются условными осредненными (на среднем диаметре проточной части турбины) величинами, которые, однако, позволяют наглядно показать, что удельная работа  $L$  на валу турбины получается в результате изменения количества движения газа при протекании

$$L = C_{1U} \bar{U}_1 + C_{2U} U_2$$

Это уравнение называется уравнением Эйлера и используется для определения полезной удельной работы турбинной ступени. Располагаемая удельная работа определяется с использованием температуры торможения рабочего тела в сечении 41-Т\*41 и отношения полных давлений перед и за турбиной (степени расширения) –  $P^*_{45}/P^*_{41}$ :

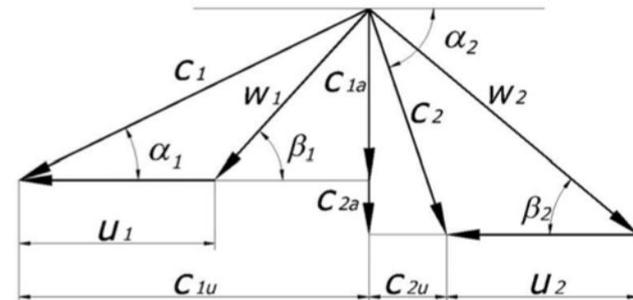
$$\Delta H^*_{is} = CpT^*_{41} [1 - (P^*_{45}/P^*_{41})^{(K-1)/K}]$$

Из уравнения Эйлера можно определить мощность на валу турбины, используя расходы рабочего тела на входе ( $G_1$ ) и выходе ( $G_2$ ) из РК (в общем случае они неодинаковы):

$$N_T = G_1 C_{1U} U_1 + G_2 C_{2U} U_2$$

Тогда первичный к.п.д. турбины (так называемый к.п.д. на окружности колеса – без утечек в зазорах и дополнительных потерь) будет равен:

$$\eta^*_{II} = N_T / (G_{41} \Delta H^*_{is})$$



# Коэффициент полезного действия турбины

Для охлаждаемой турбины в определении к.п.д. используется мощность, получаемая на валу турбины и отнесенная к мощности, которую можно получить в изоэнтропическом процессе – для удельной работы расширения при температуре и расходе газа на входе в ротор турбины (сечение 41). Такой (наиболее простой в определении) к.п.д. охлаждаемой турбины в отечественной практике называется первичным и используется наиболее часто.

Возможны усложненные варианты определения мощности на валу турбины (в том числе дополнительный учет мощности на прокачку охлаждающего воздуха через ротор, на трение в подшипниках), и располагаемой изоэнтропической мощности (включение в нее дополнительно потенциальной работы каждого потока охлаждающего воздуха). Такой к.п.д. с учетом потенциальной работы охлаждающего воздуха в отечественной практике называют эффективным – он на несколько процентов меньше первичного к.п.д. Вариантов расчета может быть много, поэтому для охлаждаемых турбин сравнить к.п.д. турбин различных производителей (даже если они публикуют эти сведения) достаточно трудно.

# Коэффициент полезного действия турбины

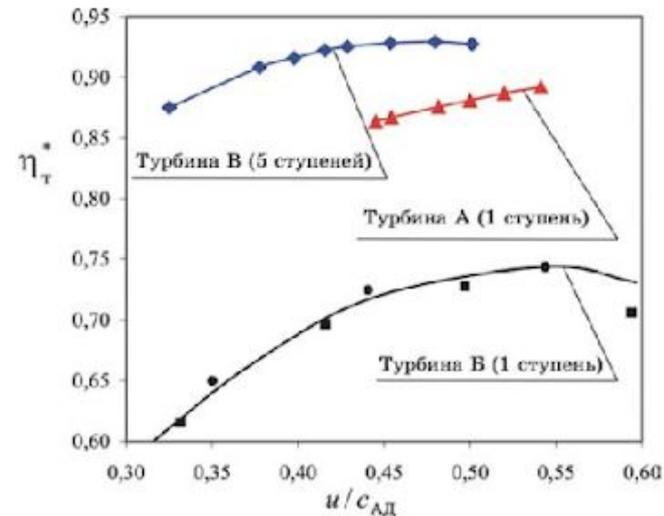
Для цилиндрической проточной части ( $U_1 = U_2$ ), без охлаждения ( $G_{41} = G_1 = G_2$ ) и с использованием условной адиабатической скорости газа, вычисленной по перепаду на турбине:

$$C_{ад}^* = (2\Delta H_{is}^*)^{1/2} = f(P_{41}^*/P_{45}^*)$$

уравнение для к.п.д. может быть приведено к удобному для анализа виду:  $\eta_t = 2U(C_{1U} + C_{2U})/C_{ад}^*$

Исторически на практике к.п.д. турбины чаще соотносят не с  $U/C_{ад}^*$ , а с  $U/C_{ад}$ , где  $C_{ад}$  определяется по статическому давлению на выходе, то есть является функцией отношения давлений  $P_{41}^*/P_{45}^*$ . Использование  $U/C_{ад}$  вместо  $U/C_{ад}^*$  не меняет принципиально характера изменения к.п.д. от параметра нагрузки.

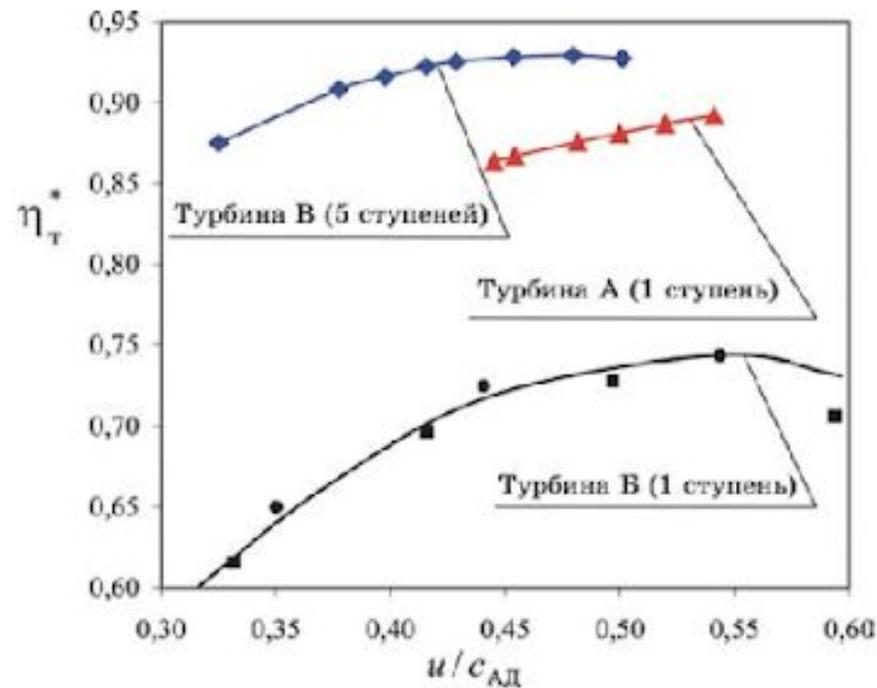
Из уравнения для первичного к.п.д. видна зависимость к.п.д. от окружной скорости  $U$  (и параметра нагрузки  $U/C_{ад}$ ). С увеличением  $U/C_{ад}$  от нуля к.п.д. монотонно увеличивается, но затем – как видно из графика – начинает сказываться уменьшение проекции  $C_{2U}$ , которая меняет знак и с дальнейшим увеличением окружной скорости  $U$  полностью компенсирует проекцию  $C_{1U}$ . Когда алгебраическая сумма  $C_{1U} + C_{2U}$  сравняется с нулем, к.п.д. тоже станет равным нулю. Эту зависимость можно отнести к наиболее часто используемым.



# Коэффициент полезного действия турбины

В практике проектирования наиболее часто используются корреляция к.п.д. с двумя параметрами: удельной аэродинамической нагрузкой  $\Delta H/U^2$  (величина, обратная  $U/C_{ад}$ ) и относительной осевой скоростью  $C_a/U$ .  $C_a$  является средней величиной из  $C_{1a}$  и  $C_{2a}$ . Увеличение  $C_a/U$  уменьшает углы поворота потока в решетках, то есть снижает потери в них и увеличивает к.п.д. – но до некоторого предела, так как затем к.п.д. падает из-за уменьшения основных составляющих удельной работы  $C_{1U}$  и  $C_{2U}$ .

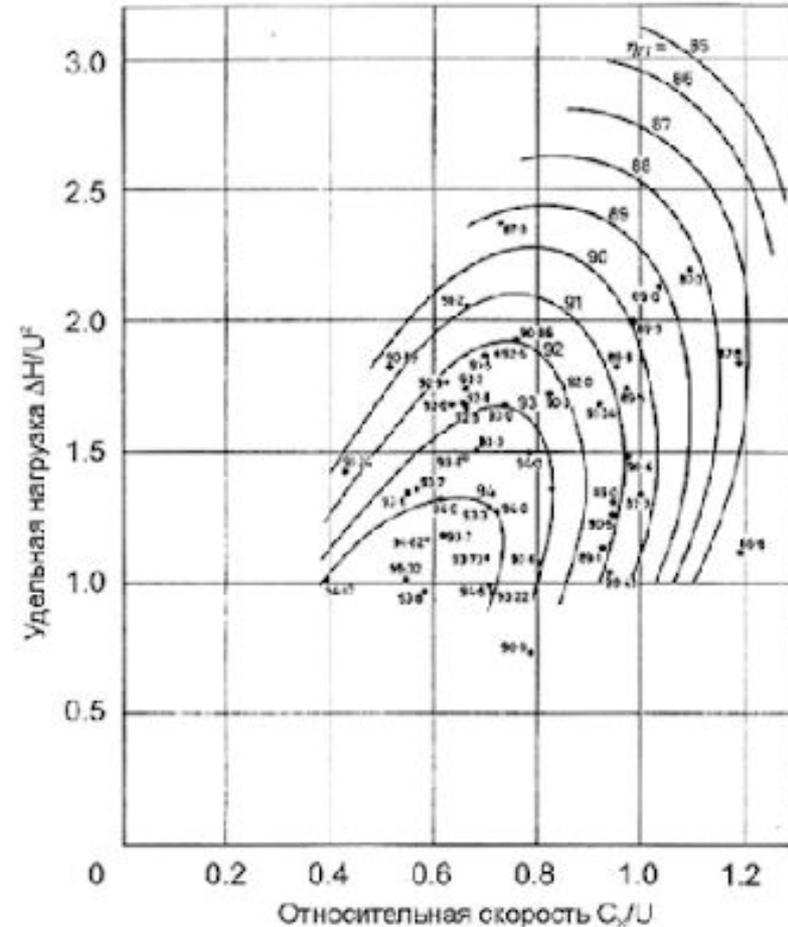
Таким образом, уровень аэродинамических потерь в лопаточных решетках, оказывающий основное влияние на к.п.д., зависит прежде всего от угла поворота потока в лопатке (аэродинамической нагрузки турбины  $\Delta H/U^2$ ), относительной длины лопаток (относительной осевой скорости потока в ступени  $C_a/U$ ), уровня чисел Маха (отношения полных давлений  $P_{45}^*/P_{45}^*$ ), потерь охлаждения (расхода охлаждающего воздуха).



# Коэффициент полезного действия турбины

График, изображающий к.п.д. турбины в зависимости от  $\Delta H/U^2$  и  $C_a/U$ , называется «диаграммой Смита». Оригинальная «диаграмма Смита» построена по экспериментально измеренным к.п.д. различных турбин и позволяет оценить влияние удельной аэродинамической нагрузки и относительной осевой скорости на к.п.д. ступени.

«Диаграмма Смита» используется также для проверки различных методик расчета потерь в турбине. В более современной форме (с использованием более полных и современных экспериментальных данных) эта диаграмма по-прежнему активно используется в проектировании.

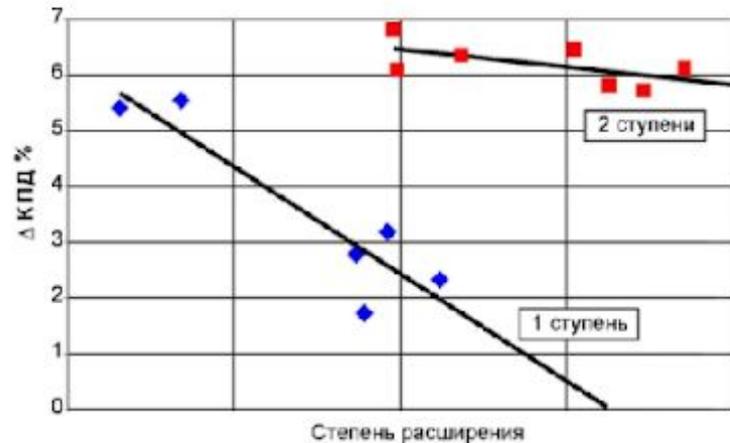


# Тенденции развития турбин

Общими тенденциями в развитии газовых турбин можно считать увеличение аэродинамической нагрузки на ступень и увеличение температуры газа на входе в турбину. Обе эти тенденции отражают общее направление развития авиационных и наземных двигателей – увеличение термического к.п.д. (за счет увеличения температуры газа и степени сжатия) и улучшение удельных параметров (за счет уменьшения габаритов, массы, сокращения количества ступеней и лопаток).

Недостаток окружной скорости - в соответствии с треугольниками скоростей - приводит к увеличению углов поворота потока в лопатке, более изогнутым профилям и увеличенным потерям в них. Влияние коэффициента аэродинамической нагрузки  $\Delta H/U^2$  и относительной осевой скорости  $C_x/U$  на потери в лопатках и, в конечном счете, на к.п.д. – хорошо отражено в

диаграмме Смита.  $C_{ax}$  – это средняя величина между осевым расширением (степени понижения полного давления) в ступени приводит к росту скоростей на поверхности профилей до уровня скорости звука и выше, появлению скачков уплотнения и увеличению потерь. Принципиальное влияние степени понижения полного давления на к.п.д. одноступенчатой и двухступенчатой турбин видно из графика (центр графика соответствует степени расширения 4,0).



# Тенденции развития турбин

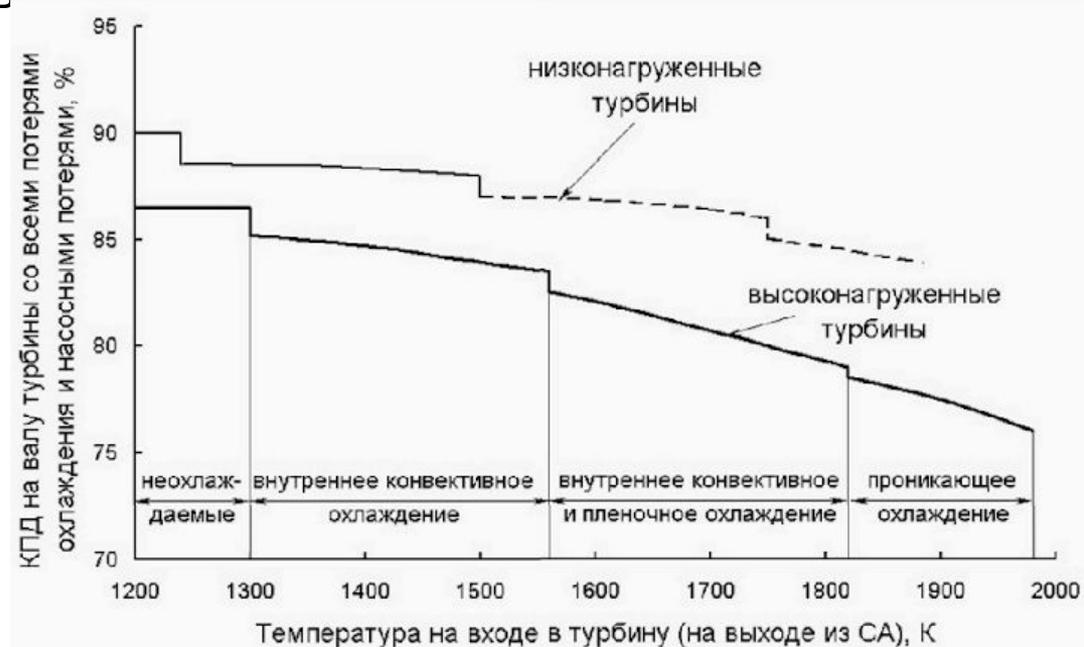
В одноступенчатой турбине уровень скоростей газа существенно выше и уровень к.п.д. ее ниже. С увеличением степени расширения рост уровня скоростей в лопаточных решетках одноступенчатой турбины идет гораздо более высоким темпом и к.п.д. ее падает гораздо быстрее. С охлаждением может достигать 2-1% и более

Увеличение температуры на входе в турбину является одним из параметров, наиболее сильно влияющих на к.п.д.

Высокие температуры делают необходимым применение охлаждения.

Оно влияет на к.п.д. как непосредственно - уменьшение к.п.д. при прокачке охлаждающего воздуха, выпуске воздуха из лопаток, утечках в проточную часть, так и косвенно -

увеличение толщины выходных кромок для выпуска воздуха, конструктивные ограничения для размещения каналов охлаждающего воздуха в лопатках, корпусе и т.д. Уменьшение к.п.д.



Влияние увеличения расхода воздуха и развития технологии охлаждения на к.п.д. ТВД

# Достигнутый уровень аэродинамической эффективности

В целом к.п.д. авиационных турбин в первую очередь определяется теми условиями, в которых должна быть реализована конструкция. Это жесткие ограничения по количеству ступеней, массе, по габаритным размерам, по прочности рабочих лопаток и дисков, необходимость интенсивного охлаждения, как следствие высоких степеней сжатия и двухконтурности – малая длина лопаток и так далее. Авиационные турбины можно разделить на несколько групп, каждая из которых характеризуется своими конструктивными особенностями и реально достигнутыми значениями к.п.д.

В первой группе могут быть отнесены свободные силовые турбины ГТУ для механического привода и электроэнергетики, созданные на базе авиационных двигателей. Силовой турбиной (СТ) называется турбина, передающая всю свою мощность какому-либо внешнему устройству (например, генератору или винту). Если СТ не имеет механической связи с компрессором, то ее называют свободной. При проектировании свободной турбины конструктивные ограничения обычно минимальны. К.п.д. этих неохлаждаемых многоступенчатых турбин находится на уровне 92...94%.

# Достигнутый уровень аэродинамической эффективности

## турбин

Ко второй группе могут быть отнесены авиационные многоступенчатые ТНД, создаваемые в условиях жестких ограничений по массе и по располагаемой окружной скорости. Основной проблемой для к.п.д. этих турбин является высокая аэродинамическая нагрузка (нехватка окружной скорости, приводящая к большим углам поворота потока в лопаточных решетках). Эти турбины обычно имеют к.п.д. на уровне 89...93%. Например, к.п.д. четырехступенчатой ТНД CFM56-5B/P составляет 88,5% [8.5] – прежде всего из-за высокой удельной нагрузки.

Пятиступенчатый вариант ТНД (разработка MTU) наиболее современного ТРДД GP7200 имеет к.п.д. 92,4% [8.6]. Для двигателя с очень высокой степенью двухконтурности (то есть очень высокой нагрузкой на ТНД) эта величина считается значительным достижением.

ТВД гражданских авиационных двигателей могут быть как одноступенчатыми (как правило, сильно нагруженными – со степенью расширения по полному давлению 2,8...4,5), так и двухступенчатыми (с умеренной нагрузкой – степенью расширения на ступени от 2,0 до 2,5 и общей степенью понижения полного давления 4,0...5,5). Первичный (отнесенный к расходу газа на выходе из 1СА) к.п.д. одноступенчатых турбин зависит от степени расширения (то есть уровня чисел Маха в проточной части) и составляет 87...90%. Первичный к.п.д.

двухступенчатых турбин в меньшей степени зависит от степени расширения и находится на уровне 88...92%.

# Достигнутый уровень аэродинамической эффективности

Увеличение степени расширения приводит к увеличению разницы в реализованных значениях к.п.д. Это различие достигает 4% при степени понижения полного давления на уровне 4,0.

Сокращение этой разницы – при общей тенденции к сокращению количества ступеней – является одной из наиболее актуальных задач в проектировании турбин.

Влияние к.п.д. турбины на удельный расход топлива двигателя с большой степенью двухконтурности (5...8) можно приблизительно выразить следующими цифрами: 1% изменения к.п.д. ТВД или ТНД изменяет расход топлива на 0,60...0,80%.

Для ТВД газогенераторов со свободной СТ (для механического привода или привода газогенератора) коэффициент влияния составляет 1,0...1,5% расхода топлива на 1% к.п.д. ТВД.

Для свободных СТ этих установок каждый процент изменения к.п.д. означает относительное изменение к.п.д. и мощности установки на такую же величину.

Для турбин стационарных энергетических установок, мощность которых делится между компрессором и потребителем, коэффициент влияния больше 1 – и тем больше, чем больше выходная мощность превышает мощность компрессора. Обычно каждый процент увеличения к.п.д. турбины увеличивает мощность турбины (или уменьшает расход топлива) на 2...2,5%.

# Требования, предъявляемые к конструкции турбин

Турбина – часть ГТД и к ней предъявляются те же общетехнические требования, что и ко всему двигателю. Конкретные требования к конструкции турбины можно сформулировать следующим образом:

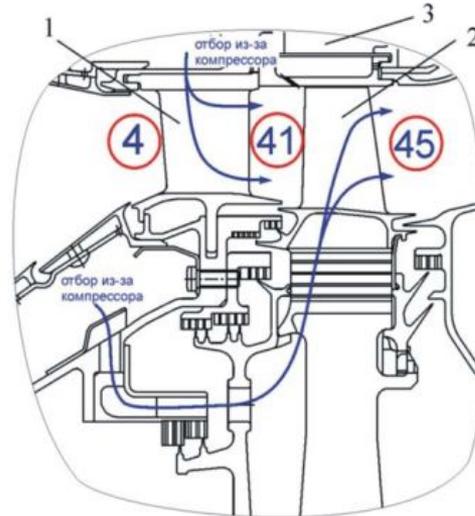
1. Максимальный к.п.д.
2. Минимальный расход охлаждающего воздуха.
3. Минимальная производственная себестоимость
4. Минимальная стоимость ТО
5. Обеспечение необходимого для конкурентоспособности двигателя ресурса (срока службы) основных деталей.
6. Наличие запаса по температуре газа перед турбиной.

## 2. Минимальный расход охлаждающего воздуха

Расход охлаждающего воздуха имеет фактически столь же важное значение для удельных параметров двигателя, как и к.п.д. турбины. Кроме того, увеличение расхода на охлаждение ухудшает к.п.д. турбины и затрудняет получение таких экологических характеристик двигателя, как низкая эмиссия в КС.

В современных авиационных турбинах расход охлаждающего воздуха может достичь 30% от расхода воздуха через КВД. Следует различать расход охлаждающего воздуха на 1СА турбины (от сечения 4 до сечения 41) и расход воздуха, поступающего в проточную часть за сечением 41 – то есть на ротор турбины, с которого и происходит непосредственный отбор мощности.

Расход на 1СА (10...12% от расхода через КВД) в термодинамическом смысле может считаться частью КС и непосредственно влияет не на удельные параметры двигателя, а на уровень температуры газа за КС (в сечении 4) и потери энергии в 1СА. Разница температур газа в сечении 4 и 41 составляет от 80 до 120К.



### 3. Минимальная производственная себестоимость

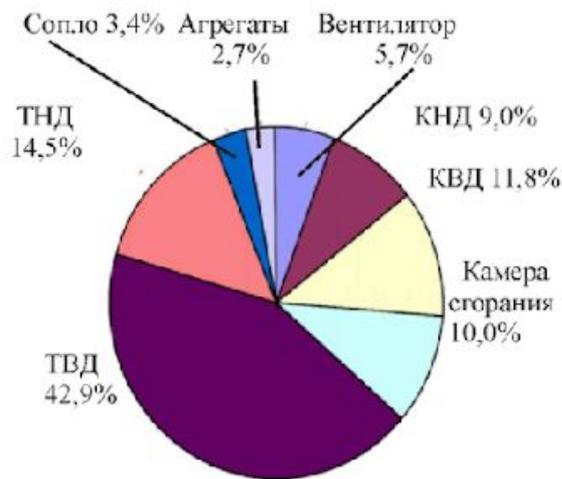
Доля турбин (ТВД и ТНД) в себестоимости двигателя средней тяги (типа CFM56 и V2500) составляет около 30%. Для промышленных наземных двигателей, созданных на базе газогенератора авиационного прототипа, в которых убраны вентилятор и КНД, а ТНД заменена на СТ (типа ПС-90ГП1, -2, -3), доля турбин составляет около 40%.

## 4. Минимальная стоимость ТО

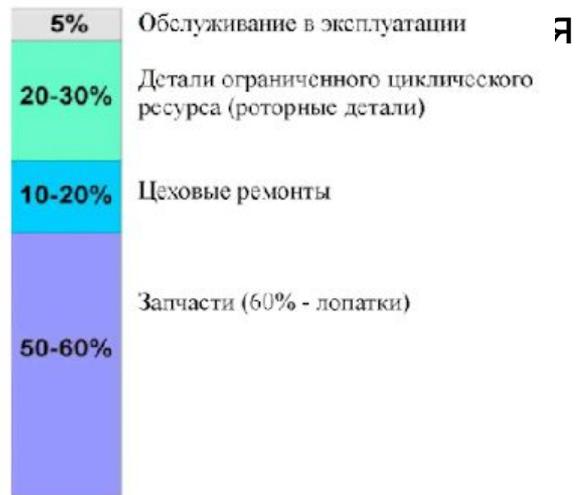
Доля стоимости ТО турбины в стоимости обслуживания двигателя (основную часть которого составляют затраты на запчасти и цеховые ремонты) составляет около 60%.

Для турбин двигателей ближне- и среднемагистральных самолетов, а также турбин так называемых «авиапроизводных» наземных двигателей (мощностью до 50 МВт) полная стоимость обслуживания составляет от 50 до 150 долларов за летный час.

Для знач (свыше 40 тонн) тяги



Доли ТВД и ТНД в стоимости обслуживания двигателя CFM56-3



Составляющие стоимости обслуживания узлов типичного авиационного двигателя

## 5. Обеспечение необходимого для конкурентоспособности двигателя ресурса (срока службы) основных деталей.

Именно ресурс основных деталей турбины определяет наработку на ремонт всего двигателя. Ресурс лопаток чаще всего измеряется в часах (реже – в циклах). Ресурс роторных деталей (дисков, дефлекторов и валов) измеряется в циклах. В лучших современных авиационных конструкциях турбин ресурс лопаток ТВД достигает 15000 часов, а ресурс роторных деталей ТВД – 20000 циклов.

## 6. Наличие запаса по температуре газа перед турбиной

Проектный запас по температуре перед турбиной – это выбранная при проектировании величина, на которую увеличиваются расчетные температуры газа перед турбиной (перед ротором турбины) при тепловых и прочностных расчетах.

Запас на проектирование турбины учитывает:

- Разброс двигателей по температуре перед турбиной (из-за производственных отклонений в размерах деталей и зазорах в пределах допусков),
- Износ турбины и двигателя в эксплуатации,
- Погрешности системы управления,

Риск, связанный с применением новых технологий и новых параметров.

Запас, окончательно полученный после проектирования, используется при эксплуатации двигателя в виде запаса по температуре газа за турбиной. С использованием этого запаса устанавливается предельная температура газа за турбиной (называемая Redline), по достижении которой двигатель должен быть снят. Для двигателей одного семейства уровень температуры Redline одинаков, но запасы по температуре за турбиной могут существенно отличаться в зависимости от того, какой уровень тяги необходим в конкретном применении. Двигатели в пределах каждого семейства полностью унифицированы.

# Методология проектирования турбин

Методология проектирования включает структуру, логическую организацию, методы и средства проектирования.

Задачей методологии проектирования турбины является обеспечение экономической эффективности разработки посредством:

- Удовлетворения основных требований потребителя.
- Минимального уровня затрат на разработку (окупаемости проекта).
- Приемлемого уровня риска.
- Минимальной себестоимости в производстве (то есть прибыльности изготовления).
- Минимальной стоимости обслуживания (то есть прибыльности контрактов на обслуживание с почасовой оплатой).

# Методология проектирования турбин

Требования потребителя в конечном счете сводятся к минимальной величине прямых эксплуатационных расходов, и на практике выражаются в минимальной стоимости приобретения + минимальной стоимости эксплуатации. Стоимость эксплуатации состоит из затрат на топливо и стоимости обслуживания (запчастей и ремонта).

Методология проектирования турбины решает эту задачу за счет:

- Методов проектирования.
- Проектирования на целевую себестоимость турбины.
- Проектирования на целевую стоимость обслуживания.
- Минимизации риска проекта.
- Средств проектирования (ключевых технологий разработки турбины).
- Эффективной структуры и организации процесса проектирования.

# Проектирование на целевую себестоимость турбины

Проектирование на заданную себестоимость (Design-to-cost) позволяет уже на проектной стадии заложить основу обеспечения минимально возможной производственной себестоимости. На этой стадии предварительного проектирования принимается основная часть решений, определяющих производственную себестоимость.

Во-первых, это выбор температуры газа и частоты вращения (при выработке требований к турбине в составе двигателя). Уровень тепловой и центробежной нагрузки определяет необходимость разработки или использования новых технологий и материалов с соответственным увеличением себестоимости относительно прототипа.

Во-вторых, это унификация – использование максимального количества деталей с уже освоенных в производстве конструкций. Серийная конструкция может быть использована в качестве базовой «платформы» с изменениями, обеспечивающими требования к характеристикам новой турбины. Этими изменениями могут быть перепроектирование лопаточной части турбины (аэродинамических профилей лопаток и/или их системы охлаждения), увеличение или уменьшение расхода охлаждающего воздуха. С появлением с середины 1990-х годов технологий пространственного твердотельного моделирования геометрии деталей (Unigraphics, CATIA) стало применяться и полное моделирование существующей турбины на необходимый расход газа. Ранее такой подход применялся только для компрессоров и для турбин стационарных двигателей.

# Проектирование на целевую себестоимость турбины

В-третьих, это выбор количества ступеней турбины. Минимизация количества ступеней вносит значительный вклад в минимизацию себестоимости.

Эффективность производственных процессов определяет общее количество материалов для использования в процессе производства. Из-за потерь в процессе производства отношение общей массы использованных материалов к массе вошедших в турбину деталей обычно составляет от 6 до 10, часто доходя до 15 или даже 25. Соответственно, чем меньше эта величина, тем более эффективна конструкция и производственная технология, тем ниже себестоимость турбины. Примером эффективной конструкции является турбина двигателя Pratt&Whitney PW6000, для которой это отношение заявлено на уровне 4.

Себестоимость турбины не может быть определена без привязки к конкретным условиям производства, так как зависит от его технологической базы. Наиболее надежный способ моделирования себестоимости подразумевает использование в качестве базы моделей себестоимости прототипов основных деталей. Управление себестоимостью предполагает совместимость конструкции с имеющимися или планируемыми процессами производства, а также повышение эффективности самих этих процессов.

# Проектирование на целевую себестоимость турбины

В процессе проектирования должны рассматриваться с точки зрения себестоимости различные варианты каждого важного технического решения. Только вариантный подход может обеспечить принятие действительно оптимального по себестоимости решения. Обоснование выбора зависит от имеющегося опыта, принятой в компании практики и наличия соответствующего математического обеспечения для экономической оценки вариантов конструкции. Из опубликованных в открытой литературе методов экономической оценки вариантов конструкции турбины следует отметить работу специалистов Alstom Power Uniturbo.

# Проектирование на целевую стоимость обслуживания турбины

Статистика показывает, что полная стоимость обслуживания турбины состоит из стоимости запчастей (55...65% - лопатки, 15...25% - роторные детали ограниченного циклического ресурса - диски, валы), стоимости проведения непосредственно ремонтов (10...20%) и стоимости обслуживания в эксплуатации (5%).

Соответственно, минимизация стоимости обслуживания достигается уменьшением расходов на запчасти (уменьшением их количества и увеличением ресурса) и ремонт (уменьшением количества ремонтов).

Стоимость замены охлаждаемых лопаток ТВД может составлять до 50% общей стоимости ремонта всего двигателя, а цена одной лопатки достигает 3...5 тысяч долларов.

Практика эксплуатации современных двигателей показывает, что абсолютно все ТВД в ходе эксплуатации подвергаются неоднократной модернизации с увеличением расхода охлаждающего воздуха для рабочих лопаток, применением материала лопаток с лучшими характеристиками, внедрением теплозащитных покрытий, улучшением систем охлаждения лопаток и даже уменьшением температуры газа за счет увеличения расхода воздуха через газогенератор двигателя. Все эти меры направлены на увеличение долговечности именно лопаток и все они оправданы увеличением их ресурса.

# Проектирование на целевую стоимость обслуживания турбины

Таким образом, экономия в процессе проектирования на охлаждающем воздухе, на стоимости материала, на трудоемкости системы охлаждения не оправдывается в эксплуатации. Поэтому лопатки должны проектироваться с максимальным запасом по температуре газа, который и должен обеспечить их долговечность и ремонтпригодность. Уменьшение количества лопаток турбины тоже уменьшает стоимость обслуживания (и себестоимость), так как уменьшает количество необходимых запчастей. Поэтому уменьшение количества лопаток стало одним из основных направлений при проектировании турбин. Для этого разрабатываются и уже применяются технологии аэродинамического проектирования решеток с «высокой» и «ультравысокой подъемной силой» (Rolls-Royce, MTU), а также «редких» и «ультра-редких» решеток (GE Aircraft Engines). Эти технологии сокращают количество лопаток на 10...20% - при сохранении эффективности турбины. Максимальный циклический ресурс ротора турбины. Увеличение допустимой наработки дисков, валов, дефлекторов (а она варьируется в диапазоне от 10000 до 25000 циклов) распределяет стоимость их замены на больший срок эксплуатации и снижает стоимость обслуживания.

# Проектирование на целевую стоимость обслуживания турбины

Циклический ресурс деталей при проектировании увеличивается за счет:

- оптимизации уровня и размаха напряжений в рабочем цикле при помощи методов моделирования нестационарного теплонапряженного состояния и методов конечно-элементного анализа;

- оптимизации уровня рабочих температур деталей за счет системы охлаждения.

Стабильность параметров турбины в эксплуатации замедляет выработку запаса по температуре за турбиной и увеличивает наработку на ремонт.

Стабильность параметров обеспечивается:

- оптимальной величиной радиальных зазоров РЛ и СЛ в рабочем цикле;

- защитой от окисления и обгорания торца рабочих лопаток ТВД и корпусных вставок над ними за счет эффективного охлаждения и применения стойких к окислению и коррозии материалов.

# Минимизация риска проекта

Основные методы минимизации риска:

- Эволюционный подход к проектированию.
- Создание и использование базы накопленного опыта.
- Обеспечение готовности применяемых технологий.
- Использование запасов по температуре газа и частоте вращения.

**Эволюционный подход** (выбор оптимального варианта конструкции с использованием одной из уже разработанных конструкций в качестве базовой) является основным в технической политике любой фирмы.

Он дает возможность существенно уменьшить риск, так как затраты на доводку новой конструкции турбины (так называемой турбины с осевой линии) могут быть (и очень часто бывают) неприемлемо велики.

Яркий пример эволюционного подхода дает Rolls-Royce. В двигателях семейств RB211 (в эксплуатации с 1972 года) и Trent (в эксплуатации с 1995 года) практически сохранены базовые размеры и конструктивные особенности турбин. Для семейства Trent впервые было применено прямое геометрическое моделирование турбины. При этом с 1545 до 1850К выросла температура перед ротором ТВД.

Несмотря на увеличение конструктивной и технологической сложности турбины, преимущество конструкции обеспечила уменьшение риска доводки.

# Минимизация риска проекта

## **База накопленного опыта**

Независимо от подхода, реализуемого в конкретном проекте, один из принципов конструирования остается неизменным – это максимальное использование накопленного опыта - базы знаний. Опора на прошлый опыт является самым надежным способом снижения технического и финансового риска нового проекта.

У каждой фирмы этот опыт складывается исторически и далеко не всегда он формализован в виде документации. Носителями его являются специалисты, математическое обеспечение и процедуры, используемые в процессе проектирования.

На практике использование базы знаний означает «проектирование в пределах накопленного ранее опыта технических решений»:

- сохранение проверенной эксплуатацией технологии проектирования,
- сохранение принципов конструирования отдельных узлов и деталей - то есть освоенных производственных технологий.

База знаний является одним из основных условий успешной реализации целых семейств турбин в рамках эволюционного подхода к проектированию.

# Минимизация риска проекта

## **Готовность применяемых технологий**

Новые материалы и новые технологии являются ключевым фактором для успеха новых разработок. Использование новой технологии при проектировании турбины требует предварительной – по крайней мере, на трех уровнях – проверки ее готовности к использованию.

Первый уровень – это исследовательский уровень (определение концепции и оценка ее потенциала).

Второй уровень – это технологическая демонстрация в узле (оценивается реализуемость и эффективность технологии при модельных испытаниях узла).

Третий уровень – испытания в системе двигателя (включая длительные циклические испытания).

Зарубежные компании ориентируются на шкалу NASA (Национального агентства по авиационной и космической технике США), которая оценивает уровень готовности технологии в баллах от 0 до 9.

Уровень готовности оценивается в зависимости от уровня экспериментальной проверки технологии. Максимальный (9-й) уровень готовности соответствует минимальной степени риска - проверке технологии в реальной конструкции.

Успешное проведение всех испытаний, к сожалению, еще не дает гарантии надежной эксплуатации с предсказуемым уровнем стоимости обслуживания, так как все условия будущей работы ни предусмотреть, ни воспроизвести невозможно. Однако внедрение новой

# Минимизация риска проекта

Компания GE Aircraft Engines при создании двигателя GE90 провела модельные испытания всех турбин, однако при создании модификации GE90-115В тягой 52 тонны изготовила и вновь провела модельные испытания ТВД и ТНД (новые турбины отличались увеличенной пропускной способностью). При разработке ТВД двигателя GP7000, представляющей геометрическую модель ТВД GE90-115В в масштабе 86% (что соответствует 72% моделирования по расходу), компания все равно провела полные испытания ТВД на модельном стенде для оптимизации зазоров, расходов охлаждающего воздуха и относительного окружного положения сопловых лопаток первой и второй ступеней.

Компания Rolls-Royce при создании всех новых двигателей семейства Trent испытала все новые конструкции ТВД, ТСД и ТНД на полноразмерных турбинных стендах.

Стоимость модельных испытаний турбин очень высока – прежде всего из-за больших отношений давления и расходов рабочего тела, которые необходимо реализовать.

При создании стационарных энергетических турбин большой мощности (в отличие от авиационных) до середины 1990-х годов стадия модельных испытаний часто отсутствовала из-за ее дороговизны. Новые большие стационарные турбины отправлялись в эксплуатацию без какой-либо значительной доводки.

Во второй половине 1990-х годов опыт эксплуатации и повышение уровня сложности внедряемых технологий заставил производителей ввести так называемую стадию «опытно-промышленной эксплуатации», а затем и создать собственные стенды.

# Минимизация риска проекта

Опыт корпорации ALSTOM показал, что стадии «опытно-промышленной эксплуатации» недостаточно для уменьшения риска создания новых высокотемпературных турбин. Доводка в эксплуатации турбины новых энергетических двигателей ALSTOM GT24/GT26 (179/262 МВт) в 1999...2003 г.г. обошлась компании в более чем в пять миллиардов евро. Этот опыт побудил компанию построить полноразмерный стенд для доводки машин большой мощности и ввести специальные корпоративные процедуры для минимизации риска при разработке и внедрении новых турбинных технологий.

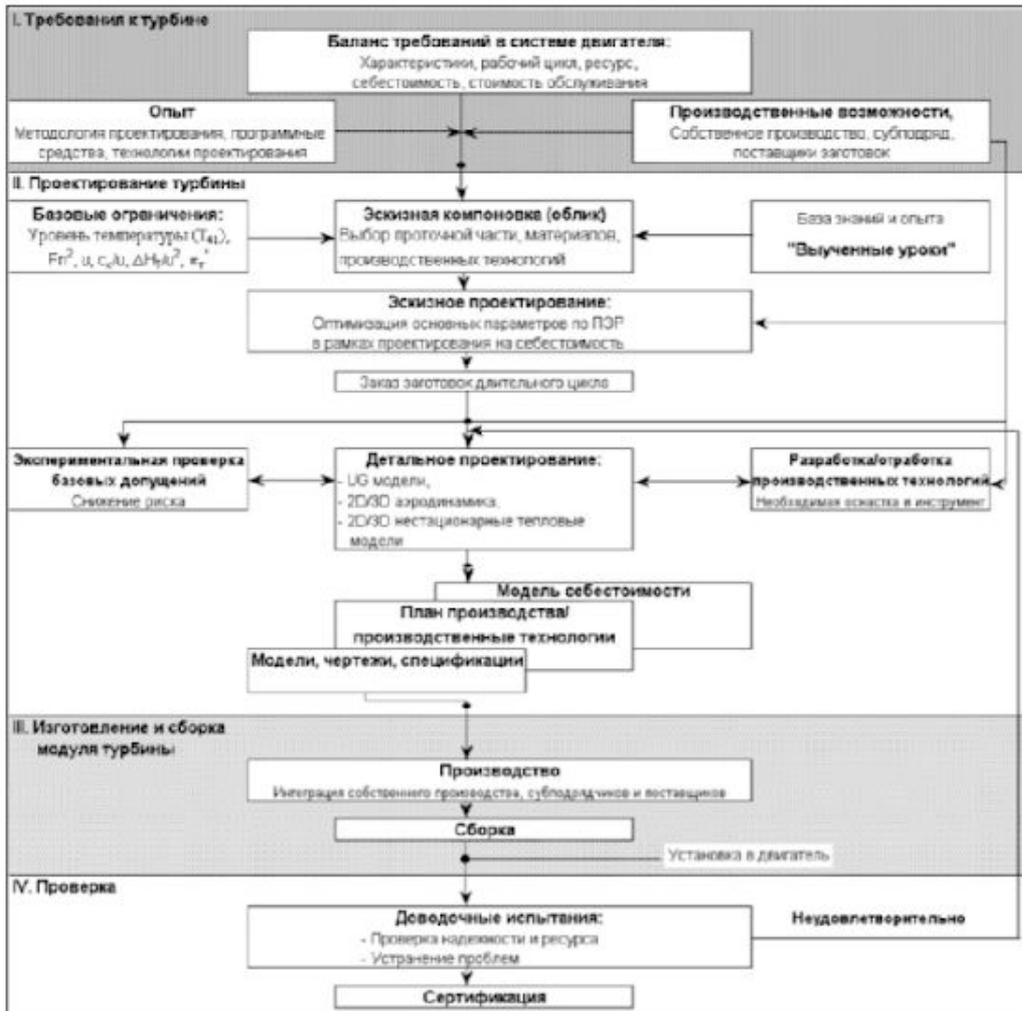
Недооценка риска внедрения новой конструкции и недостаточный объем испытаний привели к проблемам в эксплуатации с турбинами стационарных двигателей серии «F» General Electric Power Systems и к затратам столь же огромного масштаба на замену роторов всего парка двигателей в эксплуатации.

# Ключевые технологии в разработке турбины

К ключевым технологиям, необходимым при разработке турбины, можно отнести:

- проектирование на среднем диаметре (выбор основных параметров);
- аэродинамическое проектирование лопаточных решеток в 2D-постановке (невязкой и вязкой);
- аэродинамическое 3D-моделирование многоступенчатой турбины (невязкое и вязкое);
- моделирование (гидравлический и тепловой расчет) теплового состояния лопаток в 1D, 2D и 3D постановке;
- моделирование (гидравлический и тепловой расчет) теплового состояния роторов и корпусов в 1D, 2D и 3D-постановке;
- цифровое геометрическое (твердотельное) моделирование в инженерной системе высокого уровня (Unigraphics, CATIA);
- эффективные производственные технологии жаропрочных лопаточных сплавов (в том числе направленной кристаллизации и монокристаллических);
- эффективные производственные технологии для литья лопаток с многоходовой петлевой системой охлаждения;
- технологии лопаточных покрытий (теплозащитных и металлических – против окисления и коррозии);
- эффективные производственные технологии порошковых сплавов для роторов;
- технология экспериментальной проверки конструкции турбины, обеспечивающая:
  - идентификацию применяемого математического обеспечения;
  - проверку готовности новой технологии;
  - проверку соответствия требованиям заказчика по долговечности и надежности (посредством сертификационных и длительных испытаний).

# Эффективная организация процесса проектирования



Организация процесса проектирования должна обеспечить выполнение проекта с удержанием стоимости и времени разработки в допустимых пределах.

Общая схема организации процесса разработки турбины

## Эффективная организация процесса проектирования

Основные условия обеспечения эффективности процесса разработки:

- Применение схемы «параллельного инжиниринга» («интегрированной разработки продукта»), в процессе которого параллельно выполняются задачи разработки турбины, выполняемые разными проектными группами (задачи аэродинамического, теплового, прочностного и геометрического проектирования). - Параллельное выполнение задач проектирования и производства (в том числе передача инженерной информации для производства по мере ее готовности, заказ заготовок, технологическая подготовка производства и само производство).
- Проведение технических обзоров (Design Review) состояния проекта для оценки уровня риска. Переход к следующей стадии проектирования возможен только после положительного заключения экспертов.
- Организация информационного обмена между проектными группами посредством системы управления данными о продукте (PDM - Product Data Management).
- Организация базы данных о накопленных знаниях – экспериментальной, аналитической и другой проектной информации.
- Гибкость проектных программ, обеспечивающая возможность использования их как в проектных задачах, так и при анализе эксперимента. Эта гибкость обеспечивает как системность в подходе к проектированию, так и экономию.

## Эффективная организация процесса проектирования

- Наличие альтернативных алгоритмов (в том числе базирующихся на эксперименте) для одних и тех же концептуальных задач. Этот подход обеспечивает наиболее системный и объективный анализ проблем проектирования.
- Возможность запоминания (архивирования) и последующего воспроизведения интерактивных дизайн-сессий для нового использования. Эта возможность позволяет значительно экономить время на решении некоторых стандартных задач, а главное – вернуться к исходной точке при ухудшении характеристик в ходе проектирования (особенно при 2D аэродинамическом проектировании).
- Возможность объединения сложных методов анализа в единую систему, использующую одну базу данных. Это объединение позволяет существенно сократить непроизводительные затраты времени на передачу данных из одной программы в другую