

ПОВЫШЕНИЕ НАДЁЖНОСТИ НАПРАВЛЯЮЩИХ АППАРАТОВ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Рассмотрены условия работы направляющих аппаратов высокотемпературных газовых турбин. Предложены направления модернизации их конструкции, технологии изготовления и условий эксплуатации, обеспечивающие увеличение межремонтного срока службы.

Современные газотурбинные установки (ГТУ) отличаются большим разнообразием конструкций и типов, теплоносителей и назначений.

Напряжённость основных деталей ГТУ определяется их конструктивными различиями, технологией изготовления и условиями эксплуатации. При этом следует учитывать, что современные газотурбинные блоки за время службы претерпевают большое число быстропротекающих пусков и остановок, значительный период времени работают при нестационарных режимах, что резко повышает нагрузки на детали установок.

К числу факторов, определяющих выбор конструкции и материалов для элементов турбомашин, относятся рабочая температура деталей, уровень её неравномерности, характеристики видов топлива, степень маневренности энергоблоков.

Следует отметить особо тяжёлые условия работы направляющих аппаратов газовых турбин, подвергающихся воздействию высоких термоциклических нагрузок. В отличие от рабочих венцов, температура которых мало отличается от температуры теплоносителя при стационарных режимах эксплуатации установок, отдельные направляющие лопатки (НЛ) могут иметь температуру на $100...150^{\circ}\text{C}$ выше средней температуры газа [2]. Так как НЛ обладают достаточно большой площадью профиля, изменение температуры газа при пуске, останове и переходных процессах эксплуатации вызывает в них большие термические нагрузки, которые налагаются на изгибающие напряжения высокого уровня. По этой причине для НЛ ГТУ характерны термоусталостные напряжения, способствующие образованию кромочных трещин.

Необходимо учитывать и следующее явление. При нестационарных режимах эксплуатации – резком изменении температуры рабочего тела – входные и выходные кромки НЛ нагреваются значительно быстрее, чем средняя часть профиля, и поэтому оказываются наиболее нагруженными участками. Температура входной и выходной кромок изменяется практически одновременно с температурой газа (разность составляет несколько десятков градусов). Наибольшие напряжения возникают в кромках со стороны выпуклой части лопаток (при пуске – напряжения сжатия, при останове – напряжения растяжения). Это создаёт нагружение ободов направляющего аппарата в местах концентрации, что также способствует образованию термоусталостных трещин (рис. 1, 2).

Важно также учитывать, что для охлаждаемых лопаток характерны следующие процессы. При стационарном режиме эксплуатации ГТУ наблюдаются значительные температурные градиенты, постоянные во времени. В этих условиях происходит релаксация напряжений, что способствует прогрессирующему изгибу кромки сопловой лопатки, а при высоких термических нагрузках и всего её профиля.

Кроме того, конструкциям многих образцов ободов направляющих аппаратов газовых турбин свойственны значительные концентрации напряжений от каналов, выполненных для монтажа НЛ и подвода к ним охлаждающего агента.

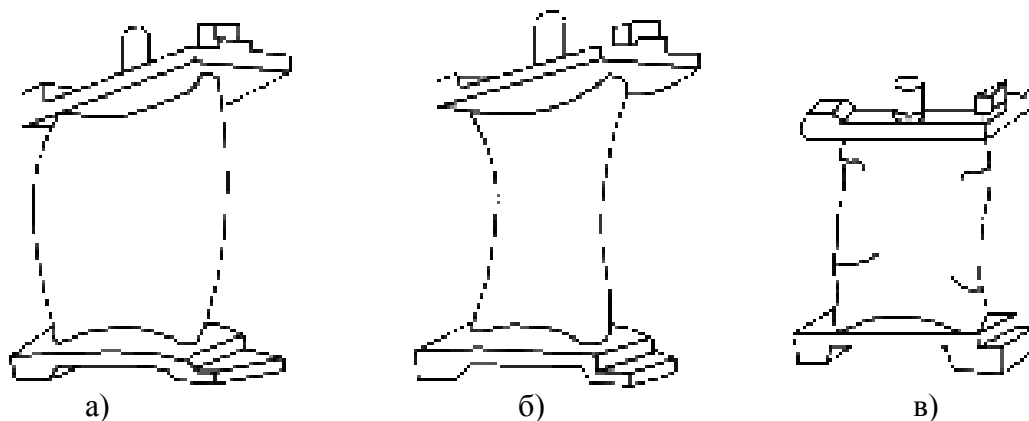


Рис. 1. Схема образования термической усталости в сопловых лопатках [3]:
 а – после увеличения частоты вращения турбины (раскрутки); б – после снижения частоты вращения;
 в – после повышения и понижения частоты вращения (с появлением трещин в лопатке)

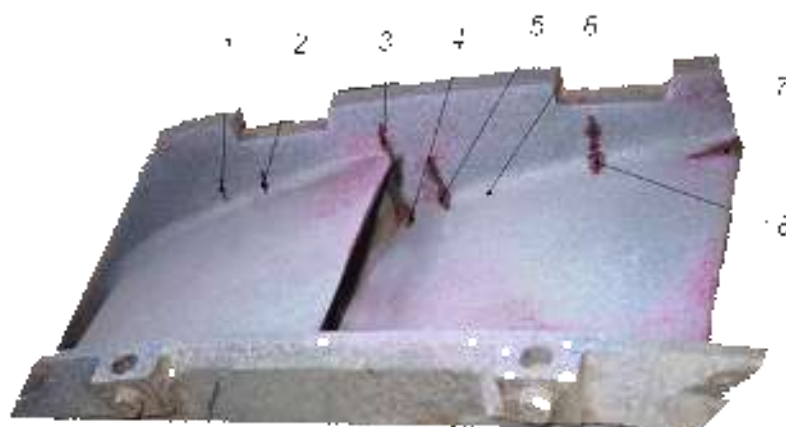


Рис. 2. Последствия термической усталости в направляющем аппарате ГТУ:
 1 – 8 – трещины в сегменте сопловых лопаток

В связи с изложенным увеличение моторесурса энергоприводных машин, например работающих на компрессорных станциях магистральных газопроводов, является актуальной проблемой. Рассмотрим некоторые способы повышения эксплуатационной надёжности направляющих аппаратов (НА) высокотемпературных ГТУ.

1. Совершенствование конструкции направляющего аппарата.

1.1. С целью интенсификации теплообмена охлаждаемые каналы сопловых аппаратов целесообразно оснащать специальными вставками-дефлекторами, обеспечивающими поперечное течение охлаждающего воздуха (рис.3).

Их назначение – прижать поток воздуха непосредственно к охлаждаемым поверхностям и уменьшить проходное сечение. При постоянном расходе охлаждающего агента и турбулентном течении интенсификация достигается повышением плотности тока. Так, при уменьшении дефлектором площади проходного сечения в 2 раза теплоотдача возрастает примерно в 2,4 раза [4]. Установка дефлектора также способствует большему использованию хладозапаса воздуха.

Коэффициенты теплоотдачи от стенок лопаток к охлаждающему агенту существенно различаются на отдельных участках внутреннего обвода профиля (рис.4).

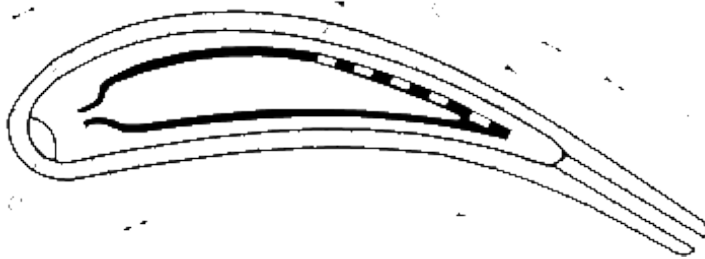


Рис. 3. Схема расположения участков и каналов охлаждения в сопловой лопатке дефлекторного типа [4]:

1 – участок охлаждения входной кромки; 2 – участок охлаждения корыта и спинки лопатки; 3 – участок воздушной полости за кормой дефлектора; 4 – участок выпускных каналов в выходной кромке; 5 – участок струйного охлаждения через перфорированную стенку дефлектора; 6 – ребра у входной кромки

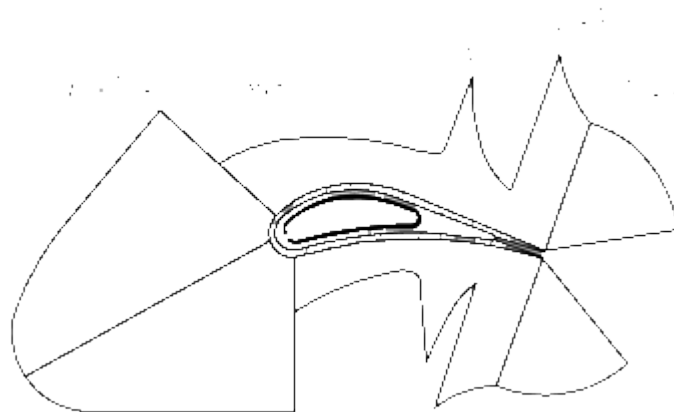


Рис. 4. Схема поля распределения коэффициентов теплоотдачи на профиле сопловой лопатки со стороны охлаждающего воздуха [4]

но создание продольных рёбер жёсткости, увеличивающих теплосъёмную поверхность и выполняющих роль турбулизаторов потока, что повысит интенсивность теплоотдачи в 3...5 раз [4]. Возможно с той же целью размещение в межрёберных каналах (на участке между выпуклой и вогнутой частями профиля) выступов цилиндрической («штырьки») или конической («бугорки») формы, которые следует располагать по коридорной схеме.

Выполнение в выходных кромках профильных каналов зигзагообразной формы обеспечит на рассматриваемом участке достаточно высокую интенсивность теплоотдачи (рис. 5а). Придание таким каналам перекрещивающейся формы (рис. 5б) позволит дополнительно активизировать этот процесс.

Таким образом, можно рекомендовать применять комбинированный способ снижения теплонапряжённости выходной области как сопловых, так и рабочих лопаток: на предвключенном к выходным кромкам участке располагать штырьковые турбулизаторы в оребренных каналах, а в зоне выходной кромки использовать одно из приведенных на рис. 5 конструктивных решений.

Подобное конструктивное оформление области выходных кромок охлаждаемых турбинных решёток следует выполнять и в лопатках, не оборудованных дефлекторами.

Поэтому их целесообразно автономно оценивать для области входной кромки (рис.3), каналов вдоль спинки и вогнутой части лопатки, зоны струйного охлаждения оребренного участка 1, который имеет такую конструкцию с целью повышения локального коэффициента теплопередачи в области входной кромки, а также зоны выходной кромки сопловой лопатки.

На участке 5 (рис.3) контур спинки лопатки охлаждается через перфорированную стенку дефлектора. В области 3 профиля смешиваются потоки охлаждающего воздуха, вытекающего в эту зону из щелей, расположенных вдоль спинки, и вогнутой части. Характер течения и теплоотдачи на этом участке зависит от формы кормовой части дефлектора, степени конфузности предкромочного канала охлаждаемой лопатки. На данном участке целесообразно

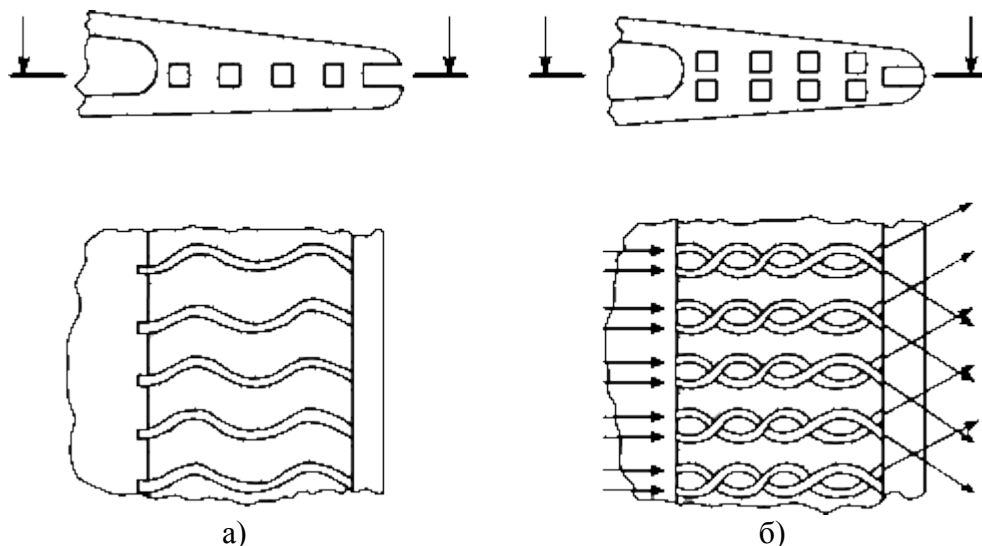


Рис. 5. Схемы интенсификации теплосъёма в охлаждающих каналах выходных кромок лопаток [4]: а – зигзаг-каналы; б – перекрещивающиеся зигзаг-каналы

В ряде случаев для интенсификации процесса охлаждения лопаточных профилей следует, наряду с внутренним конвективным охлаждением, предусмотреть внешнее (плёночное) охлаждение их выпуклой поверхности.

1.2. С целью уменьшения теплоотвода от НЛ к ободу целесообразно уменьшать поверхность контакта между ними и как следствие корпусом турбины. Для этого в верхнем и нижнем кольцевых поясах НА следует создать охлаждаемые полости А (рис.6). Данные камеры желательно выполнить с несколько большими площадями, чем соответственно в периферийном и корневом сечениях НЛ. Это будет способствовать лучшему демпфированию тепловых деформаций при термоциклическом изменении размеров кромок лопаток при нестационарных режимах эксплуатации энергоблоков.

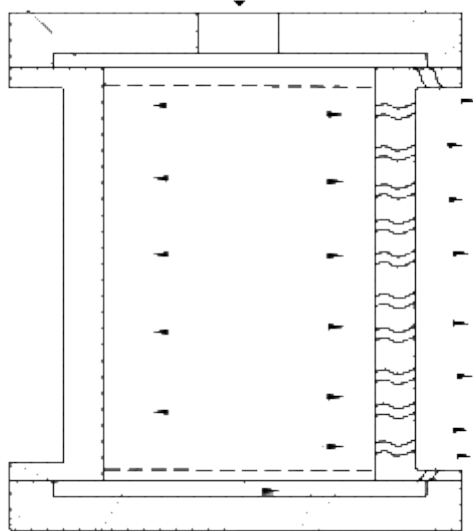


Рис. 6. Сопловая лопатка с простейшей формой охлаждения: 1 – верхняя полка; 2 – сопловая лопатка; 3 – охлаждающий канал; 4 – рёбра со штырьками; 5 – каналы для плёночного охлаждения спинки лопатки; 6 – нижняя полка

ных термоциклических зонах газоподводящего

Кроме того, прокачка воздуха через камеры внешнего и внутреннего обводов НА способствует их охлаждению. Хладагент выходит из камер через отверстия диаметром 1,5...2,0 мм, выполненные за выходными кромками лопаток под углом $20...30^\circ$ к внешней поверхности проточной части, что способствует как снижению концентрации напряжений в ободах НА [2], так и уменьшению деформации основного газового потока.

1.3. Для снижения теплоотвода в области корневой и периферийной воздушных камер А (рис. 6) ободы оборудуются полками 1 и 6 из жаропрочной стали. Тепловое сопротивление стыков этих полок с корпусом турбины и НЛ существенно сократит теплоотвод и как следствие снизит тепловые напряжения в экстремаль-

тракта ГТУ.

1.4. Одним из эффективных способов поддержания равномерного температурного поля вдоль профиля охлаждаемой лопатки, работающей при переменных режимах эксплуатации, является оборудование её устройством, описанном в а.с. 1464586 [1].

Предложенный принцип стабилизации температурного поля заключается в следующем. Охлаждаемая лопатка газовой турбины (рис. 7а) содержит перо, имеющее каналы К для поступления охлаждающей среды и её выхода.

По поверхности 5 внутренней полости пера лопатки 1 консольно закреплены пластины 3 из материала с памятью формы, свободные концы 4 которых отогнуты к поверхности 5. При режимах с пониженной температурой газа перед турбиной охлаждающая среда проходит по каналу 2, охлаждая перо 1. При этом свободные концы 4 пластин 3 отогнуты к внутренней поверхности 5 (рис. 7б). При увеличении температуры газа перед турбиной температуры пера и пластин увеличиваются. В материале пластин происходит мартенситное превращение, их свободные концы отходят от внутренней поверхности, дополнительно турбулизируют охлаждающую среду, повышая эффективность охлаждения лопатки (рис. 7в). Аналогичный эффект наблюдается при появлении локального перегрева в какой-либо точке сопловой лопатки, например при попадании на её поверхность конденсата из камеры сгорания и др.

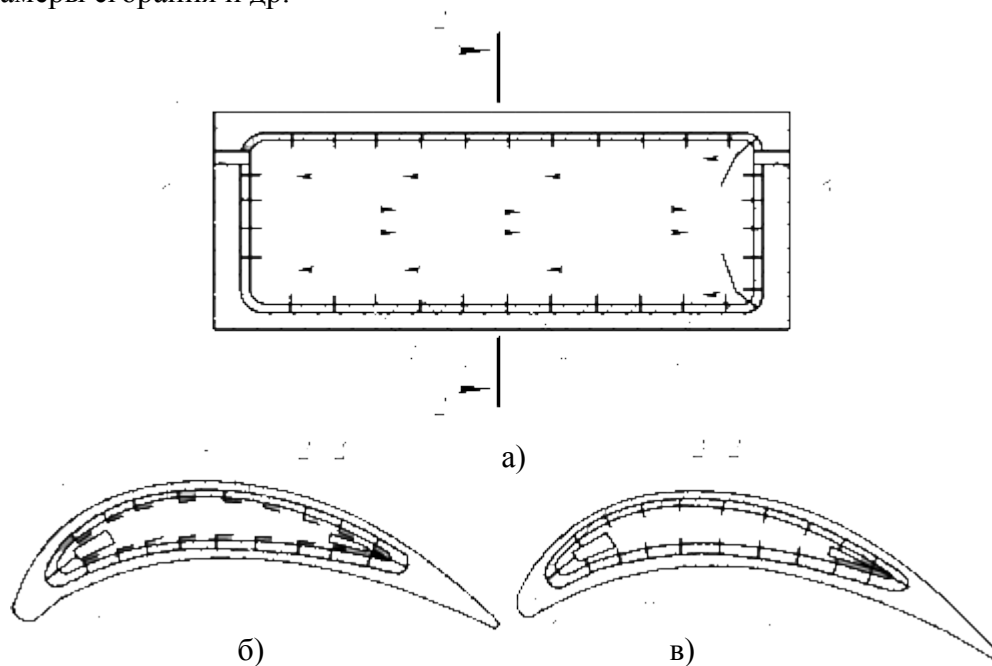


Рис. 7. Охлаждаемая лопатка газовой турбины

2. Совершенствование технологического процесса изготовления НА. Используемые для НА жаропрочные материалы после изготовления изделия следует покрывать специальным теплозащитным составом, который для уменьшения температуры металла должен обладать низкой теплопроводностью, малой плотностью, высокой отражательной способностью и выдерживать циклические нагрузки.

Для изготовления НА применяют сплавы на никелевой основе: ЖСЗ, АНВ-300, ЖС6-К, ЖС6У и др., - а также сплав ЛК4 на кобальтовой основе (преимущественно для сопловых лопаток второй ступени турбины).

Кобальтовые сплавы (X40, X45, MAR-M-509 и др.) применяются для НЛ турбин США в связи с их жаропрочностью, обусловленной повышенным содержанием хрома, а также с учётом того, что при температуре 1100°C литые кобальтовые сплавы не уступают по жаропрочности литым сплавам на никелевой основе.

Жаропрочный материал с покрытием представляет собой композит, термическая обработка которого должна быть оптимальной для каждой составляющей.

Процесс термообработки НА с покрытиями, обеспечивающими защиту металла от высокотемпературной коррозии, тепловых нагрузок и увеличение его износостойкости, состоит из трёх стадий: термообработки перед нанесением покрытия, диффузионного отжига и восстановительной стадии термообработки.

Термическую обработку следует провести перед нанесением электронно-лучевого покрытия, выполнив закалку с одноступенчатым старением. Так, для сплава ХН70ВМТЮФ (ЭИ826) можно рекомендовать следующий режим термической обработки: 1180 °С – 6 ч, 800 °С – 10 ч. После этого наносится покрытие, далее осуществляется отжиг: при 1050 °С – в течение 6 ч, 1000 °С – 1 ч, 850 °С – 15 ч [2].

Диффузионный отжиг следует выполнять с учётом конкретного состава покрываемого сплава. Восстановительная термообработка лопаток с покрытием должна обеспечить необходимые структуру и свойства состава покрытия без ухудшения свойств основного металла.

В качестве теплозащитных можно использовать двухслойные покрытия толщиной 0,3 мм, наружный слой которых состоит из окиси циркония (ZrO_2), а в качестве металлического связующего подслоя наносится сплав Co – Cr – Al – Y (содержание хрома – 20 %) путём его электронно-лучевого осаждения в вакууме. Это обеспечит 5 – 6-кратное повышение долговечности материала при уровнях термического напряжения 200...500 МПа, что резко увеличит межремонтный ресурс газопускового тракта турбоагрегата [2].

3. Оптимизация режима работы камеры сгорания. Термические напряжения в НА ГТУ выше, чем в рабочих лопатках, так как они непосредственно воспринимают поток газов из камеры сгорания, в котором может быть несгоревший конденсат (это указывает на необходимость качественного регулирования процесса горения).

Температурное поле за камерой сгорания определяется характером подвода вторичного воздуха и организацией сжигания топлива в первичной зоне. С точки зрения надёжности НА и рабочего колеса наилучшим следует считать изменение температуры по длине лопаток, при котором температура газов к корневому сечению лопаток уменьшается [3].

В период пуска ГТУ следует предусмотреть возможность подачи в камеру сгорания определённого количества воды с целью снижения значительных «забросов» температуры и уровня неравномерности температур в НА, наблюдающихся при пусковых режимах.

Таким образом, предложенные конструктивные и технологические решения, а также рекомендуемые условия эксплуатации позволят в значительной степени улучшить тепловое состояние направляющих аппаратов высокотемпературных ГТУ при нестационарных режимах, что существенно повысит работоспособность и эффективность энергомеханического оборудования, увеличит межремонтные сроки его работы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. А.с. 1464586 РФ. Охлаждаемая лопатка газовой турбины / А.М. Дроконов, Ю.И. Фокин, В.В. Тарасов. - опубл. 8.08.88.
2. Гецов, Л.Б. Материалы и прочность деталей газовых турбин / Л.Б. Гецов. – М.: Недра, 1996. – 591с.
3. Скубачевский, Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчёт деталей / Г.С. Скубачевский. – М.: Машиностроение, 1981. – 550с.
4. Теплопередача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей / В.И. Локай, М.Н. Бодунов, В.В. Жуйков, Д.В. Щукин. – М.: Машиностроение, 1993. – 228с.

Материал поступил в редколлегию 26.03.07.