

УДК 621.751+621.438

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕРМОПЛАСТИЧЕСКОГО УПРОЧНЕНИЯ ДЛЯ ВОССТАНОВЛЕНИЯ УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ДИСКОВ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

© 2014 М. А. Вишняков

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В статье основное внимание уделено исследованию целесообразности применения метода термопластического упрочнения (ТПУ) для восстановления работоспособности ответственных деталей газотурбинных двигателей (ГТД), отработавших свой ресурс. Для этого на первом этапе выполнен анализ известных технологий ремонта, основной целью которых оказалось повышение работоспособности деталей путём восстановления механических характеристик их материала. Установлено, что применяемые технологии не позволяют достичь поставленной цели. Причинами этого являются формирование в поверхностном слое детали растягивающих остаточных напряжений, а также искажение структуры материала детали и, как следствие, уменьшение его механических характеристик. Метод термопластического упрочнения позволяет создать в поверхностном слое благоприятные сжимающие остаточные напряжения при сохранении исходной структуры материала. Проведённые испытания на усталость подтвердили эффективность применения метода термопластического упрочнения на заключительном этапе технологии восстановления работоспособности детали. Показано, что пределы выносливости новых деталей и восстановленных по предложенной технологии ремонта с применением метода термопластического упрочнения отличаются между собой на 5 %.

Газотурбинный двигатель, диск турбины, ремонтная технология, термопластическое упрочнение, сопротивление усталости.

Опыт эксплуатации газотурбинных двигателей (ГТД) показал, что большинство деталей, в частности, лопатки и диски компрессоров и турбин подвержены воздействию знакопеременных нагрузок, результатом которых, как правило, является возникновение и развитие усталостных трещин, которые создают в дальнейшем предпосылки для хрупкого разрушения [1]. Известно, что поломка дисков турбин не носит локального характера и может привести к выходу из строя всего двигателя.

Практика показала, что в условиях рынка проблема увеличения срока эксплуатации наиболее ответственных и дорогостоящих деталей ГТД должна решаться не только за счёт постановки на изделия новых деталей взамен изношенных, но и путём разработки и внедрения в производство таких технологических решений, которые обеспечивали бы эффективное восстановление вышедших из строя деталей. Эта задача вызвана необ-

ходимостью увеличения надёжности ответственных деталей авиадвигателей, а также высокой стоимостью их изготовления.

С целью увеличения номенклатуры восстанавливаемых деталей необходимо, во-первых, совершенствовать известные методы, во-вторых, внедрять в производство новые эффективные технологические процессы восстановления.

Современные технологические процессы изготовления деталей ГТД предполагают применение большого набора традиционных методов механической, термической, а также упрочняющей обработки [2, 3]. Последние, как правило, основаны на поверхностном пластическом деформировании (ППД) и предназначены для увеличения срока службы детали. Однако в процессе эксплуатации указанных выше деталей из-за воздействия на них высоких температур показатели напряжённо-деформированного состояния поверхностного слоя, созданные при ППД, с

течением короткого времени существенно уменьшаются. По этой причине они не нашли широкого применения для повышения работоспособности деталей, работающих при переменных нагрузках в условиях повышенных температур.

В настоящее время существует ряд научных работ, в которых авторы считают целесообразным подойти к рассматриваемым вопросам с точки зрения восстановления прочностных характеристик материала тех деталей, которые в результате эксплуатации получили разного рода механические повреждения или отработали свой ресурс.

Например, в работе [4] рассматриваются вопросы увеличения предела ограниченной выносливости рабочих лопаток турбин и компрессоров газоперекачивающих агрегатов (ГПА) методом сварки. Такое решение базируется на предположении, что технология ремонта обеспечит равнопрочность новой и отремонтированной лопаток с учётом различия механических свойств основного металла и наплавки. В качестве объектов рассматриваются лопатки, имеющие повреждения на входной кромке в виде забоин.

Эффективность технологии восстановления была исследована путём определения сопротивления усталостной прочности новых и отремонтированных сваркой рабочих лопаток турбины из жаропрочных сталей и сплавов.

В результате испытаний на усталость лопаток из сплава ХН77ТЮР установлено, что новые лопатки разрушаются по входной кромке и имеют предел ограниченной выносливости $\sigma_{-1}=250$ МПа на базе $N=2 \cdot 10^7$ циклов. Все отремонтированные лопатки разрушаются по сварке и имеют величину указанной характеристики на уровне $\sigma_{-1}=155$ МПа.

Таким образом, недостаточная степень восстановления сопротивления усталости отремонтированных лопаток по сравнению с новыми, выразившаяся в различии механических свойств основного сплава и наплавки, является наиболее

вероятной причиной разрушения лопаток из указанного материала.

В последние годы при разработке технологий восстановления усталостной долговечности деталей ГТД получила распространение лазерная обработка. В работе [5] авторы приводят результаты испытаний на усталость лопаток после газотермического покрытия с последующей лазерной обработкой. Их предел выносливости составил $\sigma_{-1}=100$ МПа. Зарождение усталостной трещины происходит на границе раздела покрытие-основа, а её движение – в направлении, перпендикулярном торцу. Причиной низкого сопротивления усталости, по-видимому, являются растягивающие остаточные напряжения. Последующие за этим исследования показали, что предел выносливости лопаток после лазерной обработки, отжига и виброгалтовки может достигать $\sigma_{-1}=200$ МПа. Однако это соответствует только возможностям лопаток со средней наработкой.

Таким образом, анализ известных результатов исследований, проведённых в различных работах, свидетельствует о том, что основной задачей, которую ставили перед собой большинство авторов, является создание ремонтной технологии для вышедших из строя высоко нагруженных деталей ГТД только на уровне восстановления целостности их материала при определённом воспроизведении его механических характеристик. Следствием этого должно было быть повышение сопротивления усталости отремонтированных деталей. Для целого ряда деталей ГТД решение проблемы только на таком уровне бывает не всегда достаточно, так как не обеспечивает необходимого повышения их работоспособности. Отдельные попытки, связанные с применением упрочняющих методов обработки, как видно из приведённых результатов исследований, не привели к требуемому результату: сближению пределов выносливости восстановленных и новых деталей. Предлагая один из эффективных технологических методов упрочняющей обработ-

ки, а именно термопластическое упрочнение на заключительной стадии ремонта, данные исследования позволяют решить вопрос восстановления деталей более полно: создать ремонтную технологию, обеспечивающую повышение выносливости восстановленных деталей до уровня новых.

Как было отмечено ранее, наиболее нагруженными деталями ГТД, определяющими работоспособность всего двигателя, являются диски и лопатки компрессора и турбины. Они подвержены действию статических и знакопеременных нагрузок и работают в условиях агрессивной газовой среды при повышенных температурах. Элементы соединения лопаток с дисками (замки лопаток и пазы дисков) испытывают, кроме того, высокие контактные нагрузки.

Соединение рабочих лопаток турбины с ёлочным пазом диска – одно из наиболее напряжённых и ответственных мест во всей конструкции газовой турбины. Практика длительной эксплуатации газотурбинных установок показала, что наиболее слабым элементом ёлочного паза является его верхняя впадина. Трещина, как результат потери прочности материала, появляется на некотором расстоянии от торца паза со стороны входа газового потока и распространяется вдоль впадины.

С целью выявления особенностей и характера излома были исследованы фрагменты выступа замковой части диска турбины высокого давления газоперекачивающего агрегата ГТК-10-4. На всех фрагментах в верхней впадине со стороны входа обнаружены трещины протяжённостью 15–20 мм с выходом на торец (рис. 1). Анализ излома проводился по участку раскрытой трещины длиной 8-10 мм, прилегающему к торцевой поверхности фрагмента диска. Установлено, что поверхность излома сглаженная, без следов пластической деформации – усталостного характера. По мере роста трещины шероховатость поверхности излома увеличивается, что свидетельствует о перераспреде-

лении нагрузок. Фронт распространения трещины имеет эллиптическую форму, что характерно для усталостного разрушения. Очаг разрушения расположен во впадине первого зуба замковой части диска на расстоянии ~ 5 мм от входного торца (рис. 1). Микроисследования, проведённые на микроскопе «Neophot 22», показали, что трещина заполнена продуктами окисления и распространяется на глубину ~ 5 мм (рис. 2). Разрушение выступа диска по телу первичного аустенитного зерна материала также подтверждает усталостный характер разрушения.



Рис. 1. Фрагмент излома замковой части диска турбины



Рис. 2. Трещина в пазу замковой части диска турбины ГПА ГТК-10-4 из стали 20Х12ВНМФ со стороны входного торца. $\times 10$

Причин возникновения усталостного разрушения в верхней впадине замковой части диска может быть несколько. Одной из них является то, что впадины паза, являясь концентраторами напряжений, испытывают наибольшее воздействие всех нагрузок. При этом реальные условия эксплуатации свидетельствуют о том, что рабочие напряжения на зубья паза возрастают в направлении от нижней впадины к верхней. Под воздействием газового потока усилия вдоль линии контакта зубьев могут перераспределяться таким образом, что они становятся наибольшими со стороны входа газа.

Другим фактором, влияющим на величину напряжений в разных зубьях, является клиновидная форма замка лопатки с различной степенью перераспределения напряжений по его сечениям.

Большое влияние на напряженно-деформированное состояние во впадинах паза диска оказывают вибронпряжения, возникающие в процессе эксплуатации под воздействием изменяющихся нагрузок.

Как уже было отмечено, наиболее характерным дефектом турбинного диска из жаропрочной стали 20X12ВНМФ является трещина в верхней впадине ёлочного паза. В настоящее время в производстве делается попытка ликвидации таких трещин с помощью их заварки. Такая технология ремонта имеет, среди прочих, два серьезных недостатка: сварка, во-первых, создает в области нагрева поле значительных по величине остаточных напряжений растяжения, удалить которые полностью практически невозможно, а во-вторых, в процессе нагрева происходят негативные структурные и фазовые превращения, уменьшающие механические характеристики материала детали. Указанные явления отрицательно сказываются на долговечности работы всего ремонтного диска. С целью устранения этих недостатков на заключительной стадии технологии восстановления целесообразно предусмотреть применение термопластического упрочнения. Использование данного ме-

тода позволит «подавить» наведённые при сварке негативные растягивающие напряжения, восстановить первоначальную равновесную структуру материала и создать новое напряженно-деформированное состояние, благоприятное с точки зрения работоспособности диска.

В этой связи для определения эффективности применения процесса термопластического упрочнения (ТПУ) в общей технологии восстановления было решено провести сравнительные испытания на усталость. Для этого были подготовлены две партии специальных образцов (рис. 3), обработанных по следующим вариантам: 1) отжиг (после мех. обработки) + получение усталостной трещины + заварка трещины + отжиг; 2) отжиг + получение трещины + заварка трещины + отжиг + ТПУ.

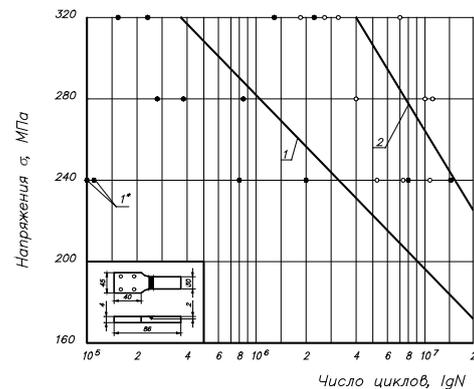


Рис. 3. Предел выносливости плоских образцов из 20X12ВНМФ: 1 – сварка+отжиг; 2 – сварка+отжиг+ТПУ; 1* – образец с остатками трещины+сварка+отжиг+ТПУ. Режим ТПУ: $T = 700^{\circ}\text{C}$, $P = 0,48-0,50 \text{ МПа}$, $\tau = 13 \text{ мин}$.

Оба варианта образцов после механической обработки были отожжены для снятия внутренних напряжений. После отжига они были подвергнуты усталостным нагрузкам для получения соответствующих трещин. Продолжительность воздействия нагрузок выбиралась из условия получения трещины по глубине, равной половине толщины образца. Место образования трещины разделялось та-

ким образом, чтобы полностью устранить её следы. После этого производилась заварка полученной впадины с последующей слесарной зачисткой выступающих частей сварного шва (рис. 3). Для снятия сварочных остаточных напряжений образцы обеих партий после сварки подвергались отжигу по режиму: нагрев до температуры $750-760^{\circ}\text{C}$ в течение 0,5 часа, естественное остывание под асбестовым полотном в течение 6 часов.

Вторая партия образцов после отжига была термоупрочнена на режиме: $T = 700^{\circ}\text{C}$, $P = 0,48-0,50$ МПа, $\tau = 13$ мин. С целью воспроизведения реальных условий термоупрочнения пазов диска турбины была выбрана схема ТПУ, обеспечивающая одностороннее охлаждение при упрочнении усталостных образцов. Испытания проходили при колебании образца по основному тону при частоте $f = 900-1000$ Гц. На рис. 3 показаны изменения предела ограниченной выносливости образцов на базе $N = 2 \cdot 10^7$. Из графиков видно, что выносливость образцов, подвергнутых термоупрочнению после сварки, составляет $\sigma_{-1} = 220$ МПа, что на 29,4 % больше, чем у неупрочненных образцов ($\sigma_{-1} = 170$ МПа). Основной причиной этого явления можно считать наведение остаточных напряжений сжатия, которые не только устраняют растягивающие остаточные напряжения, образовавшиеся после сварки, но и создают соответствующее поле благоприятных напряжений.

Проведение испытаний на усталость образцов с заваренными трещинами без и с последующим термоупрочнением свидетельствует об эффективности процесса упрочнения. Учитывая, что нагрев и охлаждение при термопластическом упрочнении осуществляются со стороны входного торца выступа паза, важным обстоятельством является равномерный прогрев паза диска на необходимую глубину при соответствующей эффективности охлаждения.

С целью подтверждения влияния тщательности удаления на выступе паза трещины, появившейся в процессе эксплуатации, среди образцов первой партии были изготовлены такие, на которых оставались следы указанной трещины (вариант 1*). Испытания на усталость позволили выявить следующую закономерность. Образцы, в которых заваренная эксплуатационная трещина не была до конца выбрана механическим путём, показали значительно более низкую долговечность по сравнению с теми образцами, где следов такой трещины после её удаления и последующей заварки не осталось. Таким образом, процессы подготовки образца и заварки удалённой в результате механической обработки части выступа паза играют существенную роль в восстановлении целостности выступа и продлении работоспособности диска в целом.

Исследования поверхностного слоя, проведённые с целью проверки сохранения физических характеристик материала диска, проработавшего в составе изделия 50–60 тыс. часов, выявили повышение микротвёрдости поверхностного слоя выступа паза по сравнению с его сердцевиной на 10–15 % (исходная твёрдость в сердцевине составила $\text{HRc} = 29-32$, на поверхности после наработки – $\text{HRc} = 32-38$). Последующий спектральный анализ показал, что содержание углерода на поверхности фрагмента диска составляет до 0,8 % вместо допустимых 0,23%. Толщина слоя металла с повышенной микротвёрдостью составляет 0,2–0,3 мм. Ясно, что избыточный углерод, внедряясь в кристаллическую решетку металла, является причиной повышения твёрдости поверхностного слоя, а последний, испытывая при эксплуатации значительные температурно-силовые нагрузки, становится потенциальным источником образования в нём микротрещин с последующим их развитием в усталостные трещины.

Таким образом, рекомендуемая технология ремонта пазов и восстановления работоспособности всего диска турбины

из жаропрочной стали 20X12ВНМФ состоит из следующих основных этапов:

- удаление части выступа с трещиной; операцию можно предварительно выполнить электрической дрелью с шарошкой с последующим окончательным устранением трещины слесарным методом. После этого необходимо проконтролировать обработанную поверхность на наличие трещины. В качестве контрольного можно использовать токовихревой прибор ВДМ-2М или цветную дефектоскопию;

- прогрев завариваемой части зуба газовой горелкой с контролем температуры нагрева с помощью контактной хромель-капелевой (ХК) термопары;

- заварка удалённой части металла; указанную операцию проводить методом ручной дуговой сварки с подогревом места наплавки в непрерывном режиме, материал электрода – Э12Х11НМФ или Э14Х11НМФ; допускается наплавка аргоно-дуговой сваркой не расплавляющимся вольфрамовым электродом с присадочной проволокой из Св12Х11НМФ или Св10Х11НМФ и непрерывным подогревом. Материалы, применяемые при сварке электродов, по химическому составу и механическим свойствам близки по своим характеристикам к основному материалу ремонтируемого диска;

- естественное остывание локальной зоны зуба; контроль температуры с помощью ХК контактной термопары;

- отжиг локальной зоны нагрева с помощью газовой горелки с последующим накрытием асбестовым полотном и естественным остыванием на воздухе; контроль температур – контактной термопарой ХК;

- слесарная доработка паза с целью восстановления геометрии замкового соединения диска и лопатки соответствующей ступени и удаление тонкого поверхностного слоя металла (0,2–0,3 мм) с повышенной твёрдостью; в качестве инструмента применять напильники, надфили и шлифовальную шкурку;

- дефектоскопия заваренной части зуба с проверкой твёрдости наплавленно-го места; при контроле использовать, например, прибор ВДМ-2М, а при определении твёрдости – прибор типа ПМТ (твёрдость должна составлять HRC = 25-30);

- термопластическое упрочнение паза диска на оптимальном режиме: температура нагрева $T = 700^{\circ}\text{C}$, давление охлаждающей жидкости $P = 0,48-0,50$ МПа, время нагрева $\tau = 13$ мин, расстояние от горелки до торца нагреваемого зуба должно составлять $L_{\text{гор}} = 160-180$ мм, а расстояние от спрейера до торца – $L_{\text{спр}} = 50-55$ мм.

Данная технология ремонта отработана на образцах, испытание на усталость которых показало возможность существенного увеличения усталостной долговечности отремонтированного диска.

Таким образом, рекомендуемая технология ремонта пазов и восстановления работоспособности дисков турбины состоит в следующем:

- удаление части выступа с трещиной;

- восстановление целостности выступа путем заварки удаленного металла;

- слесарная доработка паза с целью восстановления геометрии замкового соединения диска и лопатки соответствующей ступени и удаление тонкого поверхностного слоя металла с повышенной твёрдостью;

- местный отжиг заваренной части выступа с целью снятия сварочных растягивающих напряжений;

- термопластическое упрочнение паза диска на оптимальном режиме.

Испытания на усталость новых образцов, без термопластического упрочнения, показали, что их сопротивление усталостному разрушению составляет $\sigma_{-1} = 230$ МПа. Таким образом, видно, что в результате термопластического упрочнения выносливость образцов с заваренными трещинами ($\sigma_{-1} = 220$ МПа) практически мало отличается от усталостной прочно-

сти новых образцов без ТПУ, не имеющих усталостных трещин. Следовательно, процесс термоупрочнения позволяет существенным образом восстановить работоспособность ремонтных дисков.

Результаты проведённых испытаний подтверждают высказанное предположение о том, что в предлагаемой методике восстановления вышедших из строя деталей ГТД, а именно диска турбины, одно из основных значений для повышения работоспособности отремонтированной детали имеет процесс термопластического упрочнения.

Длительный набор статистических данных, связанный с определением места и характера дефектов дисков турбины га-

зоперекачивающих установок, свидетельствует о том, что наиболее массовым является, как уже отмечалось ранее, дефект в виде усталостной трещины на верхней впадине выступа зуба. Причём наиболее интенсивный рост количества трещин начинается через 50–60 тыс. часов работы газоперекачивающего агрегата. В связи с этим, целесообразно подвергнуть процессу термопластического упрочнения все турбинные диски высокого давления, находящиеся в эксплуатации 35–40 тыс. часов. Это даст возможность отдалить момент появления микротрещин и увеличить срок службы газоперекачивающего агрегата до его ремонта.

Библиографический список

1. Биргер И.А. Стержни, пластинки, оболочки. М.: Физматлит, 1992. 392 с.
2. Кудрявцев И.В., Наумченко Н.Е., Саввина Н.М. Усталость крупных деталей машин. М.: Машиностроение, 1981. 240 с.
3. Молохов И.Ф., Евстафьев Н.Н., Никольский Ю.А. Повышение качества и предела выносливости поверхностей полостей дисков турбин из сплава ХН51ВМТЮКФР-Н // Авиационная промышленность. 2000. № 2. С. 29-33.
4. Грязнов Б.А., Городецкий С.С., Налимов Ю.С., Герасимчук О.Н. Сопротивление усталости рабочих лопаток турбин и компрессоров, отремонтированных сваркой // Проблемы прочности. 1994. № 11. С. 20-25.
5. Логунов А.В., Белявский А.К., Дмитриенко Л.Н. Восстановление деталей ГТД с использованием лазерного излучения // Авиационная промышленность. 1999. № 3. С. 45-52.

Информация об авторе

Вишняков Михаил Анатольевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

(национальный исследовательский университет). E-mail: barvinok@ssau.ru. Область научных интересов: применение технологических методов упрочняющей обработки с целью повышения сопротивления усталости высоконагруженных деталей ГТД.

APPLICATION OF THERMOPLASTIC HARDENING FOR RESTORATION OF FATIGUE DURABILITY OF GAS TURBINE DISKS

© 2014 M. A. Vishnyakov

Samara State Aerospace University, Russian Federation

The main concern of the paper is the research of expediency of applying the method of thermoplastic hardening to restore the performance of the essential parts of gas turbine engines with expired service life. For this purpose at the first stage the known repair technologies the main objective of which was to increase the operability of parts by restoring the mechanical characteristics of their material are analyzed. It was found that the technologies applied do not make it possible to achieve the goal due to the formation of tensile residual stresses in the surface layer of the part as well as the distortion of the structure of the material the part is made of and, as a consequence, the reduction of its mechanical characteristics. The method of thermoplastic hardening makes it possible to create favorable tensile residual stresses while maintaining the initial structure of the material. The fatigue tests carried out confirmed the efficiency of applying the method of thermoplastic hardening at the final stage of technology of restoring the part's performance. It is shown that the difference of the endurance limits of new parts and those restored according to the proposed technology of repair using the method of thermoplastic hardening is 5%.

Gas turbine engine, turbine disk, repair technology, thermoplastic hardening, fatigue resistance.

References

1. Birger I.A. Sterzhni, plastinki, obolochki [Rods, plates, shells]. Moscow: Fizmatlit Publ., 1992. 392 p.
2. Kudrjavcev I.V., Naumchenko N.E., Savvina N.M. Uсталост крупnyh detalej mashin [Fatigue of large machine parts]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 240 p.
3. Molohov I.F., Evstaf'ev N.N., Nikol'skij Ju.A. Improving the quality and endurance limit of the cavity surface of turbine disks made of HN51VMTYUKFR-H alloy // *Aviacionnaja promyshlennost'*. 2000. No. 2. P. 29-33. (In Russ.)
4. Grjaznov B.A., Gorodeckij S.S., Nalimov Ju.S., Gerasimchuk, O.N. Fatigue resistance of turbine blades and compressor repaired by welding // *Problemy prochnosti*. 1994. No. 11. P. 20-25. (In Russ.)
5. Logunov A.V., Beljavskij A.K., Dimitrienko L.N. Restoration of gas turbine engine components using laser radiation // *Aviacionnaja promyshlennost'*. 1999. No. 3. P. 45-52. (In Russ.)

About the author

Vishnyakov Mikhail Anatolyevich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Aircraft Construction and Quality Management in Mechanical Engineering, Samara State Aerospace University, Russian Federation.

E-mail: barvinok@ssau.ru. Area of Research: application of technological methods of strengthening treatment for the purpose of increasing fatigue resistance of high-loaded parts of gas turbine engines.