

лений таким способом, використовується для аналізу результатів уточнення оцінок вершин і програвання можливих варіантів. Результат цього етапу суттєво впливає на весь хід подальшого рішення задачі. Він реалізується в інтерактивному режимі. Так як практичне рішення задачі оцінки технічного стану конкретного авіаційного двигуна потребує використання достатньо гнучкого алгоритму дослідження, подальша формалізація удосконалюється і доповнюється рядом алгоритмів та інтерактивних процедур.

Четверта (заклучна) стадія обробки граф-моделі реалізує задачу формування ефективної множини діагностичних параметрів, включає підготовчу процедуру побудови загальної таблиці покриття і дворівневої інтерактивної процедури покриття таблиці відстаней. Її перший рівень реалізується інтерактивною процедурою диференціального діагностування, а другий потребує реалізації спеціальної процедури "тонкого" діагностування [5].

Список літератури

1. Бир С. Кибернетика и управление производством. – М.: Физматгиз, 1963. – 275 с.
2. Глушков В.М. Макроэкономические модели и принципы построения отраслевых государственных автоматизированных систем. – М.: Статистика, 1975. – 160 с.
3. Берж К. Теория графов и ее применение. – М.: Изд-во иностр. лит., 1962. – 319 с.
4. Разработка автоматизированной системы экспертного анализа и прогнозирования научных разработок. Отчет о НИР ГКНТ /ГосНИЦ "Фонон"; Науч. руководитель А.Г.Кучер/А.Г.Кучер, Н.А.Снегирев, А.А.Тамаргазин. – Шифр "АНАЛИЗ"; № ГР 0195U017084. – К., 1994. – 90 с.
5. Горелкин А.Л., Скрипкин В.А. Метод распознавания. – М.: Высш. шк., 1977. – 222 с.

Стаття надійшла до редакції 12.03.01.

УДК 629.7.036.3:620.193.53

ББК 0551.41-033.253.047 0551.41-033.254.04-1 052 034 480 69+
К 663.091.4-14

Н.С.Кулик, Е.Н.Карпов, Эль-Хожайри Хуссейн

КОРРОЗИОННЫЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Приведен механизм коррозионного повреждения никелевых лопаточных материалов в присутствии ванадия, натрия и серы, находящихся в топливе. Анализированы различные методы защиты лопаток турбин от коррозии.

Повышение интенсивности эксплуатации, значительный рост ресурсов авиационных и стационарных газотурбинных двигателей (ГТД) и перевод их на эксплуатацию по техническому состоянию привели к появлению отказов двигателей, связанных с эрозивно-коррозионным повреждением деталей проточной части. Такого рода повреждениям, в первую очередь, подвержены сопловые и рабочие лопатки турбин, изменение геометрии которых в значительной степени влияет на экономичность двигателей, а структурные изменения материала лопаток могут явиться причиной их обрыва и разрушения узла турбины.

Изучению коррозионной стойкости конструкционных материалов и лопаток турбин в различных средах посвящено большое количество исследований [1; 2]. Важнейшими с точки зрения эксплуатационной надежности направлениями этих работ являются изучение физико-химических процессов взаимодействия материалов с окислительной средой, определение механических характеристик материалов в рабочих условиях и средах, разработка коррозионно-стойких сплавов и других средств защиты от коррозии.

Основными видами коррозии, по которым производится отбраковка деталей ГТД, являются: питтинговая, поражающая стальные роторы и лопатки компрессоров, межкристаллитная, разрушающая магниевые и алюминиевые корпуса компрессоров, фреттинг-коррозия

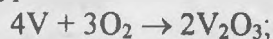
шлицевых соединений валов и антивибрационных полок рабочих лопаток турбин; высокотемпературная коррозия сопловых и рабочих лопаток турбин.

Повреждения деталей ГТД, вызванные другими видами коррозии, не носят систематического характера. Наиболее часто встречающимися и опасными являются коррозионные повреждения лопаток турбин.

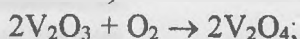
Высокотемпературная коррозия лопаток турбин ГТД происходит под действием соединений ванадия, натрия и серы [2].

При сгорании топлива, содержащего ванадий, образуются следующие соединения:

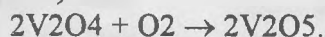
– трехокись ванадия (температура плавления $t_{пл} = 1970^\circ\text{C}$):



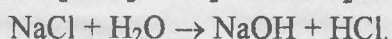
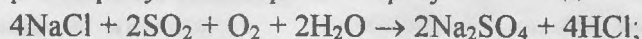
– четырехокись ванадия ($t_{пл} = 1970^\circ\text{C}$):



– пятиокись ванадия ($t_{пл} = 675^\circ\text{C}$):



При наличии в топливе или воздухе, поступающем в двигатель, хлористого натрия в присутствии окислов серы в продуктах сгорания образуются соединения ($t_{пл} = 885^\circ\text{C}$):



В газовой фазе существует равновесие между Na_2SO_4 и $NaCl$, поэтому в Na_2SO_4 переходит около 45 % $NaCl$ при температуре газа 800...900 $^\circ\text{C}$ и суммарном содержании в топливе и воздухе 1...10 млн⁻¹ частей натрия.

Содержание ванадия, натрия, калия и других элементов в топливе измеряется в процентах или миллионных долях – млн⁻¹ (ppm): 1 млн⁻¹ (ppm) = 0,0001 % = 1 мг/л. Частицы хлористого натрия доходят до лопаток турбины, откладываются на их поверхности и сульфатируются.

При определенных условиях (необходимом давлении среды и наличии катализатора) возможно образование других соединений натрия, например, пиросульфата $Na_2S_2O_7$ с температурой плавления $t_{пл} = 400^\circ\text{C}$.

В результате взаимодействия V_2O_5 , Na_2SO_4 и $NaOH$ и других коррозионно-активных соединений образуются ванадаты и ванадил ванадаты следующего состава:

– метаванадат натрия ($t_{пл} = 630^\circ\text{C}$);

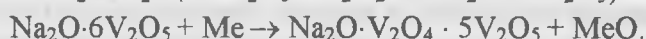
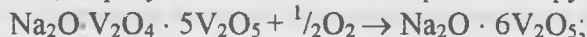
– пированадат натрия ($t_{пл} = 640^\circ\text{C}$);

– ортованадат натрия ($t_{пл} = 850^\circ\text{C}$);

– ванадил ванадата натрия I ($t_{пл} = 625^\circ\text{C}$);

– ванадил ванадата натрия II ($t_{пл} = 535^\circ\text{C}$).

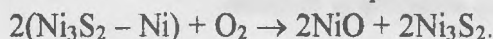
Механизм ванадиевой коррозии в присутствии натрия может быть представлен следующим образом. Соприкасаясь с окисными пленками на поверхности лопаток, пятиокись ванадия V_2O_5 реагирует с ними, образуя окислы основы и ряда легирующих элементов:



Механизм натриевой (сульфидно-окисной) коррозии никелевых и кобальтовых сплавов различен для низкотемпературной и высокотемпературной областей.

В низкотемпературной области сульфидно-окисная коррозия происходит из-за диффузии серы через окисную пленку, образующуюся при диссоциации сернистых соединений, входящих в газовом потоке. Внедрение серы в кристаллическую решетку усиливает процесс окисления, и скорость коррозии увеличивается в несколько раз по сравнению с обычным окислением сплавов при этой же температуре.

Высокотемпературная сульфидно-окисная коррозия наступает выше определенной критической температуры. Сера на границе металл – окалина, соединяясь с никелем, образует эвтектику $Ni_3S_2 - Ni$ (температура плавления по различным литературным источникам от 624 до 645 $^\circ\text{C}$), а далее протекает автокаталитический процесс:



Находящийся в расплаве никель, диффундируя к поверхности, подвергается интенсивному избирательному окислению с образованием рыхлой пленки закиси никеля NiO, плохо сцепленной с основным металлом. Пополнение эвтектики никелем осуществляется из поверхностного слоя сплава.

Скорость коррозии в этом процессе носит катастрофический характер. При этом сульфид никеля Ni₃S₂ не расходуется и располагается на границе металл – окалина. При снижении температуры лопатки ниже температуры плавления эвтектики процесс катастрофической коррозии прекращается.

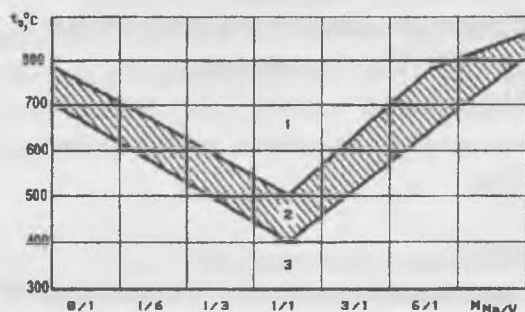


Рис. 1. Влияние температуры золы t_3 и молярного $M_{Na/V}$ соотношения Na_2O/V_2O_5 на состояние золы:
1 – расплавленная зола; 2 – переходная зона;
3 – рыхлая зола

- нейтрализацию коррозионного воздействия ванадия и натрия вводом присадок в топливо;
- использование коррозионно-стойких сплавов и защитных покрытий.

Наилучшие результаты по нейтрализации катастрофической коррозии лопаток турбин ГТД могут быть достигнуты при комплексном использовании существующих методов защиты.

Содержание ванадия и щелочных металлов в авиационных керосинах не превышает $1...2 \text{ млн}^{-1}$, в топливах стационарных ГТД – до $5...10 \text{ млн}^{-1}$. После специальных методов очистки содержание коррозионно-активных веществ в топливах для стационарных двигателей может быть снижено до $1...5 \text{ млн}^{-1}$. Исследования показали [4], что при суммарном содержании коррозионно-активных веществ в топливе до $0,5 \text{ млн}^{-1}$ катастрофической коррозии материалов лопаток турбины не происходит. Но столь высокая очистка топлив значительно увеличивает их стоимость и стоимость эксплуатации двигателей в целом.

В настоящее время используется значительное количество антиванадиевых, антинатриевых и комбинированных присадок, снижающих скорость коррозии лопаток турбин. Однако каждому сорту и даже партии поставляемого топлива необходимо подбирать свою присадку. Если присадка подобрана неправильно, скорость коррозии возрастает на один-два порядка.

В качестве основных материалов для изготовления лопаток турбины ГТД используются жаропрочные никелевые или кобальтовые сплавы. Причем кобальтовые сплавы более дорогие. И хотя они обладают лучшими прочностными, коррозионно-стойкими и технологическими свойствами, их применяют для изготовления лопаток только первых ступеней турбины. Альтернативные никелевые сплавы (ЖС6К, ЖС6У, ЖС6Ф и др.) содержат относительно малое количество хрома (до 10 %) и поэтому более склонны к катастрофической сульфидно-окисной коррозии при температурах выше $650 \text{ }^\circ\text{C}$ (рис.2), т.е. при температурах, соответствующих длительным режимам работы ГТД.

Менее жаропрочный никелевый сплав U-500 (Co–18 %, Cr–15,5 %, Mo–4,7 %, Ti–3,3 %, Al–4,1 %, Ni–основа), используемый для изготовления лопаток турбин судовых двигателей, двигателей электростанций и нефтегазовых перекачивающих агрегатов, склонен к катастрофической коррозии в температурном диапазоне $700...820 \text{ }^\circ\text{C}$.

На рис.3 показаны зависимости скорости коррозии сплава U-500 при различном содержании коррозионно-активных веществ в топливе.

коррозии прекращается.

Таким образом, соединения и продукты взаимодействия ванадия, натрия и серы в расплавленном состоянии являются основными агрессивными соединениями, определяющими коррозию лопаток турбин. На рис.1 показано влияние соотношения Na и V в топливе и температуры поверхности лопатки на наличие зоны расплавленной золы [3].

Методы защиты лопаток турбин ГТД от коррозии включают в себя:

- максимально возможное удаление ванадия, щелочных и других металлов, вызывающих катастрофическую коррозию, из топлива;

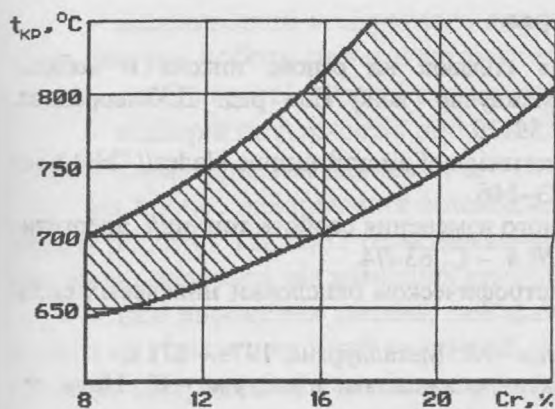


Рис. 2. Зависимость критической температуры сульфидно-окисной коррозии никелевых сплавов от содержания в них хрома

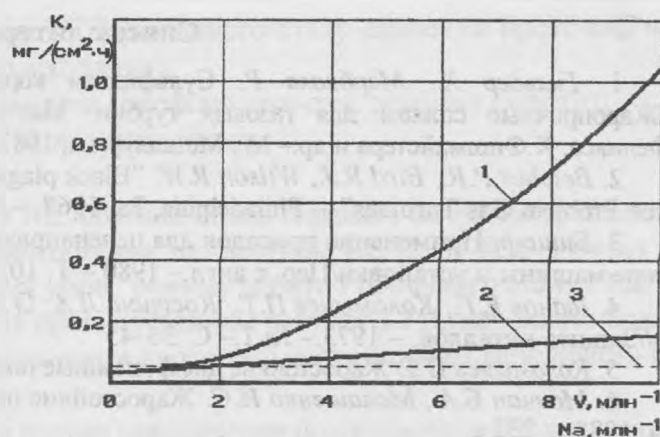


Рис. 3. Зависимость скорости коррозии K никелевого сплава U-500 в от содержания ванадия и натрия в топливе: 1 – влияние натрия при содержании ванадия 2 млн^{-1} при температуре $815 \text{ }^\circ\text{C}$; 2 – влияние ванадия при отсутствии натрия при температуре $815 \text{ }^\circ\text{C}$; 3 – безопасная скорость коррозии

При меньших рабочих температурах ($600 \dots 750 \text{ }^\circ\text{C}$) скорость коррозии такого сплава может составлять $0,05 \dots 0,07 \text{ мг}/(\text{см}^2 \cdot \text{ч})$. Если учесть, что время инкубационного периода, т.е. периода, когда нет видимых коррозионных повреждений лопаток, составляет до $10\,000 \text{ ч}$, то обрыв лопаток при глубине коррозионного повреждения $1 \dots 3 \text{ мм}$ может наступить при наработке $25\,000 \dots 30\,000 \text{ ч}$. Такие повреждения лопаток турбины низкого давления, изготовленных из сплава U-500, отмечены на стационарных газотурбинных установках MS6001B фирмы General Electric, используемых в качестве приводов электрогенераторов. На относительно холодных участках разрушенных лопаток этих установок выявлены отложения солей кальция, магния и незначительных количеств соединений натрия.

Увеличение долговечности лопаток турбин ГТД, длительно работающих в высокотемпературном коррозионно-активном газовом потоке, возможно при использовании различных защитных покрытий, существенно снижающих склонность лопаточных материалов к катастрофической коррозии. Долговечность самих покрытий зависит от многих факторов: композиции покрытия, способа его нанесения, толщины покрытия, состава сплава, на который нанесено покрытие, и ряда других факторов.

При умеренных рабочих температурах и ресурсах ГТД до $6000 \dots 12\,000 \text{ ч}$ наиболее дешевыми, технологичными и надежными являются термодиффузионные покрытия без барьерных слоев и с различными барьерными слоями (алитирование, хромоалитирование, алюмосилицирование, алюмоборосолицирование) [5]. Увеличение ресурсов ГТД и рабочих температур, переход к жаропрочным материалам с низким содержанием хрома требуют применения защитных покрытий новых поколений. Такими покрытиями являются металлические пленки состава Me-Cr-Al-Y , осаждаемые в вакууме [6]. Ресурс таких покрытий при температурах $750 \dots 800 \text{ }^\circ\text{C}$ составляет около $15\,000 \text{ ч}$. При большей наработке двигателей и особенно в условиях газовой эрозии, заметно ускоряющей процессы сульфидирования лопаточных материалов, возникает необходимость дополнительной защиты лопаток. С этой целью на многокомпонентное покрытие Me-Cr-Al-Y методом осаждения в вакууме наносится керамический слой $\text{ZrO}_2-8\% \text{ Y}_2\text{O}_3$ [7].

Такое многослойное покрытие значительно повышает сопротивляемость лопаточных материалов высокотемпературной коррозии и улучшает усталостные характеристики и характеристики длительной прочности конструктивных элементов. Практическое применение многослойных защитных покрытий лопаток турбин, несмотря на их высокую стоимость, даст значительный экономический эффект за счет существенного увеличения ресурсов ГТД и снижения затрат на их ремонт.

Список литературы

1. Гильдер Х., Мербиола Р. Сульфидная коррозия сплавов на основе никеля и кобальта/Жаропрочные сплавы для газовых турбин: Мат-лы междунар. конф./Под ред. Д.Котсорадиса, П.Феликса, Х.Фишмайстера и др. – М.: Металлургия, 1981. – С.59–79.
2. Belcher P.R., Bird R.J., Wilson R.W. "Black plague" corrosion of aircraft turbine blades// "Hot Corrosion Problem Gas Turbines". – Philadelphia, Pa, 1967. – P.123–146.
3. Бишоф. Применение присадок для целенаправленного изменения свойств топлив// Энергетические машины и установки/Пер. с англ. – 1980. – Т. 102. – № 4. – С. 63–74.
4. Иванов Е.Г., Коломыйцев П.Т., Костина Л.А. О катастрофическом окислении никелевых сплавов/Защита металлов. – 1973. – № 1. – С. 36–45.
5. Коломыйцев П.Т. Жаростойкие диффузионные покрытия. – М.: Металлургия, 1979. – 271 с.
6. Мовчан Б.А., Малащенко И.С. Жаростойкие покрытия, осаждаемые в вакууме. – К.: Наук. думка, 1983. – 232 с.
7. Рыбников А.И., Малащенко И.С., Яковчук К.Ю., Мовчан Б.А. Структурные изменения в двухслойном покрытии $\text{Co-Cr-Al-Y} / \text{ZrO}_2\text{-8\%Y}_2\text{O}_3$ на никелевом сплаве ЭИ929 // Проблемы специальной электрометаллургии. – 1989. – № 2. – С. 52–56.

Стаття надійшла до редакції 12.03.01.

УДК 629.735(045)

ВБК 629.413-023.930.38 641.0

О.С. Якушенко

ВПЛИВ ВИРОБНИЧО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ І ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ФАКТОРІВ НА ПОШКОДЖЕННЯ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Розглянуто методику проведення математичного моделювання процесів накопичення пошкоджень у конструктивних елементах авіаційного газотурбінного двигуна і фактори, що справляють істотний вплив на пошкодження деталей двигуна. Методика дозволяє врахувати вплив виробничо-технологічних і експлуатаційних факторів на пошкодження деталей двигуна. Наведено отримані в результаті числового експерименту залежності пошкодження деталей від умов експлуатації двигуна і технічного стану основних елементів його проточної частини.

Проблема визначення впливу різних факторів на процеси накопичення пошкоджень в основних конструктивних елементах (КЕ) авіаційного газотурбінного двигуна (ГТД) виникає під час вирішення більшості задач, пов'язаних з визначенням призначеного і прогнозуванням залишкового ресурсу двигуна [1; 2], оцінкою економічного ефекту від застосування експлуатаційних керуючих дій (регулювання, промивання проточної частини ГТД), оптимізацією використання парку двигунів.

Пропонований нами підхід до визначення впливу виробничо-технологічних і експлуатаційних факторів на процеси накопичення пошкоджень КЕ авіаційного ГТД ґрунтується на математичному моделюванні цих процесів. Основою даної методики є комплекс алгоритмів і реалізуючого їх програмного забезпечення, що поєднує математичну модель робочого процесу ГТД, модель системи автоматичного керування ГТД, модель аеродинамічних характеристик повітряного судна і математичну модель, що описує процеси накопичення пошкоджень у КЕ двигуна. Розглянута методика дозволяє проводити чисельні експерименти, в ході яких моделюють польотні цикли двигуна з урахуванням таких факторів:

- атмосферних умов на маршрутах, що обслуговуються повітряним судном;
- злітної маси літака, маси комерційного навантаження і палива в конкретному польоті;
- аеродинамічних характеристик планера;