

МОНИТОРИНГ НА СЪСТОЯНИЕТО И ПРОГНОЗИРАНЕ НА ОСТАТЪЧНИЯ РЕСУРС НА ЕЛЕМЕНТИ ОТ ГАЗОТУРБИННИ ДВИГАТЕЛИ

HEALTH MONITORING AND REMAINING LIFE PROGNOSIS OF GAS TURBINE ENGINE COMPONENTS

Доц. д-р Андонова М.
Технически университет - София, България

Abstract: *The design life of engine hot section components is typically shorter than their cold section counterparts, due to the fact that they have to operate under elevated temperatures and stresses. Unanticipated failure modes can keep engines from achieving their expected design life and may even result in loss of engines. This paper describes an integrated prognostic approach designed to monitor hot section component degradation under elevated temperature, pressure, and corrosion, as well as to infer their useful remaining life. This approach combines both safe life and damage tolerance concepts, and takes into account of all the common hot section failure mechanisms such as creep, low and high cycle fatigue, oxidation and corrosion. Successful integration of this approach into modern diagnostic systems can reduce the cycle cost for gas turbine engines while maintaining the equivalent safety.*

KEYWORDS: SAFE LIFE; DAMAGE TOLERANCE; ENGINE HOT SECTION; FATIGUE; CREEP; OXIDATION; PROGNOSTICS

1. Увод

Поддържането на работоспособността и изправността на авиационните газотурбинни двигатели, както и осигуряването на безотказната им работа по време на полет, зависи в голяма степен от ефективността и качеството на техническото обслужване, което авиационните оператори са задължени да извършват в съответствие с одобрена за целта програма.

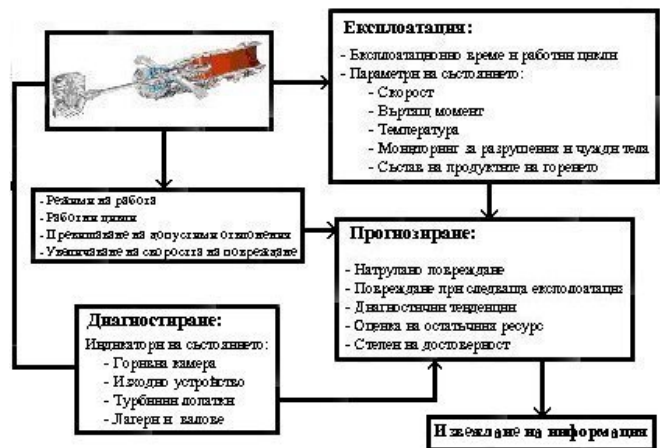
Традиционно за газотурбинните двигатели е периодичното техническо обслужване, базирано на фиксирани интервали от време за работа на двигателя. Съставът на необходимите за даден елемент регламентни работи и тяхната периодичност се определят въз основа на механичните и циклични свойства на материала при максимално неблагоприятни условия на експлоатация. Този вид техническо обслужване е характерен за конструкции, проектирани с гарантиран ресурс. За да се осигури безопасност на полетите при двигатели, които се експлоатират по ресурс, дълготрайността на най-отговорните конструкционни елементи обикновено се определя като част от необходимото време за експлоатация на двигателя, преди появата на признаци за повреждане. При този подход за експлоатация не се отчитат възможностите за преждевременно изчерпване на ресурса и снемане от експлоатация на даден елемент или на двигателя като цяло, а също така и възможностите за експлоатация на годни изделия след изтичане на ресурса им. Експлоатацията по ресурс на авиационните двигатели води до скъпо струващо и ненужно снемане на двигатели от експлоатация, както и до продължаваща експлоатация на двигатели, имащи влошени параметри и характеристики, което застрашава в голяма степен безопасността на полетите.

За да се намали вероятността за ранно възникване и развитие на повреди в отговорни елементи от конструкцията на експлоатирани по ресурс газотурбинни двигатели, допълнително се извършва визуален и инструментален контрол на състоянието и анализ на данни за изменението на вибрациите и газодинамичните параметри на двигателя. Този начин за оценка на състоянието се използва при конструкции, проектирани за експлоатация с допустимо повреждане. В тези случаи се извършва мониторинг на състоянието на елементите с помощта на различни методи и средства за диагностика, като се следи развитието на повредите да не надхвърли съответните значения на експлоатационните допуски. Допуските на повредите се определят на базата на експлоатационния опит, с помощта на специални методики за изчисляване и по резултатите от експериментални изследвания.

Възможностите за своевременна и правилна диагностика на състоянието на елементите от горещия газовъздушен тракт на двигателите, в случаи на преждевременно повреждане по неизвестни причини, се увеличават с навлизането на нови

сензорни технологии, осигуряващи локализиране на повредите и откриване на влошени свойства и характеристики на отделни елементи. Пример в това отношение е оптичната система за контрол на горивния процес чрез детекция и анализ на интензивността на фотонните емисии в горивната камера. С помощта на тази система се открива наличие на прегряти зони и нагар по огневата тръба, различни примеси в горивото, непостоянен факел на пламъка, повреди на елементи от горещия газовъздушен тракт на двигателите в резултат от неустойчива работа на компресора и т.н.

Други примери за развитието на сензорните технологии са: определяне на разпределението на температурата по повърхността на турбинните лопатки с помощта на оптичен пирометър; контрол на устойчивостта на горене чрез сензори за оценка на динамичното налягане, вибрационна диагностика на лагерите, мониторинг на термо-акустичните емисии и др.



Фиг. 1. Определяне на остатъчния ресурс.

Основна тенденция при съвременните диагностични системи на газотурбинните двигатели е стремежът за разширяване на техните възможности по отношение на прогностиката. Това ще позволи да се извършва прогнозиране на състоянието на отделни елементи чрез правилно свързване на откритите повреди с оставащия полезен ресурс на съответния елемент. За да се реализира на практика тази идея е необходимо да се разработват надеждни прогностични методики, които обединяват диагностичната история заедно с условията на експлоатация и физичния механизъм на развитие на повредите.

Традиционната методология за прогнозиране на полезния остатъчен ресурс е илюстрирана на фиг.1. Нейното предназначение е да осигури създаването на прогностични

системи за оценка на ресурса, които да допринесат за увеличаване на полезния експлоатационен ресурс на двигателите в максимална степен и в частност на елементите от горещия газовъздушен тракт. Това ще осигури едно по-високо ниво на безопасност на полетите в сравнение с експлоатацията по ресурс на газотурбинните двигатели, комбинирана с планови инспекции. Тази цел може да бъде постигната само чрез съчетаване на авангардни диагностични технологии с непрекъснат анализ на параметрите на състоянието и използването на газотурбинните двигатели.

2. Предпоставки и начини за разрешаване на проблема

2.1. Механизми за повреждане на елементи от горещия газовъздушен тракт:

Горещият газовъздушен тракт на газотурбинните двигатели включва горивната камера и турбината, чиито елементи са подложени на действието на много високи температури. Турбинните лопатки имат основен принос за увеличаване на разходите за техническо обслужване на газотурбинните двигатели [1, 2].

Ресурсът на елементите от горещия газовъздушен тракт на двигателите зависи в голяма степен от следните фактори:

- поддържане на температурата в установени граници;
- поддържане на равномерно температурно поле на входа на турбината;
- свеждане до минимум на инцидентите поради претоварване на въртящите се елементи;
- въздържане от използване на корозивни горивовъздушни смеси;
- интензивност и честота на горещо пускане на двигателя.

Поради повишените температури и експлоатационни напрежения, предписаният от производителя ресурс на елементите от горещия газовъздушен тракт е почти два пъти по-кратък от този на елементите от студения газовъздушен тракт. Тенденцията при експлоатацията на авиационните газотурбинни двигатели е получаване на все по-високи температури и напрежения в елементите от горещия газовъздушен тракт, което в съчетание с използването на нови материали довежда до възникване на нови, не срещани по-рано повреди. Тези неочаквани повреди могат да попречат на елементите на двигателя да достигнат предварително предписания им от производителя гарантиран ресурс [3, 4, 5]. Обичайните механизми на повреждане, които могат да прогресират в резултат на нормалната експлоатация или неправилно техническо обслужване на двигателите са:

- малоциклова умора на материала;
- многоциклова умора на материала;
- пълзене / откъсване на материала;
- окисляване;
- корозия;
- повреждане от навлизане на чужди предмети.

Първите четири механизма са свързани основно с проектирането на двигателите, докато последните три произтичат обикновено от условията на експлоатация.

Малоциклова умора на материала. Елементите от горещия газовъздушен тракт на газотурбинните двигатели са подложени едновременно на действието на променливи температури и наптоварвания, в резултат на което възниква термомеханична умора на материала. Традиционните методики за прогнозиране на ресурса, базирани на условието за постоянна температура и еластично поведение на материала, не са приложими в случаите на малоциклова термомеханична умора, поради различния механизъм на повреждане. При нискочестотни променливи натоварвания, съчетани с високи и променливи температури се наблюдават два основни механизма на повреждане от умора на материала: синхронна термомеханична умора – възниква когато максималните

стойности на деформациите и температурата съвпадат по време; несинхронна термомеханична умора – възниква когато максималната стойност на деформациите съвпада с минималната стойност на температурата по време. Пример за несинхронна термомеханична умора на материала е зараждането и развитието на пукнатини по входящия ръб на турбинните лопатки в резултат от повтарянето на работните цикли на двигателя [3, 6].

Многоциклова умора на материала. Многоцикловата умора на материала е процес на зараждане и развитие на пукнатини като резултат от действието на променливи напрежения с малка амплитуда и голяма честота, в комбинация с металургични дефекти и други концентратори. Съвременните лопатъчни машини са проектирани да издържат на високи напрежения, но многоциклова умора на материала настъпва обикновено като резултат от асиметрични вибрационни натоварвания, отличаващи се с малка амплитуда и големи средни напрежения на цикъла. Многоцикловата умора на материала, водеща до повреждане и разрушаване на лопатки и дискове от газотурбинни двигатели, понастоящем е основна причина за настъпване на внезапни повреди и откази.

Окисляване. Поради много високите работни температури, турбинните лопатки са доста податливи на високотемпературно окисляване. Окисляването настъпва в резултат от формиране на крехък окисен слой по повърхността на турбинните лопатки, който може да доведе до преждевременното им разрушаване поради наличие на повреди от умора на материала. При турбинните лопатки обикновено се използва въздушно охлаждане за понижаване на температурата и образуване на защитен охлаждащ слой, предпазващ перото на лопатката от прякото действие на горещите газове. Ако настъпят изменения в непрекъснатия охлаждащ въздушен поток или в температурата на околната среда, лопатките може да се разрушат преди определения им при проектирането гарантиран срок на експлоатация [7, 8].

Пълзене на материала. Пълзенето е продължителна деформация на материал, подложен на действието на напрежения при определена температура. В условия на висока температура, се влошават свойствата на материалите и процесът на пълзене се ускорява. Пълзенето на материала може да породи малки пукнатини, които по-късно да нарастнат до критичен размер и да доведат до разрушаване на съответните конструктивни елементи. Тези разрушения може да бъдат катастрофални, особено в случаите когато засягат елементи от ротора на компресора или турбината. Оценка на повреждането поради пълзене на материала може да се извърши с помощта на кривата на пълзене, която се състои от три участъка: първоначален (преходен), вторичен (установен) и третичен (неустойчив), който води до разкъсване [6, 7, 9].

Времето до разкъсване на материала при пълзене t_r нараства линейно, докато скоростта на пълзене $\dot{\epsilon}_s$ намалява съгласно съотношението

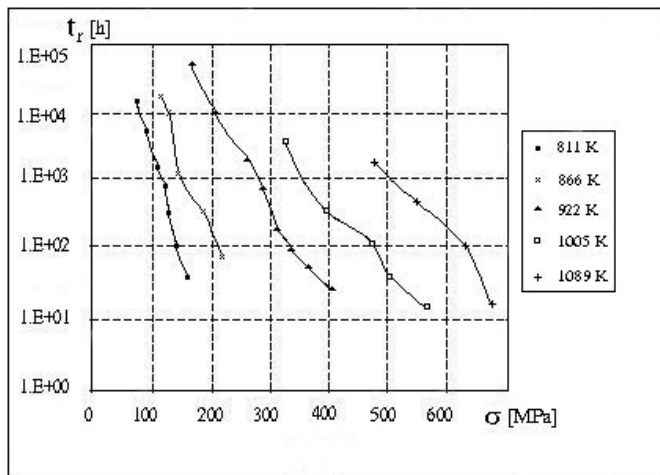
$$(1) \quad t_r = M \frac{1}{\dot{\epsilon}_s},$$

където M е константа на материала, изменяща се в диапазона 0.1-10. Когато $\dot{\epsilon}_s$ нараства, кривата на пълзене става по-вертикална и времето до откъсване на материала намалява.

При по-ниски температури, деформациите от пълзенето на материала обикновено не са големи и рядко водят до повреди. При средно високи температури (между 40% и 90% от границата на топене на материала), скоростта на установено пълзене на материала може да се представи като функция на напрежението σ и температурата T във вида

$$(2) \quad \dot{\epsilon}_s = AB\sigma^a e^{-(Q_c/RT)},$$

където A е константа, B и a са константи, зависещи от вида на материала, R е универсална газова константа, Q_c е енергията, необходима за активиране на процеса на пълзене на материала.



Фиг. 2. Криви на пълзене за материал S-590 при различни температури и напрежения.

На фиг. 2 са представени няколко криви на пълзене за един и същ материал, съответстващи на различни температури и напрежения. Тези криви са получени на базата на уравнение (2) и данни за свойствата на материал S-590, съгласно [10].

Като цяло, характеристиките на съвременните газотурбинни двигатели се ограничават от възможностите на материалите, използвани за изработване на елементи от горещия газозвъдушен тракт, по отношение на работни температури и напрежения. Тъй като съвременните газотурбинни двигатели се проектират за непрекъсната работа през продължителни периоди от време, основна причина за повреждане и разрушаване на лопатките от турбината е многоцикловата умора и пълзенето на материала. Поради това, повечето изследвания, касаещи дълготрайността на лопатките са насочени към разработване на методи за аналитично описание на тези процеси и на ефекта им върху ресурса на лопатките. От друга страна, реактивните двигатели имат работен цикъл, който включва първоначалното пускане на двигателя и достигане на максимална теглителна сила за всеки полет (около 10 полета на ден за транспортен самолет). Следователно малоцикловата умора на материала е доминиращ механизъм за повреждане, въпреки че някои неочаквани повреди могат да бъдат резултат от многоциклова умора на материала.

За намаляване на повредите по елементи от горещия газозвъдушен тракт на двигателите са разработени различни методи за контрол. Някои от тези методи са важна част от системата FADEC. Пример в това отношение е методът за удължаване на ресурса, разработен за пръв път при ракетните двигатели за контрол на дълготрайността на умора и пълзене на материала чрез оптимизиране на скоростта на подаване на горивото [4, 5].

3. Решение на проучения проблем – резултати и дискусия

3.1. Модел за прогнозиране на остатъчния ресурс

Моделите за оценка на ресурса могат да се систематизират в две категории: обща дълготрайност и нарастване на пукнатини. При моделите от първата група се определя времето до настъпване на повреждане без да се разглежда начинът за неговото достигане. Тези модели са доста консервативни, което осигурява необходимата надеждност и безопасност. Пример за такъв модел е моделът за линейно сумиране на повредите на Palmgren-Miner. Тези модели са характерни за конструкции, проектирани с гарантиран ресурс и предвиждат снемането им от експлоатация преди появата на пукнатини [3, 4, 5, 11].

За разлика от първата група модели, при моделите от втората група се допуска наличието на дефекти (пукнатини) в материала и целта е да се следи тяхното развитие. Тези модели са предназначени за конструкции, проектирани за експлоатация с допустимо повреждане, при което елементите се снемат от експлоатация преди пукнатините да достигнат критичен размер. Извършва се локален еласто-пластичен анализ, на базата на моделиране нарастването на пукнатините, като се използва историята на напреженията (натоварванията), действащи в опасни точки от конструкцията на даден компонент (например, местата на зараждане на пукнатини или точките, в които действащите напрежения са максимални). Съвременните достижения и напредъкът при сензорните технологии позволяват да се осъществи определено ниво на мониторинг на зараждането и развитието на пукнатините. Ефективността на този подход се ограничава от факта, че в повечето случаи не е възможно да се осъществят директни измервания, поради крайно неблагоприятните условия в горещия газозвъдушен тракт на двигателите.

Температурата е ключов фактор при оценката на ресурса на елементите от горещия газозвъдушен тракт на двигателите. За моделиране на разпределението на температурата обикновено се използват различни модели за топлопренасяне. Определянето на изразходвания ресурс на елементите се извършва обикновено с помощта на метода на крайните елементи, като се отчитат температурните, газодинамичните и инерционните натоварвания, както и цикличните свойства на материала. При тези модели обаче е трудно извършването на автоматизиран анализ в реално време.

Най-целесъобразно е методологията за прогнозиране на остатъчния ресурс на елементите от горещия газозвъдушен тракт да обединява в себе си методите за оценка на дълготрайността на конструкции, проектирани за експлоатация с гарантиран ресурс и за експлоатация с допустимо повреждане. На фиг. 3 е предложена функционална схема на такъв обобщен подход. При този подход, получените от различни източници данни за температура, налягане, скорост, въртящ момент, натоварвания, вибрации и др. се използват за изчисляване на дълготрайността при определени експлоатационни условия за всеки полет. Тези данни, заедно с информация за скоростта на натрупване на повреди, получена с помощта на специализиран софтуер, се използват за определяне на планираното време до снемане от експлоатация на всеки елемент.



Фиг. 3. Функционална схема на обобщен подход за прогнозиране на полезния остатъчен ресурс на елементи от газотурбинни двигатели.

Получените от различни източници данни се използват също и за откриване на наличие на пукнатини в елементи от горещия газозвъдушен тракт на двигателите. Ако няма открити пукнатини, прогнозиранят остатъчен ресурс се определя като за елемент, експлоатиран с гарантиран ресурс. Ако се открие и потвърди наличието на пукнатина в даден елемент, тогава с

помощта на съответен модел се определя скоростта на нарастване на пукнатината, на базата на различни спектри на натоварване и се прогнозира времето за достигане на пукнатината до критичен размер и разрушаване на елемента.

В предлагания обобщен подход за прогнозиране на остатъчния ресурс на елементи от горещия газовъздушен тракт, натрупването на повреди се определя като сума от няколко компонента.

Натрупването на повреди от малоциклова и многоциклова умора на материала се определя с помощта на правилото на Palmgren-Miner във вида:

$$(3) D_f = \sum \frac{n_i}{N_i}, \quad i = 1 \dots m,$$

където n_i е брой цикли с дадена амплитуда на натоварване, N_i е бой цикли до разрушаване, m е общ брой нива (амплитуди) на натоварване. Ресурсът на даден елемент се определя от условието $D_f = 1$.

Натрупването на повреди от пълзенето на материала се определя по аналогичен начин във вида:

$$(4) D_c = \sum \frac{t_i}{t_{ri}}, \quad i = 1 \dots m,$$

където t_i е времето, съответстващо на определена температура и деформация, t_{ri} е времето до разкъсване на материала, m е общ брой на комбинациите от различни температура и деформация.

Натрупаното повреждане поради окисляване на материала при турбинни лопатки, съставени от три слоя различни материали се определя във вида:

$$D_0 = \sum D_0^l, \quad l = 1, 2, 3$$

$$(5) D_0^l = \sum \frac{t_i}{t_{0i}}, \quad i = 1, \dots, m,$$

където l е номер на слоя, t_i е времето, съответстващо на определена температура, t_{0i} е времето до разрушаване, m е общ брой на комбинациите от различни температура и натоварване.

В предлагания подход за прогнозиране на остатъчния ресурс на елементи от горещия газовъздушен тракт на газотурбинни двигатели, откриването и следенето на развитието на пукнатини включва установяване на зараждането на пукнатини, диагностиране на тяхното местоположение и степен на опасност и прогнозиране на скоростта на нарастване на пукнатините. Обикновено това се извършва чрез събиране и анализиране на данни от различни датчици. Например, необичайно повишаване на напреженията, вибрациите и/или неравномерност на температурното поле могат да бъдат индикатор за наличие на пукнатина в турбинна лопатка.

4. Заключение

С цел постигне на по-пълна и точна прогноза, представената обобщена методология за оценка на остатъчния ресурс на елементи от горещия газовъздушен тракт на газотурбинни двигатели обединява в себе си подходите за определяне на ресурса на елементи, проектирани за експлоатация с гарантиран ресурс и на елементи, експлоатирани по състояние. При първия подход натрупването на повреди се използва за определяне на граничния гарантиран ресурс за даден елемент, докато при втория подход се разчита на използването на информация от датчици за откриване и наблюдение на пукнатините.

Представеният обобщен подход за прогнозиране на остатъчния ресурс дава възможност за оценка на натрупването на повреди чрез използване на параметрични данни от летателния апарат и двигателя при различни натоварвания и условия на експлоатация. При всеки полет повреждането на елементите се следи и определя на базата на данни за натоварването и скоростта на развитие на повредите, възникнали в резултат от умора, пълзене и окисляване на материала. При отсъствие на пукнатини, остатъчният ресурс на елементите се определя в съответствие с натрупаното повреждане. След като се открие наличие на пукнатини, оценката на полезния остатъчен ресурс на съответния елемент се извършва вече на базата на следене и прогнозиране развитието на пукнатините. Тази функционалност на представения обобщен подход осигурява защита от разрушаване на отговорни елементи преди достигане на определения при проектирането им гарантиран ресурс и спомага за повишаване на надеждността на авиационните двигатели и безопасността на полетите.

5. Литература

- [1] Hunecke, K. Jet Engines – Fundamentals of Theory, Design and Operation. 6th Impression, Biddles LTD, 2003.
- [2] Aldridge, D. S. Component and System Life Distribution Prediction Using Weibull and Monte Carlo Analysis. - SAE World Congress, Detroit, Michigan, USA, March 3-6, 2003, pp. 763–775.
- [3] Kemppainen, M., J. Scheibel, R. Viswanathan. Combustion Turbine Hot Section Life Management. - CT Hot Section Life Management, OMMI, Vol.1, Issue 2, August, 2002, pp. 123–132.
- [4] Jaw, L. D., D. N. Wu, D. J. Bryg. Tracking and Control of Gas Turbine Engine Component Damage/Life. - NASA Center for Aerospace Information, Report #20030020435.
- [5] McGaw, M. A. Life Prediction Technologies for Aeronautical Propulsion Systems. - NASA Center for Aerospace Information, Report #92N22520.
- [6] Fleeter, S., C. Zhou, E. Houstis, J. Rice. Fatigue Life Prediction of Turbomachine Blading. School of Mechanical Engineering and Department of Computer Sciences, Purdue University West Lafayette, 2005.
- [7] Zhu, D., R. A. Miller. Thermophysical and Thermomechanical Properties of Thermal Barrier Coating Systems. - NASA/TM-2000, 2000, pp. 210–237.
- [8] Sidwell, V., D. Darmofal. Probabilistic Analysis of A Turbine Cooling Air Supply System: The Effect on Airfoil Oxidation Life. - Proceedings of ASME Turbo Expo 2003 Power for Land, Sea and Air, Atlanta, Georgia, USA, June 16-19, 2003, pp. 241–252.
- [9] Shepherd, D. P., A. Wisbey, G. F. Harrison, T. J. Ward, B. Vermeulen. Cyclic Operation of Aero Gas Turbines. – Materials and Component Life Implications, Science Review, Materials at High Temperatures, 18 (4), 2001, pp. 231–239.
- [10] Yang, Z.G., J.W. Stevenson, D.M. Paxton, P. Singh, K.S. Weil. Materials Properties Database for Selection of High-Temperature Alloys and Concepts of Alloy Design for SOFC Applications, November, 2002.
- [11] Tinga, T., W.B. de Wolf, W.P.J. Visser, S. Woldendorp. Integrated lifing analysis of a film-cooled turbine. - National Aerospace Laboratory NLR-TP-2001, 2001, pp. 394–402.