

引用格式: 王者, 王志平, 丁坤英, 等. 某型航空发动机涡轮导向叶片热障涂层可靠性分析[J]. 航空学报, 2024, 45(22): 430141. WANG Z, WANG Z P, DING K Y, et al. Reliability analysis of thermal barrier coatings on turbine guide vanes of a certain type of aero-engine [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(22): 430141 (in Chinese). doi:10.7527/S1000-6893.2024.30141

某型航空发动机涡轮导向叶片热障涂层可靠性分析

王者¹, 王志平¹, 丁坤英^{1,*}, 张涛¹, 王远航^{1,2}

1. 中国民航大学天津市民用航空器适航与维修重点实验室, 天津 300300

2. 珠海保税区摩天宇航空发动机维修有限公司, 珠海 519000

摘要: 针对某型民用航空发动机涡轮导向叶片热障涂层的可靠性进行了研究,建立了基于运行条件的叶片表面温度分布模型和基于温度分布的涂层失效模型,并采用 Monte-Carlo 模拟法计算了涡轮导向叶片热障涂层在不同服役时间和温度下的失效概率,预测了涡轮导向叶片服役寿命并与实际服役结果进行比较。结果表明:热障涂层的最大失效概率区域位于涡轮导向叶片的前缘和叶盆区域。以 60% 的失效概率为完全失效界限,在热气流作用下,叶片前缘区域的热障涂层平均寿命只有 3 857 h,叶盆区域的平均寿命为 7 584 h,叶背和后缘区域的平均寿命可达到 10^4 h 以上。模拟计算服役可靠度与涡轮导向叶片实际检测结果的吻合度随服役时间变化始终保持在 60% 以上,证明使用的可靠性评价方法具有可信度和实用性。

关键词: 航空发动机; 涡轮导向叶片; 热障涂层; 失效分析; 可靠性

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

文章编号: 1000-6893(2024)22-430141-15

民用航空业的安全性是此行业的核心要求,飞机的核心部件——航空发动机的安全更是重中之重。为保证民用航空发动机的安全性,热障涂层(Thermal Barrier Coatings, TBCs)被广泛用于保护航空发动机零部件免受高温侵袭。这种由陶瓷层和粘结层构成的双层片状结构涂层,不仅使热障涂层具有更低的热导率和更好的平面刚度,而且还有助于减少涂层和基体因膨胀和收缩速度不同而产生的热应力^[1-3]。但同时这种双层片状结构也会导致涂层内部沿厚度方向的板块之间出现许多缺陷、球形空隙和微裂缝。当热障涂层长期处于高温工况时,粘结层和陶瓷层

之间的界面上会产生一层热生长氧化物(Thermal Growth Oxide, TGO)。同时,热障涂层各层材料的物性参数差异较大,多层组合机制使得几何结构非常复杂,并且常用的服役工况也极其苛刻恶劣,因此热障涂层经常在无法预知的情况下脱落剥离,从而造成航空发动机热端零部件的失效^[4-7]。目前影响航空发动机安全应用的重要因素之一就是热障涂层的提前脱落失效,为了保证热障涂层的使用安全性,必须建立一个可靠的分析模型来预测它的寿命。

目前已经建立了多种基于 TGO 和应力应变的寿命预测模型。Evans 等^[8]认为 TBCs 失败的

收稿日期: 2024-01-11; 退修日期: 2024-02-19; 录用日期: 2024-03-18; 网络出版时间: 2024-04-26 17:44

网络出版地址: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2024/V45/I22/430141>

基金项目: 天津市研究生科研创新项目(2021YJSO2B08)

* 通信作者: E-mail: dingkunying@126.com

关键因素是TGO过度生长带来的TGO层周边区域的热失配应力急剧增加导致的开裂。Xiao等^[9]通过相场法进一步分析了服役环境下真实形貌TBCs的生长规律和断裂机制,发现不同区域形貌会产生不同类型的裂纹演化,为构建更为准确的寿命模型提供了基础。Busso等^[10-11]发现,TBCs的损伤主要来源于陶瓷层和TGO层之间的应力,其通过有限元模拟和连续损伤力学建立了一个寿命预测模型。He等^[12]提出了一个基于断裂力学的寿命预测模型,该模型假设当能量释放率达到断裂韧性时,陶瓷涂层在张力条件下会发生裂纹。虽然这些模型为TBCs的服役寿命提供了参考依据,但是由于没有考虑到材料性能和使用条件的不确定性,并且只针对单一失效模式下的热障涂层服役寿命进行预测,适用性有限,同时预测结果也只是热障涂层的平均服役寿命,精确度并不高,影响热障涂层的安全应用。近些年,可靠性评价理论在涂层和薄膜结构领域开始有所应用。Nordhorn等^[13]首次将可靠性的概念引入热障涂层,建立有限元模型来模拟热循环工况下热障涂层内部的应力累积情况,先确定界面失效的临界应力值,然后将应力超过临界应力值的节点占有单元节点的比例定义为失效概率。Guo等^[14]考虑了材料属性和载荷等参数的不确定性,并基于概率方法对涡轮叶片TBCs的可靠性进行了评估。Liu等^[15]则同时考虑了宏微观失效机制的影响,采用人工神经网络法建立了涡轮叶片涂层多尺度寿命预测模型,可以精准预测涂层各区域的损伤演化过程。

为了充分考虑热障涂层材料的分散性和充满不确定性的服役工况,本文使用服役可靠性评价方法来对航空发动机涡轮导向叶片热障涂层服役寿命进行分析。首先选择航空发动机涡轮导向叶片进行了失效分析,探究其表面热障涂层的失效原因。然后使用有限元模拟了涡轮导向叶片表面热障涂层服役环境下的温度分布情况。最后,根据失效原因有针对性地建立航空发动机涡轮导向叶片热障涂层的可靠性评估方法,采用Monte-Carlo模拟法计算了涡轮导向叶片热障涂层在不同服役期和温度下的失效概率,并将其转化为预测的服役寿命与实际服役结果进行比较。

1 失效分析

1.1 金相检测

对某型航空发动机涡轮导向叶片上的热障涂层进行失效分析,此叶片已在发动机中服役了8 500 h(如图1所示)。目前涡轮导向叶片表面常用的是大气等离子喷涂(Atmospheric Plasma Spraying, APS)技术制成的7% 三氧化二钇稳定氧化锆($7Y_2O_3$ -Stabilized ZrO_2 , 7YSZ)热障涂层。首先对该涡轮导向叶片表面的热障涂层进行分区,根据叶片形状和表面涂层的损伤情况分为4个区域:叶片前缘、叶盆、叶背和叶片后缘。检查叶片的宏观表面形貌和失效情况,由图1可以发现叶片前缘和叶盆区域表面的热障涂层出现了大面积脱落,且在叶盆区域发现基体裂纹,断口呈现膨胀凸起的状态;而叶背和叶片后缘表面的热障涂层脱落面积较少,只出现了少量的黑斑和凹坑。为了进一步对失效情况进行分析,对涡轮叶片4个区域进行切割采集,制备金相试样进行微观结构和形貌的观察(图2)。



(a) 叶片前缘和叶盆区域



(b) 叶背和叶片后缘区域

图1 涡轮导向叶片表面形貌

Fig. 1 Surface morphology of turbine guide blades

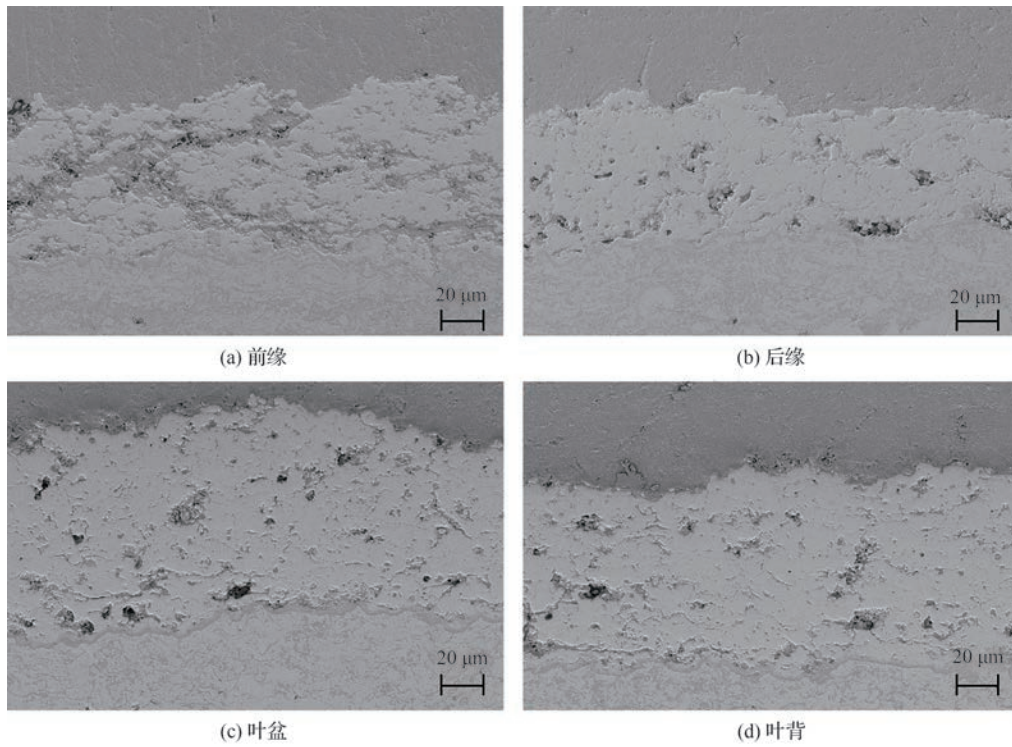


图2 涡轮导向叶片表面热障涂层的微观形貌

Fig. 2 Microscopic morphology of thermal barrier coatings on turbine guide vane surfaces

采用 Image-Pro Plus 6.0 图像分析软件对试样进行 TGO 厚度测量。通过不规则自动光学检测 (Automatic Optical Inspection, AOI) 方法获得 TGO 区域的面积 S , 然后去除转角误差, 采集顶涂层 (Top Caoting, TC)/TGO 界面和 TGO/粘结层 (Bonding Caoting, BC) 界面两条线长度的平均值即可得到长度 L 。利用 S/L 法求得 TGO 的等效厚度 h_{TGO} :

$$h_{\text{TGO}} = \sum S / \sum L \quad (1)$$

通过 Image-Pro Plus 6.0 软件对叶片涂层扫描电子显微镜 (Scanning Electron Microscope, SEM) 图像进行处理, 即将图像转换为二进制图像, 然后分析其黑色像素面积百分比, 对 TC 层孔隙率进行描述。

通过金相检测可以发现, 叶片前缘表面的热障涂层出现了严重烧结的现象, 陶瓷层中呈板块状, 且分布有贯穿型大裂纹, 但界面处的 TGO 层很薄 (如图 2(a) 所示)。图 2(b) 是后缘区域的 SEM 检测结果, 可以看出, 此处的界面 TGO 层厚度增长缓慢, 但孔隙率下降较为明显。对叶盆、叶背区域而言, 热障涂层界面处的 TGO 层平

均厚度分别为 $8.257 \mu\text{m}$ 和 $4.348 \mu\text{m}$, 并且陶瓷层孔隙率均出现了明显的下降, 这种现象极易导致涂层沿 TC/TGO 界面脱落。由此可以判断, 涡轮导向叶片表面的热障涂层失效模式较为复杂, 不同区域存在不同的失效原因。

1.2 表面温度场

为了进一步分析涡轮导向叶片表面热障涂层的失效模式, 采用课题组在预试验过程中建立的真实航发涡轮导向叶片有限元模型, 通过 UG 软件完成真实叶型的三维几何建模; 然后使用 Fluent 软件计算气热耦合结果后, 导入 CFD-post 模块对叶片表面温度分布进行分析^[16]。

采用的涡轮导向叶片的几何模型如图 3 所示。根据设计手册要求, 涡轮导向叶片通过内部的冷气对流和表面的气孔形成的气膜进行冷却, 因此将叶片一、二级腔室设计为冷气腔, 在前缘和后缘表面设置冷气孔, 从而实现表面气膜与冷气对流双冷却模式。建模时把叶片基体和粘结层简化设置为 1 层, 表面再设置 1 层 $150 \mu\text{m}$ 厚的 7YSZ 热障涂层, 简化建模是因为只考虑了温度

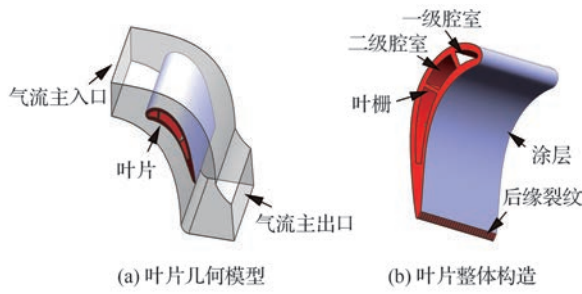


图3 涡轮导向叶片热障涂层几何模型

Fig. 3 Geometric modeling of thermal barrier coatings on turbine guide vanes

环境对热障涂层失效的影响。

使用能量方程和湍流方程对叶片传热进行计算,计算时只考虑热传导与热对流,不考虑热辐射。

热传导过程使用Fourier定律进行计算:

$$\Phi_1 = -\lambda A \frac{dt}{dx} \quad (2)$$

式中: Φ_1 为导热量, W ; A 为常数; t 为时间; λ 为导热系数, $W \cdot m^{-2} \cdot ^\circ C^{-1}$ 。

热对流过程的热能传递计算公式为

$$\Phi_2 = hA\Delta T \quad (3)$$

式中: Φ_2 为对流热量, W ; h 为对流换热系数, $W \cdot m^{-2} \cdot ^\circ C^{-1}$; ΔT 为绝对温差, $^\circ C$, $\Delta T > 0$ 。

因为固体域的内部没有流体流动,所以只考虑热传导过程,传热能量方程可以简化为

$$\frac{\partial(\rho TC_{ps})}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + S_E \quad (4)$$

式中: ρ 为密度; C_{ps} 为固体比热容,在不同的材料中对应于不同的取值, $W \cdot kg^{-1} \cdot ^\circ C^{-1}$; S_E 为固体域内部能量; T 为固体温度, $^\circ C$ 。

使用Fluent-CFD软件对涡轮导向叶片进行流热耦合模拟计算,由于叶片的工作环境较为复杂,处于高温燃气与冷却气体共同作用下,表面会产生复杂的三维湍流流动,因此采用有限体积法进行计算,相关参数如表1所示。计算过程中用到的气体材料为理想气体,金属基体材料和热障涂层材料参数如表2所示。计算残差设置为 1.0×10^{-5} ,计算收敛的条件为表面最高温度基本保持不变。计算结果如图4所示。由图4可

表1 有限元模型边界条件

Table 1 Finite element model boundary conditions

区域	边界类型	压力/MPa	温度/ $^\circ C$	冷却气体流量/ $(kg \cdot s^{-1})$
主流入口	压力入口	1.81	1 270	
冷却入口	质量流量入口		191	0.034 7
主流出口	压力出口	1.13		

表2 材料参数

Table 2 Material parameters

参数	叶片基体	热障涂层
密度/ $(kg \cdot m^{-3})$	7 870	3 610
泊松比	0.29	0.12
弹性模量/GPa	220	48
热膨胀系数/ $(10^{-6} ^\circ C^{-1})$	14.8	9.0
导热系数/ $(W \cdot m^{-1} \cdot ^\circ C^{-1})$	88.000	1.956

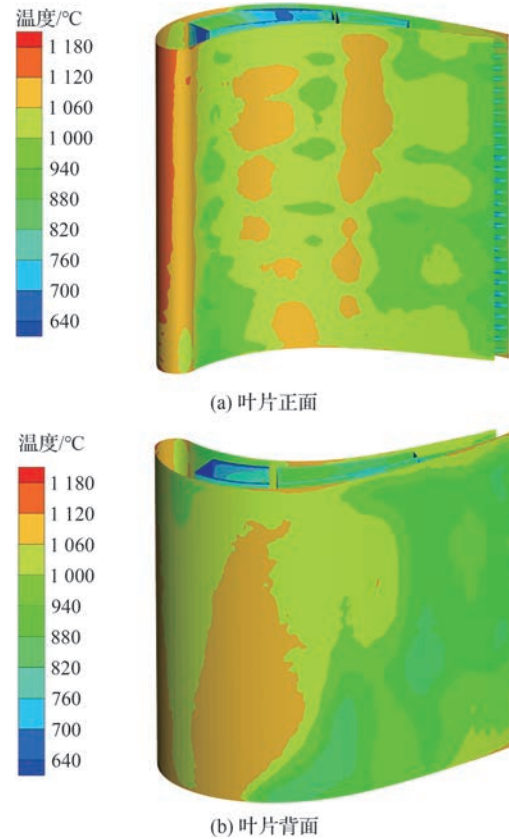


图4 涡轮叶片表面热障涂层温度场分布情况

Fig. 4 Temperature field distribution of thermal barrier coatings on turbine blade surfaces

知,叶片表面热障涂层温度分布不均匀,有较大的温度梯度。涡轮导向叶片前缘温度最高,因此处受到发动机高温燃气的直接热冲击作用,最高

温度可达 1 215.84 °C, 平均温度为 1 167.23 °C。叶盆和叶背区域受叶片曲率和高温燃气影响, 部分区域冷气对流和气膜覆盖效果不充分, 冷却效果较差, 因此平均温度分别为 1 089.52 °C 和 1 005.14 °C。而叶片后缘区域因大量冷却孔的存在, 使得气膜覆盖区域较大且效果良好, 冷却效果较好, 平均温度为 987.32 °C, 最低温度为 823.72 °C。

综合金相检测结果和温度分布情况可以判断, 涡轮导向叶片表面的热障涂层在不同的部位具有不同的失效模式, 其失效模式与其所处部位的工况密切相关, 与目前主要由 TGO 生长和边界热应力失配诱发脱落存在一定的差异。可以认为, 叶片前缘处的热障涂层脱落以烧蚀失效为主导, 而后缘、叶盆和叶背区域的涂层则是以 TGO 增厚为主的高温氧化失效模式。因此, 针对涡轮导向叶片热障涂层进行的可靠性分析需要根据不同失效模式采用不同的评估方法。

2 可靠性分析方法

2.1 Monte-Carlo 模拟法

为了充分考虑材料特性的分散性和不确定的工作条件, 采用 Monte-Carlo 模拟法来对热障涂层的可靠性进行评价^[17]。Monte-Carlo 模拟法利用每个随机变量概率分布中的随机样本计算响应。失效概率是通过计算失效频率并将其除以样本总数来确定的。具体而言, 假设 $g(X)$ 为某结构的功能函数, 其中 X 为随机变量, 其联合概率函数密度为 $f_X(x) = f_X(x_1, x_2, \dots, x_n)$, 一般各个随机变量之间相互独立, 联合密度函数变为 $f_X(x) = f_{X1}(x_1)f_{X2}(x_2)\dots f_{Xn}(x_n)$ 。假设总采样数为 N , 将采集到的 x 逐一带入功能函数, 若 $g(X) < 0$, 就认为结构失效, 失效次数 N_f 增加 1。由伯努利大数定理可得, 在 N 次独立重复试验中, 随机事件 $g(X) < 0$ 的频率 (N/N_f) 收敛于发生概率 P_f 。综上, 结构的失效概率计算公式为

$$P_f = \frac{N_f}{N} \quad (5)$$

根据上述蒙特卡罗模拟原理, 建立计算模型。具体计算过程如下:

1) 假设有 n 个随机变量 $X = [X_1, X_2, \dots, X_n]^T$, 且所有随机变量相互独立, 根据随机变量的统计分布生成 N 组数据。

2) 每组数据代表 1 个样本。假设失效域为 $F = \{x: g(x) \leq 0\}$, 落入失效域的样本数为 N_f , 则失效概率可表示为 $P_f = N_f/N$ 。

2.2 建立失效标准

评价结构的可靠性需要针对性地建立失效准则, 而失效准则的数学定义对于评估材料和结构的可靠性至关重要, 可以被归纳为一个函数公式:

$$Z = g(X) = R(X) - F(X) \quad (6)$$

式中: $X = [X_1, X_2, \dots, X_m]^T$ 为结构功能的各种影响因素, 将它们都视为随机变量来描述这些影响因素的离散性和随机性; F 为应力, 即结构受到的外界载荷; R 为强度, 即结构抵抗载荷破坏的能力。当 $Z > 0$ 时, 认为结构可靠; 当 $Z < 0$ 时, 认为结构失效; 而当 $Z = 0$ 时, 此时的结构可认为在临界极限, 处于未失效但随时都可能失效的状态, 因此方程 $Z = 0$ 也被称为结构的极限状态方程。

由于热障涂层的材料特性不均匀、微观结构不稳定以及工作条件多变, 所以服役寿命分散性较大, 因此选择了一种基于概率分析的方法来评估热障涂层的可靠性。

2.2.1 TGO 生长对热障涂层服役寿命的影响

TGO 层的生长和增厚会增加热障涂层的应力, 并且会对陶瓷层和粘结层的界面造成破坏, 降低结合力, 使得界面易于开裂脱落。大量研究总结得出, 当 TGO 厚度增加到 8~10 μm 时, 涂层就会发生剥离失效^[18]。此外, 根据涡轮导向叶片热障涂层的失效分析, 叶盆和叶背区域发生涂层失效时, 大部分 TGO 厚度超过了 8 μm , 部分 TGO 层的厚度已经达到了 10 μm 以上。因此, 在这种环境下服役的热障涂层, 可以认为失效时的 TGO 厚度大致恒定 (10 μm)。这就得出了失效标准: 涡轮导向叶片热障涂层在服役环境下, TGO 层厚度达到 10 μm 后, 认为热障涂层系统失效, 开始脱落。

为了准确评估 TGO 生长对热障涂层服役寿

命的影响,通过恒温氧化试验来进行研究。采用 Praxair TAFA(美国)公司的 3710 型大气等离子设备,使用 SG-100 喷枪进行热障涂层制备,在 $\varnothing 25.4 \text{ mm} \times 6 \text{ mm}$ 的 Hastelloy-X 型高温合金上沉积 $100 \mu\text{m}$ 的 NiCoCrAlY 粘结层(Praxair Co-110 型粉末)和 $150 \mu\text{m}$ 的 7YSZ 陶瓷层(Praxair Al-1075 型粉末)。选择 Hastelloy-X 高温合金作为基体,可以减少金属基体在高温下的氧化,避免影响试验结果。表 3 为热障涂层喷涂工艺参数和沉积参数。

使用马弗炉来模拟涡轮导向叶片表面热障涂层的高温工况。将一部分制备好的 TBCs 试样分别放置在 900、1 000、1 100、1 200 $^{\circ}\text{C}$ 的环境下

进行高温氧化。氧化时间设定为 0、5、10、20、50、100、200、500 h。经过恒温处理后,将完成处理后的试样进行切割磨抛处理,采用 SEM 观察样品涂层的截面形貌如图 5 所示。

由于 TGO 的形状起伏不定,厚度分布非常不均匀,因此测量的 TGO 厚度存在一定程度的误差。同时还会出现 TGO 厚度在某些区域达到临界厚度,但由于局部裂纹的产生,热障涂层并没有整体开裂和剥落的情况。因此,为了确保 TGO 厚度和失效概率的准确性,同样选择了采用 Image-Pro Plus 6.0 图像分析软件对试样进行 TGO 厚度测量,从而尽可能保证测量的 TGO 厚度值的准确性,TGO 厚度如图 6 所示。

表 3 热障涂层及粉末材料参数

Table 3 Thermal barrier coatings and powder material parameters

涂层	电压/V	电流/A	送粉速率/($\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$)	喷涂距离/mm	喷枪移速/($\text{mm} \cdot \text{s}^{-1}$)	粉末颗粒直径/ μm	涂层沉积厚度/ μm
陶瓷层	40	820	4.0	80	300	45~75	150
粘结层	38	700	2.5	80	600	15~45	100

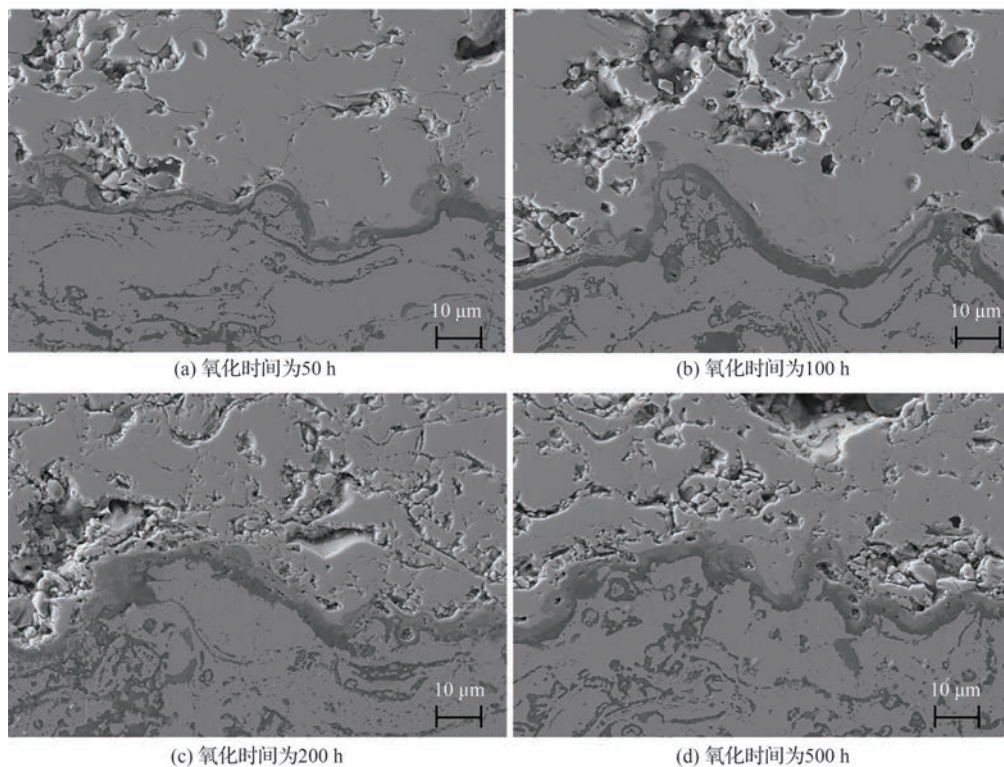


图 5 1 100 $^{\circ}\text{C}$ 下不同氧化时间后 TGO 的截面结构和厚度

Fig. 5 Cross-sectional microstructure and thickness of TGO after different oxidation times at 1 100 $^{\circ}\text{C}$

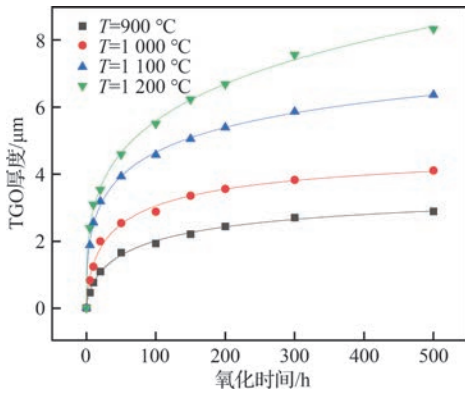


图6 TGO在不同温度下的生长情况

Fig. 6 Growth of TGO at different temperatures

2.2.2 烧结对热障涂层服役寿命的影响

目前常用的双层片状热障涂层结构导致涂层内部的板块间有很多缺陷、球状空隙和沿厚度方向的微裂纹^[19-21]。而在实际使用过程中,由于长期暴露在超高温下,陶瓷层会发生烧结现象,影响热障涂层的热导率以及弹性模量^[22-24],加剧涂层的剥落。这种涂层剥落方式符合全局断裂力学的观点(认为当涂层中的应变能量释放率超过界面断裂能量时,涂层的脱落就会发生)。因此选择热障涂层的弹性模量作为失效标准,认为当弹性模量增加导致的界面断裂能的增加超过临界界面断裂能后,涂层发生断裂脱落。

为了研究烧结的影响,采用等温热处理的方法。在该试验中,先使用高温马弗炉将涂层等温加热至1 000、1 100、1 200 °C,然后保温不同时间(1、2、5、10、20、50、100、200、500 h),再将样品的温度降至室温,加热和冷却速度均设为10 °C/min。

然后使用3点弯曲试验(Instron Ceast 5982, Boston, USA)计算热障涂层的宏观弹性模量。计算公式为

$$\omega = PL_1^3 / (48D) \quad (7)$$

$$D = Eh_1^3 / [12(1 - \nu^2)] \quad (8)$$

式中: ω 为宏观弹性模量; P 为外加载荷; L_1 为两个支点之间的距离; D 为弯曲刚度; E 为弹性模量; h_1 为涂层厚度; ν 为涂层泊松比, $\nu = 0.2$ 。

图7描述了7YSZ热障涂层宏观弹性模量的变化。宏观弹性模量是对整个涂层结构的应变能力的全局反映。由图7可见,宏观弹性模量一

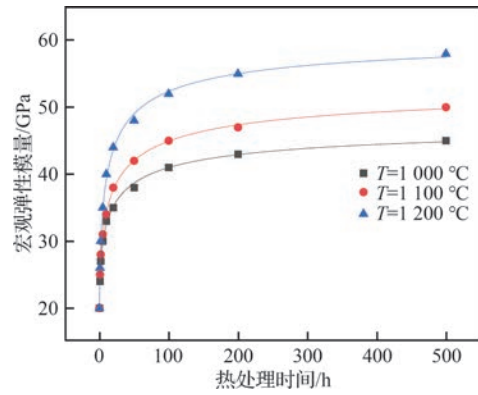


图7 宏观弹性模量随热处理时间和温度的变化

Fig. 7 Variation of macroscopic elastic modulus with heat treatment time and temperature

开始表现出超快的增长速度,大约20 GPa的初始刚度在几十个小时内增至50 GPa。随后,在接下来的较长时间内,增加率明显放缓。

2.3 失效概率计算方法

由于复杂服役环境会导致叶片各区域存在多种失效模式,需要考虑多种失效模式的差异性,因此为了保证热障涂层可靠性评估的准确性,针对不同失效情况,分别选择TGO厚度和宏观弹性模量作为失效标准建立失效概率计算方法。

2.3.1 TGO生长失效概率

研究显示,TGO的增长遵循抛物线规律^[23]:

$$h_{\text{TGO}} = \kappa_p t^o \quad (9)$$

式中: h_{TGO} 为TGO层的厚度; o 为氧化指数; κ_p 为氧化系数。 κ_p 与温度之间的关系遵循阿伦尼乌斯定律:

$$\kappa_p = C \exp\left(-\frac{Q}{rT_c}\right) \quad (10)$$

式中: C 和 Q 为拟合常数,可以通过试验进行拟合推导; r 为气体常数; T_c 为服役温度。因此,热障涂层的失效标准可推导为

$$g_{\text{TGO}} = h_0 - h_{\text{TGO}} = h_0 - C \exp\left(-\frac{Q}{rT_c}\right) t^o \quad (11)$$

式中: h_0 为TGO层的临界厚度,假定为10 μm。当 $g_{\text{TGO}} < 0$ 时,可认为热障涂层失效,热障涂层氧化损伤的失效概率为

$$P_{\text{TGO}} = N_f(g < 0)/N \quad (12)$$

2.3.2 烧结失效概率

对于烧结失效,采用全局断裂力学的观点,即当涂层中的应变能释放率超过界面断裂能时,涂层就会发生脱落。假设热应力是双轴相等的,且贯穿整个厚度的应力可以忽略不计,热应力主要包含在热障涂层中,热障涂层几乎完全容纳了基体和涂层内部之间的热失配应变^[19]。

同时,由于7YSZ的蠕变特性,可以认为热障涂层系统在工作温度下为无应力状态。因此,当涂层从工作温度(T_2)冷却到环境温度(T_1)时,在涂层中产生的平面内应力为

$$\Delta\sigma = \frac{E_{\text{TBC}} \int_{T_1}^{T_2} \alpha_{\text{SUB}}(T) - \alpha_{\text{TBC}}(T) dT}{1 - \nu} = \frac{E_{\text{TBC}}(\Delta\alpha\Delta T)}{1 - \nu} \quad (13)$$

式中: α_{SUB} 和 α_{TBC} 分别为基体和热障涂层的热膨胀系数; E_{TBC} 为热障涂层的弹性模量。假设只有平行于裂纹扩展方向的应力会因为涂层的脱粘而松弛,当界面裂纹通过该区域时,另一平面内应力仍然受到约束。在这种条件下,可以得到此时涂层脱粘的(界面)应变能释放率^[25]:

$$G_1 = h_T E_{\text{TBC}} (\Delta\alpha\Delta T)^2 / 2(1 - \nu) \quad (14)$$

式中: h_T 为陶瓷层的厚度。由临界能量释放率准则可得,基于烧结效应的热障涂层失效准则为

$$g_s = G_1 - G_{\text{ic}} = h_T E_{\text{TBC}} (\Delta\alpha\Delta T)^2 / 2(1 - \nu) - G_{\text{ic}} \quad (15)$$

式中: G_{ic} 为临界界面断裂能。在这种驱动力作用下,起到主要作用的应该为Ⅱ型(剪切型)裂纹,应当选择剪切断裂能作为临界界面断裂能的取值。

当 $g_s > 0$ 时,可认为热障涂层失效,由此可得热障涂层烧结损伤的失效概率计算公式:

$$P_s = N_f(g > 0)/N \quad (16)$$

3 结果与分析

3.1 TGO生长失效概率计算结果

由式(9)~式(12)可知,基于TGO厚度的失效概率分析有两个主要变量:①使用温度;②使

用时间。然而,由于隔热涂层的材料特性非常分散,而且环境温度具有随机性,需要通过试验来进行拟合计算,确定失效准则中涉及的随机变量的概率特征。一般来说,温度等载荷一般服从正态分布^[26-27]。确定了随机变量的概率特征后,根据式(11)和式(12),将有限元模型中的涂层表面节点温度和表4中的数据插入到Monte-Carlo模型中,即可计算TGO生长导致的热障涂层失效概率。

TGO生长导致的热障涂层失效概率如图8所示,可以看出随着时间的增长,不同温度下的失效概率变化也不同。900℃下的失效概率近乎为0,且随时间变化极小;1000℃下的失效概率前期几乎不增长,在达到一定服役时间后开始呈近直线式增长,增速适中;而1100℃下的失效概率则呈现抛物线式增长,且增长速率极快,服役3000多小时后失效概率已达到60%;1200℃下的失效概率增长趋势与1100℃的相同,速率更高一些,服役2000多小时后失效概率就能达到60%。

表4 热障涂层氧化损伤的概率评估参数

Table 4 Parameters for probabilistic assessment of oxidative damage to thermal barrier coatings

随机变量	均值	标准差	分布类型
$h_0/\mu\text{m}$	10	1	正态
$C/(\text{m}\cdot\text{s}^{-0.25})$	698.0	69.8	正态
$T/^\circ\text{C}$	T_c	$T_c/20$	正态

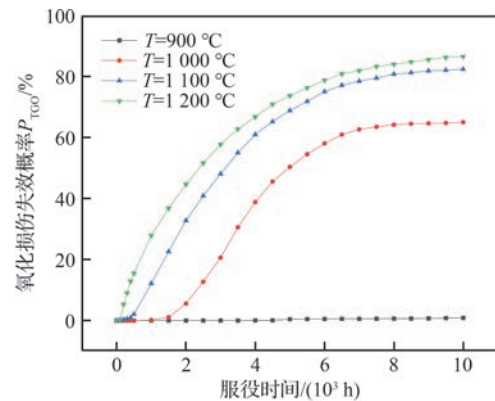


图8 热障涂层氧化损伤的失效概率

Fig. 8 Failure probability of oxidative damage to thermal barrier coatings

3.2 烧结失效概率计算结果

由式(13)~式(16)可知,烧结导致的热障涂层失效与涂层的宏观弹性模量增长成正比。根据全局断裂力学来确定随机变量的概率学特征。由统计学知识可知^[28],界面断裂能服从威布尔分布,而温度、厚度和热膨胀系数等变量则服从正态分布。确定之后,根据式(15)和式(16),将有限元模型中的涂层表面节点温度和表5中的数据插入到 Monte-Carlo 模型中,即可计算热障涂层的失效概率。

图9所示为烧结损伤导致的热障涂层失效概率,可以看出随着时间的增长,不同温度下的失效概率均呈现近直线型的增长趋势。随着温度的升高,失效概率的增长速率和增幅都在大幅升高。 $1\,200\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下的失效概率增长速率最快,服役 $5\times 10^3\text{ h}$ 后失效概率达到80%。

表5 热障涂层烧结损伤的概率评估参数

Table 5 Parameters for probabilistic assessment of sintering damage in thermal barrier coatings

随机变量	均值	标准差	分布类型
$G_{ic}/(\text{J}\cdot\text{m}^{-2})$	150	15	威布尔
$E_{\text{TBC}}/\text{GPa}$	20	2	威布尔
$h/\mu\text{m}$	200	20	正态
$\Delta\alpha/(10^{-6}\cdot^{\circ}\text{C}^{-1})$	4	0.4	正态
$\Delta T/^{\circ}\text{C}$	T_2-T_1	$(T_2-T_1)/10$	正态

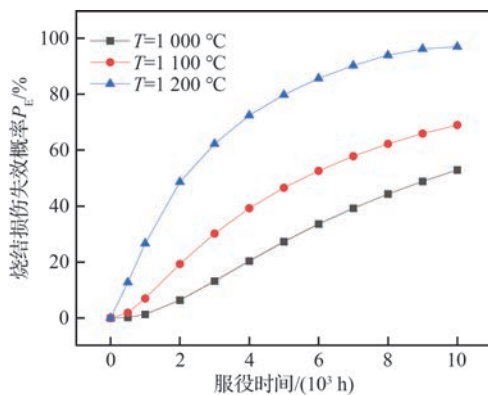


图9 热障涂层烧结损伤的失效概率

Fig. 9 Failure probability of sintering damage in thermal barrier coatings

3.3 涡轮导向叶片热障涂层可靠性评价

由第1节失效分析结果可知,复杂服役环境导致高压涡轮叶片上的热障涂层失效是由氧化和烧结共同作用导致,因此为了保证高压涡轮导向叶片热障涂层可靠性评估的准确性,需要确定失效概率计算的边界。

由失效概率计算方法建立过程可知,本质是两种失效模式均与温度相关,都是由温度导致的失效。因此以温度作为边界,可以保证可靠性评价的准确性。图10展示了不同服役温度和服役时间下热障涂层氧化损伤和烧结损伤两种失效模式的概率计算值。可知,两种失效模式的概率计算值交点出现在 $1\,150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 附近,而不管是在服役前期还是服役后期, $1\,150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下均为氧化失效概率 $>$ 烧结失效概率;而在 $1\,150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上则为烧结失效概率 $>$ 氧化失效概率。因此,将以 $1\,150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 作为失效概率计算方法的分界点。

在确定了分界点后,将 Monte-Carlo 模型与有限元模型相结合,将涡轮导向叶片表面每个节点的温度代入 Monte-Carlo 模型中,根据温度大小选择相应的失效模式计算其上的热障涂层失效概率,并用有限元云图的方式进行输出。由此,就可以得到涡轮导向叶片表面热障涂层在不同服役时间下的失效概率分布情况,如图11和图12所示。可以看出,热障涂层的最大失效概率区域位于涡轮导向叶片的前缘和叶盆区域。由于热气流下涡轮导向叶片表面温度分布的不均匀性,经过 $5\times 10^3\text{ h}$ 服役后,高温区(即叶片前缘和叶盆 $1\,100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上的表面区域)的热障涂层失效概率已经超过了60%。随着服役时间的延长,越来越多的温区失效概率都超过了60%。若假设热障涂层的寿命等于其失效概率达到60%的时间,也即当热障涂层的失效概率达到60%时,可以认为其完全失效,这样就可以得到不同温度区域的热障涂层服役寿命。结合3.1和3.2节得到的计算数据,在热气流作用下,叶片前缘区域的热障涂层平均寿命只有3 857 h,叶盆区域的平均寿命为7 584 h,而叶背和后缘区域的平均寿命均可以达到 10^4 h 以上。

结合实际检测结果,对涡轮导向叶片热障涂

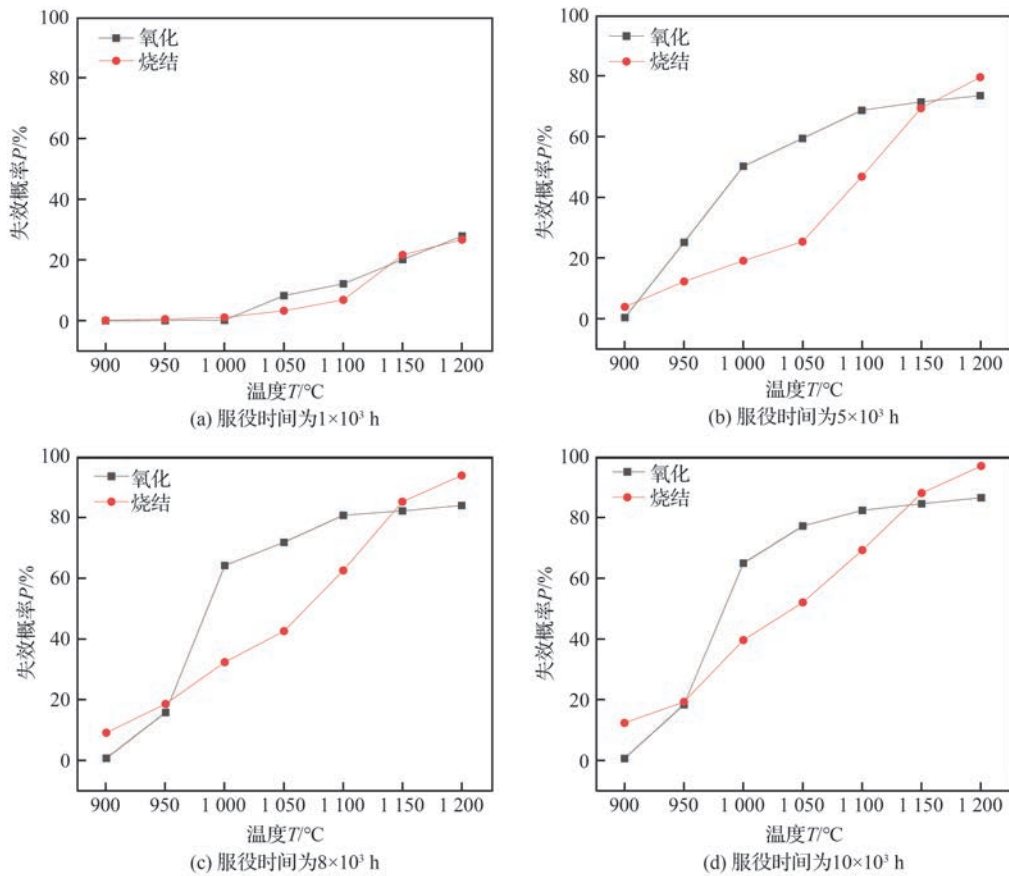
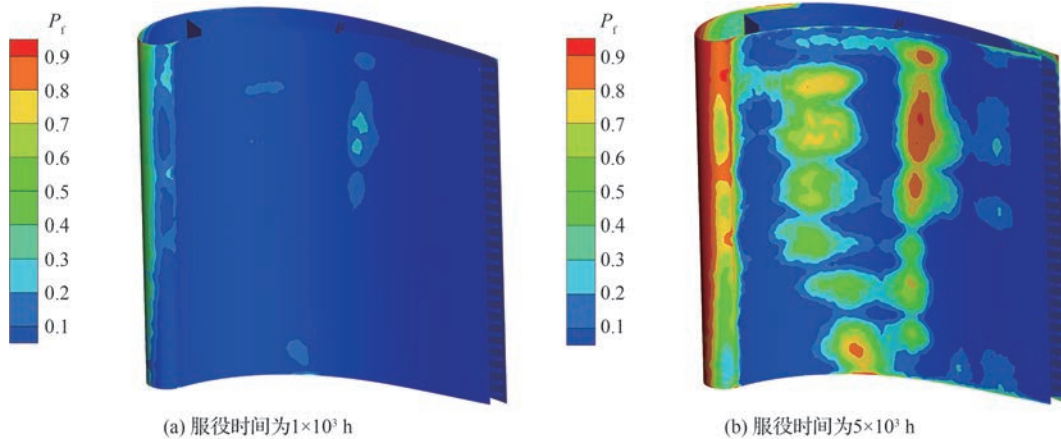


图 10 不同服役温度和时间下热障涂层氧化损伤和烧结损伤的失效概率对比

Fig. 10 Comparison of failure probability between oxidation damage and sintering damage of thermal barrier coatings at different service temperatures and times

层可靠性评价结果进行对比验证,检查的部分叶片如图 13 所示。首先计算涡轮导向叶片热障涂层在每个时间节点的理論失效面积比值 S_t 。以 60% 失效概率为标准,使用 Image-Pro Plus 6.0 图像分析软件测量每个时间节点有限元模型中达到

60% 失效概率区域面积与模型总面积的占比,即为理論失效面积比值 S_t 。然后采用孔探技术对某型号航空发动机涡轮导向叶片热障涂层失效情况进行测量,一共选取了 3 台发动机共 20 个涡轮导向叶片,测量不同服役时间后的热障涂层脱落面



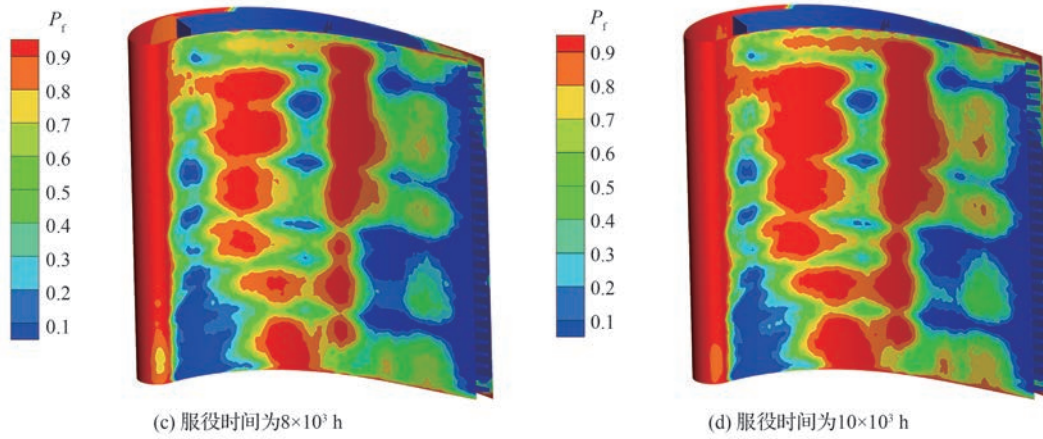


图 11 涡轮导向叶片热障涂层不同服役时间的失效概率(正面)

Fig. 11 Failure probability of thermal barrier coatings on turbine guide vanes at different service times (frontal)

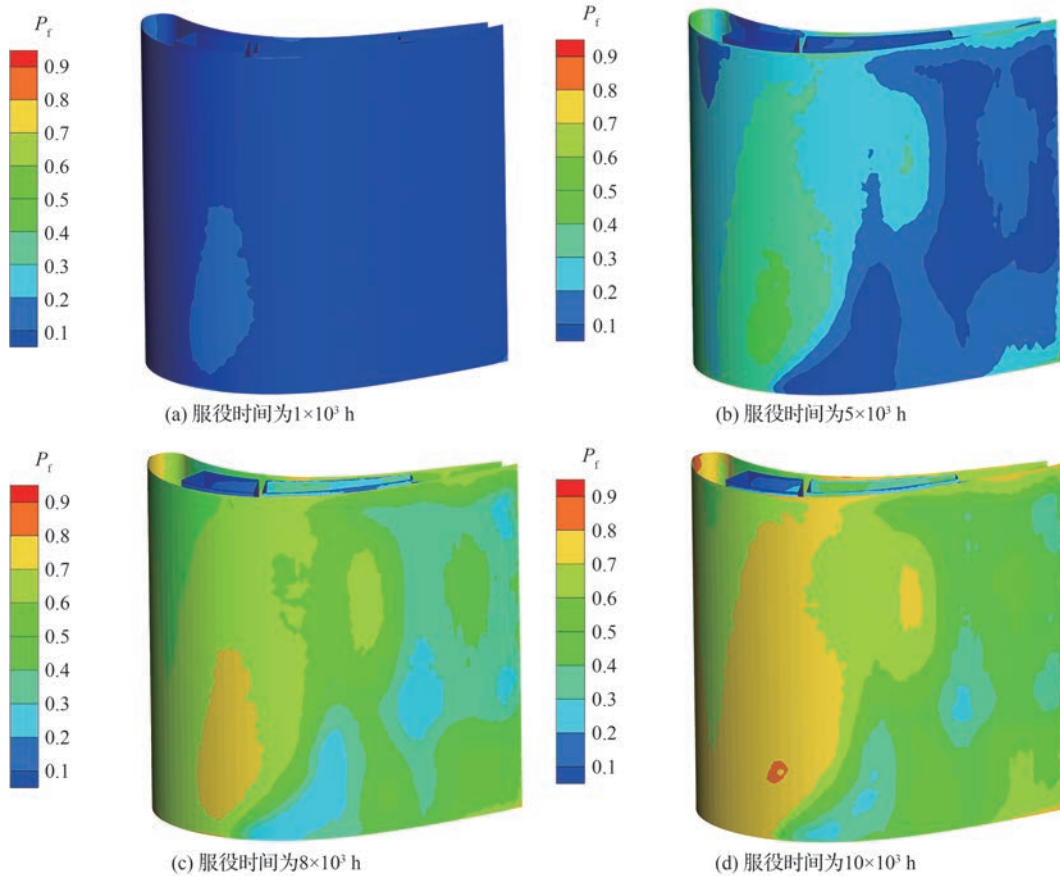


图 12 涡轮导向叶片热障涂层不同服役时间的失效概率(背面)

Fig. 12 Failure probability of thermal barrier coatings on turbine guide vanes at different service times (backside)

积 S_T (如图 14 所示)。当 $S_T > S_f$ 时, 认为此发动机涡轮导向叶片热障涂层失效, 失效数 N_T 加 1, 失效预测可靠度 $P_T = N_T / 20$, 例如, 经过 3×10^3 h 服役

后, 有 16 个涡轮导向叶片的热障涂层脱落面积 S_T 超过了 S_f , 则失效预测可靠度 $P_T = 16 / 20 = 0.80$ 。可靠度 P_T 计算结果如图 15 所示。可以看出, 失效

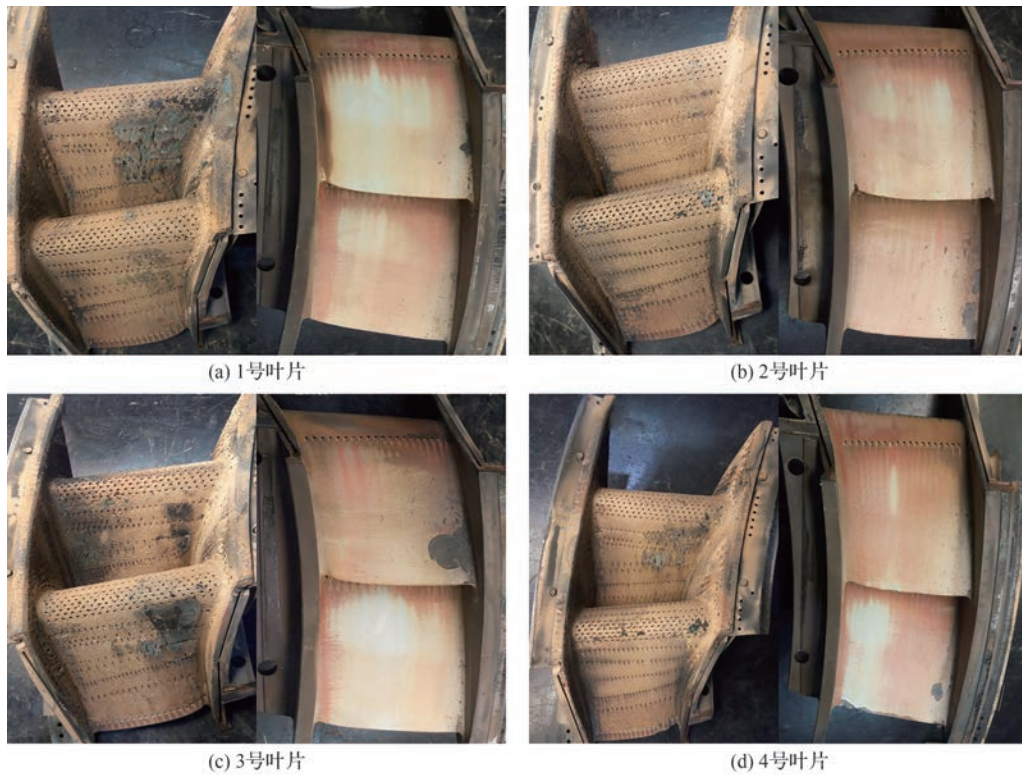


图 13 涡轮导向叶片实际检测

Fig. 13 Actual inspection of turbine guide vanes

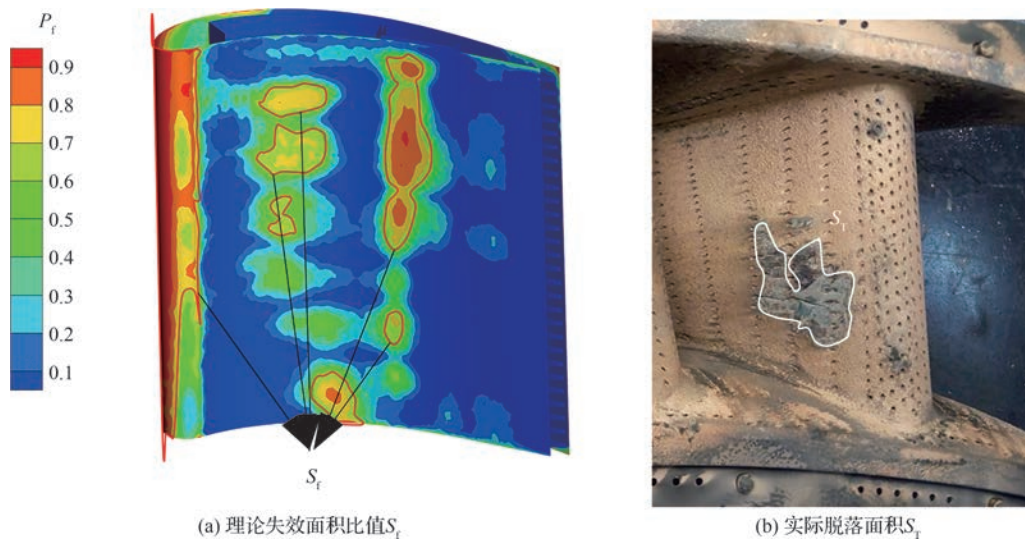
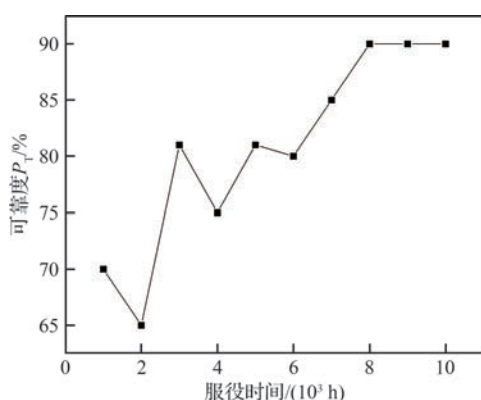


图 14 热障涂层脱落面积计算示意图

Fig. 14 Schematic diagram for calculating area of thermal barrier coating removal

预测可靠度 P_T 在涡轮导向叶片热障涂层服役 6×10^3 h 前都处于不稳定状态,这是由于热障涂层本身材料参数和服役环境的不稳定性,使得其服役寿命存在较大的分散性,但这段时间的可靠度仍然在 60% 以上。而当服役寿命逐渐增长到 10^4 h

后,可以看到失效预测可靠度在不断增长最终趋于稳定。这一结果证明孔探选取的航空发动机涡轮导向叶片热障涂层损伤失效情况与模拟计算的损伤失效情况基本相符,说明所使用的可靠性评价方法具有可信度和实用性。

图15 失效预测可靠度 P_T Fig. 15 Failure prediction reliability P_T

4 结论

根据失效原因有针对性地建立航空发动机涡轮导向叶片热障涂层的可靠性评估方法,采用 Monte-Carlo 模拟法计算了涡轮导向叶片热障涂层在不同服役期和温度下的失效概率,并将其转化为预测的服役寿命与实际服役结果进行比较。主要结论如下:

1) 综合金相检测结果和温度分布情况可以判断,涡轮导向叶片表面的热障涂层在不同的部位具有不同的失效模式,叶片前缘处以烧结失效为主导,后缘、叶盆和叶背区域的涂层则是以 TGO 增厚为主的高温氧化失效模式。

2) 热障涂层的最大失效概率区域位于涡轮导向叶片的前缘和叶盆区域。由于热气流下涡轮导向叶片表面温度分布的不均匀性,经过 5×10^3 h 服役后,高温区(即叶片前缘和叶盆 1100°C 以上的表面区域)的热障涂层失效概率已经超过了 60%。

3) 当热障涂层的失效概率达到 60% 时,认为其完全失效,即可得到不同温度区域的热障涂层服役寿命。在热气流作用下,叶片前缘区域的热障涂层平均寿命只有 3 857 h,叶盆区域的平均寿命为 7 584 h,而叶背和后缘区域的平均寿命均可以达到 10^4 h 以上。

4) 失效预测可靠度随服役时间变化始终保持在 60% 以上。这一结果证明孔探选取的航空发动机涡轮导向叶片热障涂层损伤失效情况与模拟计算的损伤失效情况基本相符,说明使用的可靠性评价方法具有可信度和实用性。

参考文献

- [1] 尚勇, 冯阳, 刘巧沐, 等. 大型科学装置在航空发动机高温结构材料和涂层上的研究与应用综述[J]. 航空学报, 2022, 43(10): 527481.
SHANG Y, FENG Y, LIU Q M, et al. Research and application of large scientific facility on high-temperature structural materials and coatings of aero-engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43 (10): 527481 (in Chinese).
- [2] YU C T, XIE H Q, LI S, et al. Thermal cycling and interface bonding performance of single phase (Ni, Pt)Al coating with and without pure metastable tetragonal phase 4YSZ[J]. Applied Surface Science, 2023, 615: 156326.
- [3] XIAO Y Q, YANG L, ZHU W, et al. Delamination mechanism of thermal barrier coatings induced by thermal cycling and growth stresses[J]. Engineering Failure Analysis, 2021, 121: 105202.
- [4] ZHU J G, MAO Z Z, WU D L, et al. Progress and trends in non-destructive testing for thermal barrier coatings based on infrared thermography: A review[J]. Journal of Nondestructive Evaluation, 2022, 41(3): 49.
- [5] 刘延宽, 袁航, 李顶河, 等. 热老化对热障涂层界面力学性能影响及数值计算[J]. 航空学报, 2023, 44(20): 428507.
LIU Y K, YUAN H, LI D H, et al. Effect of thermal aging on mechanical properties of thermal barrier coatings interface and numerical calculation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44 (20): 428507 (in Chinese).
- [6] 姚玉东, 艾延廷, 宋春, 等. 热障涂层二向应力状态分析与危险点预测[J]. 航空学报, 2022, 43(1): 424937.
YAO Y D, AI Y T, SONG C, et al. Prediction of dangerous point of thermal barrier coating by biaxial stress state analysis[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(1): 424937 (in Chinese).
- [7] 杨姗洁, 严旭东, 郭洪波. CMAS 环境下热障涂层的损伤机理及防护策略[J]. 航空学报, 2022, 43(10): 527613.
YANG S J, YAN X D, GUO H B. Failure mechanism and protection strategy of thermal barrier coatings under CMAS attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(10): 527613 (in Chinese).
- [8] EVANS A G, MUMM D R, HUTCHINSON J W, et al. Mechanisms controlling the durability of thermal barrier coatings[J]. Progress in Materials Science, 2001, 46 (5): 505-553.
- [9] XIAO Y Q, LIU Z Y, PENG X M, et al. Spallation mechanism of thermal barrier coatings with real interface morphology considering growth and thermal stresses

- based on fracture phase field[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2023, 458: 129356.
- [10] BUSO E P, WRIGHT L, EVANS H E, et al. A physics-based life prediction methodology for thermal barrier coating systems[J]. *Acta Materialia*, 2007, 55(5): 1491-1503.
- [11] BUSO E P, LIN J, SAKURAI S. A mechanistic study of oxidation-induced degradation in a plasma-sprayed thermal barrier coating system[J]. *Acta Materialia*, 2001, 49(9): 1529-1536.
- [12] HE M Y, HUTCHINSON J W, EVANS A G. Simulation of stresses and delamination in a plasma-sprayed thermal barrier system upon thermal cycling[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2003, 345(1-2): 172-178.
- [13] NORDHORN C, MÜCKE R, MACK D E, et al. Probabilistic lifetime model for atmospherically plasma sprayed thermal barrier coating systems[J]. *Mechanics of Materials*, 2016, 93: 199-208.
- [14] GUO J W, YANG L, ZHOU Y C, et al. Reliability assessment on interfacial failure of thermal barrier coatings[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2016, 32(5): 915-924.
- [15] LIU Z Y, YANG L, ZHOU Y C. A multiscale model integrating artificial neural networks for failure prediction in turbine blade coatings[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2023, 457: 129218.
- [16] 韩志勇, 张涛, 郭万森, 等. 服役环境对涡轮导向叶片热障涂层失效模式的影响[J]. *表面技术*, 2023, 52(4): 261-271.
- HAN Z Y, ZHANG T, GUO W S, et al. Effects of service environment on failure modes of thermal barrier coatings on turbine guide blades[J]. *Surface Technology*, 2023, 52(4): 261-271 (in Chinese).
- [17] WANG Z P, WANG Z, ZHANG T, et al. Reliability evaluation of thermal barrier coatings for engine combustion chambers based on Monte-Carlo simulation[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2022, 448: 128923.
- [18] SHEN Q, YANG L, ZHOU Y C, et al. Effects of growth stress in finite-deformation thermally grown oxide on failure mechanism of thermal barrier coatings[J]. *Mechanics of Materials*, 2017, 114: 228-242.
- [19] WEI Z Y, MENG G H, CHEN L, et al. Progress in ceramic materials and structure design toward advanced thermal barrier coatings[J]. *Journal of Advanced Ceramics*, 2022, 11(7): 985-1068.
- [20] LUO L R, CHEN Y, ZHOU M, et al. Progress update on extending the durability of air plasma sprayed thermal barrier coatings[J]. *Ceramics International*, 2022, 48(13): 18021-18034.
- [21] SONG J B, WANG L S, DONG H, et al. Long lifespan thermal barrier coatings overview: Materials, manufacturing, failure mechanisms, and multiscale structural design[J]. *Ceramics International*, 2023, 49(1): 1-23.
- [22] HUANG J B, CHU X, YANG T, et al. Achieving high anti-sintering performance of plasma-sprayed YSZ thermal barrier coatings through pore structure design[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2022, 435: 128259.
- [23] WANG K, PENG H, GUO H B, et al. Effect of sintering on thermal conductivity and thermal barrier effects of thermal barrier coatings[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2012, 25(5): 811-816.
- [24] WEI Z Y, CAI H N, ZHAO S D, et al. Dynamic multi-crack evolution and coupling TBC failure together induced by continuous TGO growth and ceramic sintering[J]. *Ceramics International*, 2022, 48(11): 15913-15924.
- [25] DOLEKER K M, OZGURLUK Y, KARAOGLANLI A C. TGO growth and kinetic study of single and double layered TBC systems[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2021, 415: 127135.
- [26] DANIEL J R. The effect of bond coat oxidation on the microstructure and endurance of two thermal barrier coating systems[D]. Birmingham: University of Birmingham, 2010.
- [27] RABIEI A. Failure mechanisms associated with the thermally grown oxide in plasma-sprayed thermal barrier coatings[J]. *Acta Materialia*, 2000, 48(15): 3963-3976.
- [28] DANZER R, SUPANCIC P, PASCUAL J, et al. Fracture statistics of ceramics-Weibull statistics and deviations from Weibull statistics[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2007, 74(18): 2919-2932.

(责任编辑: 王小辰)

Reliability analysis of thermal barrier coatings on turbine guide vanes of a certain type of aero-engine

WANG Zhe¹, WANG Zhiping¹, DING Kunying^{1,*}, ZHANG Tao¹, WANG Yuanhang^{1,2}

1. *Tianjin Key Laboratory of Civil Aircraft Airworthiness and Maintenance, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China*

2. *MTU Maintenance Zhuhai Co. Ltd, Zhuhai 519000, China*

Abstract: The reliability of the thermal barrier coating on the turbine guide blades of a certain civil aviation engine was studied, the blade surface temperature distribution model based on operating conditions, and the coating failure model based on temperature distribution were established. Moreover, the failure probability of the thermal barrier coating on the turbine guide blades at different service times and temperatures was calculated by Monte-Carlo simulation, the turbine guide blades' service life was predicted and compared with the actual service results. The results show that the maximum failure probability of the thermal barrier coating is located at the leading edge of the turbine guide blade and the blade basin area. With 60% failure probability as the limit of complete failure, the average life of the thermal barrier coating in the leading edge region of the blade is only 3 857 h, the average life of the leaf basin region is 7 584 h, and the average life of the backside and trailing edge regions of the blade is more than 10^4 h under the action of hot air flow. The agreement between the simulated service reliability and the actual inspection results of the turbine guided blades with the change of service time always stays above 60%, which proves that the reliability evaluation method used has credibility and practicality.

Keywords: aero-engine; turbine guide vanes; thermal barrier coatings; failure analysis; reliability

Received: 2024-01-11; **Revised:** 2024-02-19; **Accepted:** 2024-03-18; **Published online:** 2024-04-26 17:44

URL: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2024/V45/I22/430141>

Foundation item: Tianjin Graduate Student Research and Innovation Program (2021YJSO2B08)

* **Corresponding author.** E-mail: dingkunying@126.com