涡轴发动机燃气涡轮叶片热腐蚀机理 分析与改进

叶飞, 况侨, 李军, 滕官宏伟

(陆装驻株洲地区航空军代室,湖南 株洲 412000)

摘要:目的 提高航空发动机燃气涡轮工作叶片的结构完整性、安全性和可靠性。方法 以某型涡轴发动机燃气涡轮转子叶片热腐蚀案例为研究对象,详细阐述热腐蚀下燃气涡轮转子叶片的结构破坏形式,分析发生热腐蚀部位的分布规律。通过冶金分析方法,研究燃气涡轮转子叶片的热腐蚀-疲劳失效形式。结果 燃气涡轮叶片高摩擦系数的区域在高温燃气的冲刷效应以及热盐腐蚀的作用下,发生表面涂层腐蚀剥落。涂层腐蚀剥落部分的叶片合金基体受到高温燃气的氧化与侵蚀后,形成了热腐蚀坑。腐蚀坑表面的凹凸处出现应力集中,并萌生裂纹,最终引起叶片疲劳断裂。结论 探究了典型腐蚀性物质对燃气涡轮转子叶片的耐高温涂层与镍基合金基体侵蚀与氧化的化学本质,最后针对燃气涡轮转子叶片热腐蚀问题提出了改进建议,可对防范航空涡轴发动机热腐蚀问题提供有益参考。

关键词:涡轴发动机;涡轮叶片;热腐蚀;疲劳失效;机理分析;改进建议

中图分类号: TG171 文献标识码: A 文章编号: 1672-9242(2023)12-0026-09

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2023.12.004

Hot Corrosion Analysis and Improvement of Gas Turbine Rotor Blades of Turboshaft Engines

YE Fei, KUANG Qiao, LI Jun, TENG Guan-hong-wei

(Zhuzhou Regional Aviation Military Office, Hunan Zhuzhou 412000, China)

ABSTRACT: In order to improve the structural integrity, safety, and reliability of the working blades of aviation engine gas turbines. This paper studied the hot corrosion-fatigue failure mechanisms of gas turbine rotor blades, including the structural failure mode, the distribution law of corrosion pits, as well as the erosion and oxidation mechanisms of thermal barrier coating and blade superalloy. The results showed that the surface coating corrosion spalling occurred in the high friction coefficient area of the gas turbine blade under the action of high temperature gas scour effect and hot salt corrosion. The corrosion pit was formed after the blade alloy substrate of the spalling part of the coating was oxidized and eroded by high temperature gas. The protrusions or depressions on the surface of corrosion pits caused stress concentration, which accelerated the initiation of fatigue cracks and finally lead to fatigue fracture of blades. The chemical nature of corrosion and oxidation of high temperature resistant coating and nickel-based alloy matrix on gas turbine rotor blades caused by typical corrosive substances is investigated. Finally, suggestions for improving the thermal corrosion of gas turbine rotor blades are put forward, which can provide useful reference

收稿日期: 2023-10-23; 修订日期: 2023-11-17 **Received:** 2023-10-23; **Revised:** 2023-11-17

引文格式:叶飞,况侨,李军,等. 涡轴发动机燃气涡轮叶片热腐蚀机理分析与改进[J]. 装备环境工程,2023,20(12):26-34.

YE Fei, KUANG Qiao, LI Jun, et al. Hot Corrosion Analysis and Improvement of Gas Turbine Rotor Blades of Turboshaft Engines[J]. Equipment Environmental Engineering, 2023, 20(12): 26-34.

for preventing the thermal corrosion of aviation turboshaft engines.

KEY WORDS: turboshaft engine; turbine blade; hot corrosion; fatigue failure; mechanism analysis; improvement measures

航空发动机主要热端部件燃气涡轮的工作叶片不仅要承受高速旋转时的离心力、气动力、振动负荷,还可能因燃烧室出口温度场不均匀而出现热应力、热变形、热腐蚀等特殊问题^[1-2]。其中,燃气涡轮叶片的热腐蚀问题曾频繁发生在国内外多种型号的航空发动机与燃气轮机的服役过程中,如美国的 PT6 系列涡轴发动机、CFM56-3 涡扇发动机、MS5002 燃气轮机,俄罗斯的 RD33 发动机,中国的某型发动机等,如图 1 所示。

腐蚀性物质对叶片的耐高温涂层与基体合金加速氧化和侵蚀^[9]。由于直升机飞行高度低,涡轴发动机易吸入海域或盐碱化地域内低空大气中具有腐蚀性的沉积盐与金属氧化物。这些腐蚀性物质在高温下

会快速氧化,并侵蚀燃气涡轮转子叶片,造成叶片气动外形破坏,从而使涡轮部件性能衰退,甚至导致叶片萌生裂纹,进而断裂,严重威胁发动机的正常运行与飞行安全[10-28]。

本文以某型涡轴发动机出现的燃气涡轮转子叶片热腐蚀问题为研究对象,对出现热腐蚀的燃气涡轮转子叶片结构破坏情况进行阐述分析。通过冶金分析探究热腐蚀对叶片断裂、萌生裂纹等情况的影响,研究典型腐蚀性物质在高温下对叶片涂层与基体合金腐蚀的化学原理,最终提出应对燃气涡轮叶片热腐蚀问题的有效措施,并验证所提出的措施对防止燃气涡轮叶片热腐蚀的可行性和有效性。



a PT6系列涡轴发动机[3]



b 某30 MW级燃气轮机[4]



c 某型发动机[5]



d CFM56-3涡扇发动机^[6]



e RD33涡扇发动机[7]



f GE MS5002燃气轮机[8]

图 1 各类型燃气涡轮发动机燃气涡轮工作叶片热腐蚀现象

Fig. 1 Hot corrosion phenomenon of gas turbine working blades in various types of gas turbine engines:
a) PT6 series turboshaft engine^[3]; b) 30 MW gas turbine^[4]; c) certain type engine^[5]; d) CFM56-3 turbofan engine^[6];
e) RD33 turbofan engine^[7]; f) GE MS5002 gas turbine^[8]

1 研究方法与分析

1.1 分解检查

近期,某型涡轴发动机进行验证试验时,发现振动参数突发异常,整机出现的低沉异响,紧急停车。通过对故障发动机进行分解检查,发现除多片叶片击伤外,燃气涡轮转子叶片中1片叶片的叶身断裂(以下简称1号叶片),1片叶片的叶身出现裂纹(以下简称2号叶片),1片叶片的叶身出现微裂纹(以下简称3号叶片)。经查,以上3件叶片在参加搭试前,叶身均已出现局部热腐蚀现象,如图2所示。

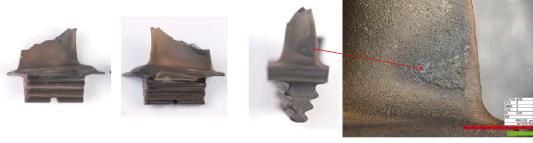


图 2 故障叶分解检查宏观情况 Fig.2 Inspection of faulty blades macroscopic condition

- 3 件叶片叶盆面排气边侧距叶根约 5~11 mm 区域、进气边靠叶根部位均各存在 1 处黑斑, 黑斑部位均存在明显的隆起和手感。叶盆面排气边侧黑斑尺寸约 ϕ 6 mm, 进气边靠叶根部位黑斑尺寸约 ϕ 4 mm。
- 1号叶片发生断裂,其中排气边侧剩余叶片高度约6mm,进气边侧剩余叶片高度约12mm。断裂位置为叶身叶盆尾缘距缘板5mm处,裂纹附近发现热腐蚀现象。在叶盆面排气边侧黑斑部位出现横向断裂

掉块,如图3所示。

- 2号叶片叶型完整,叶背面排气边侧局部均可见点状的击伤,击伤部位表面呈棕蓝色。叶盆面靠排气边侧的黑斑区域内出现 1条约 5.5 mm 的横向裂纹,裂纹已贯穿壁厚,如图 4 所示。
- 3 号叶片叶型完整,叶背面排气边侧局部均可见点状的击伤,击伤部位表面呈棕蓝色。叶盆面靠排气边一侧的黑斑区域内边界存在微裂纹,如图 5 所示。



a 断裂部位

b 叶背部位黑斑与裂纹

图 3 1号叶片分解检查情况

Fig.3 Decomposition inspection of blade 1: a) fracture site; b) black spots and cracks on the back of leaves

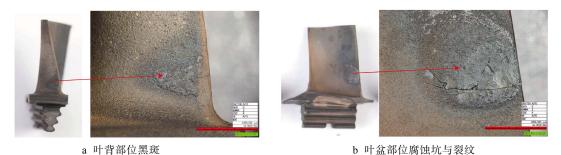
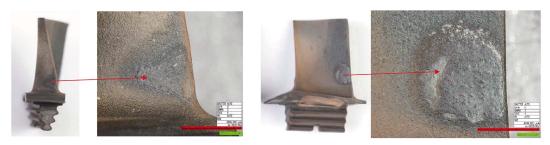


图 4 2 号叶片分解检查宏观情况

Fig.4 Macroscopic decomposition inspection of blade 2: a) black spots on the back of leaves; b) corrosion pits and cracks in leaf basin



a 叶背部位黑斑与裂纹

b 叶盆部位腐蚀坑与微裂纹

图 5 3 号叶片分解检查宏观情况

Fig.5 Macroscopic decomposition inspection of blade 3: a) black spots and cracks on the back of leaves; b) corrosion pits and micro-cracks in leaf basin

综合 3 片叶片的热腐蚀情况,不难发现,某型故障发动机燃气涡轮工作叶片热腐蚀部位分布的共性,即热腐蚀现象发生在叶盆面排气边约 30%叶高处,以及叶背进气边靠叶根连接处,导致以上 2 个部位出现烧蚀黑斑与腐蚀坑。

1.2 冶金分析

在实体显微镜下观察1号叶片断口,发现断面断

口表面呈棕蓝色,靠排气边一侧约 11 mm 区域端面相对平坦,其上可见明显的疲劳弧线特征,疲劳起始于叶盆面排气边一侧的黑斑处。其后的断面较平滑,与叶片叶高方向约呈 45°角,断口附近表面可见轻微塑性变形,未见疲劳特征,如图 6 所示。

将 2 号叶片叶盆侧黑斑部位裂纹打开后进行断口观察。黑斑部位靠叶盆侧 0.98 mm 的弧形区域断面氧化严重,无断口特征,弧形区边缘约 0.2 mm 弧形

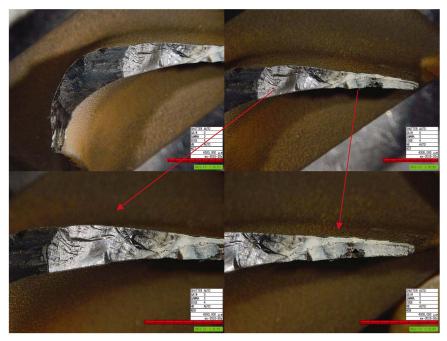


图 6 1号叶片断口分析 Fig.6 Analysis of blade 83 port

带伤可见疲劳弧线特征,形貌如图7所示。

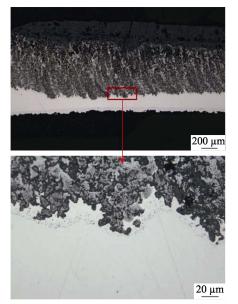
对 3 号叶片进行显微组织检查, 叶片叶盆面靠排气边侧热腐蚀斑深度约 0.98 mm, 如图 8 所示。

进气边靠叶根部位热腐蚀斑深度约 0.34 mm,未腐蚀的基体最薄部位厚度约 0.13 mm,均较挂片长试前同台发动机叶片剖切件明显加重,如图 9 所示。经腐蚀后观察,叶片基体显微组织无过热过烧现象,如图 10 所示。

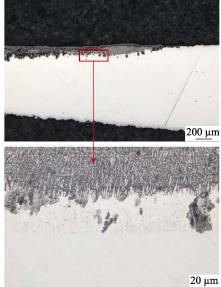
除黑斑部位外,叶片叶身表面涂层连续完整,涂层厚度为 $30{\sim}50~\mu m$ 。涂层与基体界面局部可见少量颗粒状的 σ 相析出,如图 11~ m示。



图 7 2 号叶片断口分析 Fig.7 Analysis of blade 88 port



a 挂片长试后叶片



b挂片长试前同台发动机叶片

图 8 3 号叶盆面靠排气边侧热腐蚀形貌

Fig. 8 Hot corrosion morphology of blade basin surface near exhaust of blade 3: a) blade after the long test; b) same engine blade before the long test

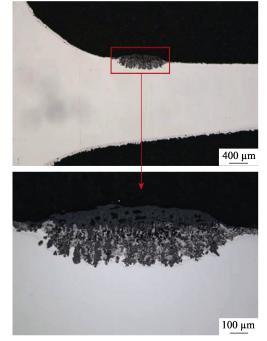
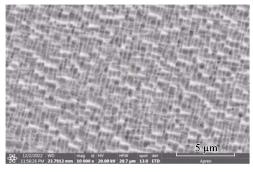
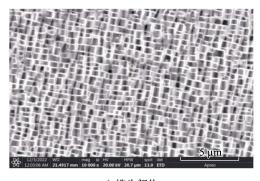


图 9 进气边靠叶根部位热腐蚀 Fig. 9 Hot corrosion at the inlet edge near the blade root



a 叶身热腐蚀部位



b 榫头部位

图 10 进气边靠叶根部位热腐蚀 Fig.10 Hot corrosion at the inlet edge near the blade root: a) hot corrosion part of blade body; b) tenon position

综合以上结果,治金分析的结论如下:1)1号叶片叶身断裂性质为热腐蚀引起的疲劳断裂,疲劳起始于叶片叶盆面排气边侧热腐蚀处;2)2号叶片叶盆面排气边侧热腐蚀层厚度约0.98mm,热腐蚀层内的裂纹有轻微扩展(约0.2mm);3)1号与3号叶片基体显微组织无过热过烧现象。



a 涂层形貌



b涂层与基体界面显微组织

图 11 叶片叶身表面涂层显微组织 Fig.11 Microstructure of blade body surface coating: a) coating morphology; b) microstructure of the interface between coating and substrate

1.3 设计复查

某型涡轴发动机燃气涡轮工作叶片的材料选用 ××单晶合金。××合金是含有钽、铼等元素的镍基单 晶高温合金。采用三维热分析软件分析燃气涡轮叶 片、涡轮盘温度场,结果如图 12 所示。计算结果显 示,断裂部位温度约为 870 ℃,该数值模拟结果与示 温漆的试验结果吻合较好。



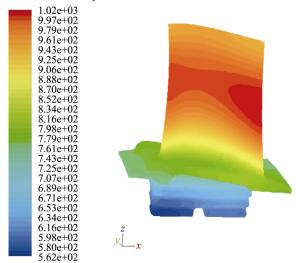


图 12 燃气涡轮工作叶片温度场计算结果 Fig.12 Calculation results of temperature field of gas turbine working blades

1.4 强度、振动复查

根据某型涡轴发动机的静强度设计的要求,其燃气涡轮叶片的持久寿命为 3 050 h。对模拟腐蚀坑(直径 ϕ 5mm,深度为 0.3 mm)的叶片进行了强度计算,计算结果如图 13 所示。

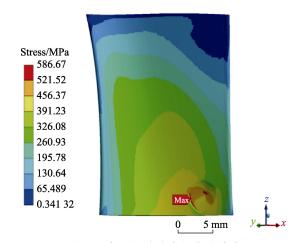


图 13 腐蚀坑叶片当量应力分布 Fig.13 Equivalent stress distribution of corroded blades

从图 13 可知,腐蚀坑位置的最大当量应力为587 MPa,标准模型该位置当量应力为400 MPa,与标准模型相比,应力增大187 MPa,增大47%。针对腐蚀坑位置,标准模型高周疲劳储备3.48>2.5。根据振动计算和整机动应力测试的结果,表明叶片高周疲劳强度满足要求。此外,某型涡轴发动机燃气涡轮工作叶片在共振转速下的统计结果表明,在台架试车及外场使用过程中,燃气涡轮工作叶片在共振转速附近的振动次数大于10⁷,叶片经过了较充分的考核。设计复查结果表明,故障发动机燃气涡轮工作叶片的材料选用、温度场设计以及强度振动均满足设计要求,排除了因设计缺陷而导致叶片提前失效的可能性。

1.5 反应机理分析

多种盐类物质与金属氧化物在以气态、液态或固态的形式附着于高温部件表面后,会加速燃气涡轮叶片的氧化和侵蚀,从而形成热腐蚀。以往的研究表明,NaCl、Na₂SO₄、 V_2O_5 对燃气涡轮叶片热腐蚀具有重要影响,其来源见表 $1^{[29]}$ 。

表 1 航空燃气涡轮叶片典型热腐蚀介质来源
Tab.1 Typical sources of hot corrosion for gas turbine blades

_ ino. i Typical sources of not corresion for gas taroine states	
腐蚀介质	来源
NaCl	大气和海洋环境
Na_2SO_4	航空煤油中硫化物与 NaCl 反应生成
V_2O_5	航空煤油或合金材料本身

某型涡轴发动机的燃气涡轮工作叶片基于××单晶镍基合金铸造,并在叶身及椽板流道面喷涂了30~

 $50 \ \mu m$ 的××耐高温涂层。该型耐高温涂层的抗热腐蚀性能很大程度上取决于表面形成的连续致密的 Al_2O_3 与 Cr_2O_3 氧化层薄膜。其中,Cr、Ta、Y 能使 Al_2O_3 层持续稳定地生成,以提高涂层的抗热腐蚀性。下面将分析 NaCl、 Na_2SO_4 、 V_2O_5 对含耐高温涂层与 Ni 基合金叶片的腐蚀机理。

 $\times \times$ 涂层含有的 Cr 元素,能在高温下能生 Cr_2O_3 保护层,对叶片基体起到保护作用。而 NaCl 对 Cr_2O_3 氧化膜具有破坏作用,其反应为:

6NaCl+Cr₂O₃=2CrCl₃ ↑ +3Na₂O

随着温度的提高,NaCl 蒸汽压力的增大使得其进一步向 Cr_2O_3 保护层深处渗透,并使得反应速度增加。生成的气态 $CrCl_3$ 使得保护层翻起,造成大面积破坏,其反应为:

 $4NaCl+2Cr_2O_3+3O_2=2Na_2CrO_4+2CrO_2Cl_2$

 Na_2SO_4 对 Cr_2O_3 保护层的侵蚀作用相对 NaCl 较弱,但对保护层的破坏程度随着温度的升高而增加,其反应为:

 $2Na_2SO_4+2Cr_2O_3+1/2O_2=2Na_2CrO_4+2SO_2$

钒元素在燃气涡轮发动机中经高温氧化生成的氧化物 V_2O_5 对 Cr_2O_3 保护层具有强烈的热腐蚀作用。这是由于 V_2O_5 在燃气涡轮内高温环境中呈现液态或气态,与 Cr_2O_3 反应后生成结构疏松的钒酸盐,从而破坏保护层,其反应为:

 $Cr_2O_3+V_2O_5=2CrVO_4$

××涂层含有的 Al 元素能在高温下能生 Al_2O_3 保护层,对叶片基体起到保护作用。 Na_2SO_4 可视为由碱性组分(Na_2O)和酸性组分(SO_3)组成。随着酸性组分 SO_3 不断地通过保护层向内层扩散形成硫化物相, Na_2SO_4 将对 Al_2O_3 氧化膜造成碱性熔融腐蚀,其反应为:

 $Al_2O_3+Na_2O=2NaAlO_2$

综合以上分析,当××涂层由于贫铬与贫铝而不能维持 Al₂O₃ 保护层的生长修补,将造成保护层破坏或剥落,使得高温燃气能直接氧化和侵蚀叶片基体合金。

当镍基叶片表面失去氧化物保护膜后,将直接与高温燃气中 O_2 和 Na_2SO_4 的反应。其过程主要有下列反应:

 $2Ni+O_2=2NiO$

 $2Na_2SO_4+9/2Ni=Na_2O+3NiO+1/2Ni_3S_2$

在此过程中,液态的 Ni_3S_2 及其共晶体可沿晶界向金属内部浸透。此外,液态 Ni_3S_2 及其共晶体比氧化物的晶体缺陷数高得多,为金属的扩散提供了快速的通道,从而导致基体合金的迅速破坏。

在高温下呈液态的 V_2O_5 与基体合金接触时,一方面可直接氧化合金元素,另一方面又是大气中氧扩散到合金基体表面的极好通道。 V_2O_5 对于 Ni 基燃气涡轮叶片腐蚀机理,以下列反应描述:

 $4Ni+2V_2O_5=4NiO+2V_2O_3$ $V_2O_3+O_2=V_2O_5$

2 结果与分析

早期发生的其他型号发动机在外场出现过批次性的热腐蚀情况,该型号燃气涡轮叶片为第一代单晶材料,叶片表面也喷涂了 XX 耐高温涂层,其研究可以为某型号涡轴发动机提供参考。其燃气涡轮工作叶片热腐蚀机理研究结果如图 14 所示。

由图 14 可知,该燃气涡轮工作叶片形成热腐蚀 损伤的部位需同时满足以下 2 个基本条件:

1)温度场长期处于 800~900 ℃附近的叶片区域。 该型发动机在巡航工况下长时间使用时,热腐蚀损伤 的部位的温度范围恰好为 818~887 ℃,达到了腐蚀盐 熔点以上,因此属于高温热腐蚀。在此温度范围内,典型腐蚀物 NaCl(熔点为 801 $^{\circ}$ C,沸点为 1 465 $^{\circ}$ C)、Na₂SO₄(熔点为 884 $^{\circ}$ C,沸点为 1 700 $^{\circ}$ C)将以腐蚀性最强的熔融态沉积于叶片表面,逐渐破坏氧化层,并消耗耐高温涂层中的 Al 与 Cr,引起严重的腐蚀破坏。

2)具有较高的摩擦系数的叶片区域。该发动机燃气涡轮工作叶片的叶型设计使得高摩擦系数的叶片区域出现在了叶片排气边叶尖与前缘叶尖。高温燃气流对高摩擦系数的叶片区域的冲刷效应较强,使得该区域的耐热涂层在离心力的作用下逐渐从叶片剥离,导致叶片合金基体提前暴露在高温燃气中,并受到氧化与侵蚀,从而形成腐蚀坑。

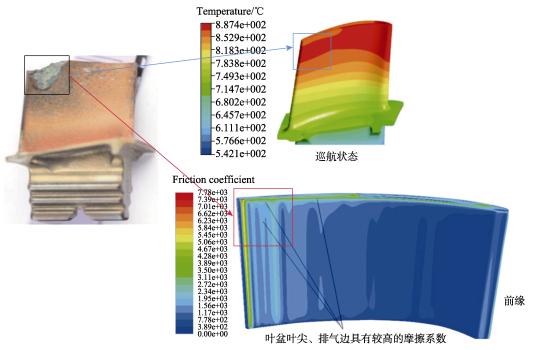


图 14 某型发动机的热腐蚀机理研究 Fig.14 Hot corrosion mechanism of XX engine

根据温度场分析结果,故障发动机燃气涡轮叶片形成热腐蚀损伤区域的温度范围为 $830~920~\mathbb{C}$,满足典型腐蚀物 NaCl 与 Na₂SO₄ 的熔化条件。此外,故障发动机的燃气涡轮工作叶片的叶型设计使得高摩擦系数区域出现在了叶盆面排气边约 30%叶高处,以及叶背进气边靠叶根连接处,使得这 2 处区域出现较强的冲刷效应。

综合冶金分析、设计复查以及其他型号发动机 的热腐蚀机理的研究,表明某型涡轴发动机断裂原 因是热腐蚀导致的疲劳断裂。燃气涡轮叶片上具有 高摩擦系数的区域在高温燃气的冲刷效应以及热盐 腐蚀的作用下,出现表面涂层腐蚀剥落。涂层腐蚀 剥落部分的叶片合金基体受到高温燃气的氧化与侵 蚀后,形成了热腐蚀坑。腐蚀坑表面的凸起或凹陷, 引起应力集中,从而加速疲劳裂纹萌生,最终引起 叶片疲劳断裂。

3 结论

本文以某型涡轴发动机为研究对象,阐述了热腐蚀现象对燃气涡轮转子叶片疲劳断裂与萌生裂纹的影响,研究了典型热腐蚀介质对燃气涡轮转子叶片高温涂层以及镍基合金基体腐蚀反应的化学本质,结论如下:

- 1)燃气涡轮叶片上温度场长期处于典型腐蚀性物质熔点与沸点之间(800~900 ℃),且具有较高摩擦系数的区域,将首先出现热腐蚀介质的沉积与附着。以 NaCl、Na₂SO₄、 V_2O_5 为代表的典型腐蚀性物质会不断消耗耐高温涂层中的有效成分氧化铬与氧化铝。
- 2)当耐高温涂层因贫铬与贫铝而无法继续修复氧化物保护膜时,将逐渐形成疏松多孔、无附着力的氧化层和硫化层混合物,并在离心力作用下逐渐从叶

片剥离,使得叶片镍基合金基体暴露,从而直接受到高温燃气的氧化与侵蚀,形成腐蚀坑。腐蚀坑破坏叶片的结构强度,引起叶片在热负荷与动力负荷的作用下萌生裂纹,最终发生疲劳断裂。

根据对某型发动机采取的防止燃气涡轮转子叶片出现热腐蚀的措施与经验,提出以下措施以应对各类型涡轴发动机燃气涡轮转子叶片的热腐蚀问题:

- 1)在使用维护方面,由于腐蚀性盐碱成分易溶于水,因此应根据不同的使用地域,个性化制定涡轴发动机的冲洗方案。
- 2)在工艺改进方面,针对有热腐蚀的叶片,在 发动机返厂检修时,应去除热腐蚀层后重新喷涂高温 涂层材料以修复热腐蚀部位损伤。
- 3)在设计改进方面,可在保持燃气涡轮叶片的 气动性能、总质量与几何尺寸满足要求的前提下增加 高摩擦系数叶片区域表面的耐高温涂层厚度,以提高 叶片抗热腐蚀能力。

参考文献:

- [1] 陈光,洪杰,马艳红. 航空燃气涡轮发动机结构[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社,2010.
 - CHEN G, HONG J, MA Y H. Aviation Gas Turbine Engine Structure[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2010.
- [2] 戴南, 余心宏, 郭佳鑫, 等. 基于支持向量回归的叶片 挤压出料温度预测研究[J]. 精密成形工程, 2022, 14(8):
 - DAI N, YU X H, GUO J X, et al. Prediction of Discharge Temperature for Blade Extrusion Based on Support Vector Regression[J]. Journal of Netshape Forming Engineering, 2022, 14(8): 13-19.
- [3] ELIAZ N, SHEMESH G, LATANISION R M. Hot Corrosion in Gas Turbine Components[J]. Engineering Failure Analysis, 2002, 9(1): 31-43.
- [4] RANI S, AGRAWAL A K, RASTOGI V. Failure Analysis of a First Stage IN738 Gas Turbine Blade Tip Cracking in a Thermal Power Plant[J]. Case Studies in Engineering Failure Analysis, 2017, 8: 1-10.
- [5] 叶静. 某型发动机燃气涡轮工作叶片腐蚀检查情况报告[R]. 株洲: 608 所, 2023. YE Jing. Report on corrosion inspection of gas turbine blades of XX engine[R]. Zhuzhou: 608 Research Institute,
- [6] ALI R, SHEHBAZ T, BEMPORAD E. Investigation on Failure in Thermal Barrier Coatings on Gas Turbine First-Stage Rotor Blade[J]. Journal of Failure Analysis and Prevention, 2018, 18(5): 1062-1072.
- [7] SZCZEPANKOWSKI A, PRZYSOWA R. Thermal Degradation of Turbine Components in a Military Turbofan[J]. Engineering Failure Analysis, 2022, 134: 106088.
- [8] SABRI K, GACEB M, SI-CHAIB M O. Analysis of a

- Directionally Solidified (DS) GTD-111 Turbine Blade Failure[J]. Journal of Failure Analysis and Prevention, 2020, 20(4): 1162-1174.
- [9] 黄兴隆. 热腐蚀对航空涡轴发动机性能影响的研究[J]. 中国科技纵横, 2020(9): 114-116. HUANG X L. Research on the effect of hot corrosion on the performance of turboshaft engines[J]. China Science & Technology Panorama Magazine, 2020(9): 114-116.
- [10] QI H Y, YANG J S, YANG X G, et al. Fatigue Behavior of Uncoated and MCrAlY-Coated DS Nickel-Based Superalloys Pre-Exposed in Hot Corrosion Condition[J]. Rare Metals, 2018, 37(11): 936-941.
- [11] LIN Z J, LI M S, WANG J Y, et al. High-Temperature Oxidation and Hot Corrosion of Cr₂AlC[J]. Acta Materialia, 2007, 55(18): 6182-6191.
- [12] RAPP R A. Hot Corrosion of Materials: A Fluxing Mechanism?[J]. Corrosion Science, 2002, 44(2): 209-221.
- [13] XIE X Y, GUO H B, GONG S K, et al. Hot Corrosion Behavior of Double-Ceramic-Layer LaTi₂Al₉O₁₉/YSZ Thermal Barrier Coatings[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(1): 137-142.
- [14] SIDHU T S, PRAKASH S, AGRAWAL R D. Evaluation of Hot Corrosion Resistance of HVOF Coatings on a Ni-Based Superalloy in Molten Salt Environment[J]. Materials Science and Engineering: A, 2006, 430(1/2): 64-78.
- [15] AN L, WANG Y, BHARADWAJ L, et al. Silicoaluminum Carbonitride with Anomalously High Resistance to Oxidation and Hot Corrosion[J]. Advanced Engineering Materials, 2004, 6(5): 337-340.
- [16] STRINGER J. Hot Corrosion of High-Temperature Alloys[J]. Annual Review of Materials Science, 1977, 7: 477-509.
- [17] TANG Z L, WANG F H, WU W T. Effect of Al₂O₃ and Enamel Coatings on 900°C Oxidation and Hot Corrosion Behaviors of Gamma-TiAl[J]. Materials Science and Engineering: A, 2000, 276(1/2): 70-75.
- [18] SIDHU T S, AGRAWAL R D, PRAKASH S. Hot Corrosion of some Superalloys and Role of High-Velocity Oxy-Fuel Spray Coatings—A Review[J]. Surface and Coatings Technology, 2005, 198(1/2/3): 441-446.
- [19] SINGH H, PURI D, PRAKASH S. Some Studies on Hot Corrosion Performance of Plasma Sprayed Coatings on a Fe-Based Superalloy[J]. Surface and Coatings Technology, 2005, 192(1): 27-38.
- [20] WANG Q M, WU Y N, KE P L, et al. Hot Corrosion Behavior of AIP NiCoCrAlY(SiB) Coatings on Nickel Base Superalloys[J]. Surface and Coatings Technology, 2004, 186(3): 389-397.
- [21] MOHANTY B P, SHORES D A. Role of Chlorides in Hot Corrosion of a Cast Fe-Cr-Ni Alloy. Part I: Experimental Studies[J]. Corrosion Science, 2004, 46(12): 2893-2907.
- [22] JIANG S M, LI H Q, MA J, et al. High Temperature

- Corrosion Behaviour of a Gradient NiCoCrAlYSi Coating II: Oxidation and Hot Corrosion[J]. Corrosion Science, 2010, 52(7): 2316-2322.
- [23] BAO Z B, WANG Q M, LI W Z, et al. Preparation and Hot Corrosion Behaviour of an Al-Gradient NiCoCrA-IYSiB Coating on a Ni-Base Superalloy[J]. Corrosion Science, 2009, 51(4): 860-867.
- [24] SIDHU T S, PRAKASH S, AGRAWAL R D. Hot Corrosion Studies of HVOF Sprayed Cr₃C₂-NiCr and Ni-20Cr Coatings on Nickel-Based Superalloy at 900 °C[J]. Surface and Coatings Technology, 2006, 201(3/4): 792-800.
- [25] YAMADA K, TOMONO Y, MORIMOTO J, et al. Hot Corrosion Behavior of Boiler Tube Materials in Refuse Incineration Environment[J]. Vacuum, 2002, 65(3/4): 533-540.
- [26] REN X, WANG F H. High-Temperature Oxidation and

- Hot-Corrosion Behavior of a Sputtered NiCrAlY Coating with and without Aluminizing[J]. Surface and Coatings Technology, 2006, 201(1/2): 30-37.
- [27] SHORES D A, MOHANTY B P. Role of Chlorides in Hot Corrosion of a Cast Fe-Cr-Ni Alloy. Part II: Thermochemical Model Studies[J]. Corrosion Science, 2004, 46(12): 2909-2924.
- [28] BALA N, SINGH H, PRAKASH S. Accelerated Hot Corrosion Studies of Cold Spray Ni-50Cr Coating on Boiler Steels[J]. Materials & Design, 2010, 31(1): 244-253.
- [29] 隆小庆. 航空发动机高温部件热腐蚀机理的探讨[J]. 全面腐蚀控制, 2003, 17(2): 9-13. LONG X Q. Mechanism of Hot Corrosion in High Temperature Parts of Aeroengine[J]. Total Corrosion, 2003, 17(2): 9-13.

责任编辑: 刘世忠