

燃气涡轮叶片高温蠕变致振机理与控制优化

孙伟¹, 李建华¹, 张凤玲², 姚玉东³

(1. 中国航发南京航空动力有限责任公司 产品研发中心, 南京 211111; 2. 沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 沈阳 100136;
3. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129)

摘要: 为了揭示某型涡轴发动机 150 h 持久试车中突发振动超限故障的根本原因, 结合理化检验与热-机耦合仿真开展了全链条机理剖析。研究表明, 防冰系统介入诱发严重的瞬态热冲击, 导致 DZ22 合金叶片发生典型的 γ' 相筏状退化与加速蠕变伸长。叶片径向超长引发强烈的动静碰磨, 造成逾 60 g·cm 的转子不平衡量, 最终导致转子振动突发超限。Larson-Miller 模型核算证实, 极端热负荷使受灾局部蠕变寿命自 150 h 锐减至约 80.5 h, 与实际拆换节点及部位精准吻合。据此, 制定了“先降工况、后开防冰”的时序控制方案。台架试验表明, 该策略从源头彻底平抑了热超调现象, 消除了转子碰磨隐患, 保障了同型机后续试车安全。

关键词: 涡轴发动机; 振动超限; 失效分析; 高温蠕变; 不控制优化

中图分类号: TK474.7+1

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.2095-1248.2026.04.009

Mechanism and control optimization of vibration induced by high-temperature creep in gas turbine blades

SUN Wei¹, LI Jianhua¹, ZHANG Fengling², YAO Yudong³

(1. Product Research and Development Center, AECC Nanjing Aero-engine Co., Ltd., Nanjing 211111, China;
2. College of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 100136, China;
3. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: To reveal the root cause of the sudden vibration-exceedance fault during the 150h endurance test of a certain type of turboshaft engine, the physicochemical inspection was combined with thermal-mechanical coupling simulation to carry out a full-chain mechanism analysis. The results show that severe transient thermal shocks induced by the anti-icing system's intervention cause typical γ' -phase rafting degradation and accelerated creep elongation in DZ22 alloy blades. This excessive radial growth then triggered intense rotor-stator rubbing, generating an unbalance exceeding 60 g·cm and ultimately causing a sudden rotor vibration exceedance. Larson-Miller model calculations confirm that the extreme thermal load drastically reduces the local creep life from 150 h to approximately 80.5 h, precisely matching the actual removal timing and location. Based on these findings, a sequential

收稿日期: 2026-05-21 修回日期: 2026-06-16 接受日期: 2026-06-18

基金项目: 辽宁省国际科技合作计划项目 (项目编号: 2025JH2/101900009)。

作者简介: 孙伟 (1993—), 江苏泰州人, 工程师, 主要研究方向为燃气轮机振动特性分析, E-mail: 905481420@qq.com。

control strategy of “reduce operating condition first, then activate anti-icing” was developed. Bench test results demonstrate that this strategy completely suppresses thermal overshoot at the source, eliminates the risk of rotor rubbing, and successfully ensures the safety of subsequent endurance tests for the same engine type.

Key words: turboshaft engine; vibration exceedance; failure analysis; high-temperature creep; control optimization

作为燃气轮机和航空发动机的关键热端部件,涡轮转子服役环境极为恶劣。在长期的实际运行中,叶片不仅要抵抗极高的气动力,还需承受转子高速旋转带来的巨大离心载荷及剧烈波动的热冲击^[1-3]。特别是在发动机启动、变工况运转等暂态过程中,复杂的交变载荷使叶片长期暴露在热疲劳、蠕变、高温氧化及振动激励的多物理场耦合作用下,最终演变为结构变形或疲劳断裂^[4-6]。从工程实践来看,振动超限往往是诱发甚至暴露发动机整机故障的关键信号。一旦发生振动超限,轻则影响发动机的稳定输出,重则直接导致热端部件受损,威胁整机运行安全^[7-9]。因此,系统地厘清涡轮转子振动超限的形成机制与演变历程,是当前提升发动机试车成功率与长效服役可靠性的迫切需求。

近年来,航空发动机超限振动问题的研究主要集中在振动机理分析、故障排查流程、工艺控制优化及在线监测报警等方面。李秀武等^[10]指出,CF34-10A发动机启动后N2振动值异常升高与机械因素、气动因素、装配偏差、瞬态热变形、低功率气动激励及临界转速等多因素耦合有关,并提出可通过热管理优化、快速通过异常转速区及QAR数据监控等措施进行工程处置。赵南^[11]针对PW4000发动机N1转子振动超限问题,结合维护手册和维修实例建立了较为标准化的排查流程,体现出振动超限治理正由经验判断向流程化、规范化方向发展。慕安利等^[12]从外场振动超限故障出发,指出高压转子装配质量、连接对中性与初始不平

衡控制是影响振动水平的核心因素,并提出了面向振动超限的检查、装配与平衡工艺要求。葛向东等^[13]从系统设计角度出发,提出基于计算机网络与自动化控制技术的振动自动报警系统,可实现振动超限自动报警与无人值守监测,表明发动机振动管理正向在线监测、自动预警和健康管理闭环方向拓展。总体来看,现有研究已初步形成了从机理识别、故障诊断到工艺控制和监测预警的综合治理思路,但在复杂工况下,精细辨识振动诱因、构建不同机型通用分析模型及智能预测预警等方面,仍有进一步研究空间。

另一方面,涡轮叶片在长时间高温服役后发生蠕变,是引发发动机振动超限的重要原因之一。近年来,相关研究已逐步形成从机理建模、载荷重构、数值仿真到智能加速与工程验证的研究链条。石多奇等^[14]、张雨曼等^[15]针对单晶叶片提出了变载蠕变本构模型及载荷谱简化策略,并进一步构建了蠕变—损伤统一模型,以提高瞬态工况下的损伤预测精度。刘怡慧等^[16]基于唯象蠕变模型开展三维模拟,揭示了蠕变在局部结构中的集中分布,并指出晶轴偏离会显著加快蠕变应变增长。曹惠玲等^[17]利用QAR数据重构叶片载荷谱,结合流—热—固耦合仿真与寿命模型实现了较准确的寿命预测。陈实等^[18]与耿明泽^[19]则分别从机器学习外推和降阶代理模型角度,提高了蠕变分析效率,适用于在役叶片的快速评估。此外,Wang等^[20]提出的改进黏塑性本构模型能够同时描述稳态蠕变、瞬态蠕变及损伤演化,为高

精度多物理场耦合蠕变仿真提供了重要支撑。总体来看,现有研究已在蠕变机理与寿命预测方面取得较大进展,但在复杂工况下的精细建模与工程适用性方面仍有提升空间。

基于此,本文以某型涡轴发动机150 h持久试车过程中出现的燃气涡轮振动超限故障为研究对象,从故障件失效特征、试车工况复查、故障树排查及数值仿真分析等方面入手,重点分析振动超限与涡轮叶片蠕变损伤之间的内在联系,建立叶片蠕变寿命分析模型,并提出相应改进措施。最后,通过试验验证改进方案的有效性,为类似发动机燃气涡轮振动超限故障的分析、排查与预防提供参考。

1 燃气涡轮振动超限故障排查与原因分析

燃气涡轮叶片在150 h持久试车中承受着极端且复杂的机热耦合载荷,极易诱发结构失效与振动异常。为精准定位本型号发动机振动超限的内在原因,本节从转子力学状态、试车热力参数响应及叶片宏微观失效特征3个维度展开逐层剖析。

1.1 转子不平衡分析

在本次150 h持久试车过程中,当按试车大纲进行至第22阶段(共25阶段)时,操作人员将功率管理系统开关拨至空慢状态(此时燃气涡轮转速 $N_g \approx 25\ 000\ \text{r/min}$),监测系统随即发出燃气涡轮振动超限报警,振动幅值呈现出阶跃式的异常升高。

对故障发动机进行分解检查后,通过尺寸计量与形位排查发现,燃气涡轮一级转子叶尖跳动值在2号—11号叶片及24号—31号叶片区域出现了明显偏向轮盘一侧的超差,表现为局部严重偏磨。该一级叶片采用DZ22定向凝固高温合金制造(材料密度为 $8.56\ \text{g/cm}^3$),其叶尖理论截面积约为 $0.333\ \text{cm}^2$ 。通过统计上述涉及偏磨各叶片的单点跳动值,等效计算出各叶片因材料磨损而导致的质量损失量。随

后,基于平行四边形法则对各叶片的质量损失进行方向及大小的矢量拟合,燃气涡轮一级转子不平衡量矢量拟合如图1所示,计算确证该燃气涡轮一级转子产生的不平衡量已超过 $60\ \text{g}\cdot\text{cm}$ 。这一巨大的不平衡量改变了转子原有的动力学特性,是诱发整机轴系振动瞬态超标的直接力学主因。

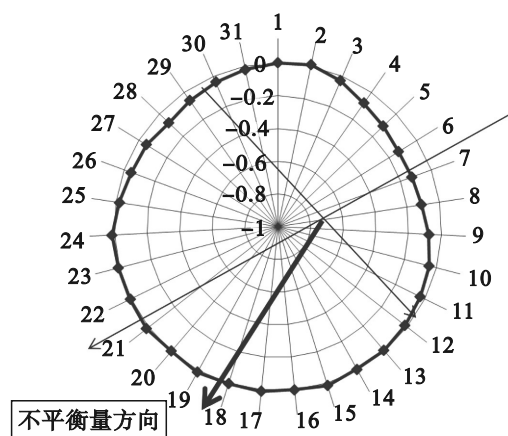


图1 燃气涡轮一级转子不平衡量矢量拟合

1.2 异常热载荷追溯与复查

转子叶片不会自发产生不规则偏磨,为探寻导致转子径向尺寸变化与不平衡的源头,本文对试车前序阶段的监控记录及QAR数据进行了追溯复查。

数据表明,当试验进行至第21阶段大功率考核时,为满足大纲中关于燃气涡轮出口温度 T_{45} 实测值需达到 $810 \pm 5\ ^\circ\text{C}$ 的要求,操作台短暂开启了防冰引气。由于本型发动机的防冰引气阀门为不可调节的开关量控制系统,导致发动机在达到起飞功率时,燃烧室温度剧烈扰动且瞬时激增。监控显示单次超温过程长达108 s,通过热力学换算可知,防冰引气开启期间实际做功的热负荷较设计基准状态高出约 $20 \sim 40\ ^\circ\text{C}$ 。结合同期转子叶片示温漆的摸底试验数据推算,此时燃气涡轮一级导向器出口的涡轮前温度实际上已达到约 $1\ 060\ ^\circ\text{C}$ 。这种超设计包线的瞬态极端热冲击,构成了诱发叶片材料加速退化与高温蠕变变形的核心热力学诱因。

1.3 叶片分析

结合前述的不平衡测算与异常热载荷复查,进一步对处于恶劣工况下的一级燃气涡轮组件(涡轮盘材料为 GH500,叶片为 DZ22)开展宏观与微观形貌分析,以确证损伤机理。

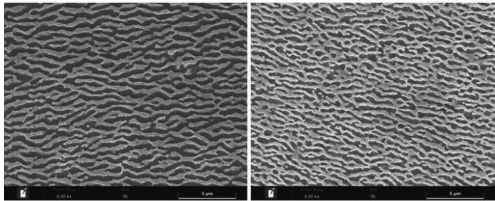
燃气涡轮一级叶片宏观形貌与变形特征如图 2 所示,叶片叶尖部位存在极其严重的物理刮磨痕迹。更为突出的特征是,其中约有 5 片叶片(包含 5 号、24 号等)的叶身部位出现了明显的颈缩变形现象,且在叶背侧颈缩位置附近,附着有大面积的灰绿色高温退化产物。此类形貌并非单纯的机械磨损,而是典型的高温大应力耦合作用下产生的塑性变形与严重抗氧化涂层消耗及基体氧化特征。



图 2 燃气涡轮一级叶片宏观形貌与变形特征

为探明材料内部组织演变,选取颈缩程度具有代表性的 5 号与 24 号叶片,沿叶片前后缘纵切面取样并进行腐蚀处理,随后借助扫描电子显微镜(scanning electron microscope, SEM)进行微观组织观察。叶片中部微观组织的粗化与筏化现象如图 3 所示,叶根截面(服役温度相对较低、应力相对较小区域)的显微晶体组织为正态分布;但在跨越叶高约 3/4 的叶身中部区域(即颈缩高发区),显微组织发生了深刻的不可逆改变:原本规则分布的 γ' 强化相沿特定晶面表现出明显的粗化及方向性合并现象

(即“筏化”现象)。这一典型的组织退化特征表明,该叶片并非在试车过程中经历了偶发的短时极度过烧,而是其叶身主体区域在长时间高温-高离心应力的共同作用下,逼近甚至突破了材料的持久服役极限,发生了本质上的高温蠕变损伤。叶片的蠕变伸长直接导致了动静间隙消失、叶尖偏磨及随之而来的转子质量失衡。



a 5 号叶片 b 24 号叶片
图 3 叶片中部微观组织的粗化与筏化现象

2 涡轮部件热-结构耦合仿真与寿命验算

在第 1 节的故障排查中,已从宏、微观失效特征层面定性揭示了瞬态异常热载荷引发的叶片蠕变损伤与碰磨偏磨现象。为进一步量化评估异常温升条件下的结构力学响应与损伤演化规律,本节建立全三维热-结构耦合求解模型,对涡轮部件进行数值仿真与寿命验算。

2.1 几何模型与网格无关性验证

针对一级燃气涡轮叶盘组件建立三维有限元切片模型。为兼顾计算精度与边界条件的周期性,采用内侧轮盘 1/4 周期与边缘 1/31 叶片的循环对称结构进行匹配,并对叶片等关键承载区域划分高质量体网格,一级燃气涡轮网格如图 4 所示。

为消除网格尺寸对计算结果的影响,保障计算精度,进行网格无关性考核。一级燃气涡轮网格无关性验证如表 1 所示,随着网格密度的增加,应力结果逐渐收敛;当网格节点数增加至 1 024 450 时,等效应力峰值基本趋于稳定(与更密网格的偏差小于 0.05%),故选取该网格划分方案。在仿真设置中,首先在涡轮入口

施加沿径向分布的温度边界条件;待温度场计算完备后,将其作为体载荷映射至结构场,并施加额定转速下的离心负荷,以求解其结构应力响应。

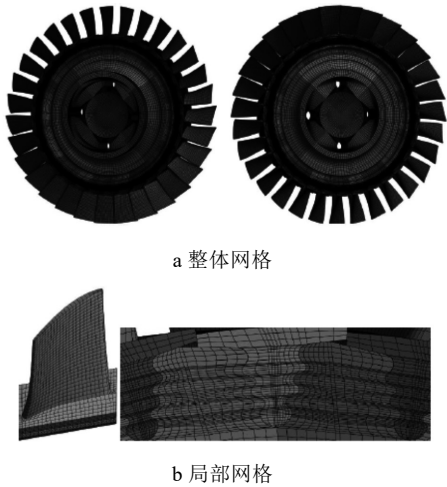


图4 一级燃气涡轮网格

表1 一级燃气涡轮网格无关性验证

网格节点数	等效应力峰值/MPa
546 928	726.10
866 845	738.48
1 024 450	740.89
1 055 114	741.26

2.2 气动热力分析

将气动流场计算获得的热边界映射至结构本体后,获得了图5所示的一级燃气涡轮温度分布。受高温燃气冲刷的直接影响,叶面温度分布呈现明显的“中间高、两侧低”的抛物线型特征。由于前缘区域直接承受燃气冲击,最高温区集中在叶片前缘中半段,额定工况下的稳态最高温度达927.47℃。此处为基准冷态评估,尚未叠加1.2节所述的防冰引气超温恶劣工况。而叶根和盘心区域因受到结构冷却及远离主流区的影响,热负荷显著降低,温度分别为615.42℃和518.45℃。

在离心受载仿真中,采用循环对称边界并约束了模型的刚体位移,开展了额定转速下的静强度核算。图6为一级燃气涡轮叶片最大主

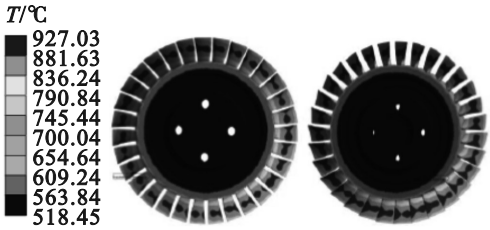


图5 一级燃气涡轮温度分布

应力分布,进一步揭示了该型转子叶片的结构承载瓶颈所在。计算表明,叶片最大等效应力为315.84 MPa,最大主应力达345.17 MPa,危险截面主要位于叶片盆侧(压力面)根部。在发动机实际运转中,该区域承受着巨大的离心拉力与气动力矩的耦合作用,属于典型的疲劳薄弱环节,仿真结果与传统的转子受力分析结论完全一致。

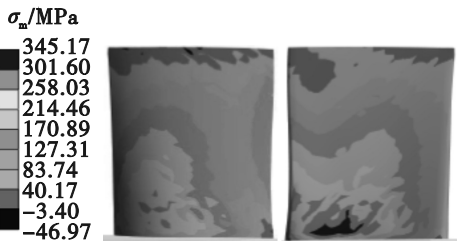


图6 一级燃气涡轮叶片最大主应力分布

2.3 寿命缩减计算

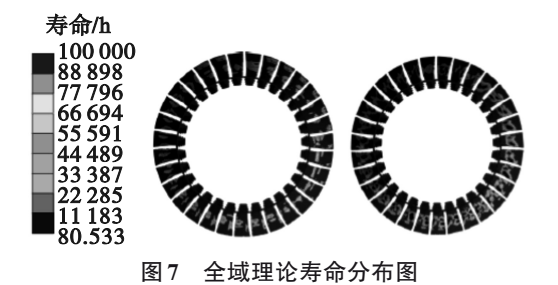
为准确还原实际试车时的损伤演化过程,将第1.2节中因防冰引气引发的异常温升极值(瞬态极值逼近1 060℃)引入到上述高应力场中进行热-力匹配与寿命核算。查阅《中国航空材料手册》中关于DZ22高温合金的综合蠕变曲线可知:在950℃且承受155 MPa应力水平时,该材料的蠕变曲线斜率较为平缓;然而,当局部区域温度骤升至980℃以上,且应力逼近或超过190 MPa临界域,材料在服役至不足80 h时蠕变速率便会陡然进入第3阶段(即加速失稳断裂期)。

为了精确定量,引入拉森-米勒(Larsen-Miller)寿命预测方程

$$P(\sigma)=T(\lg t_r+C)\times 10^{-3} \tag{1}$$

式中: T 为服役绝对温度; t_r 为持久寿命时间; C

为对 DZ22 高温合金常数, $P(\sigma)$ 为与节点所受最大主应力密切相关的标定拟合参数。将仿真提取的热-力极端状态下的节点温度与应力变量代入上述方程, 求解得到的全域理论寿命分布图(图 7)表明: 叶身中上部区域因叠加了极端的高温-高应力载荷, 成为了材料抗蠕变的绝对低谷区。该区域的理论蠕变极限寿命已从预估的 150 h 以上急剧滑坡至 80.53 h。



仿真预测数据与实际试车的拆解形貌高度吻合。数据表明, 该级叶片在 150 h 持久试验进行至第 22 阶段时, 会过早地发生大尺度的蠕变伸长, 突破了原有的转子与静子叶尖间隙界限, 并最终与静子件发生严重的碰磨与局部偏磨。至此, 由瞬态超温诱发加速蠕变, 导致叶尖碰磨, 最终引起转子大幅不平衡与振动报警的整个故障演化链条已经被彻底理清, 实现了故障定位分析的完全闭环验证。

3 改进措施与试验验证

3.1 优化改进措施

第 2 节的热-机耦合仿真表面, 故障的内因

是防冰引气引发的瞬态热冲击, 致使叶片升温短暂突破了材料的持久服役要求。针对这一机制, 对原 150 h 持久试车规程进行了优化, 主要采取了以下两项措施:

- 1) 推行进气加温替代策略。在试车台架温控包络许用范围内, 优先采用提高整机进气总温的方式来等效模拟大纲所规定的热负荷考核条件。此举减少了高工况下频繁启闭防冰系统所带来的气动与流量扰动, 有效避免了突加引气对核心机热端造成的瞬态热冲击。
- 2) 确立“先降工况、后开防冰”的操作策略。针对起飞等严苛大负荷测试状态, 若必须执行防冰考核, 则在试车台操作序列中加入“状态预降”环节。即下达开启活门指令前, 必须适度降低燃油流量, 待涡轮级间温度 T_{45} 稳态回落至 790 °C 之下, 方允许防冰系统切入。

这一时序优化在控制逻辑中引入了合理的“操纵提前量”, 解决了活门突开与燃油调节滞后引发的瞬态热冲击。该优化策略约束了峰值温度, 确保其牢牢锁定在 DZ22 合金许用包线内, 解决了叶片在 980 °C 时的加速蠕变。

3.2 试验验证情况

为了对初步确定的改进大纲进行实机验证, 调用同批次生产的 2 号备用整机, 并在试车台架上严格按 150 h 持久考核程序重新打底试车。对比原大纲与新规程的数据响应, 表 2 为核心监控参数的实测对比结果。

表 2 核心监控参数的实测对比结果

验证项	实验条件与策略	过程最高温度/°C	超温
测试组 A	提前开启防冰引气(传统策略)	> 830	存在
测试组 B	状态降至 790 °C 后开启(优化策略)	< 815	无
测试组 B(局部)	状态降至 790 °C 后开启(记录异常值)	818.8	极度短暂

试验证明, 在严格落实“预先降状态”的限温操作后, 发动机的热力学和机械稳定性表现均实现了大幅的改观: 一方面, 根本遏制了热

扰动。在执行预降策略后, 燃气涡轮排气温度的波动幅度大幅降低。除活门开启瞬间捕捉到一次 818.8 °C 的暂态极值外, 全过程稳态温

度均牢牢稳控在 $815\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下,彻底终结了大纲下超过 $830\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、长达上百秒的恶劣超温历程。另一方面,整机振动水平全程达标。基于热负荷的有效约束,2号机在带防冰系统的大功率猛推油门考核中运行平稳。从全程历程测振数据来看,未再发生任何突发性的振动“跳点”或转静子擦碰异响。

综上,台架试车给出的硬核数据构成了完整的闭环验证。该优化方案降低了高压涡轮叶片的极值热负荷,彻底排除了因瞬态热冲击引发叶片加速蠕变和动静碰磨的致命隐患,提升了该型涡轴发动机在严苛考核条件下的试车一次成功率与运行可靠性。

4 结论

针对某型涡轴发动机在150 h持久试车中突发的振动超限故障,本文综合分析了整机工况溯源、热-机多场耦合力学及材料显微特征,阐明失效机理并验证了改进对策。主要结论如下:

1) 一级燃气涡轮转子逾 $60\text{ g}\cdot\text{cm}$ 的残余不平衡量是激起整机振动超限的直接原因。故障的内因是防冰引气引发的瞬态热冲击,致使叶片温升突破了材料的持久服役要求。在极限高温环境与极大的自身离心拉应力耦合下,DZ22合金晶体历经严重的 γ' 相筏状退化,宏观上表现为不可逆的加速蠕变与伸长,最终耗尽叶尖径向间隙并引发严重碰磨。

2) 依托热-结构多场耦合模型,提取了叶片的临界受力:在 $927\text{ }^{\circ}\text{C}$ 极值温度场与 345 MPa 最大主应力叠加的复合危险区,基于Larson-Miller方程的计算表明,其极限蠕变寿命已发生断崖式跌落(约至80 h量级)。该理论计算所选定的薄弱区间,与排故拆解揭示的叶身中段局部颈缩变形位置高度吻合,可以相互印证。

3) 改进策略大纲修订中确立了由“先降工

况、后开防冰”构成的时序控制规程。后续实机闭环验证表明,该修订通过人为引入操纵提前量,从源头上平抑了防冰介入时的暂态温度极值,彻底切断了叶片加速蠕变的诱发边界与整机动力学恶化的风险。该归零措施保障了同型发动机150 h持久试车的通过率,对同类涡轴机型的大纲优化具备直接的工程指导价值。

参考文献:

- [1] Liu H, Yang X G, Li S L, et al. A numerical approach to simulate 3D crack propagation in turbine blades[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2020, 171: 105408.
- [2] 刘明坤, 李艳明, 王威, 等. IC10合金高压涡轮导向叶片开裂机理分析[J]. 航空发动机, 2025, 51(1): 165-170.
- [3] 胡龙兵, 张丰韬, 胡凯斌. 透平叶片内部柱肋冷却通道强化传热的优化[J]. 科学技术与工程, 2025, 25(26): 11178-11184.
- [4] Liu L C, Fan X L, Chu Z H, et al. Thermo-mechanical loads and creep life assessment for coated turbine blades considering the influence of cooling hole blockage[J]. Engineering Failure Analysis, 2025, 170: 109321.
- [5] Gu S N, Gao H S, Wen Z X, et al. Creep characteristics of directionally solidified turbine blades based on the difference in original casting characteristics [J]. Journal of Alloys and Compounds, 2021, 884: 161055.
- [6] 夏际先, 刘俊建, 周盈涛, 等. 某重型燃气轮机涡轮叶片表面开裂分析[J]. 表面技术, 2023, 52(4): 243-250.
- [7] 肖袁, 冯坤, 张鹏. 燃气轮机叶片状态与机匣振动的特征分析及故障预警[J]. 机械工程学报, 2025, 61(23): 182-192.
- [8] 胡明辉, 刘少朋, 王浩, 等. 基于宽频振动的燃气轮机叶片断裂故障识别特征与辨识方法[J]. 航空学报, 2024, 45(20): 317-334.
- [9] 党伟, 胡明辉, 江志农, 等. 燃气轮机压气机动叶

- 片断裂故障振动特征及其诊断方法[J]. 振动与冲击, 2021, 40(10): 7-19.
- [10] 李秀武, 朱鑫, 吕广陆. 关于CF34-10A发动机N2振动值的理论分析及实践验证[J]. 民用飞机设计与研究, 2025(2): 113-122.
- [11] 赵南. PW4000发动机N1转子振动超限排查流程研究[J]. 航空维修与工程, 2023(5): 60-62.
- [12] 慕安利, 李玉林, 栗娜娜, 等. 航空发动机振动故障分析及排故工艺技术研究[J]. 航空动力, 2025(5): 40-44.
- [13] 葛向东, 张东明, 高强. 航空发动机振动自动报警系统设计及应用[J]. 机械工程师, 2018(6): 118-120.
- [14] 石多奇, 张雨曼, 隋天校, 等. 单晶涡轮叶片典型任务循环蠕变分析[J]. 航空动力学报, 2021, 36(7): 762-770.
- [15] 张雨曼, 石多奇, 隋天校, 等. 变载条件下镍基单晶合金蠕变本构建模方法[J]. 推进技术, 2022, 43(2): 35-42.
- [16] 刘怡慧, 王延荣, 魏大盛, 等. 涡轮叶片蠕变变形模拟及偏离角影响分析[J]. 航空动力学报, 2025, 40(6): 304-317.
- [17] 曹惠玲, 张浩. 基于QAR数据的高压涡轮叶片疲劳-蠕变寿命预测[J]. 机械强度, 2023, 45(1): 218-227.
- [18] 陈实, 徐鹤鸣, 孙凯, 等. 基于有限元节点的涡轮叶片蠕变应变预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2025, 51(11): 3822-3832.
- [19] 耿明泽. 重型燃气轮机叶片蠕变寿命预测的轻量化建模方法[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2022.
- [20] Wang C, Shi D Q, Yang X G, et al. An improved viscoplastic constitutive model and its application to creep behavior of turbine blade [J]. Materials Science and Engineering: A, 2017, 707: 344-355.

(责任编辑:吴萍 英文审校:程蕾)