

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220834-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220834

变温循环冷气对涡轮导叶寿命影响

陈英涛, 梁书伟, 艾延廷, 梁子键

(沈阳航空航天大学 航空发动机学院

辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 为提高燃气轮机涡轮导叶的可靠性及其使用寿命, 引入变温循环冷气的概念, 以某涡轮叶片为例, 开展了燃气涡轮叶片热冲击循环疲劳寿命研究, 对燃气轮机涡轮导叶进行启-停循环载荷谱下的应力状态的三维流固热耦合有限元分析, 针对叶片在变温循环冷气的热冲击应力变化规律, 得到叶片在循环中的稳态与过渡态下的温度场、应力场分布, 之后对各个计算工况下的叶片结构强度与疲劳寿命进行分析与评估。搭建试验台, 对该型燃气轮机涡轮导叶进行定温冷气循环下的热冲击疲劳试验, 与有限元分析结果进行对比, 得到结论: 三维流固热耦合有限元分析所得叶片应力较大区域为叶片尾缘及叶盆中部, 与热冲击试验所得破坏区一致, 通过改变冷气循环温度可有效地提高叶片热疲劳寿命。

关 键 词: 涡轮导叶; 流固热耦合仿真; 热应力; 疲劳寿命; 热冲击试验

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Influence of variable temperature circulating air on turbine guide vane life

CHEN Yingtao, LIANG Shuwei, AI Yanting, LIANG Zijian

(Liaoning Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology for

Aviation Propulsion System, School of Aero-engine,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: To improve the reliability and service life of gas turbine guide vane, the concept of variable temperature circulating air conditioning was introduced. Taking a turbine vane as an example, the thermal shock cycle fatigue life of a gas turbine vane was studied, and three-dimensional fluid-solid thermal coupling finite element analysis of stress state under start-stop cycle load spectrum of turbine guide vane was carried out. According to the change law of thermal shock stress of the vane in the cold air of the variable temperature cycle, the temperature field distribution and stress field distribution of the vane in the steady state and transition state in the cycle were obtained, and then the structural strength and fatigue life of the vane under each calculation condition were analyzed and evaluated. A test bench was built, thermal shock fatigue test was carried out on the turbine guide vane of this type of gas turbine under constant temperature cold air circulation, and then the test results were compared with the results of finite element analysis, showing that: the large area of turbine vane stress obtained by three-dimensional fluid-solid thermal coupling finite element analysis was located at the trailing edge of turbine vane and the middle of turbine vane basin, consistent with the failure zone obtained by thermal shock test; the thermal fatigue life of vane can be effectively improved by changing the cooling circulation temperature.

收稿日期: 2022-11-02

作者简介: 陈英涛(1975—), 男, 副教授、硕士生导师, 博士生, 主要从事发动机整机振动测试分析与故障诊断等方面的研究。

通信作者: 梁书伟(1998—), 男, 硕士生, 主要研究叶片热疲劳方向。E-mail: 2241620854@qq.com

引用格式: 陈英涛, 梁书伟, 艾延廷, 等. 变温循环冷气对涡轮导叶寿命影响[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220834. CHEN Yingtao, LIANG Shuwei, AI Yanting, et al. Influence of variable temperature circulating air on turbine guide vane life[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220834.

Keywords: turbine guide vane; fluid-solid thermal coupling simulation; thermal stress; fatigue life; thermal shock test

随着国防事业的发展,燃气轮机的使用性能也是越来越高,而燃气轮机的涡轮前温度不断提升,也对涡轮叶片的高温性能与疲劳寿命提出了更高的要求。涡轮导叶除了在燃气轮机平稳工作时产生的载荷之外,在启动-停车的过程中,叶片由于短时温度剧烈变化,形成较大的温度梯度,从而产生热应力^[1]。在燃气轮机次启-停之后,在热应力的作用下,涡轮导叶会面临结构破坏,材料热力学特性失效等问题,进而对整个发动机造成安全威胁^[2]。热梯度表明,在瞬态温度载荷下导致结构破坏的一个重要原因是来自结构不同位置的温度差^[3],而不是单纯的最大温度载荷,因此涡轮叶片在装机前进行热冲击载荷试验,进行相关的疲劳寿命验证。

热冲击主要分为 4 个阶段,第 1 阶段为低温冷启动阶段,此时燃气温度较低且恒定;第 2 阶段为启动升温阶段,燃气从低温上升至最高温度;第 3 阶段为发动机平稳工作的高温恒定状态,燃气温度达到峰值且相对平稳;第 4 阶段叶片急速冷却,到达最低温度。目前应用于热端部件的冷却介质仍以空气为主^[4-5],因此对涡轮导叶内通入适当条件的冷气来降低叶片热应力进而提高导叶冲击疲劳寿命的仿真有着十分重要的意义。

对涡轮导叶热疲劳的仿真与试验研究早在几十年前就已经展开,现在对涡轮叶片寿命的分析方法已趋于成熟。在研究初期,国内的计算机研究仿真不够发达,只能使用相对较为简易的试验器材进行叶片疲劳,而在经过了数十年的发展,叶片热冲击疲劳的数值分析已有了长足的进步,并在叶片温度场仿真、热冲击仿真、涡轮导叶应力场模拟等疲劳寿命评估已有成熟的方案。

西北工业大学彭志勇等^[6]在 20 世纪就进行了叶片热冲击疲劳试验,结果表明:由于叶片气膜冷却的存在,沿孔边向叶片内存在剧烈温差,热应力容易造成孔边产生裂纹。Zaretsky 等^[7]通过叶片维修现场数据,使用约翰逊-威布尔分析确定了涡轮叶片寿命以及与单个叶片故障模式相关的寿命。并建立了计算涡轮叶片寿命和可靠性的简化公式。关鹏等^[8]在涡轮导叶的数值分析中,结合流固耦合,计算某型叶片气膜冷却叶片的最大温度,冷却效率和热应力,对热冲击疲劳仿真有着非常重要的借鉴意义。朱江江等^[9]同样采用

流固耦合的方法计算了实心涡轮叶片的应力应变分布,对比了 Basquin 法和 Manson-Coffin 公式疲劳寿命,发现曼森公式所得结果偏于保守。

美国工程与应用科学研究中心的 Cano 等通过汽轮机叶片的冲击试验表明危险破坏时间主要发生在过渡期,且通过平均应力修正式与解析模型预测了叶片的疲劳损伤^[10]。钱慧华等^[11]以涡扇发动机涡轮导叶的裂纹为分析背景,推导出叶片瞬态温度场计算方法,并通过对导向叶片的瞬态热力场的数值分析与仿真,进而得到高压涡轮导向叶片的瞬态热应力分布与热疲劳寿命的计算结果。

尽管国内外在热冲击疲劳方面的仿真与试验一直在进行,但针对热冲击过程中的第 2~4 阶段下的冷气温度变化对热冲击疲劳影响研究较少。

因此本文在热冲击疲劳仿真的基础上进行冷气温度变化的改进,对导叶进行内部冷却,将热冲击的第 2~4 阶段的冷气温度进行调整,减少叶身在启-停时的高温停留时间,降低叶片平均温度,进而提高叶片使用寿命。

Takeuti 等^[12]认为,对于常用金属材料,多项耦合结果影响比动力项问题大,因此在热冲击问题上采用多项耦合的方法进行研究。燃气轮机涡轮叶片的温度与气动载荷来源于流场作用,因此分析流场中叶片的温度分布尤为重要。

由于导向叶片整体几何形状循环对称,因此只需对单个叶片及其对应的内、外局部扇区进行三维瞬态温度场分析,进而分析整体导向器热疲劳寿命。

而本文在现有的叶片疲劳计算方法及计算理论的基础上,结合某型燃气轮机涡轮导叶实际热冲击疲劳试验载荷谱,使用三维热塑性有限元分析法对导叶所受热应力进行理论分析,并通过 ANSYS 等有限元软件进行不同冷气工况下的三维流固热耦合应力分析,进行疲劳寿命的计算。并对照该型涡轮叶片热冲击疲劳试验数据,进行涡轮导叶疲劳寿命的分析研究。

1 三维热塑性有限元应力分析法

涡轮叶片是燃气轮机最主要的部件之一,是高温、高负载的复杂结构的热流通道模型,材料属于正交各向异性材料,所受热载荷与约束都是

三维的, 因此需要对导叶进行三维热塑性有限元分析, 下面简单介绍一下涡轮导叶的三维热塑性有限元应力分析法。

1.1 内外流场气热分析

1.1.1 流体域分析

假设叶片周围燃气为理想气体, 在气体流动的状态下, 可以采用三维定常可压缩流动的雷诺湍流微分控制方程来描述导叶周围流体微团状态。流动与传热数值计算常用的连续方程及动量方程如下^[13]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_i} (-\rho \overline{u'_i u'_j}) + \rho f_i \quad (2)$$

式中 i, j, k 表示三维指标, 取值为 1, 2, 3; ρ 表示密度; x 表示空间坐标的集合点; u 表示流体微团的位移; p 表示压强; f 为单位质量力; τ 表示微元体的黏性力; $-\rho \overline{u'_i u'_j}$ 为雷诺应力项, 表示湍流的影响。

1.1.2 流体热交换

在流体域中, 有限元求解如下形式的能量方程:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho E_a) + \frac{\partial}{\partial x_i} [u_i (\rho E_a + p)] = \\ \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\kappa_{\text{eff}} \frac{\partial \theta}{\partial x_i} - h_m J_m + u_j (\tau_{ij})_{\text{eff}} \right] + S_h \end{aligned} \quad (3)$$

式中 θ 为温度场; E_a 为微元体总能量。等式右侧分别为热传导、物质扩散和黏性扩散所产生的能量传递。 κ_{eff} 为有效导热率; $(\tau_{ij})_{\text{eff}}$ 为偏应力项, 表示的是黏性加热; h_m 代表组分 m 的焓; J_m 表示组分 m 的扩散流量; S_h 为能量源项。

1.2 导叶三维结构应力分析

弹性力学的平衡方程和几何方程同样适用于塑性分析^[14-15], 因而可对叶片节点进行三维分析。在三维空间坐标系 $O-XYZ$ 中, σ 、 ϵ 分别代表三维问题的应力矩阵与应变矩阵, 可以表示为

$$\sigma = \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\epsilon = \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{bmatrix} \quad (5)$$

用 u 、 v 、 w 分别表示在 x 、 y 、 z 方向上的位移分量, 则其应变分量与位移分量的几何方程为

$$\epsilon = \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} \\ \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial x} & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial z} & \frac{\partial}{\partial y} \\ \frac{\partial}{\partial z} & 0 & \frac{\partial}{\partial x} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (6)$$

对于正交各向异性材料, 材料非线性一般只考虑塑性变形。塑性变形指构件所能承受的载荷超出材料的屈服强度后出现了不可逆转的形变, 对材料寿命进行决定性的影响。因此, 应力取决于应变历史及其本身。其屈服准则为 $\sigma_e = f(\sigma) = \sigma_y$ 。 σ_y 为屈服应力, σ_e 为等效应力, 由于材料发生形变时, 塑性应变立刻发生, 将应力降低到材料屈服强度, 使等效应力永远不会大于屈服强度。

ν 为有效泊松比, 根据 Von Mises 屈服准则, 等效应力 σ_e 、等效应变 ϵ_e 修正式^[16]可表达为以下两式:

$$\sigma_e = \frac{1}{1+\nu} \left\{ \frac{1}{2} \left[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 + 6(\sigma_{xy}^2 + \sigma_{yz}^2 + \sigma_{zx}^2) \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (7)$$

$$\epsilon_e = \frac{1}{1+\nu} \left\{ \frac{1}{2} \left[(\epsilon_1 - \epsilon_2)^2 + (\epsilon_2 - \epsilon_3)^2 + (\epsilon_3 - \epsilon_1)^2 \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (8)$$

1.3 导叶热应力分析

热应力是由于温度在构件上的变化或者分布不均导致的, 尤其是燃气轮机启动和停车状态时, 温度会产生强烈变动, 甚至产生交变热应力^[17]。由于涡轮叶片的温度难以准确地测量, 且叶片模型也愈发复杂, 所以叶片热应力的计算相应变得复杂起来。此式可粗略计算模型热应力。

$$\sigma_t = E\alpha\Delta\theta \quad (9)$$

式中 σ_t 为热应力; E 为材料弹性模量; α 为材料热膨胀系数; $\Delta\theta$ 为温度变化梯度。

2 涡轮导叶疲劳寿命分析与仿真

疲劳按照材料的应力不同分为应力疲劳与应变疲劳两种。应力疲劳最大应力一般不允许超过材料的屈服强度,如果接近屈服强度,最大应力的位置将发生改变,寿命分析不准确;而应变疲劳的最大应力必须大于材料的屈服强度。而姚卫星等^[18]认为,弹性应变主导时,交变应力较小,疲劳寿命较长,称为应力疲劳或高周疲劳,一般大于 10^5 ;塑性应变做主导时,应力较大,疲劳寿命较短,称为应变疲劳或低周疲劳^[19]。而低周疲劳裂纹扩展寿命占全寿命比例较高^[20]。

2.1 线性累积损伤理论及寿命分析

零、构件在变幅循环载荷下的寿命是由构成变幅载荷谱的不同载荷水平及其循环次数共同决定的。每一种载荷水平,每循环一次,都会对零、构件带来影响,并且影响寿命^[21]。因此要分析零、构件在变幅循环载荷下的疲劳寿命,必须首先定量评价不同载荷水平每循环一次对零、构件寿命做出的贡献。Palmgren(1924)和 Miner(1945)先后独立提出疲劳破坏的线性累积损伤理论(linear fatigue damage cumulative rule),可以定量评价不同载荷水平对疲劳寿命的贡献。这就是著名的 Palmgren-Miner 线性累积损伤理论,后也被称为 Miner 线性累积损伤理论。

$$D = \sum_{i=1}^n \frac{n_i}{N_i} = D_{cr} \quad (\text{临界损伤}^{[22]}) \quad (10)$$

式中 N_i 为外载 S_i 作用 n_i 次时疲劳损伤; D 为损伤。

多年来,对于涡轮叶片多轴低周疲劳预测模型广泛采用的是基于曼森-科芬(Manson-Coffin)理论的预测模型及线性累积损伤理论^[23],其疲劳寿命预测的通用公式如下:

$$\frac{\Delta\epsilon_{eq}}{2} = \frac{\sigma'_f}{E} (2N_f)^b + \epsilon'_f (2N_f)^c \quad (11)$$

式中 $\Delta\epsilon_{eq}/2$ 为等效应变幅; σ'_f 为疲劳强度系数; ϵ'_f 为疲劳塑性系数;上标 b 为疲劳强度指数;上标 c 为疲劳塑性指数; N_f 为低周疲劳寿命循环次数。

由于此次运算模型为涡轮导叶,没有离心力载荷,因此上式不需要根据叶片离心力进行平均应力修正,能够在任何环境温度的加载条件下,

进行疲劳寿命分析都能有较好的结果。

2.2 数值计算结果及分析

数值计算的基本思想是通过流固热耦合的基本方法,通过软件的共轭传热与结构分析模块进行应力与疲劳寿命的分析。采用的耦合方式为单向耦合,整体数值计算平台为 ANSYS workbench,流体计算采用 Fluent 模块,叶片部分应力分析采用 Transient Structural。为了流体传热更准确,需要在流体与叶片接触表面细化网格,添加附面层。采用 Ncode 疲劳寿命分析软件对应力仿真结果进行分析,仿真计算流程图如图 1 所示。

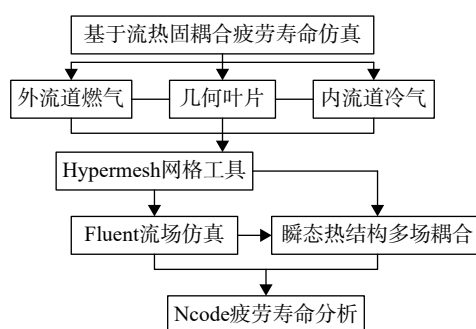


图 1 涡轮导叶热流固耦合仿真计算流程图

Fig. 1 Flow chart of turbine guide vane thermal fluid-structure coupling simulation calculation

2.2.1 计算模型与网格划分

1) 计算模型

如图 2(a)所示,为某型燃气轮机涡轮导叶三维结构图,由于该叶片内部冷气通道十分复杂,故将模型进行适当简化为图 2(b)。

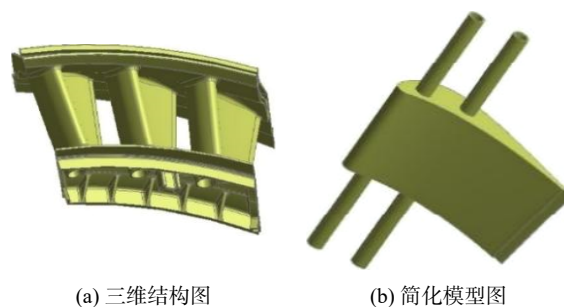


图 2 涡轮叶片模型

Fig. 2 Turbine vane model

根据叶片理论的外部流场如图 3 所示,建立叶片内外流场的三维实体模型如图 4 所示。

本文涡轮叶片材料为 TA11(α 型钛合金,其名义成分为 Ti-8Al-1Mo-1V)。该合金弹性模量高、密度低,比刚度在工业钛合金中最高。该合金高温强度和抗蠕变形能优于 TC4。主要用于制

造航空发动机高压压气机盘, 涡轮叶片等部件。TA11 密度约为 $4\,380\text{ kg/m}^3$, 经过拟合得到常温下的应力-寿命 ($S-N$) 曲线方程 $\lg N = 6.448\,3 - 0.798\,6\lg(\sigma_{\max} - 416)$ [24], 其余各项物理化学性能如《中国航空材料手册(第四卷)》[25] 所示。

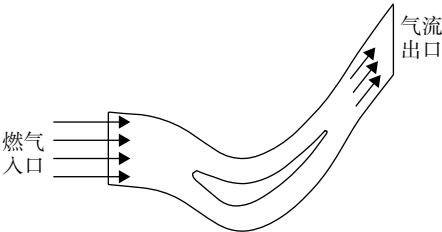


图 3 涡轮导叶理论外流场
Fig. 3 Theoretical external flow field of turbine guide vane

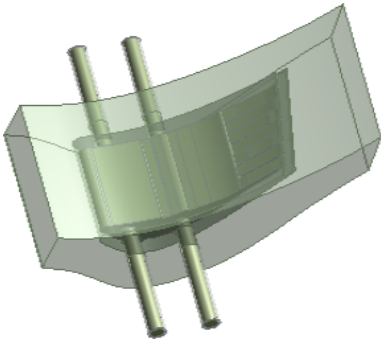


图 4 涡轮导叶流场实体图
Fig. 4 Solid diagram of turbine guide vane flow field

2) 网格划分

由于叶片内部结构复杂, 形状不规则, 因此整个模型的有限元计算网格划分十分困难。圆角、直角等过渡区经常由于网格问题在计算中造成刚度矩阵奇异, 使计算失败。因此, 需要调整圆角及尖锐部分处过渡网格的大小, 调节曲率与网格面大小。模型采用以四面体网格为主体, 混合六面体网格方法划分, 模型分为固体域与流体域, 其中流体域由燃气与冷却气体两个部分组成。为了更精确地反映叶片内部冷气流场, 对管内流体网格进行加密处理, 并对流体域施加四层边界层。

用 HyperMesh 网格划分工具划分计算所需网格。整体网格数量为 783 652, 单元数量 2 872 637, 多次划分网格进行网格无关性验证。结果表明, 网格数达到 6.5×10^5 , 计算数据趋于平稳, 计算结果误差不超过 0.003%。

2.2.2 边界条件加载

涡轮叶片所受应力, 一般包括离心应力、气

动应力和热应力。但由于该计算涡轮叶片为导向叶片, 故而不考虑离心力。而涡轮叶片的热应力计算, 其载荷数据主要是温度场数据与气动力数据的耦合。使用 2 阶迎风格式 semi-implicit method for pressure linked equations (SIMPLE) 离散流体控制方程, 湍流模型采用 realizable $k-\varepsilon$ (RKE) 模型 [26], 该模型是 standard $k-\varepsilon$ (SKE) [27] 的改进形式, 方程解法采用压力基耦合求解器瞬态求解。

载荷数据主要是温度场数据与气动力数据的耦合, 温度载荷通常以热通量的形式加载于叶片的结构表面, 但由于叶片结构复杂, 则以流场入口温度条件的变化来施加温度载荷, 入口气体压强施加气动力载荷。

根据燃气轮机的工作特点及工作过程中参数的变化规律, 结合该型模拟叶片的实际试验工况载荷, 进行仿真工况的边界条件加载。

其具体工作条件参数如表 1 所示。

表 1 涡轮导叶工况参数
Table 1 Turbine guide vane operating parameters

参数	燃气温度	冷气温度	燃气总压/MPa	冷气总压/MPa
数值及说明	可调	可调	0.75	0.35

根据式 (11) 可得, 在叶身材料相同情况下, 温度变化梯度会直接影响其热应力大小, 因此可通过调节冷气温度来观察叶身温度梯度变化从而得到叶片等效应力, 进一步分析其热疲劳寿命。

在定温冷气的试验循环中, 燃气首先在 0~60 s 低温冲击叶片, 此阶段模拟叶片在燃气轮机在慢车时叶片状态。在 61~90 s 内从低温过渡到高温, 此时模拟环境为燃气轮机从慢车启动至快车状态。在高温区停留 60 s, 紧接着在 150~180 s 经过 30 s 的降温使叶片降为低温, 模拟叶片从快车变为慢车状态。变温冷气则是在恒温冷气循环的基础上, 改变冷气在叶片过渡态与峰值状态下的温度, 实现叶片在热冲击中不同冷气工况下的疲劳寿命仿真。探究不同冷气温度下的叶片温度及应力分布情况, 得到涡轮导叶最佳疲劳寿命时的冷气温度。

燃气与冷气温度变化如图 5 所示。

2.2.3 定温冷气对叶片疲劳寿命分析

涡轮叶片表面温度自由流体与固体在接触面上的对流换热产生, 主要由来流高温燃气影响, 而内表面主要由循环冷气影响。根据仿真可得, 叶身温度在第 98 s 开始保持最高温直至第 151 s

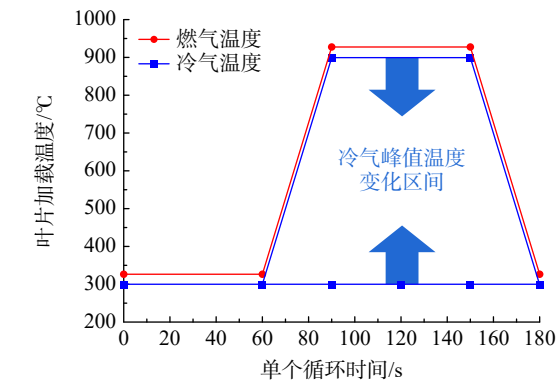


图 5 流场入口温度变化折线图
Fig. 5 Flow field inlet temperature change line chart

主流燃气降温。最高温在叶片尾缘处,最低温度位于叶身中部侧面。图 6 为计算所得叶身温度场分布图。

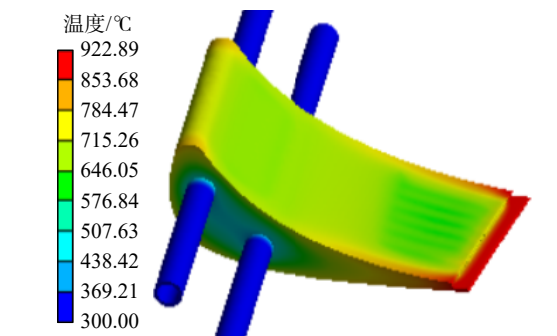


图 6 定温冷气循环下叶片温度场分布
Fig. 6 Distribution of vane temperature field under constant temperature cooling air cycle

由图 6 可看出导叶在尾缘部分与叶身中部温度较高(最高温度为 922.89 ℃),在经过流固耦合后得到叶身应力分布云图(图 7),叶身中部与尾缘的热应力也相对较高。

通过热冲击试验经验^[28]可知,在热冲击疲劳试验时,不考虑冷却进气管路寿命的前提下,叶片最易疲劳损伤部位为叶片前缘、侧翼与尾缘,

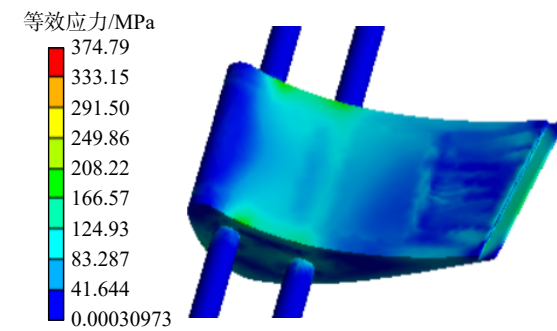


图 7 涡轮导叶等效应力分布云图
Fig. 7 Equivalent stress distribution nephogram of turbine guide vane

通过探针功能取叶片前缘内外表面、侧翼与尾缘内外表面共计 20 个危险节点,进行叶片应力与疲劳寿命分析。如图 8 所示为选取的节点。

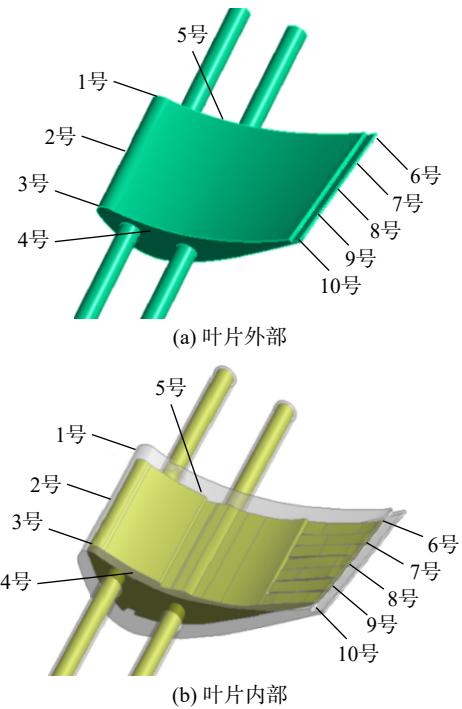


图 8 涡轮导叶危险节点分布
Fig. 8 Distribution of turbine guide vane dangerous nodes

经过流固耦合得出叶片在热疲劳冲击下的热应力,并将流固耦合所得数据导入 Ncode,进行疲劳寿命仿真,前面所述材料常温下的 $S-N$ 曲线是指应力循环从零到一定程度应力再回归零,但实际工作状态下不全为脉动循环,因此在 Ncode 中求解疲劳寿命时,采用 Goodman 方程将所有非脉动循环转化为脉动循环。仿真结果如图 9 所示。

流固耦合数据导入 Ncode 后,可以看出,在热应力较高处,叶片疲劳寿命会相应降低,循环次数也会减少。

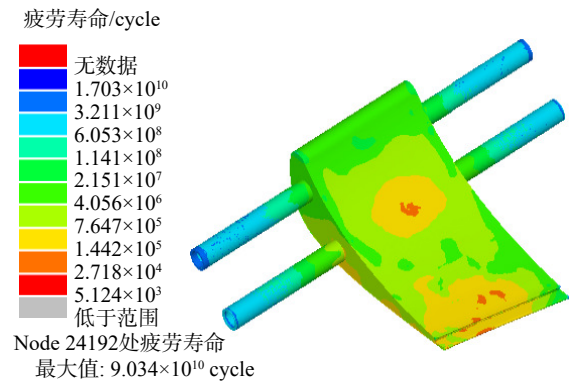


图 9 涡轮导叶疲劳寿命云图
Fig. 9 Fatigue life nephogram of turbine guide vane

由图 7 可得, 该型叶片在热冲击载荷条件下应力较大区域集中在靠近前缘处的缘板约束位置与尾缘部分。从图 9 可以看出, 叶片最低循环次数发生位置处于叶盆中部与尾缘附近, 为 5 124 次。

表 2 为选取的 20 个热疲劳试验中危险点的载荷应力。其中在内外节点中, 4、5 号节点位于叶盆侧翼, 应力较大, 7、8、9 号节点位置处于叶片尾缘部分, 应力较大, 与疲劳寿命较低区域相符。

表 2 涡轮导叶各危险节点载荷应力

Table 2 Load stress at each dangerous node of the turbine guide vane

节点编号	载荷应力/MPa	
	外部节点	内部节点
1	29.5	58.2
2	27.6	52.1
3	38.6	59.5
4	220.4	231.2
5	231.7	228.7
6	91.53	88.5
7	128.4	125.1
8	157.2	166.8
9	134.3	132.4
10	103.8	129.4

2.2.4 变温冷气对叶片疲劳寿命分析

为降低叶片自身温度梯度变化, 在燃气温度不变的情况下提高冷气温度, 有效减小了叶片温度梯度, 但增大了叶身整体温度, 且材料在高温下性能会发生松弛与蠕变, 因此在调节冷气温度时, 既要满足叶片自身温度梯度的变化, 又要保证高温下叶片材料的松弛与蠕变不会过多地影响自身疲劳寿命。

采用上述方法, 使用用户自定义函数(UDF)自定义入口边界, 在流场分析仿真时改变冷气温度, 经过多次仿真计算与材料性能分析, 得到不同冷气工况下的叶片应力。

图 10 为根据不同冷气温度变化情况下叶片最大应力与平均应力的节点拟合曲线图。

由图 10 可以看出, 随着冷气温度从 300 ℃ 升高至 927 ℃, 叶身最大应力与平均应力均出现不同程度的下降, 但下降趋势放缓, 在冷气温度超过 780 ℃ 后, 叶片平均应力与最大应力则略有上升。叶片最大应力的最小值出现在冷气温度在 780 ℃ 时, 为 76.883 MPa。在不同温度冷气循环

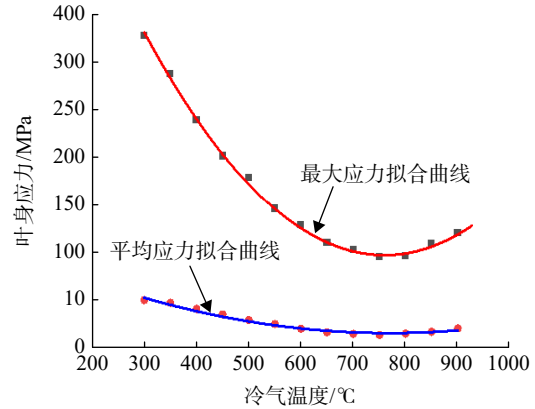


图 10 叶片应力随冷气峰值温度变化拟合图

Fig. 10 Fitting diagram of vane stress variation with peak temperature of cold air

下, 叶片的最大应力区域均为叶盆缘板附近与尾缘处。进行叶片不同工况下的疲劳寿命分析, 根据不同工况下的疲劳循环次数节点拟合曲线如图 11 所示。

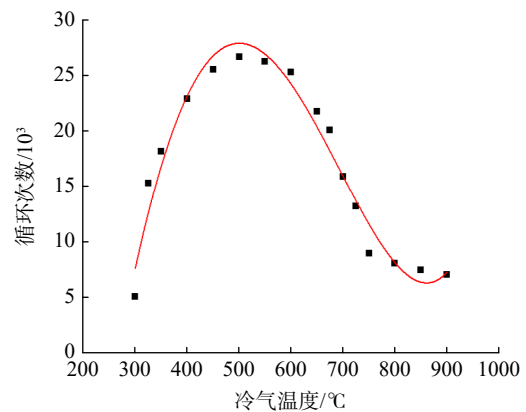


图 11 循环次数随冷气温度变化拟合图

Fig. 11 Fitting diagram of cycle times changing with cold air temperature

冷气温度逐渐上升, 此时叶片最低使用寿命循环次数先上升, 再下降, 最后下降趋势近似为零。

根据式(9), 影响热应力的主要因素为叶片材料属性与叶身温度梯度, 在冷气从 300 ℃ 上升至 780 ℃ 时, 叶片温度梯度逐渐下降, 此时材料属性对叶片热应力影响较小, 因此叶片应力会随冷气温度升高而降低, 在疲劳寿命分析中, 冷气温度升高至 550 ℃ 后, 叶片应力下降趋势放缓, 此时影响叶片热应力的主要因素为叶片材料高温下的热膨胀系数与线弹性模量, 材料性能在高温下逐渐下降, 导致叶片在应力下降的情况下循环次数也同时下降。

最低使用寿命为 5 124.12 次循环, 最高使用

寿命为 26 709.49 次循环,折合使用时长为 1 335.4 h,该型涡轮叶片的最低设计使用循环次数为 3 000,满足该涡轮叶片使用寿命要求。

通过该涡轮叶片不同冷气工况下的仿真模拟,得出结论:冷气温度的改变可以有效改变叶片自身的应力与最大使用寿命。叶片疲劳寿命变化趋势并不完全与叶片应力变化趋势成反比,当冷气温度达到一定程度时,叶片应力下降不会提高叶片使用寿命。

而综合考虑经济效益与叶片实际使用寿命,将冷气载荷的峰值温度调整至 500~550 ℃,叶片有相对较好的使用寿命。

2.3 热冲击疲劳试验

利用某型热冲击试验台(如图 12)进行该涡轮叶片的热冲击疲劳寿命试验,通过燃烧航空煤油进行高温加热,可调空压机加压来产生高温高压燃气,电加热器提供冷气温度,通过热电偶进行温度测量,并实时通过燃气进行升温与试验喷淋进系统行水冷降温进而实现控制整次循环中的温度变化。



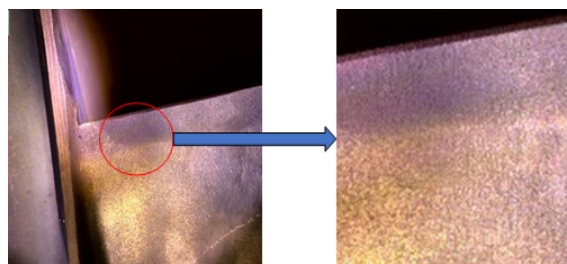
图 12 热冲击试验台

Fig. 12 Thermal shock test bench

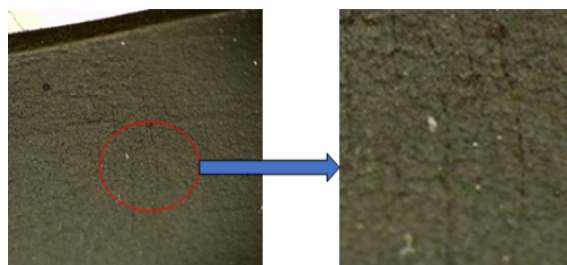
涡轮叶片在未做试验前,表面光滑无异物,进行该型涡轮叶片热冲击疲劳试验,并利用光学放大显微镜观察该型涡轮叶片在定温冷气下不同循环次数叶片外表面裂纹生长变化。

选取循环次数为 1 000、2 000、3 000 次循环冲击后的涡轮导叶观察,涡轮导叶在前缘缘板处与尾缘处有裂纹。

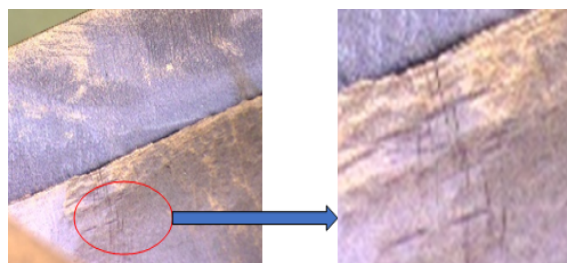
可以在图 13 中看出,在 1 000 次循环内,叶片外表光滑,与试验前叶片无异,各处并无任何裂纹,在 1 000~2 000 循环内,此时叶片尾缘接近或者已经达到了损伤阈值,出现肉眼不可见的细微裂纹,裂纹宽度约为 0.05 mm,长约为 0.8 mm。2 000~3 000 次循环内,裂纹逐渐生长,在试验最后的 2 000~3 000 次循环内,裂纹快速生长并增多,宽度约为 0.2 mm,长度为 3~5 mm,达到肉眼



(a) 1 000次循环



(b) 2 000次循环



(c) 3 000次循环

图 13 不同循环次数下叶片尾缘裂纹

Fig. 13 Trailing edge cracks of vane under different cycles

可以清晰观察的程度。

可以在图 14 中看出,在 1 000 次循环内,叶片前缘与缘板处外表光滑,与试验前叶片无异,各处并无任何裂纹,在 1 000~2 000 次循环内,此时缘次出现两处以上裂纹,宽度约为 0.05 mm,长为 2~3 mm。在试验最后的 2 000~3 000 次循环内,裂纹快速生长并逐渐加深,最大裂纹宽度约为 0.6 mm,长度为 6 mm,深度为 1~2 mm。

文中第 2 节内容以理论分析与模拟仿真为基础,选择了合适的疲劳寿命分析方法,建立涡轮导叶的三维有限元简化模型,计算了涡轮导叶在不同工况下的温度分布、应力分布情况,得出涡轮导叶在前缘缘板附近与尾缘处应力较大,并对叶片在这些工况下的热疲劳寿命进行分析,得出不同工况下的叶片尾缘与叶盆中部为疲劳寿命最低点。改变冷气循环温度可以有效提高叶片热疲劳循环寿命。搭建定温冷气循环试验台,进行涡轮导叶的定温冷气热冲击疲劳试验,进行疲劳裂纹生长的光学显微观测,前缘缘板与尾缘处出现疲劳裂纹,与仿真结果相似。

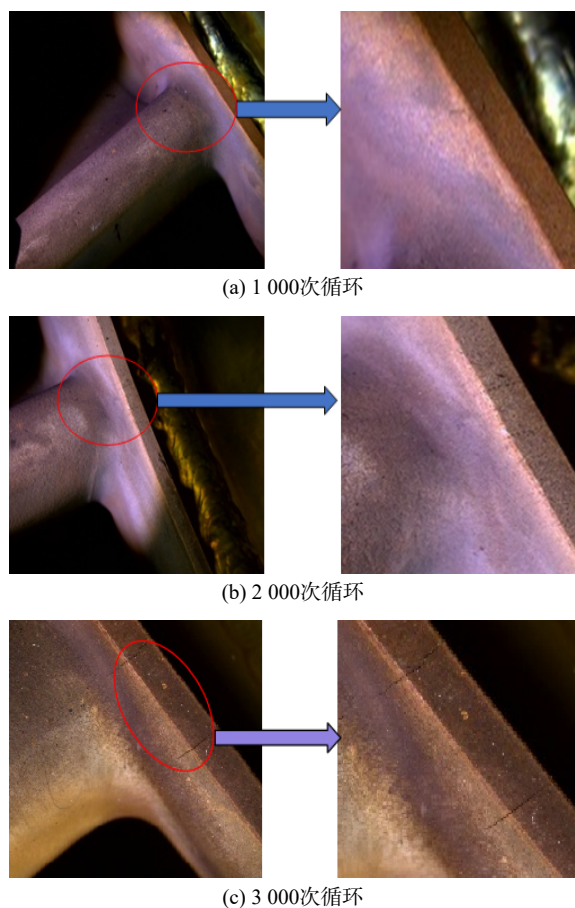


图 14 不同循环次数下叶片缘板裂纹

Fig. 14 Vane edge plate cracks under different cycles

3 结 论

针对叶片热冲击过程的温度与应力分布,综合运用理论分析与仿真模拟,并对照试验结果分析该型燃气轮机涡轮导叶在不同冷气条件下的寿命变化,得出如下结论:

1) 采用单向流固热三场耦合模拟涡轮导叶热冲击疲劳寿命问题,得到流场、温度场、应力场的变化规律。结果表明叶身温度场分布与模拟仿真温度分布误差小于 3%,验证了流固热耦合方法的有效性。

2) 利用理论分析,采用材料常温下 $S-N$ 曲线简单分析叶片热疲劳寿命,并对照叶片在不同工况下仿真寿命,定性地验证了线性累计损伤理论的应用价值。

3) 涡轮导叶温度场、应力场与寿命模拟结果表明叶片侧翼缘板及尾缘长时间承受较高热应力,受热冲击的影响最大,应力集中区与试验破坏区域一致,说明该模拟方法具有实用工程价值。

4) 叶片疲劳寿命变化趋势并不完全与叶片应力变化趋势成反比,当冷气温度达到一定程度

时,叶片应力下降不会提高叶片使用寿命。

5) 在综合考虑经济、试验等实际热冲击循环中,冷气峰值温度从 300 $^{\circ}\text{C}$ 升高至 550 $^{\circ}\text{C}$,叶片最高应力下降至原来的 20%,平均应力下降至原来 48.05%,寿命提高至原来 421.3%,通过改变冷气温度,有效地提高了叶片热疲劳寿命。

参考文献:

- [1] PECNIK R, SANZ W. Application of the turbulent potential model to heat transfer predictions on a turbine guide vane[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(3): 628-635.
- [2] 杨健. 某发动机涡轮转子叶片断裂原因分析[D]. 材料工程, 2003(增刊): 42-46.
YANG Jian. Analysis on the fracture cause of turbine rotor blade of an engine [D]. *Materials Engineering*, 2003(Suppl.): 42-46. (in Chinese)
- [3] MONTOMOLI F, MASSINI M, YANG H, et al. The benefit of high-conductivity materials in film cooled turbine nozzles[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2012, 34: 107-116.
- [4] RUDEY R A, GRAHAM R W. A review of NASA combustor and turbine heat transfer research[R]. ASME Paper 84-GT-113, 1984.
- [5] 陈伟, 阚瑞, 任静, 等. 涡轮叶片内部冷却通道传热和压力分布特性的实验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(12): 2779-2786.
CHEN Wei, KAN Rui, REN Jing, et al. Experimental investigation of heat transfer and pressure drop in a two-pass internal coolant passages of gas turbine airfoil[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(12): 2779-2786. (in Chinese)
- [6] 彭志勇, 吕文林. 热冲击条件下高热叶片的热疲劳对比试验方案研究[J]. 航空动力学报, 1997, 12(1): 34-37, 107.
PENG Zhiyong, LYU Wenlin. Study on thermal fatigue comparison test scheme of high-heat blades under thermal shock[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1997, 12(1): 34-37, 107. (in Chinese)
- [7] ZARETSKY E V, LITT J S, HENDRICKS R C, et al. Determination of turbine blade life from engine field data[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(6): 1156-1167.
- [8] 关鹏, 艾延廷, 王志, 等. 涡轮导向叶片热冲击数值模拟研究[J]. 推进技术, 2016, 37(10): 1938-1945.
GUAN Peng, AI Yanting, WANG Zhi, et al. Numerical simulation of nozzle guide vane subjected to thermal shock load[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(10): 1938-1945. (in Chinese)
- [9] 朱江江, 杨自春. 舰船燃气涡轮叶片三维热流固耦合应力应变分析及寿命预测[J]. 中国舰船研究, 2010, 5(5): 64-68.
ZHU Jiangjiang, YANG Zichun. Analysis and life cycle prediction of marine gas turbine blades based on thermal-fluid-structure interaction[J]. *Chinese Journal of Ship Research*, 2010, 5(5): 64-68. (in Chinese)
- [10] CANO S, RODRÍGUEZ J A, RODRÍGUEZ J M, et al. Detection of damage in steam turbine blades caused by low cycle and strain cycling fatigue[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2019, 97: 579-588.
- [11] 钱惠华, 李海, 程滔, 等. 涡轮导向叶片热疲劳分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 186-190.
QIAN Huihua, LI Hai, CHENG Tao, et al. Thermal fatigue analysis to nozzle guide vanes[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(2): 186-190. (in Chinese)
- [12] TAKEUTI Y, ISHIDA R, TANIGAWA Y. Effect of thermomechanical coupling on thermal stress problems in a hollow circular

- cylinder[EB/OL]. [2022-10-22]. <http://www.lib.ncsu.edu/resolver/1840.20/26262>.
- [13] 宇波. 流动与传热数值计算: 若干问题的研究与探讨[M]. 北京: 科学出版社, 2015.
YU Bo. Numerical calculation of flow and heat transfer: research and discussion on some problems[M]. Beijing: Science Press, 2015. (in Chinese)
- [14] 徐次达, 华伯浩. 固体力学有限元理论、方法及程序[M]. 北京: 水利电力出版社, 1983.
XU Cida, HUA Bohao. Finite element theory, method and program of solid mechanics[M]. Beijing: China Electric Power Press, 1983. (in Chinese)
- [15] 陆明万, 罗学富. 弹性力学基础[M]. 北京: 清华大学出版社, 1990.
LU Mingwan, LUO Xuefu Fundamentals of elasticity[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1990. (in Chinese)
- [16] 杨锋平, 孙秦. 屈服准则及切线模量修正的弹塑性计算模型[J]. 力学学报, 2010, 42(4): 804-810.
YANG Fengping, SUN Qin. A new computational model of metal plasticity based on von mises criterion correction and tangent modulus correction[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2010, 42(4): 804-810. (in Chinese)
- [17] 李维特, 黄保海, 毕仲波. 热应力理论分析及应用[M]. 北京: 中国电力出版社, 2004: 94-95.
LI Weite, HUANG Baohai, BI Zhongbo. Theoretical analysis and application of thermal stress[M]. Beijing: China Electric Power Press, 2004: 94-95. (in Chinese)
- [18] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
YAO Weixing. Fatigue life prediction of structures[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [19] 张安哥, 朱成九, 陈梦成. 疲劳、断裂与损伤[M]. 成都: 西南交通大学出版社, 2006.
ZHANG Ange, ZHU Chengjiu, CHEN Mengcheng. Fatigue, fracture and damage[M]. Chengdu: Southwest Jiaotong University Press, 2006. (in Chinese)
- [20] 杨兴宇, 郑小梅, 孙燕涛, 等. 航空发动机使用寿命控制技术[M]. 北京: 科学出版社, 2018: 32-46.
YANG Xingyu, ZHENG Xiaomei, SUN Yantao, et al. Service life control technology of aero-engine[M]. Beijing: Science Press, 2018: 32-46. (in Chinese)
- [21] FATEMI A, YANG L. Cumulative fatigue damage and life prediction theories: a survey of the state of the art for homogeneous materials[J]. International Journal of Fatigue, 1998, 20(1): 9-34.
- [22] RADHAKRISHNAN V M. Cumulative damage in low-cycle fatigue[J]. Experimental Mechanics, 1978, 18(8): 292-296.
- [23] 聂宏. Miner 公式和 Manson-Coffin 公式的能量基础[J]. 航空学报, 1993, 14(5): 310-312.
NIE Hong. Energy basis of miner theory and manson-coffin formula [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1993, 14(5): 310-312. (in Chinese)
- [24] 吴海玉. 航空发动机涡轮叶片疲劳寿命研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2020.
WU Haiyu. Research on fatigue life of aeroengine turbine blades[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2020. (in Chinese)
- [25] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册: 第四卷[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002: 53-58.
- [26] SHIH T H, LIOU W W, SHABBIR A, et al. A new $k-\epsilon$ eddy-viscosity model for high Reynolds number turbulent flows[J]. Model Development and Validation. Computers Fluid, 24(3): 227-238, 1995.
- [27] 周韦韦. 涡轮叶片气膜冷却流固耦合数值模拟研究[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2018.
ZHOU Weiwei. Numerical analysis of film cooling of turbine blade based on fluid-structure interaction[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2018. (in Chinese)
- [28] 李伟. 航空发动机叶片失效分析中的共性问题[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(2): 28-30, 53.
LI Wei. Common characteristics in failure analysis of aeroengine blade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(2): 28-30, 53. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)