

热障涂层涡轮叶片残余应力及高温行为模拟

郝义意, 梁立红, 邱 天

RESIDUAL STRESS AND HIGH-TEMPERATURE MECHANICAL BEHAVIOR OF THERMAL BARRIER COATED TURBINE BLADES

Hao Yiyi, Liang Lihong, and Qiu Tian

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.6052/0459-1879-23-021>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

激光冲击下CoCrFeMnNi高熵合金微观塑性变形的分子动力学模拟

MICROPLASTIC DEFORMATION OF CoCrFeMnNi HIGH-ENTROPY ALLOY UNDER LASER SHOCK: A MOLECULAR DYNAMICS SIMULATION

力学学报. 2021, 53(12): 3331-3340

热对流作用下筒壁涂层的边裂行为

EDGE CRACKING BEHAVIOR OF A COATED HOLLOW CYLINDER DUE TO THERMAL CONVECTION

力学学报. 2018, 50(2): 307-314

高温下编织复合材料热相关参数识别方法研究

THERMAL-RELATED PARAMETER IDENTIFICATION OF BRAIDED COMPOSITES AT HIGH TEMPERATURE

力学学报. 2018, 50(3): 497-507

高温超导带材超导涂层局部脱黏后的电磁力学行为分析

ELECTROMAGNETIC MECHANICAL BEHAVIOR OF A SUPERCONDUCTING COATING FOR HTS TAPES WITH LOCAL DETACHMENT

力学学报. 2021, 53(5): 1345-1354

锆基非晶合金的动态弛豫机制和高温流变行为

DYNAMIC RELAXATION CHARACTERISTICS AND HIGH TEMPERATURE FLOW BEHAVIOR OF ZR-BASED BULK METALLIC GLASS

力学学报. 2020, 52(2): 360-368

高温气体热化学反应的DSMC微观模型分析

ANALYSIS OF DSMC REACTION MODELS FOR HIGH TEMPERATURE GAS SIMULATION 1)

力学学报. 2018, 50(4): 722-733



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

热障涂层涡轮叶片残余应力及高温行为模拟¹⁾郝义意 梁立红²⁾ 邱 天

(北京化工大学机电工程学院, 北京 100029)

摘要 热障涂层涡轮叶片可以有效地提高航空发动机的热效率和性能, 对航空发动机的安全稳定运行具有重要的意义. 在热冲击服役过程中, 热障涂层系统易出现表面裂纹、界面裂纹等多种形式损伤, 从而严重影响涡轮叶片的服役稳定性. 考虑到热障涂层涡轮叶片制备过程中产生的残余应力会对热障涂层的质量产生较大影响, 故本工作通过有限元方法首先研究了热障涂层沉积到具有实体形状的涡轮叶片后自然对流冷却过程的残余变形及应力, 进一步对高温热冲击下热障涂层涡轮叶片的温度及应力状态进行了模拟分析, 并揭示带热障涂层的涡轮叶片基底和不带涂层的合金叶片在高温下力学行为差异的应力机制. 研究结果表明, 由于曲率叶片几何结构影响, 热障涂层叶片制备后产生的变形及残余应力分布复杂, 叶根局部压应力最大接近 200 MPa; 高温服役下的热障涂层为叶片基底提供了明显的热保护, 最大 Mises 应力降低可达 600 MPa, 但尾缘区域的热保护效果有限; 陶瓷涂层叶根尾缘附近的叶背区域最大主应力达到 159.5 MPa; 因此高温服役的热障涂层涡轮叶片会优先在陶瓷层叶根及尾缘区域出现较高应力, 成为裂纹萌生、扩展及剥落发生的起始位置.

关键词 涡轮叶片, 热障涂层, 温度载荷, 残余应力, 高温变形

中图分类号: V232.4 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-23-021

RESIDUAL STRESS AND HIGH-TEMPERATURE MECHANICAL BEHAVIOR OF
THERMAL BARRIER COATED TURBINE BLADES¹⁾Hao Yiyi Liang Lihong²⁾ Qiu Tian

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Beijing University of Chemical Technology, Beijing 100029, China)

Abstract Thermal barrier coated turbine blades can effectively improve the thermal efficiency and performance of aero-engines. They exert significant importance on security and stability of aero-engines. In the process of thermal shock service, the thermal barrier coating system is prone to various forms of damage such as surface cracks and interface cracks, which seriously affects the service stability of turbine blades. Considering that the residual stress generated during the preparation of turbine blades with thermal barrier coating will have a great impact on the quality of thermal barrier coating, this work firstly studied the residual deformation and stress during the natural convection cooling process after the thermal barrier coating was deposited into turbine blades with certain shape by using the finite element method. Furthermore, the temperature and stress state of turbine blades with thermal barrier coating under high temperature thermal shock were simulated and analyzed, and the stress mechanism of mechanical behavior difference between blade with thermal barrier coating and alloy blade without thermal barrier coating under high temperature was revealed. The

2023-01-16 收稿, 2023-04-20 录用, 2023-04-21 网络版发表.

1) 国家自然科学基金资助项目 (92160203, 12172035).

2) 通讯作者: 梁立红, 教授, 主要研究方向为微纳机械表/界面热力学、薄膜力热性能尺度效应、先进涂层结构损伤断裂跨尺度等. E-mail: lianglh@mail.buct.edu.cn

引用格式: 郝义意, 梁立红, 邱天. 热障涂层涡轮叶片残余应力及高温行为模拟. 力学学报, 2023, 55(6): 1319-1328

Hao Yiyi, Liang Lihong, Qiu Tian. Residual stress and high-temperature mechanical behavior of thermal barrier coated turbine blades. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2023, 55(6): 1319-1328

results show that the distribution of deformation and residual stress after the preparation of thermal barrier coating blade is complex due to the geometrical structure of the curvature blade, and the maximum local compressive stress at the blade root is close to 200 MPa. The thermal barrier coating can provide obvious thermal protection for the blade under high temperature service, and the maximum Mises stress can be reduced 600 MPa, but the thermal protection effect in the trailing edge area is limited. The maximum principal stress in the suction surface near the trailing edge of the ceramic coated blade root reaches 159.5 MPa. Therefore, the thermal barrier coating turbine blade in high temperature service will preferentially show higher stress in the blade root and trailing edge of the ceramic layer, which becomes the starting position of crack initiation, propagation and spalling.

Key words turbine blade, thermal barrier coating, temperature load, residual stress, deformation in high temperature

引 言

航空发动机是现代文明最为出色的成果之一,其品质对飞机的整体性能有着重要的影响^[1-2].目前,航空发动机的推重比日益提高,涡轮叶片需要承受更高的服役温度,但是单晶高温合金叶片却难以满足^[3].因此,在涡轮叶片基于内部冷却通道的设计基础上,为合金叶片表面覆盖热障涂层(TBC)成为满足涡轮叶片长时间服役的有效方法之一. Pratt 和 Whitney 发现热障涂层覆盖到基底上可以有效降低基底在热服役中的温度,这种方法的保护效果优于过去 20 年改进合金材料获得的效果^[4].航空发动机性能的提高离不开热障涂层技术的发展,热障涂层的引入提高了国防、能源等领域中发动机的效率及功率^[5].图 1 是采用电子束物理气相沉积(EB-PVD)方法制备的热障涂层微观结构,可以观察到图中有着典型的柱状晶结构,这种结构可以提高涂层的应变容限和抗氧化、抗腐蚀能力,从而延长热障涂层系统的使用寿命.除了热防护性能,高温服役时叶片的应力及变形响应导致的失效更令人关注.

有统计结果显示,转子叶片的失效占到发动机失效试件的 70% 以上,它的失效会严重影响航空发

动机的安全性^[7-9].一些研究者已对未覆盖热障涂层的涡轮叶片开展过系统的研究^[10-12],在此基础上进一步引入热障涂层进行研究,对提高涡轮叶片的使用寿命和强度具有重要的实际意义.当热障涂层叶片长期服役在高温环境时,势必会引起陶瓷层出现高温相变、烧结和热生长氧化(TGO)层的生成等,从而导致涂层结构出现明显变化,最终引起涂层失效^[13-16].热障涂层内部裂纹萌生和扩展的根本原因是高温载荷和应力集中. Sohn 等^[17]对覆盖热障涂层的高压涡轮叶片在服役前和服役后的状态进行对比后发现,服役后的涡轮叶片涂层出现了明显的烧结现象,叶尖部位的涂层出现局部的开裂.伍杰等^[18]研究 TGO 层对热障涂层叶片的影响,建立了理想的二维正弦波长模型,研究结果表明高温载荷下 TGO 层厚度及涂层应力随时间变化而增加.由于等^[19]采用正交载荷解耦和载荷协调加载控制等技术,设计了高温环境的高低周疲劳试验平台,为涡轮叶片等热端部件疲劳强度设计及验证提供了依据.除了温度载荷,为了预防热障涂层叶片因应力集中而发生失效,应对热障涂层的应力场进行分析.其中,应力场中的应力主要来源于涂层制备过程中的残余应力以及热冲击过程中产生的应力^[20]. Kumar 等^[21]发现随着热循环次数的增加,热障涂层中的热应力会逐渐增大,并在界面出现明显的应力集中. Li 等^[22]采用有限元方法设计了涡轮叶片 3 种不同的 TBC 厚度分布,通过加权求和方法求解多目标的优化问题,对涂层隔热效果及应力分布做了讨论,但未考虑热障涂层制备的残余应力对涡轮叶片的影响.目前,许多研究者对热障涂层残余应力的研究均做出了大量出色的工作,但研究对象大都集中在 2D 模型及其简单的扩展形式(平板、圆柱和等截面叶

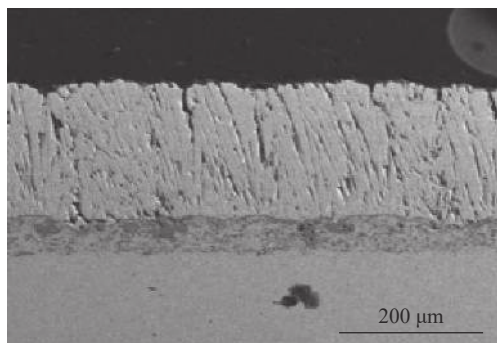


图 1 EB-PVD 制备的陶瓷涂层的微观形貌^[6]

Fig. 1 Micromorphology of ceramic coating prepared by EB-PVD^[6]

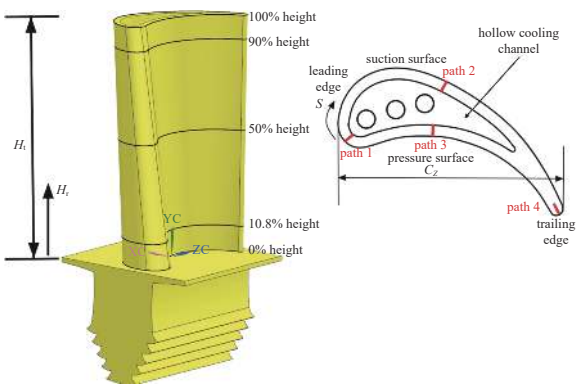
片等模型)^[23-27], 且对实际叶片的残余应力关注度较低。

因此, 本工作针对具有一定曲率变化和扭曲程度的实体结构涡轮叶片, 采用有限元方法, 将热障涂层覆盖到合金叶片表面; 采取实际自然对流的传热方式, 模拟热障涂层沉积后叶片冷却过程的残余应力及变形; 并对高温服役状态下的合金叶片和热障涂层叶片的力热响应进行对比分析, 揭示其力热保护机制; 以期为涡轮叶片涂层的优化设计及叶片系统的强度和失效分析提供基础依据。

1 方法

1.1 物理模型

由于发动机中的涡轮叶片在相同的环境下服役, 故这里仅考虑单个叶片的工作状态。建模过程中为优化热障涂层叶片的冷却结构, 对冷却孔和内部冷却通道进行了简化设计^[28], 通过 UG 软件建模后的模型如图 2(a) 所示, 它由叶身 (10.8% 高度以上为全中空式冷却通道, 以下实心含有 3 个冷却孔)、缘板和榫头等部位组成, 叶壁厚度 2 mm, 叶身长度 H_t 为 78 mm, 冷却孔直径 2.5 mm。本研究中引入无量纲参数 H_r/H_t 表征选取的截面高度, 变量 H_r 表示从叶根部位出发到叶身的任意高度, 选取 5 个截面如图 2(a) 所示对应了叶根、叶身中部及叶尖等部位; 10.8% 高度以上中空 (除了尾缘), 以下冷却通道结构如图 2(b) 所示。图 2(b) 为合金叶片的截面示意图, 通过引入无量纲参数 S/C_z 表征涡轮叶片外轮廓上的位置, 其中 C_z 表示为叶片的弦长 (不同高度下的弦长取不同值, 叶尖处 C_z 为 40.9 mm), S 表示沿着叶片截面外轮廓的路径距离。本研究中的热障涂层系统采用典型的双层结构, 陶瓷涂层是由氧化钪稳定氧化锆 (ZrO_2 -8wt% Y_2O_3) 组成, 它的厚度为 150 μm , 起到隔热、防腐和抗冲刷的作用; 黏结层是由 MCrAlY (M 由 Ni, Co 和 Fe) 组成, 它的厚度为 100 μm , 用来改善陶瓷涂层和高温合金基底的热失配问题; 基底为高温合金, 如图 3 所示。本研究采用 ABAQUS 软件进行仿真模拟, 将模型的网格划分为 8 节点热耦合六面体单元 C3D8RT, 网格单元总数 709 551, 能够满足计算的精度要求, 并且网格通过了网格无关性验证。图 3 是覆盖热障涂层后的涡轮叶片有限元模型图, 它分别包括陶瓷涂层 (TC)、黏结层 (BC)、基底 (substrate)。



(a) 镍基高温合金叶片
(a) Nickel-based superalloy blade

(b) 截面及路径示意图
(b) Schematic diagram of cross-section and path

图 2 涡轮叶片模型图

Fig. 2 Model diagram of turbine blade

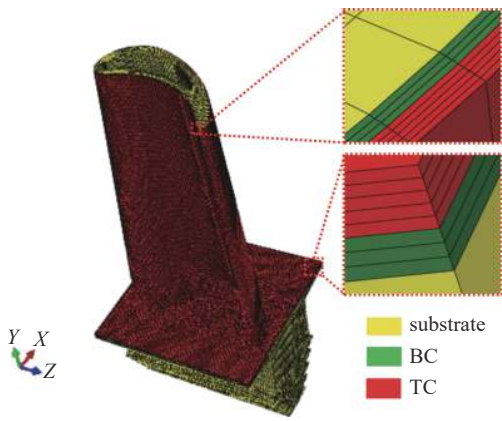


图 3 热障涂层涡轮叶片有限元模型图

Fig. 3 Illustration of the finite element model of a turbine blade with TBC

1.2 材料参数

覆盖热障涂层的涡轮叶片各层材料均被视为均匀的各向同性材料, 其中陶瓷涂层视为理想的弹性材料, 黏结层和基底被视为弹塑性材料, 它们的材料属性与温度的变化有着明显的变化关系, 参数如表 1

表 1 基底、黏结层和陶瓷涂层材料参数

Table 1 Material parameters of substrate, bonding layer and ceramic coating

	Substrate	Bond coat	Top coat
temperature/ $^{\circ}C$	20 ~ 1100	20 ~ 1100	20 ~ 1100
Young's modulus/GPa	220 ~ 120	200 ~ 110	48 ~ 22
Poisson's ratio	0.31 ~ 0.35	0.30 ~ 0.33	0.10 ~ 0.12
thermal expansion/ $(10^{-6} \cdot ^{\circ}C^{-1})$	14.8 ~ 18.0	13.6 ~ 17.6	9.0 ~ 12.2
thermal conductivity/ $(W \cdot m \cdot K^{-1})$	88 ~ 69	5.8 ~ 17	1.956 ~ 1.7
specific heat/ $(J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1})$	440	450	505
density/ $(kg \cdot m^{-3})$	8500	7380	3610
yield strength/MPa	800	426 ~ 114	—

所示^[9,29].

1.3 计算方法

本研究分别建立镍基高温合金叶片和热障涂层叶片两种模型,即图 2(a)和图 3,通过对比它们在相同温度载荷条件下的应力分布,分析热障涂层的引入对涡轮叶片的保护效果. 涡轮叶片在实际服役环境下的位移边界条件复杂并且是非线性的,我们主要关注叶片的叶身力学响应及涂层结构影响,故限制榫头底面 Y 方向位移(涡轮叶片径向方向),允许横截面方向的变形,并固定两点限制其发生转动. 这种边界条件的施加符合圣维南原理,满足分析的可靠性. 考虑到热障涂层涡轮叶片制备后由于各层材料热失配和复杂的几何结构会导致叶片产生残余变形,故首先对热障涂层沉积到涡轮叶片表面后,对整个涡轮叶片系统冷却过程进行有限元模拟. 认为陶瓷层沉积到涡轮叶片表面后快速收缩,直到两者达到平衡温度,此时,整个系统设为处于 $600\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的高温^[30](模拟涂层制备温度,假定涡轮叶片系统处于零应力状态),涡轮叶片系统与室温空气发生自然热对流(对流换热系数为 $25\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$),把冷却至室温状态下的热障涂层涡轮叶片视为航空发动机服役前的初始状态,如图 4 中 I 阶段所示. 然后,对两种模型的外表面和内表面分别施加 $1100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 高温^[31-32]和 $700\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的固定温度(内表面有冷却通道,故温度较低),如图 4 中 II 阶段的红线和绿线所示. 整个过程中,通过牛顿冷却定律表示冷却过程中涡轮叶片与空气的换热量

$$Q = hA(T - T_f) = qA \quad (1)$$

式中, Q 为交换的热量; h 为表面对流换热系数; A 为固体与接触介质的界面面积; T 为温度; T_f 为空气的温度; q 为热流密度,表示单位面积的固体表面与介质表面在单位时间内交换的热量.

在不考虑热辐射作用下,热障涂层沉积过程根据传热分析中第三类边界条件^[33]分析

$$a = \frac{\lambda}{c\rho} \quad (2)$$

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \bigg|_{\Gamma} = a(T - T_f) \bigg|_{\Gamma} + L_p \frac{dV(t)}{dt} \quad (3)$$

式中, a 为导温系数; λ 为导热系数; c 为比热容; ρ 为密度; n 为边界外法向; Γ 为物理边界; L_p 为涂层颗粒潜热; $\frac{dV(t)}{dt}$ 为涂层沉积模型的凝固速率.

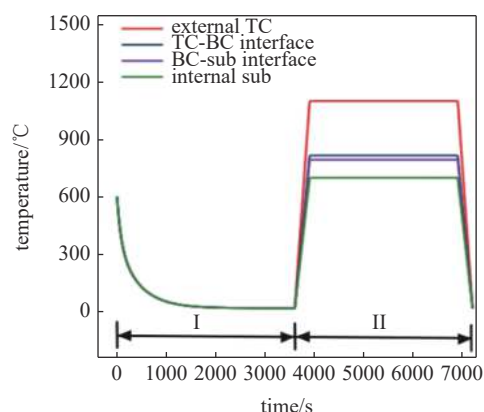


图 4 热障涂层涡轮叶片时间-温度变化曲线

Fig. 4 Temperature variation curve of thermal barrier coating turbine blade with time

通常认为基底和黏结层具有相似的材料性质,因此可被视为二元结构模型. 它们的变形和温度协调方程为

$$U_c = U_s = U_1 \quad (4)$$

$$T_c = T_s = T_1 \quad (5)$$

因此,高温状态下的陶瓷涂层的应力和界面之间的应力分别为

$$\sigma_c = (\alpha_c - \alpha_s)(T_s - T_c) \quad (6)$$

$$\sigma_1 = \frac{\left[(\alpha_c - \alpha_s)T_1 + \frac{\sigma_s(1 - \mu_s)}{E_s} \right] E_c}{1 - \mu_c} \quad (7)$$

式中, U 为位移; σ 为应力; μ 为泊松比; E 为弹性模量; α 为热膨胀系数. 其中,下标 1 表示陶瓷涂层与基底和黏结层的界面,下标 c 表示陶瓷涂层,下标 s 表示基底和黏结层.

2 结果与讨论

图 4 中 I 阶段表示热障涂层覆盖到涡轮叶片基底表面时,整个系统与外界室温发生自然对流的温度变化曲线,II 阶段表示涡轮叶片系统在升温-保温-降温过程中,不同位置的温度变化曲线. 在 II 阶段中,我们观察到热障涂层叶片在高温环境服役时,层间界面温度(约 $810\text{ }^{\circ}\text{C}$)明显低于外表面温度,这表明热障涂层的引入为涡轮叶片提供了有效的热保护. Traeger 等^[34]通过热电偶方法获得热冲击下的 TBC 试样的温度场演化,与图 4 的 II 阶段有着相似的整体温度变化趋势.

2.1 热障涂层叶片初始状态的残余应变及应力

热障涂层初始状态是指热障涂层沉积到涡轮叶片时, 整个系统在 $600\text{ }^{\circ}\text{C}$ 高温冷却至室温过程产生的不均匀变形时的状态, 也就是图 4 中 I 阶段结束时的状态. 因为涂层冷却过程中产生的残余应力对 TBC 的质量会有很大的影响^[35], 故下面首先开展对这个过程的研究. 通过选取两个方向的视图来分析 TBC 的整体变形情况, 图 5 展示的是涡轮叶片初始状态下产生的不均匀位移 U (U_1, U_2, U_3 代指 U_x, U_y, U_z), 这归因于在冷却过程中涡轮叶片复杂几何结构的温度梯度和多层材料之间的热失配. 在 U_1 方向, 沿着 X 轴正方向进行观察, 位移值逐渐由正值转变为负值, 在叶片叶背最凸处出现最大负位移值 -0.179 mm , 而在叶片尾缘区域出现最大正位移值

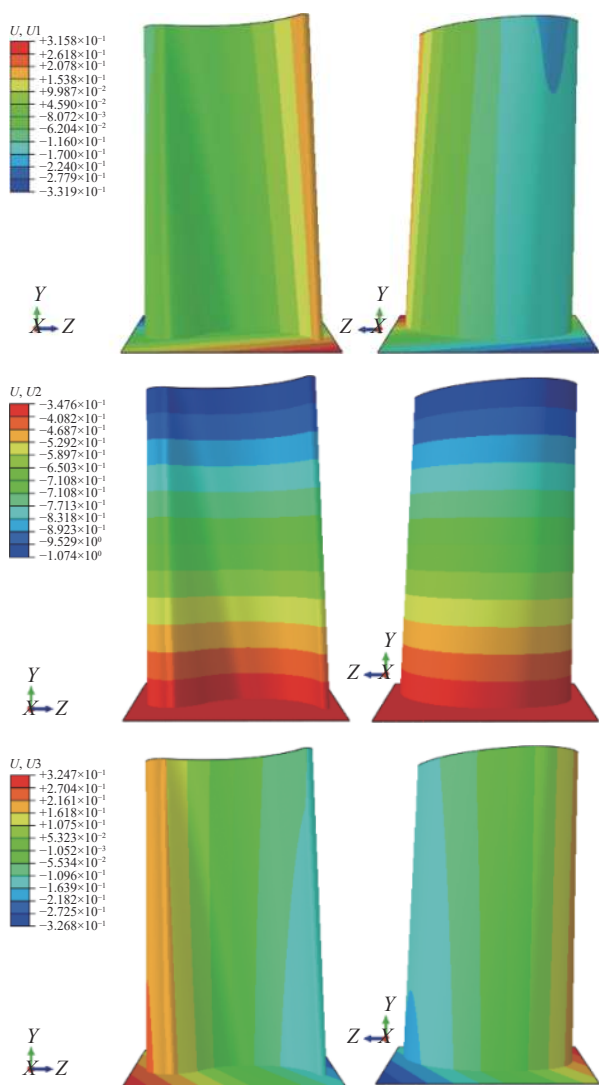


图 5 TBC 在初始状态下的变形分布

Fig. 5 Deformation distribution of TBC in the initial state

0.202 mm , 其中正位移值的产生是因为涡轮叶片在冷却过程中沿着 X 正方向冷却收缩产生的. 在 U_2 方向, 我们观察到沿着 Y 轴正方向变形线性增大, 在叶片的叶尖和叶根部位分别出现最大的变形值和最小的变形值, 这是因为涡轮叶片沿着 Y 轴负方向发生冷却收缩. 在 U_3 方向, 我们也观察到沿着 Z 轴正方向变形值出现线性变化, 变形值从前缘到尾缘出现由正值转变为负值的变化趋势, 这是涡轮叶片沿着 Z 向正向发生冷却收缩产生的. 我们进一步观察 U_1 和 U_3 云图发现, 涡轮叶片不同区域的变形明显不同, 这反应了涡轮叶片几何结构对残余应力的产生有着密切的影响. 值得注意的是, 整个过程涡轮叶片最大变形值出现在边缘处, 这是因为在冷却过程中的不同方向位移值会随着坐标变化而发生累积.

图 6 中给出了叶片的应变云图分布和不同截面应力变化曲线, 从而可以分析冷却过程中应变情况及应力机制. 在图 6(a)、图 6(c) 和图 6(e) 中观察到在热障涂层冷却阶段出现了不均匀的应变 LE (几何非线性下的真实应变, $LE_{11}, LE_{22}, LE_{33}$ 代指 $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$), 不同方向的 TC 均受到了压应变. 在 TC 的相同位置, 应变分量 LE_{11} 和 LE_{33} 表现出相反的特征, 在热障涂层曲率越大的位置, 应变分量 LE_{11} 数值越小, 而应变分量 LE_{33} 数值越大, 这说明涡轮叶片的几何结构与残余应变的分布有着密切的关系; 在 LE_{22} 方向, 我们发现热障涂层的应变大致相同, 在叶尖区域产生的应变最小, 这是因为叶尖部位在冷却过程中有相对较大的自由性. 图 6(b)、图 6(d) 和图 6(f) 显示了陶瓷涂层在不同高度下载面的应力分量, 根据图 6(b) 我们发现在叶片前缘和尾缘两侧区域出现了最大压应力, 另外发现叶根截面压应力相较于其他截面明显增大, 其平均压应力达到 -170 MPa 左右; 图 6(f) 显示在叶片的叶背和叶盆区域出现了最大压应力, 不同截面的平均应力水平达到 -175 MPa 左右, 其中叶根截面的平均应力大于其他截面的平均应力. 值得注意的是, 我们同样发现叶身在 S_{11} 和 S_{33} 方向的应力变化与模型的曲率变化有着密切的关系, 并且发现 S_{11} 和 S_{33} 方向有着近乎相同的平均应力, 即没有叶片几何结构的影响 (如平板模型), 那么 S_{11} 和 S_{33} 方向的应力应该几乎相同. 图 6(d) 显示红蓝绿 3 条线段几乎有着相同的应力水

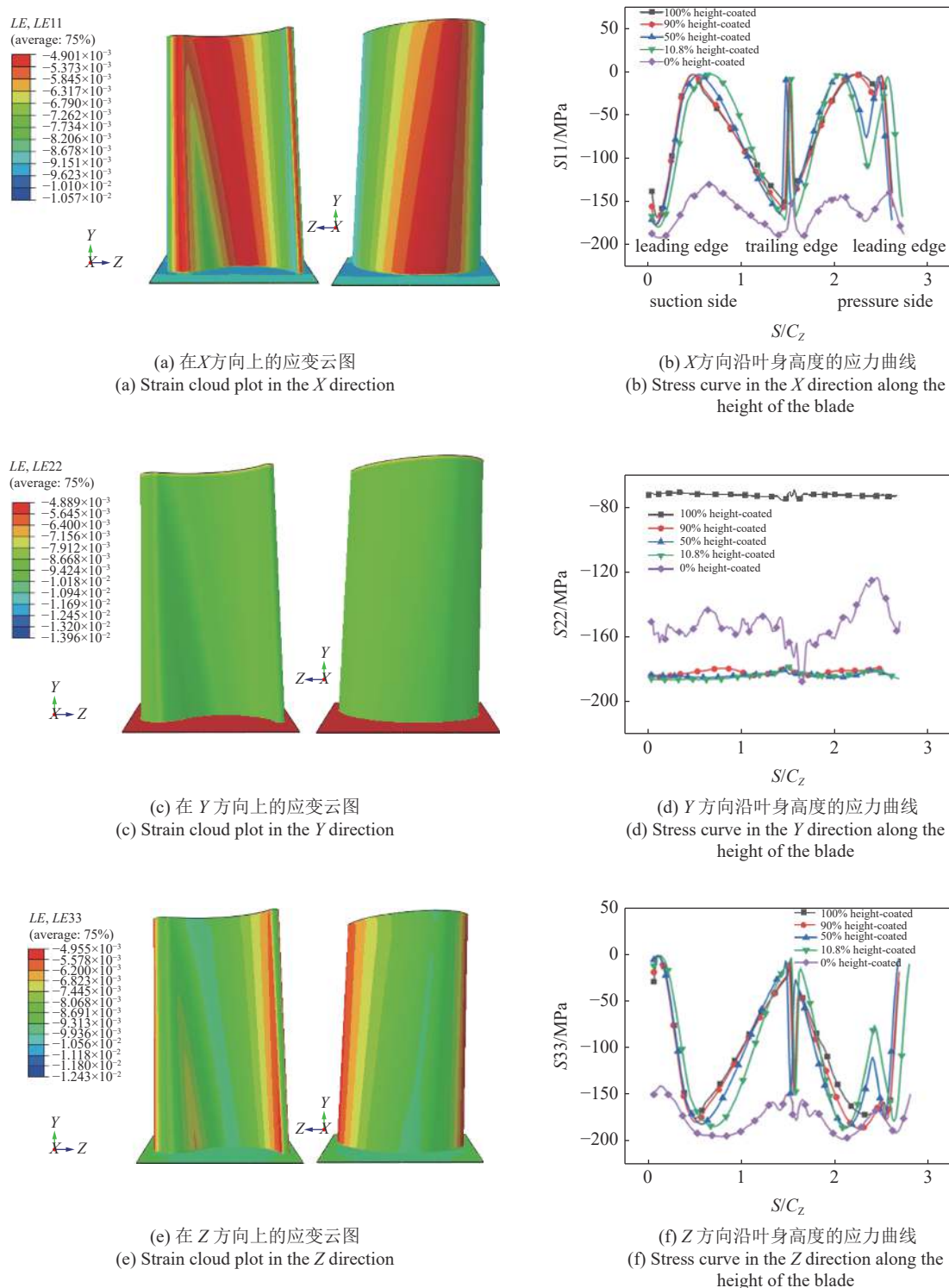


图 6 初始状态下 TBC 应变云图和应力曲线
Fig. 6 Strain contour and stress curve in the initial state of TBC

平, 约 -185 MPa 左右, 叶尖截面有着最小的应力值 -70 MPa 左右, 叶根截面的应力水平随着曲率变化明显, 在尾缘附近出现最大压应力. 观察到陶瓷涂层在制备冷却后的残余压应力值的范围在 $-200 \sim$

0 MPa 范围内, 这与 Yang 等^[36] 分析结果较为一致. 尽管在热障涂层冷却过程中我们发现陶瓷涂层受到较大的压应力, 但因为陶瓷涂层可以承受的压缩应力远远大于我们计算得到的应力, 所以涂层冷却过

程并不会引起热障涂层的破坏或失效。

2.2 高温状态下叶片温度及应力场

得到叶片的残余应力及变形细节后, 再看下叶片在随后的热冲击下高温保温过程中的 (见图 4 中 II 阶段) 温度分布及应力情况。

2.2.1 温度分析

图 7 展现的是覆盖热障涂层的涡轮叶片从 TC 外表面到基底内表面温度的分布情况, 可以观察到从热障涂层外表面到基底内表面温度呈梯度递减分布, 其中热障涂层承担了大量的高温载荷。图 8 中的叶片 4 条路径如图 2(b) 所示, 展示的是高温合金叶片的降温幅度 (不带涂层情况) 远大于热障涂层叶片基底的降温幅度, 这意味着覆盖热障涂层的涡轮叶片基底在高温服役过程中产生的热应力更小, 体现出热障涂层对基底的热保护作用。另外发现, 热障涂层叶片在不同位置的隔热效果有着较大的差异, 叶片基底外表面在叶背和叶盆的温度较低, 说明在叶背和叶盆区域的热障涂层分担的温度载荷最高;

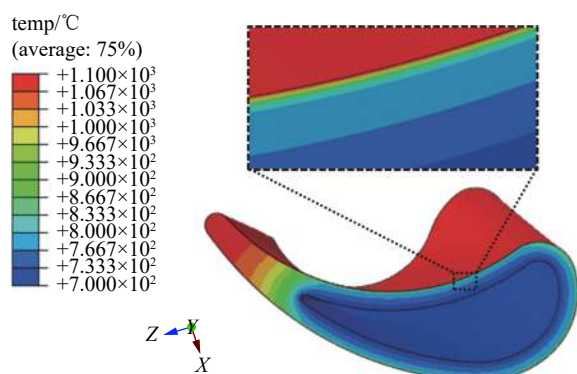


图 7 覆盖 250 μm 热障涂层叶片的温度分布

Fig. 7 Temperature distribution of blade covered with 250 μm thermal barrier coating

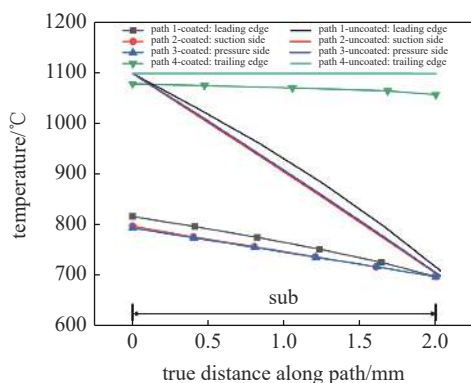


图 8 高温阶段叶片基底和合金叶片在相同路径的温度分布

Fig. 8 Temperature distribution of the same paths of coated substrate and alloy substrate in high temperature stage

接近尾缘区域的热障涂层温度高于其他区域, 表现出了较差的隔热效果。研究结果与 Ziaei-Asl 等^[37]对热障涂层隔热效果的研究结果较为一致, 说明涡轮叶片的热障涂层在不同位置的隔热效果差别明显, 这与叶片的几何结构有着一定的关系。倘若外界温度持续升高, 会导致涡轮叶片的基底超过它的临界温度, 引起涡轮叶片的尾缘部位发生破坏。这是因为叶身仅考虑一条中空冷却通道, 使尾缘区域的冷却通道到 TC 表面的距离相比其他路径较远, 冷却效果最差。另外, 热障涂层涡轮叶片尾缘区域的曲率最大, 会承受各个方向高温的作用, 出现热量汇聚的现象。

2.2.2 TC 及 BC 应力分析

TC 属于脆性材料, 其失效一般采用最大主应力失效准则作为失效依据。图 9 为高温阶段时 TC 在不同高度下的最大主应力分布情况, 可以观察到陶瓷涂层在靠近叶根尾缘的叶背区域出现最大的拉应力, 达到了 159.5 MPa, 而其他区域在高温作用下大都受到压应力作用。图 10 为 BC 在不同高度下应

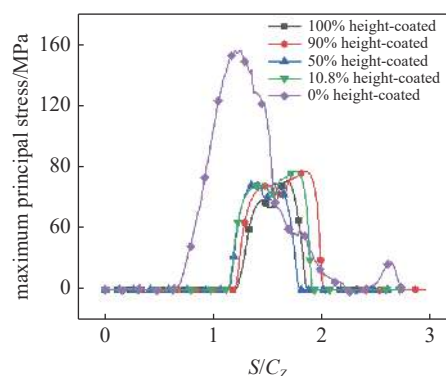


图 9 TC 在不同高度下的最大主应力变化

Fig. 9 Maximum principal stress changes of TC at different heights

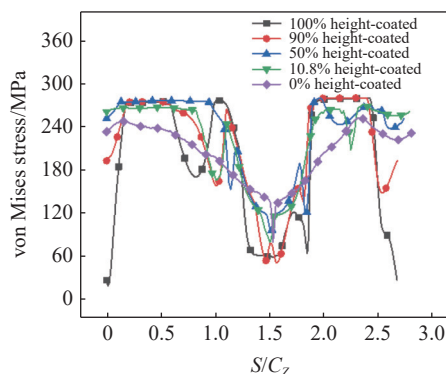


图 10 BC 在不同高度下的应力变化

Fig. 10 Stress changes of BC at different heights

力分布情况,观察到各曲线均在叶身尾缘表现出较小的应力,在叶盆和叶背区域承受的应力相对较大。BC 的存在增强了与 TC 的界面结合力,但高温环境下 TC/BC 界面间会逐渐生成致密氧化膜,影响 TBC 的热循环寿命。尤其是在 TC 的叶背、尾缘区域的拉应力相对较大,随着热冲击次数的不断增加,TC 和 BC 界面会衍化生成热生长氧化层,从而加剧不同层间的失配性,使界面间的应力急剧增加,诱发 TBC 界面裂纹及脱层的出现^[38]。另外,TC 本身性质决定其在压应力作用下很难受到破坏,但航空发动机经过不断的启停和长时间高温服役,热障涂层叶片会不可避免地受到烧结、相变、蠕变等因素的影响,这些因素会导致涡轮叶片出现非弹性变形,使陶瓷涂层由受到的压应力开始逐渐转变为拉应力,一旦应力值超过 TC 的强度极限,将最终导致界面失效及涂层剥离^[39]。

2.3 合金叶片和热障涂层叶片基底应力对比分析

图 11 展现的是在高温载荷作用下,无涂层的高温合金叶片和覆盖涂层的叶片基底在不同截面下的应力分布变化。研究发现,两模型在同样的温度条件下产生的应力有着显著的差异;尤其是叶尖(黑色线)的叶背区域及叶根附近(绿色线)的叶盆区域出现明显的应力差值,最大约相差 600 MPa 左右,这也从侧面证明在合金叶片表面引入 TBC 可以有效降低基底应力和保护叶片,以免其过早失效。此外,发现两种模型均在叶背和叶盆呈现较大的应力,而尾缘区域的应力大小趋于相等,应力相对较小,如图 11 两条绿色线中间的部分;这是由于尾缘区域的涡轮叶片处于高温状态,有着较小的温差,从而表现出较小的应力。对于覆盖热障涂层的涡轮叶片来说,尾缘

区域表现出较小的应力并不代表此区域不会受到破坏;相反,尾缘区域需要引起足够的重视,因为尾缘始终暴露在高温载荷下,会出现热量汇聚的现象,导致涂层不能很好地为高温合金提供热保护作用,再加上多层材料参数的不匹配性,长时间服役更易引起涡轮叶片出现疲劳失效。

3 结 论

本文建立具有实体形状的高温合金叶片和热障涂层叶片两种模型,采用有限元方法进行对比研究,模拟分析了涂层制备过程的残余应力应变场及高温热冲击载荷下两种叶片的温度场及应力变形行为及机制,得到如下研究结果。

(1) 在热障涂层涡轮叶片制备后的初始状态下,叶片系统的冷却收缩导致了 TBC 整体受到压应变及压应力作用;叶片的曲率变化对涡轮叶片的残余应力及变形产生复杂影响。

(2) 在高温服役下,热障涂层隔热效果明显,TBC 分担了大量的温度载荷,但尾缘区域隔热效果较差,容易引起叶片的烧蚀;在合金叶片和热障涂层叶片基底的相同位置,热应力最高相差近 600 MPa,表明热障涂层的引入有效地保护了涡轮叶片。

(3) 在高温保温阶段,TC 的尾缘及叶根附近承受较大的拉应力,最大达到了 159.5 MPa。因此,当涡轮叶片经过长时间的高温服役,裂纹、脱黏等损伤形式会优先发生在这些位置。

参 考 文 献

- 1 向丰,何旺,董洋等.航空发动机参数自动判读和监控系统设计.机电工程技术,2022,51(8):149-152,211 (Xiang Feng, He Wang, Dong Yang, et al. Design of automatic interpretation and monitoring system for aeroengine parameters. *Mechanical and Electrical Engineering Technology*, 2022, 51(8): 149-152, 211 (in Chinese))
- 2 刘国库,王威.航空发动机叶片制造及再制造技术研究.科技创新与应用,2022,12(33):145-148 (Liu Caiguo, Wang Wei. Research on manufacturing and remanufacturing technology of aero engine blade. *Scientific and Technological Innovation and Application*, 2022, 12(33): 145-148 (in Chinese))
- 3 冯乐然.民用航空发动机涡轮叶片材料研究.中国设备工程,2022,38(7):268-269 (Feng Leran. Research on turbine blade materials of civil aero engine. *China Equipment Engineering*, 2022, 38(7): 268-269 (in Chinese))
- 4 Bose S, Demasi-Marcin J. Thermal barrier coating experience in gas turbine engines at Pratt & Whitney. *Journal of Thermal Spray Tech-*

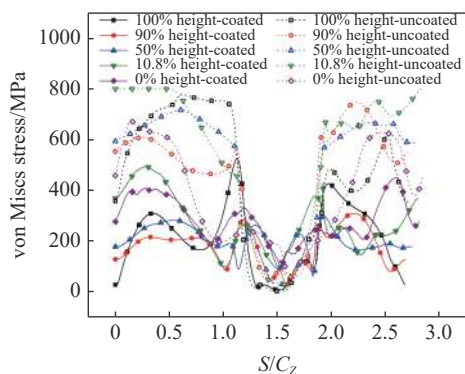


图 11 高温阶段叶片基底和合金叶片在不同高度的应力分布

Fig. 11 Stress distribution of coated substrate and alloy substrate at different cross-sections during high temperature

- nology, 1997, 6(1): 99-104
- 5 李定骏, 杨镬育, 孙帆等. 预热温度对热障涂层表面裂纹形成的影响. 航空学报, 2022, 43(6): 338-347 (Li Dingjun, Yang Liayu, Sun Fan, et al. Effect of preheating temperature on surface crack formation of thermal barrier coatings. *Journal of Aeronautics*, 2022, 43(6): 338-347 (in Chinese))
- 6 蔡书汉. EB-PVD 制备热障涂层工艺对其微观结构与性能影响的研究. [硕士学位论文]. 湘潭: 湘潭大学, 2021 (Cai Shuhan. Effect of EB-PVD preparation process on microstructure and properties of thermal barrier coatings. [Master Thesis]. Xiangtan: Xiangtan University, 2021 (in Chinese))
- 7 付娜. 某航空发动机涡轮盘和叶片的强度分析与寿命计算. [硕士学位论文]. 西安: 西北工业大学, 2006 (Fu Na. Strength analysis and life calculation of turbine discs and blades of an aero engine. [Master Thesis]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006 (in Chinese))
- 8 周益春, 杨丽, 刘志远等. 涡轮叶片热障涂层隔热效果的研究进展. 中国材料进展, 2020, 39(10): 707-722, 738 (Zhou Yichun, Yang Li, Liu Zhiyuan, et al. Research progress on thermal insulation effect of thermal barrier coatings on turbine blades. *Progress in Materials in China*, 2020, 39(10): 707-722, 738 (in Chinese))
- 9 杨晓军, 于天浩, 胡英琦等. 沉积环境下涡轮叶片前缘气膜冷却的实验研究. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2189-2199 (Yang Xiaojun, Yu Tianhao, Hu Yingqi, et al. Experimental study on leading edge gas film cooling of turbine blades in depositional environment. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 47(11): 2189-2199 (in Chinese))
- 10 陈博, 朱剑寒, 鲁辉军. 航空发动机涡轮叶片高周疲劳裂纹故障分析与思考. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(3): 33-36 (Chen Bo, Zhu Jianhan, Lu Huijun. Failure analysis and consideration on high cycle fatigue crack of aero engine turbine blade. *Gas Turbine Test and Research*, 2020, 33(3): 33-36 (in Chinese))
- 11 Andrei L, Andreini A, Facchini B, et al. A decoupled CHT procedure: Application and validation on a gas turbine vane with different cooling configurations. *Energy Procedia*, 2014, 45(1): 1087-1096
- 12 吴志渊, 闫寒, 吴林潮等. 旋转裂纹叶片-弹性轮盘耦合系统振动特性分析. 航空学报, 2022, 43(9): 109-122 (Wu Zhiyuan, Yan Han, Wu Linchao, et al. Analysis of vibration characteristics of rotating crack blade-elastic roulette coupling system. *Journal of Aeronautics and Astronautics*, 2022, 43(9): 109-122 (in Chinese))
- 13 Krishnamurthy R, Srolovitz DJ. Sintering and microstructure evolution in columnar thermal barrier coatings. *Acta Materialia*, 2009, 57(4): 1035-1048
- 14 Tsipas SA. Effect of dopants on the phase stability of zirconia-based plasma sprayed thermal barrier coatings. *Journal of the European Ceramic Society*, 2010, 30(1): 61-72
- 15 Wang L, Li DC, Yang JS, et al. Modeling of thermal properties and failure of thermal barrier coatings with the use of finite element methods: A review. *Journal of the European Ceramic Society*, 2016, 36(6): 1313-1331
- 16 Liu QM, Huang SZ, He AJ. Composite ceramics thermal barrier coatings of yttria stabilized zirconia for aero-engines. *Journal of Materials Science & Technology*, 2019, 35(12): 2814-2823
- 17 Sohn YH, Lee EY, Nagaraj BA, et al. Microstructural characterization of thermal barrier coatings on high pressure turbine blades. *Surface & Coatings Technology*, 2001, 146(146-147): 132-139
- 18 伍杰, 朱旺, 毛祖莉. 热循环下热障涂层热生长氧化层生长规律研究. 中国陶瓷, 2021, 57(11): 32-39 (Wu Jie, Ju Wang, Mao Zuli. Study on the growth law of oxidation layer of thermal barrier coating under thermal cycling. *China Ceramics*, 2021, 57(11): 32-39 (in Chinese))
- 19 由于, 徐健, 燕群等. 涡轮叶片耦合疲劳寿命预测与试验验证. 航空动力学报, 2022, 37(5): 946-953 (You Yu, Xu Jian, Yan Qun, et al. Turbine blade coupling fatigue life prediction and experimental verification. *Aeronautical Dynamics Journal*, 2022, 37(5): 946-953 (in Chinese))
- 20 周益春, 刘奇星, 杨丽等. 热障涂层的破坏机理与寿命预测. 固体力学学报, 2010, 31(5): 504-531 (Zhou Yichun, Liu Qixing, Yang Li, et al. Failure mechanism and life prediction of thermal barrier coating. *Chinese Journal of Solid Mechanics*, 2010, 31(5): 504-531 (in Chinese))
- 21 Kumar V, Balasubramanian K. Progress update on failure mechanisms of advanced thermal barrier coatings: A review. *Progress in Organic Coatings*, 2016, 90: 54-82
- 22 Li B, Fan X, Li D, et al. Design of thermal barrier coatings thickness for gas turbine blade based on finite element analysis. *Mathematical Problems in Engineering*, 2017, 2017: 1-13
- 23 庞铭, 张啸寒. 结构参数对等离子喷涂 Mo/8 YSZ 功能梯度热障涂层残余应力的影响. 航空材料学报, 2020, 40(6): 23-32 (Pang Ming, Zhang Xiaohan. Effect of structural parameters on residual Stress of Mo/8 YSZ functionally gradient thermal barrier coating by plasma spraying. *Journal of Aeronautical Materials*, 2020, 40(6): 23-32 (in Chinese))
- 24 徐颖强, 孙戡, 李万钟等. 基于圆筒模型的热障涂层安定分析. 力学学报, 2015, 47(5): 779-788 (Xu Yingqiang, Sun Jian, Li Wanzhong, et al. Stabilization analysis of thermal barrier coating based on cylindrical model. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2015, 47(5): 779-788 (in Chinese))
- 25 唐健江, 于方丽, 张海鸥等. 热障涂层的界面形貌对 TGO 层生长行为的作用机制. 航空材料学报, 2019, 39(5): 113-119 (Tang Jianjiang, Yu Fangli, Zhang Haihong, et al. Mechanism of interaction morphology of thermal barrier coatings on the growth behavior of TGO layer. *Journal of Aeronautical Materials*, 2019, 39(5): 113-119 (in Chinese))
- 26 陈宇慧, 杨晓翔, 钟舜聪. 对流换热对 ZrO_2 -8% Y_2O_3 涂层系统力学性能的影响. 航空材料学报, 2014, 34(5): 63-68 (Chen Yuhui, Yang Xiaoxiang, Zhong Shuncong. Effect of convective heat transfer on mechanical properties of ZrO_2 -8% Y_2O_3 coating system. *Journal of Aeronautical Materials*, 2014, 34(5): 63-68 (in Chinese))
- 27 Zhu W, Cai M, Yang L, et al. The effect of morphology of thermally

- grown oxide on the stress field in a turbine blade with thermal barrier coatings. *Surface and Coatings Technology*, 2015, 276: 160-167
- 28 赵爽. 航空发动机涡轮叶片疲劳可靠性分析. [硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2019 (Zhao Shuang. Fatigue reliability analysis of aeroengine turbine blades. [Master Thesis]. Harbin: Harbin Engineering University, 2019 (in Chinese))
- 29 Rösler J, Bäker M, Aufzug K. A parametric study of the stress state of thermal barrier coatings: Part I: creep relaxation. *Acta Materialia*, 2004, 52(16): 4809-4817
- 30 Lugscheider E, Nickel R. Finite element simulation of a coating formation on a turbine blade during plasma spraying. *Surface and Coatings Technology*, 2003, 174-175: 475-481
- 31 Evans AG, Fleck NA, Faulhaber S, et al. Scaling laws governing the erosion and impact resistance of thermal barrier coatings. *Wear*, 2006, 260(7-8): 886-894
- 32 Crowell MW, Wang J, Mcmeeking RM, et al. Dynamics of kink band formation in columnar thermal barrier oxides. *Acta Materialia*, 2008, 56(16): 4150-4159
- 33 孔祥谦, 王传溥. 有限单元法在传热学中的应用. 北京: 科学出版社, 1981 (Kong Xiangqian, Wang Chuanfu. Application of Finite Element Method in Heat Transfer. Beijing: Science Press, 1981 (in Chinese))
- 34 Traeger F, Vassen R, Rauwald KH, et al. Thermal cycling setup for testing thermal barrier coatings. *Advanced Engineering Materials*, 2003, 5(6): 429-432
- 35 Spitsberg I, More K. Effect of thermally grown oxide (TGO) microstructure on the durability of TBCs with PtNiAl diffusion bond coats. *Materials Science and Engineering A*, 2006, 417(1): 322-333
- 36 Yang L, Liu QX, Zhou YC, et al. Finite element simulation on thermal fatigue of a turbine blade with thermal barrier coatings. *Journal of Materials Science & Technology*, 2014, 30(4): 371-380
- 37 Ziaei-Asl A, Ramezanlou MT. Thermo-mechanical behavior of gas turbine blade equipped with cooling ducts and protective coating with different thicknesses. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2019, 150: 656-664
- 38 朱建国, 谢惠民, 刘战伟. 热障涂层力学性能的实验测试方法研究进展. 力学学报, 2013, 45(1): 45-60 (Zhu Jianguo, Xie Huimin, Liu Zhanwei. Research progress of experimental testing methods for mechanical properties of thermal barrier coatings. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2013, 45(1): 45-60 (in Chinese))
- 39 彭中伏, 陈学军. 热对流作用下筒壁涂层的边裂行为. 力学学报, 2018, 50(2): 307-314 (Peng Zhongfu, Chen Xuejun. Edge cracking behavior of cylinder wall coating under thermal convection. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(2): 307-314 (in Chinese))