

# 带涂层涡轮叶片载荷简化分析方法 及载荷特性研究\*

刘林川, 侯成, 范学领, 周子扬

(西安交通大学 航天航空学院 西安市极端环境服役性能与防护技术重点实验室, 西安 710049)

**摘要:** 针对带涂层涡轮转子叶片跨尺度多层膜-基系统建模复杂、载荷分析低效的问题, 提出了一种基于壳导热模型与简化力学模型的高效载荷分析方法. 在温度分析中引入等效热阻概念, 在力学建模中建立了界面总应变张量一致性关系, 避免了跨尺度界面引发的网格激增、畸变及计算发散问题. 结果表明, 与传统实体建模方法相比, 该方法在保证温度与机械载荷计算误差均不超过 5% 的条件下, 可使最小 Jacobi 比率提高约 51.9%, 单元数减少约 80.8%, 计算效率提升超过 10 倍. 应用于带涂层涡轮叶片的分析结果显示, 叶片温度高值区集中于叶尖, 机械载荷高值区主要分布在叶根前缘, 涂层载荷分布趋势与基体高度一致, 体现了强耦合的响应特性.

**关键词:** 带涂层涡轮叶片; 热-力载荷; 有限元模拟; 壳导热模型; 简化力学模型  
**中图分类号:** O302 **文献标志码:** A **DOI:** 10.21656/1000-0887.460201

## A Simplified Load Analysis Method and Load Characteristics of Coated Turbine Blades

LIU Linchuan, HOU Cheng, FAN Xueling, ZHOU Ziyang

(Xi'an Key Laboratory of Extreme Environmental and Protection Technologies,  
School of Aerospace Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, P.R. China)

**Abstract:** To address the challenges of complex modeling and low efficiency in load analysis of coated turbine blades with cross-scale multilayer coating-substrate systems, an efficient load analysis method based on a shell conduction model and a simplified mechanical model was proposed. The equivalent thermal resistance was introduced into the temperature analysis, and the consistency relation of the interfacial total strain tensors was established in the mechanical modeling, to effectively avoid mesh proliferation, distortion, and computational divergence induced by cross-scale interfaces. The results indicate that, compared with the conventional explicit modeling method, the proposed approach improves the minimum Jacobian ratio by approximately 51.9%, reduces the number of elements by about 80.8%, and enhances computational efficiency by more than an order of magnitude, while keeping temperature and mechanical load prediction errors below 5%. Furthermore, the analysis of coated turbine blades shows that, temperature hotspots are concentrated at the blade tip, while mechan-

\* 收稿日期: 2025-11-14; 修订日期: 2026-03-13

基金项目: 新材料重大专项项目(2025ZD0610102)

作者简介: 刘林川(1998—),男,助理教授,博士(E-mail: liulinchuan@xjtu.edu.cn);

范学领(1978—),男,教授(通信作者. E-mail: fanxueling@mail.xjtu.edu.cn).

引用格式: 刘林川, 侯成, 范学领, 周子扬. 带涂层涡轮叶片载荷简化分析方法及载荷特性研究[J]. 应用数学和力学, 2026, 47(6): 723-735.

ical load hotspots are mainly distributed at the leading edge of the blade root. The load distribution in the coating exhibits a trend highly consistent with that of the substrate, reflecting a strongly coupled response behavior.

**Key words:** coated turbine blade; thermo-mechanical load; finite element simulation; shell conduction model; simplified mechanical model

## 0 引 言

随着先进航空发动机向更高推重比与更高热效率的方向发展,涡轮前进口温度持续攀升,已远超金属材料所能承受的极限<sup>[1]</sup>.高压涡轮转子叶片作为航空发动机中服役环境最恶劣的核心热端部件之一,长期承受高温、高压、高转速等极端工况,呈现多场耦合和高度非线性的损伤特征<sup>[2]</sup>.为提升叶片抗高温与抗氧化能力,热障涂层(thermal barrier coatings, TBCs)技术被广泛应用<sup>[3-5]</sup>.典型的基体-涂层体系包括承力基体(substrate, Sub)、陶瓷顶层(top coat, TC)、金属黏结层(bond coat, BC)以及在TC与BC界面处形成的热生长氧化物层(thermally grown oxide, TGO)<sup>[1]</sup>.研究表明,带涂层涡轮叶片的失效往往源于服役过程中非均匀温度场和局部高应力的作用<sup>[6-10]</sup>.因此,发展高效高精度的载荷分析方法,准确获取典型工况下带涂层涡轮叶片的载荷特性,对于揭示叶片失效机理和耐久性评估策略具有重要意义.

近年来,有限元法(finite element method, FEM)已成为涡轮叶片温度场与应力场分析的主要工具.在温度载荷计算方面,共轭传热(conjugate heat transfer, CHT)方法能够耦合外部燃气流、内部冷却流与叶片固体域的传热过程,实现服役状态下叶片三维温度场的高精度预测<sup>[11-16]</sup>.在力学载荷计算方面,则普遍采用基于连续介质力学的有限元方法,将温度场结果作为热载荷输入结构有限元模型,结合离心载荷和材料本构关系计算叶片的应力与变形响应.然而,随着TBCs技术的广泛应用,实现包含涂层结构的涡轮叶片热-力载荷分析已成为其服役性能评估中的关键挑战.

带涂层涡轮转子叶片属于典型的跨尺度多层膜-基系统,兼具多组元、多界面及强耦合等结构特征,其多层结构及尺度差异使得传统数值建模方法在计算效率与稳定性方面面临较大困难.Zhu等<sup>[15]</sup>建立了包含TC、BC及TGO的三维有限元模型,对带涂层涡轮叶片的温度场与应力场进行了耦合分析,并研究了TGO形貌变化对界面应力分布的影响.Shen等<sup>[17]</sup>提出了考虑氧化行为的TBCs力学-氧化耦合模型,分析了TGO生长过程中界面应力的演化规律.Song等<sup>[18]</sup>通过数值模拟研究了TGO非均匀生长对涂层裂纹萌生与扩展行为的影响,揭示了界面形貌对局部应力集中的控制作用.这些研究在揭示TBCs系统热-力耦合载荷特性方面取得了一定进展,但大多基于子模型或简化模型开展<sup>[17-19]</sup>,当应用于具有复杂曲率及冷却结构的真实涡轮叶片时仍面临较大困难.特别是采用传统涂层实体建模方法时,由于涂层厚度远小于叶片特征尺寸,跨尺度界面会导致网格数量急剧增加,在高曲率区域容易出现网格畸变,同时薄壁结构中节点数量不足还可能引发数值不稳定甚至应力奇异现象.这些问题不仅显著降低了仿真效率,还会影响计算精度,难以满足工程应用对高效高精度分析的需求.

为此,学者们提出了多种改进建模策略.在网格优化思路方面,可以采用一种网格偏移技术<sup>[20]</sup>,通过沿基体法线方向等距偏移网格面来生成实体网格,分别建立了TC、BC和TGO有限元网格模型,从而保留界面几何特征.然而,该方法对几何精度要求极高,在复杂三维曲面中易导致网格畸变与单元失效,且划分与修正耗时较长,并且难以从根本上避免计算发散与应力奇异问题.另一类方法则绕过涂层实体构建,利用经验公式近似处理涂层效应,例如在温度计算中通过扣除隔热温差或折减传热系数对温度场进行修正<sup>[21]</sup>.该类方法在载荷估算中效率较高,但由于对工况、材料和涂层形态的适应性有限,面临精度不足的问题.在力学分析中则可以采用广义宽梁理论<sup>[22-25]</sup>以保证界面力学协调性.但由于简化假设较多且模型参数繁杂<sup>[26-27]</sup>,难以直接用于全尺寸涡轮叶片TBCs系统的载荷分析.因此,亟须发展一种无需构建涂层实体单元,同时兼顾效率与精度的带涂层涡轮叶片载荷简化分析方法.

针对上述问题,本研究提出了一种突破涂层实体建模依赖性的带涂层涡轮转子叶片载荷简化分析方法.在温度载荷分析方面,发展了适用于基体-涂层系统的壳导热模型(shell conduction model, SCM),将涂层结构以等效热阻形式嵌入导热控制方程,实现了跨尺度温度场的高效求解.在机械载荷分析方面,采用基体-涂

层系统简化力学模型,通过构建总应变张量一致性的力学关系,使涂层载荷响应可基于基体结果高效预测。该方法有效解决了传统建模方式在涂层分析中存在的尺度不兼容、计算效率低及稳定性差等问题,为带涂层涡轮叶片的高效高精度载荷计算提供了理论与方法支撑。

## 1 带涂层涡轮叶片载荷简化分析模型

### 1.1 基体-涂层系统壳导热模型

针对高复杂度、多涂层结构的带涂层涡轮转子叶片有限元建模及服役环境模拟难题,本研究发展了一种基于壳导热模型的基体-涂层系统温度载荷简化分析方法,用于有效模拟涂层薄壁结构的传热行为<sup>[5]</sup>。以图 1 所示的流-固界面为例,该方法在热-流-固耦合控制方程的框架下,将单层或多层涂层薄壁实体单元等效为导热方程中的热阻项,并嵌入流-固界面的能量交换过程中,进而实现涂层隔热性能的数值模拟<sup>[28]</sup>。在模型应用过程中,假设薄壁涂层各层材料均质、厚度均匀并且各向同性,其内部温度梯度沿平面法向呈线性分布,此时在稳态导热条件下,任意一层的热流密度满足 Fourier 定律:

$$q_i = -\lambda_i \frac{\partial T_i}{\partial x_i}, \tag{1}$$

式中,  $q_i, \lambda_i$  和  $T_i$  分别表示第  $i$  层薄壁结构的热流密度、导热系数和平均温度。对应的任意一层薄壁热阻可以表示为

$$R_i = \frac{l_i}{\lambda_i}, \tag{2}$$

式中,  $R_i$  和  $l_i$  分别表示第  $i$  层薄壁结构的热阻和厚度。对于由  $n$  层薄壁结构组成的多层体系,法向传热可近似视为串联关系,总等效热阻为

$$R_{eq} = \sum_{i=1}^n R_i = \sum_{i=1}^n \frac{l_i}{\lambda_i}, \tag{3}$$

式中,  $R_{eq}$  表示由多层薄壁系统构成的等效热阻。

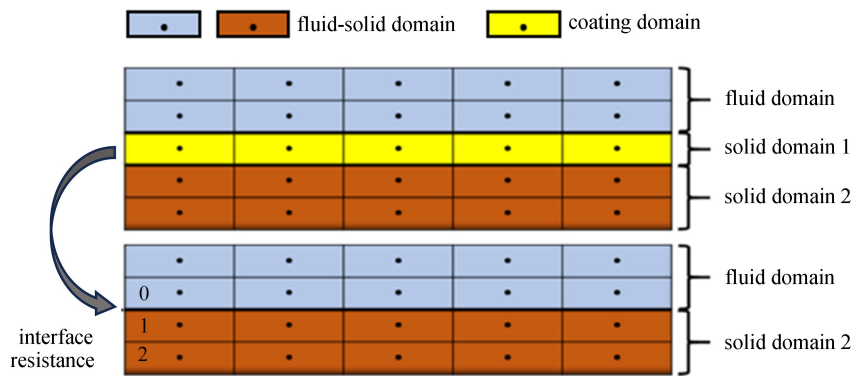


图 1 基于壳导热模型的基体-涂层系统简化传热方法原理示意图

Fig. 1 The principle diagram of the simplified heat transfer method for the substrate-coating system based on the SCM

为确保多层传热在数值实现中的物理连续性,在流-固界面上引入共轭传热条件:

$$\begin{cases} q_{n,f} = q_{n,s} = q_n, \\ T_f - T_s = R_{eq} q_n, \end{cases} \tag{4}$$

式中,  $q_{n,f}$  和  $q_{n,s}$  分别表示流体域和固体域沿法向的热流密度,  $q_n$  表示基体-涂层系统法向热流密度,  $T_f$  表示耦合面在流体域侧的温度,  $T_s$  表示耦合面在固体域侧的温度。则对于第  $i$  层 ( $i = 1, 2, \dots, n$ ) 薄壁结构,沿热流方向各层温度递推关系式为

$$\begin{cases} T_i = T_{i-1} - R_i q_n, \\ T_0 = T_f, \\ T_n = T_s. \end{cases} \tag{5}$$

当考虑涂层的瞬态蓄热行为时,界面能量守恒式可进一步写为

$$C_r \frac{\partial T_r}{\partial t} = q_{n,f} - q_{n,s}, \quad (6)$$

式中,  $T_r$  表示界面平均温度,近似为  $T_f$  与  $T_s$  的均值,  $C_r$  表示界面等效面热容,其表达式为

$$C_r = \sum_{i=1}^n \rho_i c_i l_i. \quad (7)$$

可构成完整的界面耦合传热控制方程组,在计算中无需对涂层区域划分网格即可实现热阻效应的高精度嵌入,其等效边界条件形式为

$$-\lambda_s \frac{\partial T_s}{\partial n} = \frac{T_f - T_s}{R_{eq}} - C_r \frac{\partial T_r}{\partial t}. \quad (8)$$

对于薄壁结构,若考虑时间依赖性,则需要计算各层 Fourier 数:

$$F_i = \frac{\lambda_i \Delta t}{\rho_i c_i l_i^2}, \quad (9)$$

式中,  $F_i$  为第  $i$  层薄壁结构的 Fourier 数,  $\Delta t$  为时间步长.当  $F_i$  大于 5 时,各层可近似为准稳态.当  $F_i$  小于 5 时则需引入薄壁层能量平衡方程<sup>[29]</sup>:

$$C_i \frac{\partial T_i}{\partial t} = q_{k-1 \rightarrow k} - q_{k \rightarrow k+1}. \quad (10)$$

壳导热模型通过等效热阻与面热容实现了对多层涂层法向与切向导热过程的简化描述,在保证温度场计算精度的同时,大幅提升了模型构建与求解效率.相比传统的壁厚设置法或传热损伤函数法,壳导热模型在传热计算方式和预测精度上具有明显优势,两种方法的传热方式对比如图 2 所示.其中,壁厚设置法仅适用于单层薄壁结构,其通过指定壁厚参数求解沿法向的一维稳态传热过程,忽略了面内热流分布效应,因而不可避免地存在计算偏差.相比之下,壳导热模型法能够在目标界面上定义多层不同材料和厚度的涂层,并在层间自动建立热耦合关系,在求解过程中同时考虑法向与切向方向上的三维导热效应,因此在复杂多层涂层结构计算中表现出更高的精度与稳定性,其数学形式可进一步扩展为包含多个热阻项的稳态或非稳态三维导热控制方程:

$$\nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \delta_r \sum_{i=1}^n \frac{T_{i-1} - T_i}{R_i} = 0, \quad (11)$$

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} - \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \delta_r \left( \sum_{i=1}^n \frac{T_{i-1} - T_i}{R_i} + C_r \frac{\partial T_r}{\partial t} \right) = 0, \quad (12)$$

式中,  $\delta_r$  为作用于界面上的曲面分布函数,用于将界面热阻与面热容项以等效体源形式嵌入能量方程中;  $\lambda, \rho$  和  $c$  为体域的导热系数、密度和比热容.该方法在数值实现中无需建立涂层实体单元即可实现涂层隔热与蓄热效应的高精度模拟,为复杂多层涂层体系的高效温度场求解提供了理论支撑.

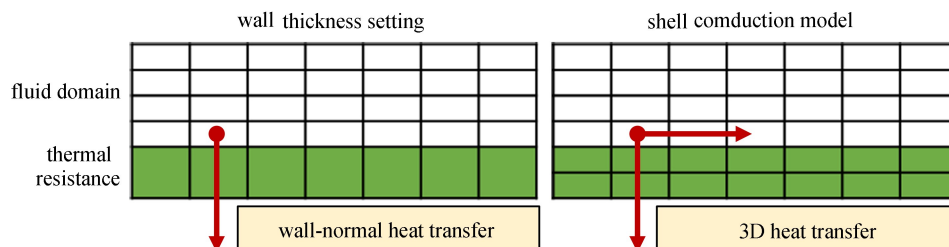


图 2 壁厚设置法和壳导热模型法的传热原理示意图

Fig. 2 The Heat transfer principle diagram of the wall thickness setting method and the SCM

## 1.2 基体-涂层系统简化力学模型

在复杂服役载荷条件下,涂层系统内各层材料的高温非弹性载荷特性难以准确表征.为此,本研究提出

了一种面向基体-涂层系统的简化力学模型,通过对机械载荷计算方法进行合理简化和约束,使得涂层的力学行为能够基于基体载荷实现近似描述.该方法虽然在一定程度上降低了精度,但显著降低了带涂层涡轮叶片建模的复杂度,大幅提升了求解效率,为工程部件中的跨尺度结构载荷分析提供了切实的解决方案.

鉴于涂层厚度相对于基体特征尺寸极小,且其在整体载荷中所承担的直接承载作用可忽略,可视为随基体表面协同变形,在界面结合良好且未发生明显脱黏或滑移的条件下,界面位移可近似连续.基于此,本文假设涂层各层的应变张量均由基体应变主导控制,并满足界面应变张量一致性准则:

$$\boldsymbol{\varepsilon}_i^{\text{tot}} = \boldsymbol{\varepsilon}_i^{\text{th}} + \boldsymbol{\varepsilon}_i^{\text{m}} \approx \boldsymbol{\varepsilon}_s^{\text{tot}}, \quad (13)$$

式中,  $\boldsymbol{\varepsilon}_i^{\text{tot}}$ ,  $\boldsymbol{\varepsilon}_i^{\text{th}}$  和  $\boldsymbol{\varepsilon}_i^{\text{m}}$  分别表示第  $i$  层涂层结构的总应变张量、热应变张量和机械应变张量,  $\boldsymbol{\varepsilon}_s^{\text{tot}}$  表示基体的总应变张量.

涂层的喷涂温度  $T_{\text{pro}}$  (约 1 000 °C) 被认为是初始无应力温度.当带涂层叶片冷却至参考温度  $T_0$  时,由于热膨胀系数差异,涂层各层会产生残余应变张量,其表达式为

$$\boldsymbol{\varepsilon}_i^{\text{R}}(T_0) = \int_{T_{\text{pro}}}^{T_0} [\alpha_s(T^*) - \alpha_i(T^*)] dT^* \cdot \mathbf{I}, \quad (14)$$

式中,  $\boldsymbol{\varepsilon}_i^{\text{R}}$  表示第  $i$  层涂层的残余应变张量,  $\alpha_s$  和  $\alpha_i$  分别为基体和涂层的各向同性热膨胀系数,  $T^*$  表示温度积分变量,参考温度  $T_0$  为室温 20 °C,  $\mathbf{I}$  表示单位矩阵.

在服役过程中,当带涂层涡轮叶片承受热机械载荷时,基体的总应变张量可以表示为

$$\boldsymbol{\varepsilon}_s^{\text{tot}}(T) = \int_{T_{\text{pro}}}^{T_0} \alpha_s(T^*) dT^* \cdot \mathbf{I} + \int_{T_0}^T \alpha_s(T^*) dT^* \cdot \mathbf{I} + \boldsymbol{\varepsilon}_s^{\text{m}}(T), \quad (15)$$

式中,  $T$  为当前服役温度,  $\boldsymbol{\varepsilon}_s^{\text{m}}(T)$  为当前基体机械应变张量.根据界面应变张量一致性准则,可以基于基体总应变张量计算得到 BC 的机械应变张量:

$$\boldsymbol{\varepsilon}_{\text{BC}}^{\text{m}}(T) = \boldsymbol{\varepsilon}_s^{\text{tot}}(T) - \int_{T_0}^T \alpha_{\text{BC}}(T^*) dT^* \cdot \mathbf{I} - \int_{T_{\text{pro}}}^{T_0} \alpha_{\text{BC}}(T^*) dT^* \cdot \mathbf{I}. \quad (16)$$

此外,由于基体材料在高温环境下表现出显著的非线性力学行为,因此建立合理的材料本构模型是计算基体机械应变张量的关键.为此,本文基于前期研究工作,采用 Chaboche 弹塑性模型来描述基体材料 DD6 镍基单晶高温合金的力学行为<sup>[30]</sup>,其中背应力随时间的演化方程为

$$\dot{\boldsymbol{\alpha}}_i = \frac{2}{3} C_i \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}^{\text{p}} - \gamma_i \boldsymbol{\alpha}_i \dot{\boldsymbol{p}} + \frac{1}{C_i} \frac{dC_i}{d\theta} \dot{\theta} \boldsymbol{\alpha}_i, \quad (17)$$

式中,  $\boldsymbol{\alpha}$  为背应力张量,  $\boldsymbol{\varepsilon}^{\text{p}}$  为塑性应变张量,  $C$  和  $\gamma$  分别是由位错增殖和位错湮灭导致的与动态恢复相关的材料常数,简称随动硬化率材料参数,由试验拟合得到,  $\dot{\boldsymbol{p}}$  为累计塑性应变率,  $\frac{1}{C_i} \frac{dC_i}{d\theta} \dot{\theta} \boldsymbol{\alpha}_i$  为温度率项.航空发动机涡轮叶片在制备过程中通常以 DD6 单晶高温合金的 [001] 晶体取向作为主要承力方向<sup>[30]</sup>,因此本文采用 [001] 方向的材料本构参数进行计算,其拟合结果见表 1.

表 1 DD6 材料在 [001] 方向的本构参数拟合结果

Table 1 Constitutive parameter fitting results of DD6 in the [001] direction

$T/^\circ\text{C}$	$C_1/\text{GPa}$	$C_2/\text{GPa}$	$C_3/\text{GPa}$	$\gamma_1$	$\gamma_2$	$\gamma_3$
20	5 200.0	764.4	19.2	8 568.1	8 142.8	78.5
760	458.0	440.7	58.3	1 387.5	813.3	216.4
1 100	428.1	356.0	38.9	2 352.7	2 277.2	382.5

## 2 载荷分析方法的精度验证

为验证基于壳导热模型的基体-涂层系统简化传热方法的精度与可行性,本研究对比了带涂层圆片热冲击试验数据与仿真结果,试验所用圆片几何结构如图 3 所示. Traeger 等<sup>[31]</sup>采用相同的试件开展了热冲击试验,并在试验过程中测得 TC 表面及基体内部的温度演化数据,并据此获得 TC-BC 界面温度变化历程.本研

究从结果中选取了 11 个特征点表征 TC 表面的温度随时间变化规律,并通过线性插值获得连续的瞬态边界条件,如图 4(a)所示,进一步在 ANSYS Workbench 平台上完成数值计算。

在计算过程中,对于 TC 实体建模方法,试验温度被直接施加于 TC 上表面。对于壳导热模型方法,则将相同的边界施加至 BC 层上表面,同时在基体下表面施加对流换热边界,换热系数为  $1\,500\text{ W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ ,对流温度为  $300\text{ K}$ 。结果如图 4(b)所示,涂层实体建模方法、壳导热模型方法和试验所得的 TC-BC 界面温度历程高度一致,最大相对误差小于 1%,验证了壳导热模型在薄壁涂层热传导问题中的准确性与适用性。

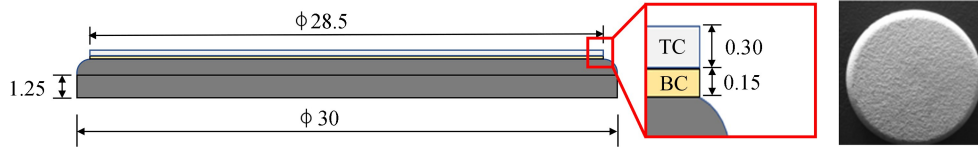
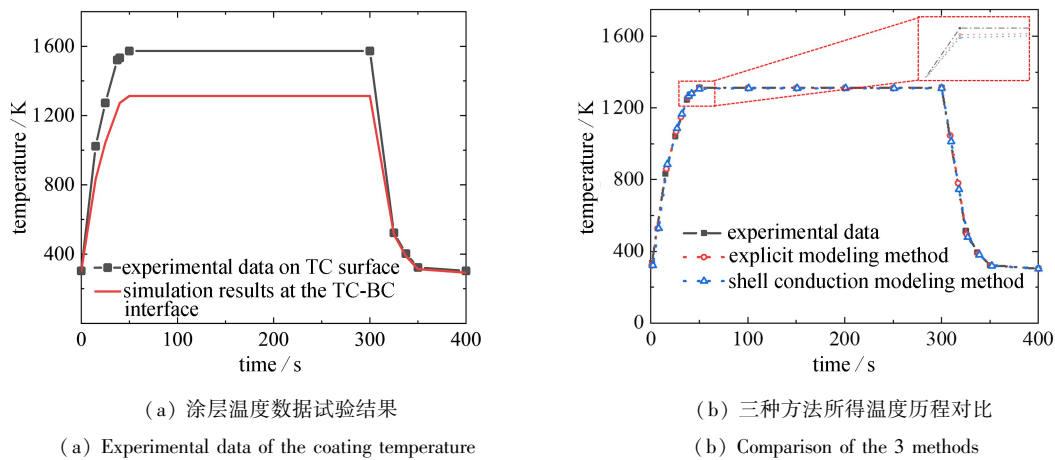


图 3 带涂层圆片试件几何结构示意图(单位: mm)

Fig. 3 The geometric structure diagram of the coated disc specimen(unit: mm)



(a) 涂层温度数据试验结果

(a) Experimental data of the coating temperature

(b) 三种方法所得温度历程对比

(b) Comparison of the 3 methods

图 4 温度载荷简化分析方法的精度验证

Fig. 4 Accuracy verification results of the simplified temperature load analysis method

为进一步评估壳导热模型方法与传统涂层实体建模方法在网格质量与计算效率方面的差异,表 2 和表 3 分别给出了两种方法下模型的最小 Jacobi 比率和计算耗时对比结果。由表 2 可知,在总网格数量基本一致的情况下,壳导热模型方法可将最小 Jacobi 比率由 0.27 提高至 0.41,提升幅度约为 51.9%,有效缓解了由于涂层实体建模引起的网格畸变问题。根据表 3 可知,在保持最小 Jacobi 比率一致的情况下,壳导热模型方法的总网格数量降幅约为 80.8%,由此带来的计算效率提升超过 10 倍。上述结果表明,壳导热模型能够在保证几何和物理特征完整性的同时,显著降低模型复杂度与计算资源消耗。

表 2 相同总网格数量下,涂层实体建模方法和壳导热模型方法的最小 Jacobi 比率对比

Table 2 Comparison of minimum Jacobian ratios between the explicit modeling and the SCM under a similar mesh number

category	explicit modeling method	SCM
total number of meshes	259 875	255 971
minimum Jacobian ratio	0.27	0.41

表 3 相同最小 Jacobi 比率下,涂层实体建模方法和壳导热模型方法的总网格数量和计算耗时对比

Table 3 Comparison of total mesh numbers and computation time between the explicit modeling and the SCM under the same minimum Jacobian ratio

category	explicit modeling method	SCM
total number of meshes	259 875	49 986
minimum Jacobian ratio	0.27	0.27
computation time/h	3.5	0.3

为验证基体-涂层系统简化力学模型的精度与可行性,本研究以图 3 所示的带涂层圆片模型为对象,分别采用涂层实体建模法与简化力学模型法计算不同温度下 BC 的机械应变分布,结果如图 5 所示.可以看出,两种方法所得结果具有较好的一致性,最大主总应变的相对误差不超过 5%,基本满足实际工程需求.此外,实体建模方法计算得到的应变结果相比简化力学模型方法偏低,这是因为涂层实体建模需要将涂层各层划分为实体单元,能够更真实地反映涂层与基体之间的应力-应变协调效应.相比之下,简化力学模型通过引入应变一致性准则实现涂层应变的近似映射,尽管在细节刻画上存在一定差异,但其计算过程显著简化,有效避免了跨尺度网格划分带来的单元畸变与数值不稳定的问题.

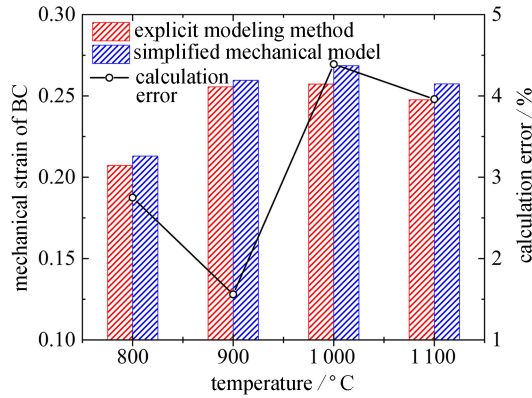


图 5 基体-涂层系统简化力学方法在不同温度下的精度验证

Fig. 5 Accuracy verification of the simplified mechanical method for the substrate-coating system at different temperatures

### 3 带涂层涡轮转子叶片温度及机械载荷特性评估

#### 3.1 有限元模型及边界条件

本文以某航空发动机涡轮动叶简化模型为研究对象,叶片单周期几何模型及气膜孔排布如图 6 所示;施加的模型边界及约束如图 7 所示.主流和冷却流入口均设置为质量流量入口,出口设置为自由出口.不同区域的交界面设定为耦合面,以实现物理量的传递.流体域和固体域的周向方向均设置为旋转周期边界,其余外表面则设为对流边界.通过固定第 1 至第 3 级榫齿接触面的法向位移和榫头的轴向位移,并在中心轴处施加全局转速以实现约束.

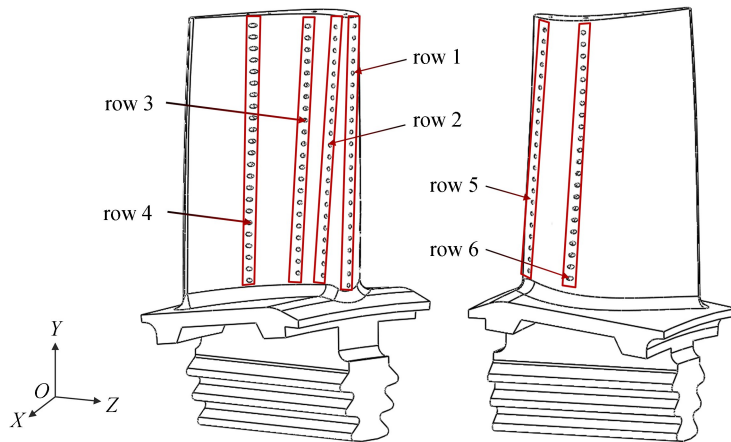


图 6 某型号航空发动机涡轮动叶简化几何模型

Fig. 6 The simplified geometric model for the turbine rotor blade in a certain aero-engine

固体域和流体域均采用高质量的非结构化网格,在气膜孔、圆角等几何细节区域采用局部加密策略,同

时在壁面附近布置边界层以确保  $Y^+$  值小于 1. 最终确定网格数量为 456 万, 构建的涡轮叶片及流场高质量网格模型如图 8 所示.

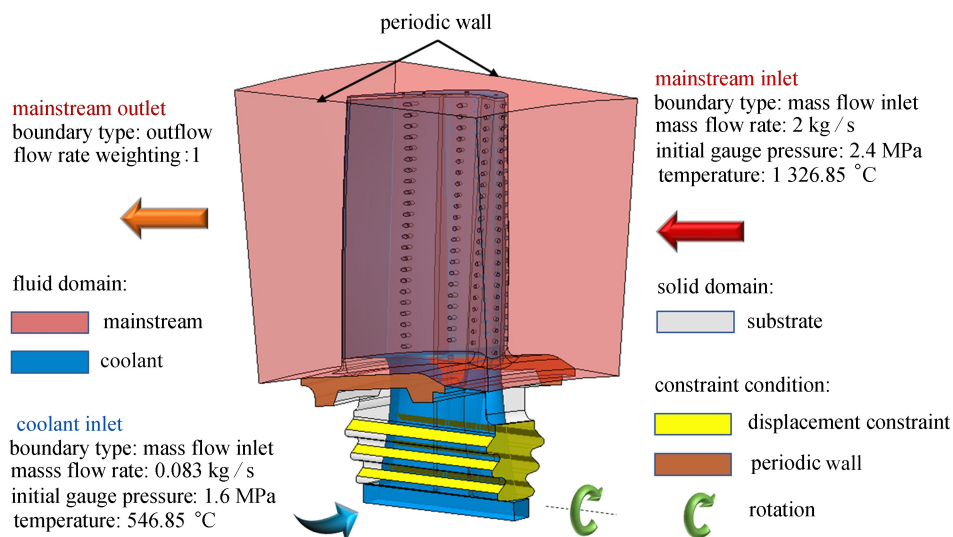
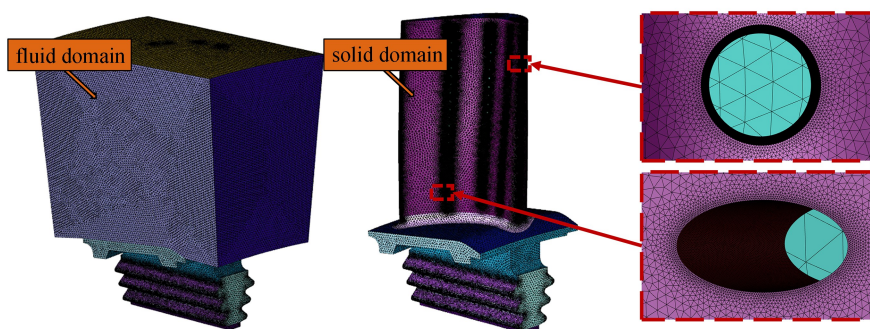


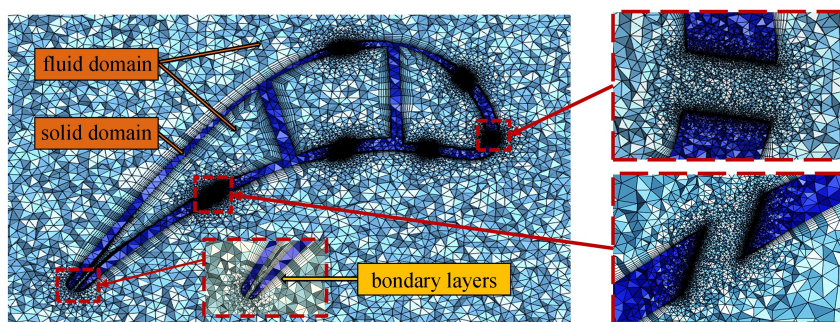
图 7 第一级涡轮动叶所施加的边界条件及约束

Fig. 7 Boundary conditions and constraints of the 1st-stage turbine rotor blade



(a) 固体域、流体域及气膜孔的详细网格模型

(a) Local mesh models of the solid domain, the fluid domain and the cooling hole



(b) 截面详细网格模型

(b) The section detailed mesh model

图 8 涡轮叶片及流场高质量网格模型

Fig. 8 High-quality mesh model of the turbine blades and flow fields

带涂层涡轮叶片各层均被定义为各向同性均质材料, TC 和 BC 的厚度分别为 0.09 mm 和 0.03 mm, TGO 则以其半寿命厚度 0.005 mm 代入计算<sup>[32]</sup>. 相关材料参数取自材料手册, 并汇总于表 4 中<sup>[3,33]</sup>.

表 4 有限元模型中使用的材料参数<sup>[3,33]</sup>Table 4 Material parameters used in the finite element model<sup>[3,33]</sup>

parameter	Sub	BC	TGO	TC
$T/K$	293~1 373	293~1 373	293~1 373	293~1 373
$\rho/(kg \cdot m^{-3})$	8 780	7 380	3 980	3 610
$c/(J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1})$	358~704	450	755	505
$\lambda/(W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1})$	6.70~28.95	5.80~17.00	10.00~4.40	2.40~2.10
$\alpha/(10^{-6} \cdot K^{-1})$	10.5~15.8	13.6~18.1	-	9.0~10.4
$E/GPa$	131.5~67.5	200.0~110.0	-	48.0~22.0
$\nu$	0.36	0.32	-	0.11

### 3.2 基体及涂层温度载荷特性

本研究采用 ANSYS Fluent 软件,结合所建立的温度载荷简化计算方法,对基体和涂层的传热特性进行了数值分析,如图 9 所示,当所有变量的残差均低于  $10^{-4}$  且监测点温度达到稳态时,判定计算收敛<sup>[34]</sup>。结果表明,涂层的最大隔热温差为 39 °C,最高温度位于叶尖区域。基体最低温度出现在压力面尾缘约 25% 叶高处,涂层最低温度出现在约 25% 叶高处的第 4 与第 6 排冷却孔附近。该温度分布特征主要由流体流动与传热机制决定,在叶高中部区域,主流速度较大导致局部压力降低,促使冷却气体在叶表中部汇聚,同时冷却气体沿高度方向流动时经历压力损失并伴随焓值升高,使得叶尖区域冷却效果减弱。

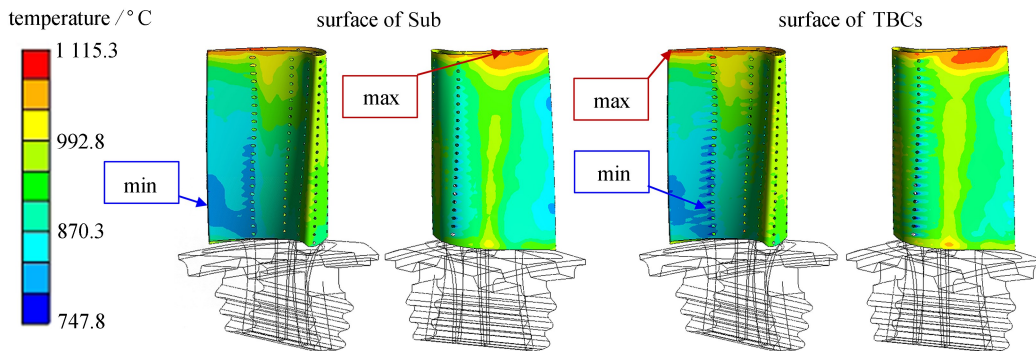


图 9 叶片基体及涂层温度载荷分布

Fig. 9 Temperature load distributions of the Sub and TBCs

注 为了解释图中的颜色,读者可以参考本文的电子网页版本,后同。

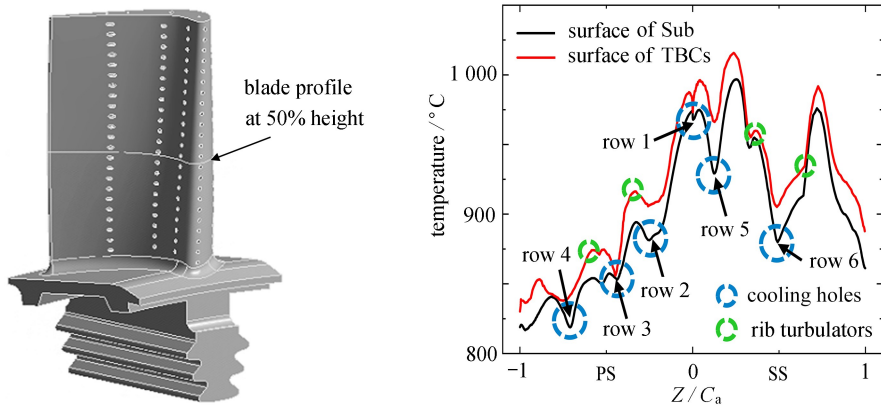
为进一步定量表征叶身表面的温度载荷特性,本文在基体与涂层表面分别提取 50% 叶高处的中截面型线,如图 10(a) 所示。型线上的载荷变化清晰地反映出基体和涂层的温度载荷特性,如图 10(b) 所示。其中,横坐标采用无量纲弦向坐标  $Z/C_a$  表示, $Z$  为型线局部位置的轴向坐标, $C_a$  为叶片轴向弦长,PS 表示叶片压力面,SS 表示叶片吸力面。结果表明,压力面的平均温度低于吸力面,各排气膜孔附近均形成显著的局部低温区,在扰流肋附近可观察到温度突升现象。涂层的最大隔热温差出现在吸力面前缘区域,主要归因于较高的热流密度。

### 3.3 基体及涂层机械载荷特性

本研究采用 ANSYS Workbench 建立了热-流-固多场耦合计算框架,通过共轭节点实现各物理场间的数据传递与耦合,以开展机械载荷计算。基于所建立的基体材料的弹塑性本构模型,计算得到叶片基体的等效应力与等效塑性应变分布,如图 11 所示。结果显示,叶根区域由于离心载荷作用下呈现出较高的等效应力水平,并沿叶高方向逐渐降低。最大应力区域受到应力集中的影响位于叶根压力面气膜孔边缘。等效塑性应变可以在一定程度上反映金属材料的损伤程度,在温度和应力载荷的共同作用下,叶根前缘气膜孔附近呈现出较大的等效塑性应变,是服役过程中潜在的危险部位,而叶尖区域由于承载力较小几乎无塑性变形。

图 12 展示了 50% 叶高型线上的等效应力与等效塑性应变分布。从等效应力分布结果可以看出,应力水平受高温软化与热应力的耦合作用,在前缘高温区呈现缓和趋势。由于该型线自叶片中部从上下气膜孔之间穿越,在相邻气膜孔之间受到孔边应力集中和几何约束的双重影响,为维持局部力矩平衡,形成了“锯齿状”

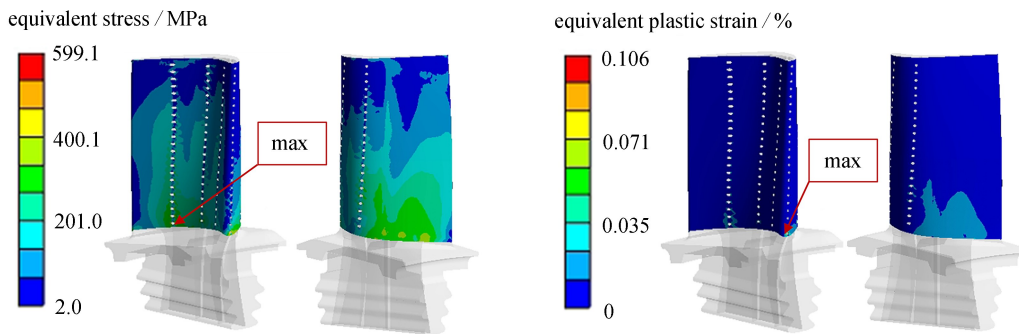
低应力区,因此可以明显地观察到,在型线经过气膜孔位置时,应力出现明显突降.此外,在扰流肋附近,由于叶片局部承压面积增加,也表现出局部应力的衰减.整体而言,压力面与吸力面载荷水平相差不大,等效塑性应变的分布趋势与等效应力基本一致,且在气膜孔与扰流肋附近也表现出明显的波动特征.



(a) 50%叶高型线示意图 (b) 基体及涂层型线上温度分布  
(a) Schematic of the 50% blade profile (b) Temperature distribution on profiles

图 10 叶片基体及涂层在 50%叶身型线上的温度分布

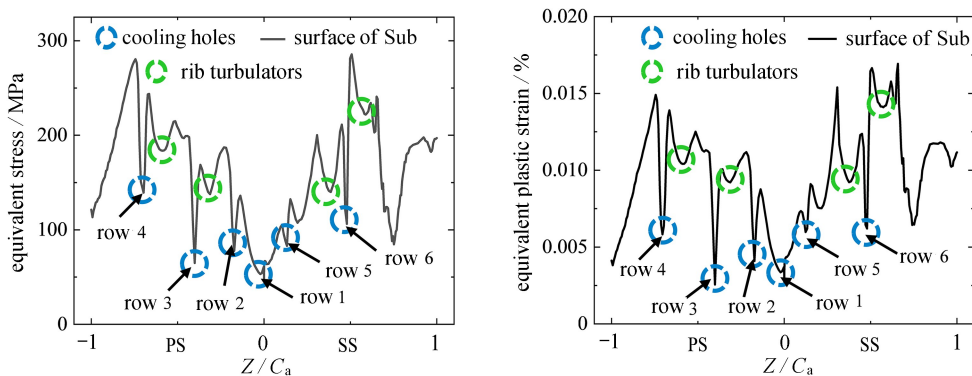
Fig. 10 Temperature distributions of the Sub and TBCs at the 50% blade profile



(a) 等效应力分布 (b) 等效塑性应变分布  
(a) Equivalent stress distributions (b) Equivalent plastic strain distributions

图 11 叶片基体等效应力和等效塑性应变分布

Fig. 11 Equivalent stress and equivalent plastic strain distributions of the Sub



(a) 等效应力分布 (b) 等效塑性应变分布  
(a) Equivalent stress distributions (b) Equivalent plastic strain distributions

图 12 叶片基体在 50%叶身型线上的等效应力和等效塑性应变分布

Fig. 12 Equivalent stress and equivalent plastic strain distributions of the Sub at the 50% blade profile

针对基体-涂层结构的力学响应,本文基于建立的基体-涂层系统简化力学模型,对三个方向的主机械应

变进行了计算.首先计算得到叶片基体在第一、第二和第三主方向上的机械应变分布,分别如图 13(a)、13(b)和 13(c)所示.从结果可以看出,基体应变在第一主方向以拉伸主导,在第三主方向以压缩主导,危险区域均位于叶片前缘叶根气膜孔附近,揭示了复杂热-力载荷条件下基体的多轴应力状态.

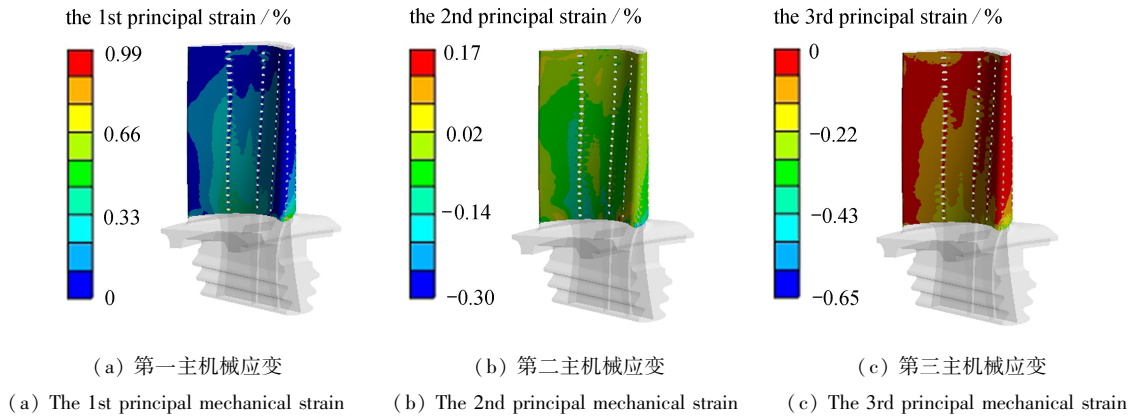


图 13 基体在三个方向的主机械应变分布

Fig. 13 Mechanical strain distributions of the Sub in three principal directions

在此基础上,基于基体-涂层界面应变张量一致性假设,可获得各层涂层的机械应变.计算得到的 TC 和 BC 在第一、第二和第三主方向的机械应变分别如图 14 和图 15 所示.结果表明,在服役条件下,TC 各方向主要承受拉应力,其危险区域集中在叶尖高温区及前缘叶根气膜孔附近.BC 的主应变分布与基体在空间规律上高度一致,反映出二者在热膨胀特性上的良好匹配性,且局部应变集中区域基本重合.

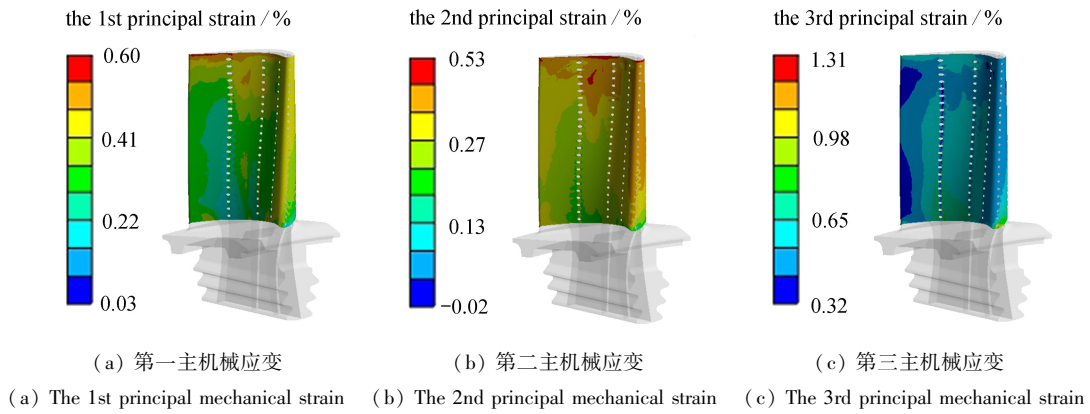


图 14 TC 三个方向主机械应变分布

Fig. 14 Mechanical strain distributions of the TC in three principal directions

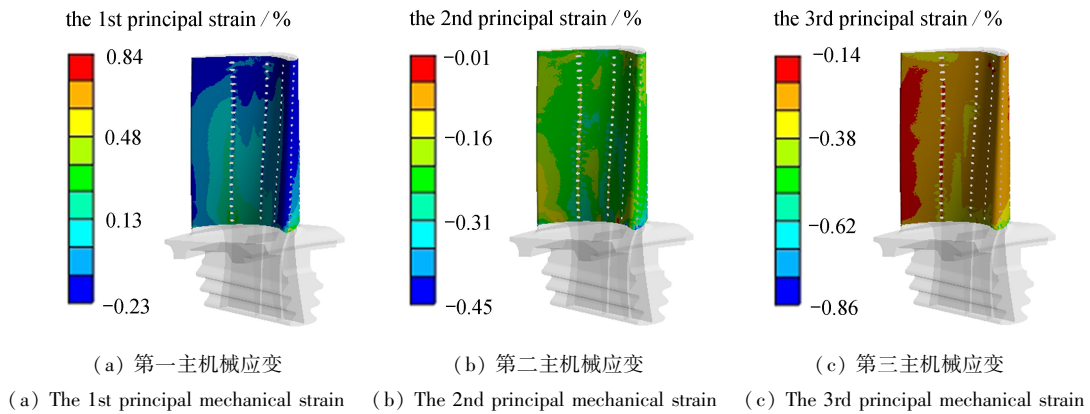


图 15 BC 三个方向主机械应变分布

Fig. 15 Mechanical strain distributions of the BC in three principal directions

## 4 结 论

本文围绕带涂层涡轮叶片的热-力载荷分析需求,提出了一种高效的载荷简化分析方法,构建了基于壳导热模型和简化力学模型的基体-涂层系统载荷求解框架,突破了传统涂层载荷计算对于实体建模的依赖性,使构建的载荷分析体系兼具高效性与工程精度.主要结论如下:

1) 提出的壳导热模型有效解决了带涂层涡轮叶片建模过程中的界面网格激增和畸变问题,与传统涂层实体建模方式相比,该方法在保持温度预测误差小于1%的同时,可使网格最小 Jacobi 比率提升约51.9%,单元数量减少80.8%,计算效率提升超过10倍.

2) 发展的简化力学模型基于界面总应变张量一致性原则,实现涂层机械载荷由基体载荷的映射,有效克服了因涂层薄壁结构所引发的计算不稳定和应力奇异问题.该方法的机械载荷预测误差控制在5%以内,在显著提高计算效率的同时,仍能保持较高的精度.

3) 建立了带涂层涡轮转子叶片多物理场有限元模型,开展了服役工况下的温度与力学载荷分析.结果表明,涂层与基体的温度载荷高值区集中于叶尖,机械载荷高值区主要分布在前缘叶根气膜孔附近,是叶片潜在的危险部位,同时反映出涂层与基体的载荷关联性.

### 参考文献(References):

- [1] PADTURE N P, GELL M, JORDAN E H. Thermal barrier coatings for gas-turbine engine applications[J]. *Science*, 2002, **296**(5566): 280-284.
- [2] 王铁军, 范学领, 丁秉钧, 等. 热障涂层强度理论与检测技术[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2016. (WANG Tiejun, FAN Xueling, DING Bingjun, et al. *Strength Theory and Testing Technology of Thermal Barrier Coatings*[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2016. (in Chinese))
- [3] LIU L, FU S, HU Z, et al. Thermo-mechanical analysis of TBC-film cooling system under high blowing ratio considering the effects of curvature[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2023, **470**: 129826.
- [4] 柴怡君, 林晨, 李跃明. 考虑化学氧化效应时热障涂层氧化物的生长规律[J]. 应用数学和力学, 2015, **36**(4): 404-413. (CHAI Yijun, LIN Chen, LI Yueming. Growth trend of thermal grown oxide in TBCs under chemical oxidation effect[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2015, **36**(4): 404-413. (in Chinese))
- [5] LIU L, WU J, HU Z, et al. Thermal analysis of turbine blades with thermal barrier coatings using virtual wall thickness method[J]. *Computer Modeling in Engineering & Sciences*, 2023, **134**(2): 1219-1236.
- [6] WANG X M, HUI Y Z, HOU Y Y, et al. Direct investigation on high temperature tensile and creep behavior at different regions of directional solidified cast turbine blades[J]. *Mechanics of Materials*, 2019, **136**: 103068.
- [7] 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.
- [8] CHUNG H, SOHN H S, PARK J S, et al. Thermo-structural analysis of cracks on gas turbine vane segment having multiple airfoils[J]. *Energy*, 2017, **118**: 1275-1285.
- [9] QU S, FU C M, DONG C, et al. Failure analysis of the 1st stage blades in gas turbine engine[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2013, **32**: 292-303.
- [10] KARGARNEJAD S, DJAVANROODI F. Failure assessment of Nimonic 80A gas turbine blade[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2012, **26**: 211-219.
- [11] WANG L, LI D C, YANG J S, et al. Modeling of thermal properties and failure of thermal barrier coatings with the use of finite element methods: a review[J]. *Journal of the European Ceramic Society*, 2016, **36**(6): 1313-1331.
- [12] WANG Z, WANG D, LIU Z, et al. Numerical analysis on effects of inlet pressure and temperature non-uniformities on aero-thermal performance of a HP turbine[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, **104**: 83-97.
- [13] MAIKELL J, BOGARD D, PIGGUSH J, et al. Experimental simulation of a film cooled turbine blade leading edge including thermal barrier coating effects[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, **133**: 011014.

- [14] LV B, JIN X, CAO J, et al. Advances in numerical modeling of environmental barrier coating systems for gas turbines[J]. *Journal of the European Ceramic Society*, 2020, **40**(9): 3363-3379.
- [15] ZHU W, WANG J W, YANG L, et al. Modeling and simulation of the temperature and stress fields in a 3D turbine blade coated with thermal barrier coatings[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2017, **315**: 443-453.
- [16] JI Y, MA C, GE B, et al. Conjugate heat transfer investigation on the cooling performance of air cooled turbine blade with thermal barrier coating[J]. *Journal of Thermal Science*, 2016, **25**(4): 325-335.
- [17] SHEN Q, LI S Z, YANG L, et al. Coupled mechanical-oxidation modeling during oxidation of thermal barrier coatings[J]. *Computational Materials Science*, 2018, **154**: 538-546.
- [18] SONG J, QI H, SHI D, et al. Effect of non-uniform growth of TGO layer on cracking behaviors in thermal barrier coatings: a numerical study[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2019, **370**: 113-124.
- [19] 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[J]. *Surface & Coatings Technology*, 2015, **276**: 160-167.
- [20] LI B, FAN X, LI D, et al. Design of thermal barrier coatings thickness for gas turbine blade based on finite element analysis[J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2017, **2017**(1): 2147830.
- [21] VO D T, MAI T D, KIM B, et al. Numerical study on the influence of coolant temperature, pressure, and thermal barrier coating thickness on heat transfer in high-pressure blades[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2022, **189**: 122715.
- [22] BALINT D, HUTCHINSON J. An analytical model of rumpling in thermal barrier coatings[J]. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 2005, **53**(4): 949-973.
- [23] BALINT D S, KIM S S, LIU Y F, et al. Anisotropic TGO rumpling in EB-PVD thermal barrier coatings under in-phase thermomechanical loading[J]. *Acta Materialia*, 2011, **59**(6): 2544-2555.
- [24] JIANG J, MA X, WANG B. Stress analysis of the thermal barrier coating system near a cooling hole considering the free-edge effect[J]. *Ceramics International*, 2020, **46**(1): 331-342.
- [25] VAUNOIS J R, DORVAUX J M, KANOUTÉ P, et al. A new version of a rumpling predictive model in thermal barrier coatings[J]. *European Journal of Mechanics A*, 2013, **42**: 402-421.
- [26] DRYEPONDT S, PORTER J R, CLARKE D R. On the initiation of cyclic oxidation-induced rumpling of platinum-modified nickel aluminide coatings[J]. *Acta Materialia*, 2009, **57**(6): 1717-1723.
- [27] TOLPYGO V, CLARKE D. On the rumpling mechanism in nickel-aluminide coatings, part II: characterization of surface undulations and bond coat swelling[J]. *Acta Materialia*, 2004, **52**(17): 5129-5141.
- [28] SMETANKINA N V, POSTNYI O V, MERKULOVA A I, et al. Modeling of non-stationary temperature fields in multilayer shells with film heat sources[C]//2020 IEEE KhPI Week on Advanced Technology (KhPI Week). Kharkiv, Ukraine: IEEE, 2020: 242-246.
- [29] BERGMAN T. *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*[M]. Hoboken: John Wiley & Sons, 2011.
- [30] LIU L, FAN X, CHU Z, 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.
- [31] TRAEGER F, VAßEN R, RAUWALD K H, et al. Thermal cycling setup for testing thermal barrier coatings[J]. *Advanced Engineering Materials*, 2003, **5**(6): 429-432.
- [32] EVANS H E. Oxidation failure of TBC systems: an assessment of mechanisms[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2011, **206**(7): 1512-1521.
- [33] 中国金属学会高温材料分会. 中国高温合金手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 2012. (The High Temperature Materials Branch of The Chinese Society for Metals. *China Superalloys Handbook*[M]. Beijing: Standards Press of China, 2012. (in Chinese))
- [34] CAI L, HE Y, WANG S, et al. Thermal-fluid-solid coupling analysis on the temperature and thermal stress field of a nickel-base superalloy turbine blade[J]. *Materials*, 2021, **14**(12): 3315.