

层板-热障涂层复合结构的综合冷却效率和力学性能

白波, 张嘉伟, 郝铭扬, 李志刚, 李军

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为阐明层板-热障涂层(TBC)复合结构气热性能与应力分布特征,实现层板冷却结构与TBC 高效耦合目标,采用共轭传热模型,建立了复合结构流-固-力耦合数值预测方法,系统研究了气膜板厚度($H_f = 0.8d$ 、 $1.0d$ 和 $1.2d$)与 TBC 厚度($H_{TBC} = 0.6d$ 、 $0.8d$ 和 $1.0d$)对复合结构综合冷却特性和应力分布的影响。研究表明:复合结构 TBC 表面和金属基体表面综合冷却效率对气膜板厚度变化不敏感,不同气膜板厚度下复合结构综合冷却效率差异小于 1.0%。增加 TBC 厚度可以显著增强复合结构金属基体表面综合冷却效率,在 H_{TBC} 为 $1.0d$ 时,相较于参考工况综合冷却效率增幅约为 15.6%。气膜板厚度与 TBC 厚度对复合结构力学性能影响具有拮抗效应,随着 H_f 和 H_{TBC} 增加,等效应力降幅和等效应力增幅分别超过 10% 和 23.5%。复合结构中气膜孔出口、金属基体/TBC 交界面和气膜孔入口附近存在应力集中现象,气膜孔前缘应力沿径向呈“W”型分布,在金属基体/TBC 交界面处出现等效应力峰值。增加气膜板厚度可以改善金属基体内部力学性能,喷涂较厚的 TBC 可以缓解金属基体/TBC 交界面应力集中,降低 TBC 剥落风险,但会显著增强气膜孔出口附近应力水平(最大等效应力超过 1 000 MPa),因此建议在层板-TBC 复合结构设计中采用较厚的气膜板($H_f=1.2d$)和喷涂合适厚度 TBC($H_{TBC}=0.8d$)的方案。

关键词: 层板冷却;热障涂层;复合结构;综合冷却效率;应力分布

中图分类号: TK474.4 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202603003 **文章编号:** 0253-987X(2026)03-0001-13

Overall Cooling Effectiveness and Mechanical Performance of Laminate-Thermal Barrier Coating Composite Structures

BAI Bo, ZHANG Jiawei, HAO Mingyang, LI Zhigang, LI Jun

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To elucidate the aero-thermal performance and stress distribution characteristics of laminate-thermal barrier coating (TBC) composite structures and achieve efficient coupling between laminate cooling structures and TBC, a conjugate heat transfer model is adopted to establish a fluid-solid-force coupled numerical prediction method. The effects of film-cooling plate thickness ($H_f=0.8d$, $1.0d$ and $1.2d$) and TBC thickness ($H_{TBC}=0.6d$, $0.8d$ and $1.0d$) on the overall cooling characteristics and stress distribution of the composite structure are systematically investigated. The results show that the overall cooling effectiveness on both the TBC surface and the metal substrate surface is insensitive to changes in the film-cooling plate thickness, with differences in overall cooling effectiveness under different H_f values being less than 1.0%.

收稿日期: 2025-04-16。 作者简介: 白波(1995—),男,助理教授;李志刚(通信作者),男,教授,博士生导师。

基金

项目: 国家资助博士后研究人员计划资助项目(GZC20241345);国家自然科学基金资助项目(52406053)。

网络出版时间: 2025-07-24

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20250724.1039.006>

Increasing the TBC thickness significantly enhances the overall cooling effectiveness of the metal substrate surface. At $H_{\text{TBC}} = 1.0d$, the overall cooling effectiveness increases by approximately 15.6% compared to the reference case. The film-cooling plate thickness and the TBC thickness exhibit antagonistic effects on the mechanical performance of the composite structure. As H_f and H_{TBC} increase, the reduction in equivalent stress and the increase in equivalent stress exceed 10% and 23.5%, respectively. Stress concentration occurs near the film-cooling hole exit, the metal substrate/TBC interface, and the film-cooling hole inlet in the composite structure. The stress distribution along the radial direction at the leading edge of the film-cooling hole shows a “W”-shaped profile, with a peak equivalent stress appearing at the metal substrate/TBC interface. Increasing the film-cooling plate thickness improves the mechanical performance within the metal substrate, while applying a thicker TBC alleviates stress concentration at the metal substrate/TBC interface and reduces the risk of TBC spallation. However, a thicker TBC significantly elevates the stress level near the film-cooling hole exit (maximum equivalent stress exceeding 1 000 MPa). Therefore, it is recommended in laminate-TBC composite structure design to adopt a thicker film-cooling plate ($H_f = 1.2d$) along with an appropriately thick TBC coating ($H_{\text{TBC}} = 0.8d$).

Keywords: laminate cooling; thermal barrier coatings; composite geometry; overall cooling effectiveness; stress distributions

大功率、低排放、高可靠性和长寿命是燃气轮机和航空发动机领域长期追求的目标,提高燃气初温可以有效增加其循环热效率,显著推动能源电力行业节能增效和航空产业降碳减排^[1]。燃气涡轮进口温度显著上升,将诱发涡轮叶片高温和高压的极端复杂运行环境进一步恶化,导致目前的冷却方案无法满足先进燃气涡轮热防护的切实需求。Bunker^[2]指出主动冷却技术(内部冷却与气膜冷却)和被动热障涂层(TBC)隔热方法协同是保障燃气涡轮在恶劣环境中运行在可控热负荷下的关键,主、被动冷却技术的进步和革新都极大地推动先进燃气涡轮的研发进程。

为了满足先进高效涡轮叶片热防护设计的迫切需求,主动冷却结构逐渐从单一冷却向组合冷却方向发展。层板冷却作为集冲击冷却、强化扰流和气膜冷却于一体的新型高效冷却形式,其精细的结构设计可以显著提升叶片主动冷却性能和降低冷气消耗量^[3]。针对层板结构流动传热特性和冷却性能,张垚垣等^[4]研究了层板结构内、外壁面间冷气流动特性,发现层板结构气膜孔下游会产生二次涡,影响层板结构气膜冷却性能。李威宏^[5]和 Gu 等^[6-7]分析了超短孔和传统气膜孔下层板结构气膜冷却性能,发现超小长径比的层板气膜孔会导致冷气横向覆盖范围收窄。程想等^[8]实验研究了冲击孔位置对冲击-气膜复合结构冷却性能的影响。Ngetich 等^[9]采用压力敏感漆(PSP)技术测量了不同扰流柱高

度、不同气膜孔和肋柱直径下层板结构气膜冷却性能。Sakai 等^[10]研究了层板结构中肋柱方向对气膜冷却性能的影响,结果表明,肋柱方向显著影响外部气膜冷却性能,不同吹风比下肋柱方向产生的影响相反。季钧等^[11]、Kong 等^[12]和 Luan 等^[13]研究了肋柱结构参数和填充比对冲击靶面传热与外壁气膜冷却特性的影响规律,高扰流柱填充比有助于削弱内部横流的影响。王一等^[14]分析了实体肋柱和多孔介质肋柱层板结构的气膜冷却性能,验证了多孔介质肋柱在层板冷却系统中应用的可行性。Murray 等^[15-16]提出了一种层板结构冷却性能的低阶热阻预测模型,并实验验证了该模型可以快速、准确地预测层板结构冷却性能。Yao 等^[17]和宋伟^[18]研究了层板结构叶片的冷却性能,并对层板结构进行了设计参数敏感性分析和多目标优化。

喷涂低导热 TBC 可以将涡轮叶片金属基体与高温燃气隔离,有效降低金属基体材料温度和防止高温燃气侵蚀涡轮叶片。聚焦喷涂 TBC 冷却结构的流动传热与冷却特性,Davidson 等^[19-20]采用热电偶配合红外测温(IR)方法,实验测量了3种气膜孔构型下喷涂 TBC 叶片的综合冷却效率,发现 TBC 的隔热作用主导了金属基体表面综合冷却效率,气膜冷却主要影响 TBC 表面综合冷却效率。胡冰城等^[21]分析了有、无喷涂 TBC 叶片的气膜冷却性能。Mensch 和 Thole^[22]研究了 TBC 对冲击与气膜组合冷却结构气热性能的影响,发现相较于增加冷气用

量,喷涂 TBC 对冷却性能的提升效果更明显。Huang 等^[23]开展了曲面对层板-TBC 耦合结构气膜冷却性能影响的研究,发现增加 TBC 厚度可以削弱金属壁面综合冷却效率对壁面曲率的敏感度。

气膜孔附近冷气逐渐累积形成低温区,产生显著的热梯度,极易形成应力集中现象。在层板结构中,由于内、外壁面薄和冲击距离短等特点,内、外壁面间温度梯度引发的应力集中问题更突出。针对层板结构应力分布特征,Elmukashfi 等^[24]和 Skamniots 等^[25]采用有限元分析方法(FEA)研究了层板结构应力分布规律,发现层板结构中气膜孔、冲击孔和肋柱圆角处存在热应力集中现象,肋柱和冲击孔参数对层板结构气热性能和力学性能影响比较微弱。Zou 等^[26]和 Wang 等^[27]研究了不同层板结构下热应力分布特征,并对层板结构进行优化设计,旨在降低局部热应力并提升其整体综合冷却性能。Courtis 等^[28]进一步针对具有层板结构的单晶叶片进行了气热力耦合分析。针对喷涂 TBC 冷却结构的应力分布特征,Jiang 等^[29]和 Chen 等^[30]研究了喷涂 TBC 传统气膜孔的力学性能,指出气膜孔边缘的剥离应力和剪切应力会诱发 TBC 出现裂纹,并且增加 TBC 厚度会增加整体应力水平。层板-TBC 复合结构内、外壁面间的热梯度越大,越易诱发局部应力集中现象,促使 TBC 层产生裂纹,甚至局部剥落,因此开展层板/TBC 复合结构综合冷却效率和力学性能研究对延长涡轮叶片使用寿命、降低热烧蚀风险与保障燃气涡轮安全运行至关重要。

目前研究侧重于层板结构流动传热特性与力学性能,鲜有研究聚焦层板-TBC 复合结构气热耦合性能与力学性能,导致层板-TBC 复合结构综合冷却效率与应力分布特征尚不清晰。本文建立了典型层板-TBC 复合结构,采用共轭传热模型和流-固-力耦合数值计算方法,分析了不同气膜板厚度($H_t = 0.8d$ 、 $1.0d$ 和 $1.2d$, d 为气膜孔直径)和 TBC 厚度($H_{TBC} = 0.6d$ 、 $0.8d$ 和 $1.0d$)下复合结构综合冷却性能与应力分布,为层板-TBC 复合结构高效冷却设计和局部应力调控提供了技术支撑。

1 计算模型和数值方法

1.1 计算模型与网格

基于文献[23]中层板-TBC 复合结构实验件,建立了层板-TBC 复合结构全三维数值计算模型,如图 1 所示。计算模型包含固体域和流体域,固体域包括 TBC、气膜板、扰流肋柱和冲击板;流体域包

括主流道(高度为 $20d$)和冷气腔室(高度为 $10d$)。为保证进口流动稳定性和避免出口回流,计算模型分别向上游和下游延伸 $40d$,并沿 Y 方向设置周期性边界。

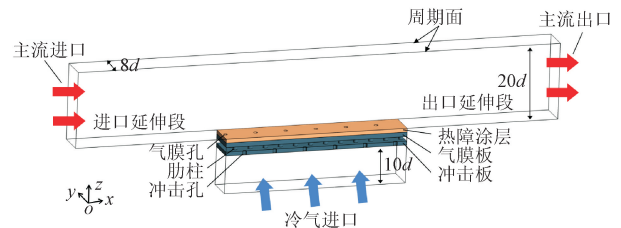


图 1 层板-TBC 复合结构计算模型
Fig. 1 Computational model of composite geometry

层板结构中气膜孔、扰流肋柱和冲击孔排布方式与实验件保持一致,气膜孔、扰流肋柱、冲击孔按照 $1:4:1$ 叉排方式布置,冷却单元中肋柱直径为 $1.2d$,间距为 $4d$,层板冷却单元如图 2 所示,详细的层板结构几何参数见表 1。

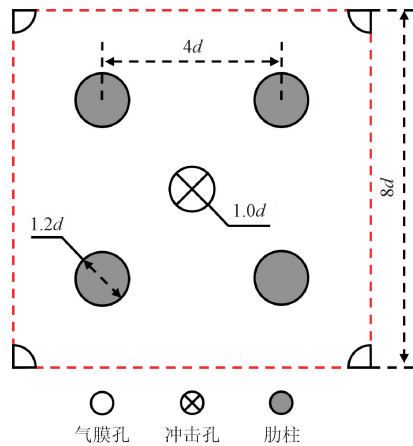
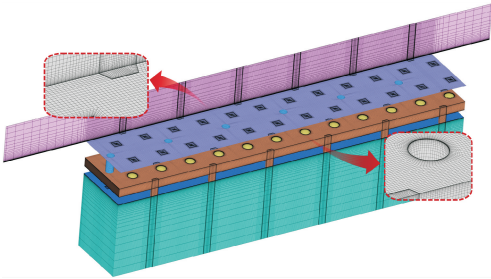


图 2 层板冷却单元布局示意图
Fig. 2 Arrangements of holes and ribs in laminate cooling unit

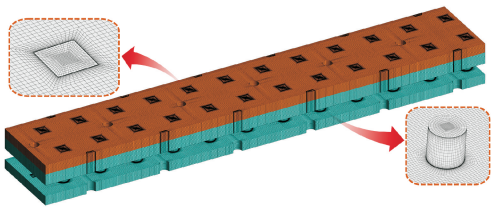
表 1 层板结构几何参数
Table 1 Geometrical parameters of laminate structure

参数	数值
气膜孔直径 D_t/mm	$2(d)$
气膜孔角度 $\beta_t/(^{\circ})$	90
气膜孔间距 P_t/mm	16 (8d)
冲击孔直径 D_i/mm	2 (d)
冲击孔角度 $\beta_i/(^{\circ})$	90
冲击孔间距 P_i/mm	16 (8d)
肋柱直径 D_r/mm	2.4 (1.2d)
肋柱高度 H_r/mm	2.4 (1.2d)
冲击板厚度 H_w/mm	2 (d)

图 3 给出了层板-TBC 复合结构固体域和流体域计算网格。高质量六面体多块结构化网格采用 ICEM CFD 生成,在气膜孔、扰流肋柱和冲击孔区域采用 O 型网格技术提升网格质量。为准确捕捉边界层和受限空间内复杂流动传热状态,在近壁面区域和气膜板与冲击板间受限空间内进行局部网格加密,第一层网格厚度为 0.008 mm,膨胀比为 1.2,壁面最大无量纲 y^+ 小于 1,满足修正型(Realizable) $k-\epsilon$ 湍流模型对近壁面流动求解的要求。



(a) 流体域计算网格



(b) 固体域计算网格

图 3 层板/TBC 复合结构计算网格

Fig. 3 Computational mesh of laminate/TBC composite geometry

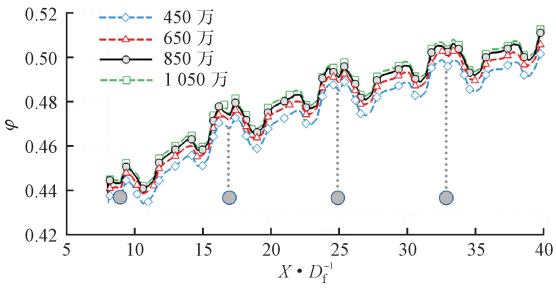
为准确评估 TBC 表面和金属基体表面冷却特性,定义 TBC 表面综合冷却效率 φ 和金属基体表面综合冷却效率 η ,表达式如下

$$\varphi = \frac{T_{\infty} - T_{TBC}}{T_{\infty} - T_c} \tag{3}$$

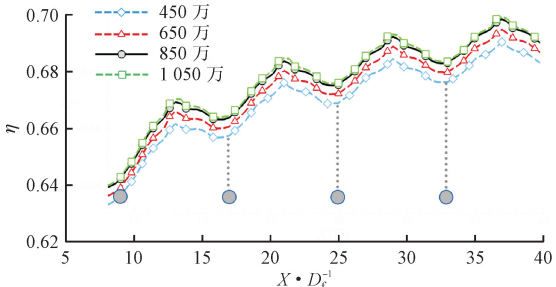
$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{Metal}}{T_{\infty} - T_c} \tag{4}$$

式中: T_{∞} 和 T_c 分别为主流和冷气温度; T_{TBC} 和 T_{Metal} 分别为 TBC 表面温度和金属基体表面温度。

本文选取 TBC 表面和金属基体表面横向平均综合冷却效率分布为评价指标,采用 4 套不同结构化网格数(450 万、650 万、850 万和 1 050 万)进行网格无关性验证。图 4 给出了不同网格数下横向平均综合冷却效率分布,结果表明采用 850 万(固体域 280 万和流体域 570 万)网格可以满足对层板-TBC 复合结构流动特性和综合冷却效率的求解要求。



(a) TBC 表面



(b) 金属基体表面

图 4 层板-TBC 复合结构横向平均综合冷却效率分布
Fig. 4 Laterally-averaged overall cooling effectiveness distributions of laminate-TBC composite geometry

1.2 数值计算方法

本文采用共轭传热模型预测层板-TBC 复合结构综合冷却性能,通过求解稳态雷诺时均纳维-斯托克斯方程(RANS),获取 TBC 表面和金属基体表面温度分布。层板-TBC 复合结构综合冷却效率数值计算的边界条件与文献[23]保持一致,主流和冷气进口均为质量流量进口,出口为平均压力出口。采用满足分子动力学方程的理想气体作为计算流体,冷气和主流温度分别为 300、600 K,吹风比 M 为 1.0,密度比 D_R 约为 2.0。计算模型中流-固交界面和固-固交界面均设置为耦合壁面,其余固体壁面设置为绝热壁面,详细的计算边界条件如表 2 所示。

表 2 数值计算边界条件

Table 2 Computational boundary conditions	
参数	属性或数值
工质	理想气体
主流进口	质量流量
主流温度 T_{∞} /K	600
湍流强度 T_u /%	5
出口条件	平均压力
冷气进口条件	质量流量
冷气温度 T_c /K	300
吹风比 M	1.0
密度比 D_R	2.0

吹风比 M 和密度比 D_R 定义如下

$$M = \frac{\rho_c U_c}{\rho_\infty U_\infty} \tag{1}$$

$$D_R = \frac{\rho_c}{\rho_\infty} \tag{2}$$

式中： ρ_∞ 、 ρ_c 分别为主流、冷气密度； U_∞ 、 U_c 分别为主流速度、冷气速度。

基于毕渥数(Bi)相似原则,实验中^[23]采用钛金属 TC₄ 和低导热率树脂材料模拟真实叶片的 Ni-Al 超高温合金和陶瓷 TBC 材料,Bi_{TBC}/Bi_{Metal} 均位于实际范围内(0.56~8.26)^[25]。实验中固体材料物性参数如表 3 所示。

表 3 材料物性参数

Table 3 Parameters of material properties

材料	参数	属性或数值
金属基体	密度 $\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	TC ₄ 4500
	比定压热容 $C_p/(\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	520
	导热率 $k/(\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	7
TBC	密度 $\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	树脂 1 800
	比定压热容 $C_p/(\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	700
	导热率 $k/(\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	0.5

本文首先采用实验材料的物性参数,开展层板-TBC 复合结构综合冷却效率预测,基于实验测量数据验证数值计算方法的可靠性,然后建立基于 Ansys Workbench 的全三维流-固-力耦合数值分析方法,最后采用涡轮叶片真实固体材料参数(金属基体和 TBC 材料^[29]),开展复合结构综合冷却特性和应力分布数值预测研究。将共轭传热计算获得的数据通过无损数据迁移技术映射到复合结构单元中,求解力和位移矩阵,获取应力分布。复合结构单元动力学约束如图 5 所示,复合结构单元设置与文献^[29]中一致的约束条件, $\bar{X} = 0$ 和 $\bar{X} = 1$ 平面为平

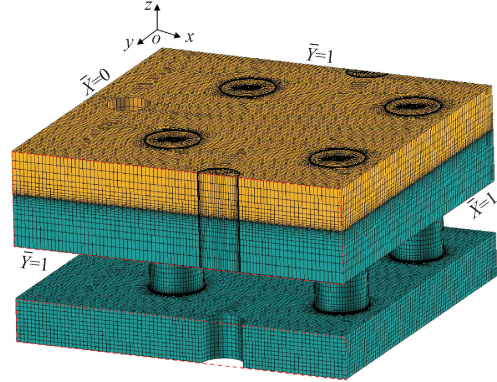


图 5 复合结构单元动力学约束

Fig. 5 Dynamic constraints of typical unit

移周期性面,关关节点具有相同位移; $\bar{Y} = 0$ 平面法线方向上施加零位移约束,通过多点约束(MPC)实现 $\bar{Y} = 1$ 平面上的节点在 Y 方向上具有相同位移;在 Z 方向的平面为自由膨胀平面。

热障涂层可以有效提升涡轮叶片的抗高温侵蚀能力,喷涂 0.2~0.5 mm 厚的热障涂层可以使金属基体温度降低 100~300 K^[31-32],并且 TBC 逐渐向更厚方向发展。为评估气膜板厚度与 TBC 厚度对复合结构综合冷却效率和力学性能的影响,本文计算了 3 种气膜板厚度($H_f = 0.8d$ 、 $1.0d$ 和 $1.2d$)和 3 种 TBC 厚度($H_{TBC} = 0.6d$ 、 $0.8d$ 和 $1.0d$,模型放大 3 倍)下复合结构综合冷却效率和等效力分布,并选取无 TBC 的设计层板结构作为参考,数值计算方案如表 4 所示。

表 4 数值计算方案

Table 4 Configurations of numerical simulations

工况	H_f	H_{TBC}
1		0.6d
2	0.8d	0.8d
3		1.0d
4		0.6d
5	1.0d	0.8d
6		1.0d
7		0.6d
8	1.2d	0.8d
9		1.0d
10(参考)	1.0d	

1.3 数值计算方法验证

基于 Murray 等^[16]和 Wang 等^[27]研究,Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型可以较准确地预测层板结构流动传热特性和综合冷却性能。为进一步校核 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型对复合结构综合冷却效率的数值预测精度,本文选取 $M = 1.0$ 工况下复合结构($H_f = 1.2d$ 和 $1.0d$)的综合冷却效率分布和不同吹风比($M = 0.5$ 、 1.0 和 1.5)下面平均综合冷却效率实验数据^[23],开展数值计算方法验证。图 6(a)、图 6(b)分别给出复合结构 TBC 表面综合冷却效率的实验测量和数值预测结果,结果表明,预测的气膜孔下游综合冷却效率分布与实验测量结果具有高度的相似性,这说明该湍流模型可以较准确地预测冷气的流动迁移特性。由于 CFD 方法对冷气与主流强掺混流动和冷气横向扩散能力的预测不足,复合结构综合冷却效率的横向分布低于实验测量结果。预测误

差来源于壁面粗糙度,数值计算中设置为光滑壁面,导致过高地预测冷气的轴向迁移能力。

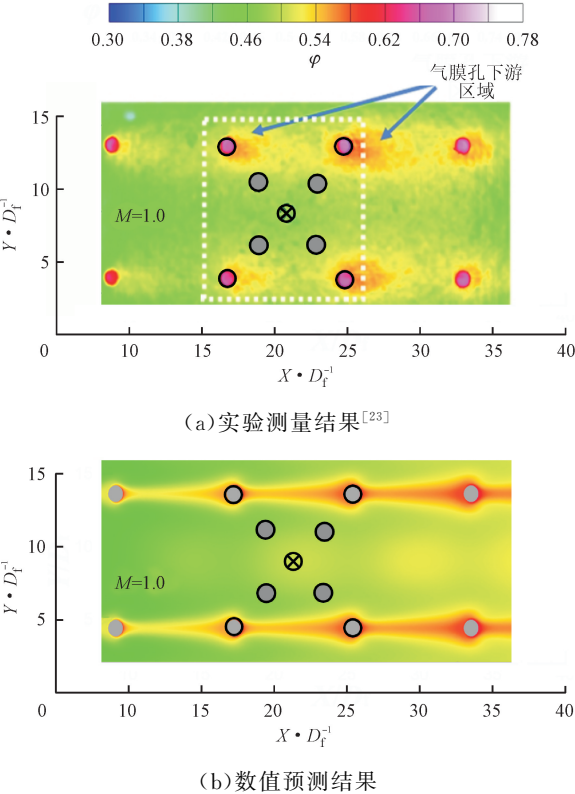


图 6 复合结构 TBC 表面综合冷却效率分布
Fig. 6 Overall cooling effectiveness on TBC surface of composite geometry

图 7 给出了复合结构 TBC 表面综合冷却效率面平均区域示意图,选取中央 4 个孔区域($8d < X < 40d$)进行数据面平均处理。图 8 给出了不同吹风比下复合结构面平均综合冷却效率分布, φ_a 为 TBC 表面面平均的综合冷却效率, η_a 为层板结构金属基体表面面平均的综合冷却效率,随着吹风比增加,预测的面平均综合冷却效率提升趋势与实验结果保持一致。 M 为 1.5 时,气膜孔下游冷气与主流掺混强度显著增强,导致面平均综合冷却效率预测误差增加,但最大预测误差小于 3.1%。因此本文建立的数值方法可以较准确地预测复合结构 TBC 表面和金属基体表面综合冷却效率分布。

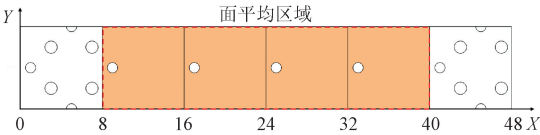


图 7 层板-TBC 复合结构面平均区域

Fig. 7 Area-averaged region of laminate-TBC composite geometry

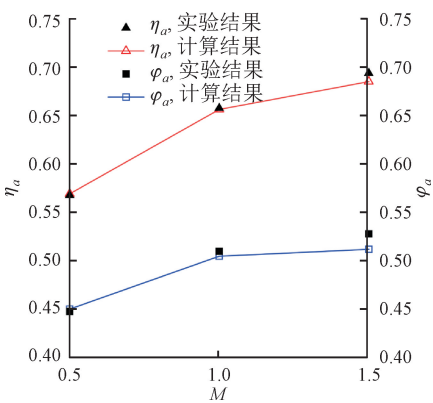
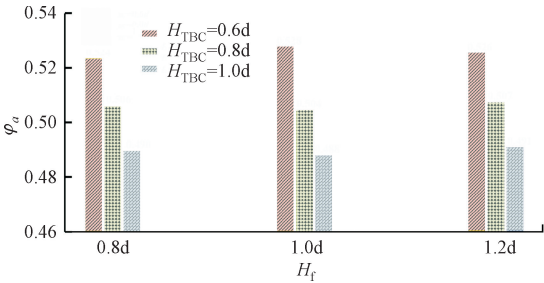


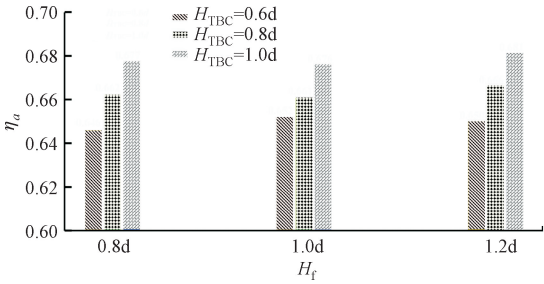
Fig. 8 Overall cooling effectiveness on metal substrate and TBC surface of composite geometry at different blowing ratios

2 结果与讨论

2.1 气膜板厚度对复合结构综合冷却效率的影响
气膜板厚度 H_f 与 TBC 厚度 H_{TBC} 均和气膜孔长径比紧密相关,一般而言气膜孔长径比对气膜冷却性能的影响是微弱的^[33]。图 9(a)、图 9(b)分别给出了不同气膜板厚度下 TBC 表面面平均综合冷却效率 φ_a 分布和金属基体表面面平均综合冷却效率 η_a 分布。在特定 TBC 厚度下,TBC 表面综合冷却效率和金属基体表面综合冷却效率对气膜板厚度



(a)TBC 表面面平均综合冷却效率分布



(b)金属基体表面面平均综合冷却效率分布

图 9 层板/TBC 复合结构面平均综合冷却效率分布
Fig. 9 The distributions of area-averaged overall cooling effectiveness of laminate/TBC composite geometry

变化不敏感,气膜板厚度从 $0.8d$ 增加到 $1.2d$,面平均综合冷却效率差异小于 1.0% 。复合结构中,冲击靶面的对流换热和 TBC 层的隔热作用是影响金属基体表面综合冷却效率的关键因素,由于金属基体热阻小,气膜板厚度变化导致的金属基体表面温度变化可以被忽略。

2.2 TBC 厚度对复合结构综合冷却效率的影响

喷涂 TBC 可以将金属基体和高温燃气隔离,有效降低金属基体温度,防止高温燃气侵蚀金属基体材料。研究表明,薄 TBC 层($0.2\sim 0.5\text{ mm}$)可以有效降低金属基体表面温度($100\sim 300\text{ K}$)。2.1 节研究结果表明,气膜板厚度对复合结构综合冷却效率的影响比较微弱,因此本部分针对气膜板厚度为 $1.0d$ 的复合结构,开展 TBC 厚度对综合冷却效率影响的研究。

图 10、11 分别给出了不同 TBC 厚度下复合结构 TBC 表面综合冷却效率分布云图和金属基体表面综合冷却效率分布云图。在复合结构中,由于冷气直接覆盖和累积,气膜孔下游呈现高综合冷却效率,随着轴向距离增加冷却效率逐渐增强。冷气在冲击靶面的强烈对流换热会增强金属表面和 TBC

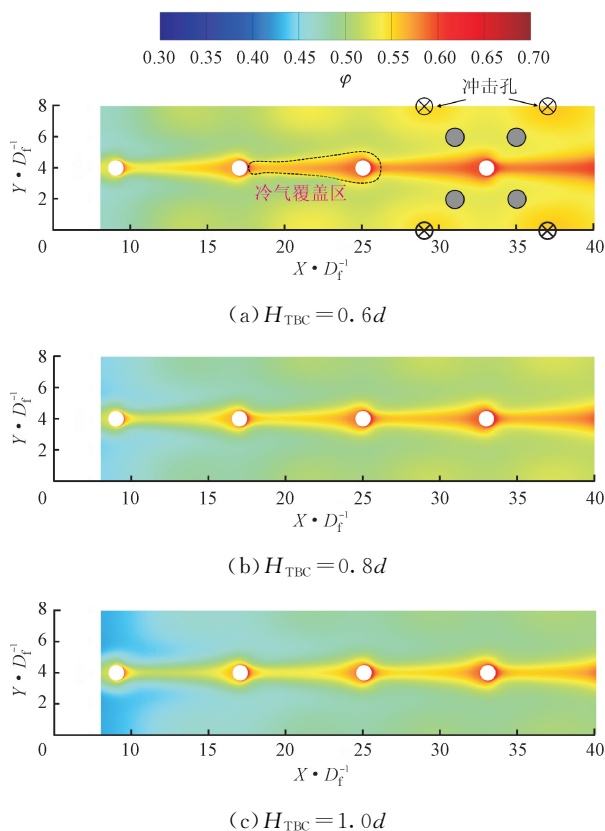


图 10 复合结构 TBC 表面综合冷却效率云图

Fig. 10 Overall cooling effectiveness contour on TBC surface of composite geometry

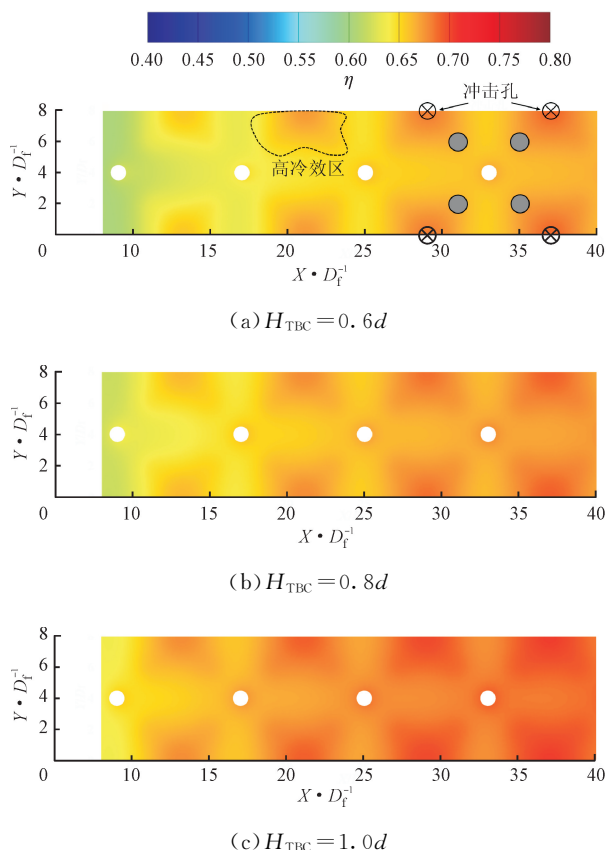


图 11 复合结构金属基体表面综合冷却效率云图

Fig. 11 Overall cooling effectiveness contour on metal surface of composite geometry

表面冲击孔附近的综合冷却效率。如图 9 所示,随着 TBC 厚度增加,内、外壁面间热阻逐渐增加,内部对流换热的贡献逐渐被削弱,导致 TBC 表面综合冷却效率逐渐下降。此外,由于气膜冷却逐渐主导 TBC 表面的综合冷却性能,随 TBC 厚度增加,TBC 表面综合冷却效率均匀度逐渐恶化。

较厚的 TBC 可以显著增加热防护能力,减弱高温燃气向金属基体的热量传递,同时也降低了金属基体与 TBC 间的对流换热,两者协同作用形成的“保温”效果导致金属基体表面综合冷却效率随着 TBC 厚度增加显著提升。TBC 厚度增加也减弱了 TBC 表面气膜冷却对金属基体表面温度分布的影响,使金属基体表面综合冷却效率分布更均匀。

为了进一步量化 TBC 的热防护效果,图 12 对比了不同 TBC 厚度下复合结构 η_a 分布。在金属基体表面喷涂 TBC 可以有效提升其综合冷却效率,喷涂 $0.6d$ 厚的 TBC 后,金属基体表面综合冷却效率可以提升约 11.5% (从 0.585 到 0.652)。随着

TBC 厚度增加, η_a 逐渐增加, 在 $H_{TBC} = 0.8d$ 和 $H_{TBC} = 1.0d$ 时, η_a 分别提升约 13.0% 和 15.6%。图 13 给出了复合结构金属基体表面和 TBC 表面温度分布, 随着 TBC 厚度增加, 内部对流换热作用被严重削弱, 导致 TBC 表面温度逐渐上升。TBC 较大的热阻减弱了燃气热量传递和金属基体与 TBC 间对流换热强度, 金属基体表面温度随着 TBC 厚度增加逐渐下降。 H_{TBC} 从 0.6d 增加 1.0d, TBC 表面和金属基体表面温差从 37.3 K 增加到 56.4 K, 这会增加 TBC 萌生裂纹和剥落等热失效风险, 应引起关注。

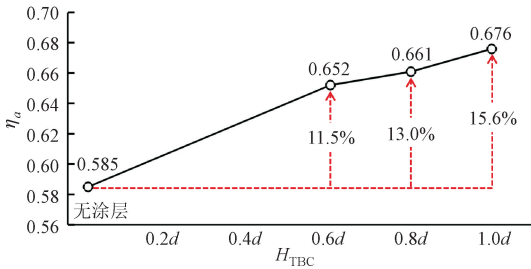


图 12 金属基体表面平均综合冷却效率变化
Fig. 12 Variation of area-averaged overall cooling effectiveness on metal surface

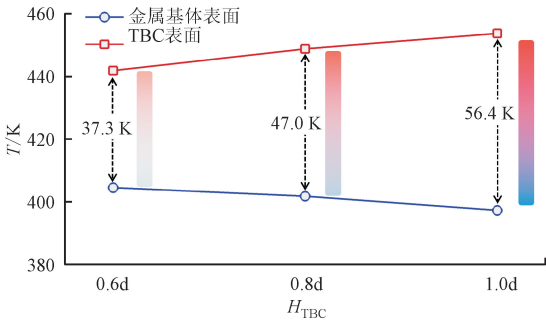
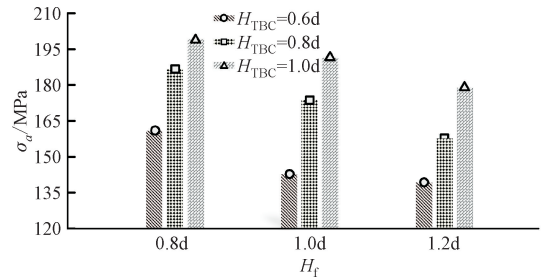


图 13 复合结构面平均温度变化
Fig. 13 Variation of area-averaged temperature of composite geometry

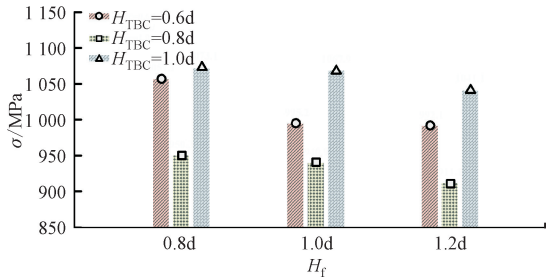
2.3 气膜板厚度对复合结构力学性能的影响

层板-TBC 复合结构中金属基体与 TBC 材料间热导率差异巨大, 导致复合结构沿径向和气膜附近产生较大温度梯度。复合结构的薄壁面特征进一步加剧了因温度不均引发的热应力集中现象。金属基体/TBC 交界面处应力集中极易诱发 TBC 层裂纹萌生和生长, 甚至导致 TBC 局部剥落。因此在可控热负荷下, 研究层板-TBC 复合结构应力分布特征对有效评估 TBC 热失效风险和保障涡轮叶栅运行具有重要的工程应用价值。

选取层板-TBC 复合结构单元为力学性能研究对象, 图 14(a)、图 14(b) 分别给出了不同气膜板厚度下复合结构单元体平均等效应力 σ_a 分布和最大等效应力 σ 分布。在特定 TBC 厚度下, 复合结构单元体平均等效应力和最大等效应力均随着气膜板厚度增加逐渐降低。在 $H_{TBC} = 0.6d、0.8d、1.0d$ 时, 复合结构单元体平均等效应力分别下降约 13.4%、15.4% 和 10.1%; 复合结构单元最大等效应力分别下降约 6.2%、4.1% 和 3.0%。



(a) 体积平均等效应力



(b) 最大等效应力

图 14 复合结构单元等效应力分布
Fig. 14 Equivalent stress distributions of composite geometry unit

选取 $H_{TBC} = 0.8d$ 的复合结构单元, 图 15 给出了复合结构单元气膜孔中心截面等效应力分布云图。高温燃气热量无法有效传递至金属基体, 导致 TBC 层内、外壁面间产生较大温差, 形成高应力区域, 等效应力水平在 400 MPa 左右。由于较大热阻的 TBC 层隔绝了高温燃气, 金属基体内应力水平在 100 MPa 左右。在气膜孔入口附近, 流动加速会强化冷气与金属基体间换热, 导致该区域产生局部高应力。随气膜板厚度增加, 等效应力逐渐下降, H_f 从 0.8d 增加到 1.2d, 等效应力降低约 180 MPa。在气膜孔出口附近, 冷气与主流发生强烈掺混, 巨大温差形成高应力区域, 应力水平大于 800 MPa。随着气膜板厚度增加, 冷气在较大长径比气膜孔内发展更充分, 出口冷气湍流强度衰减, 气膜孔出口附近高应力区域尺寸逐渐缩减。

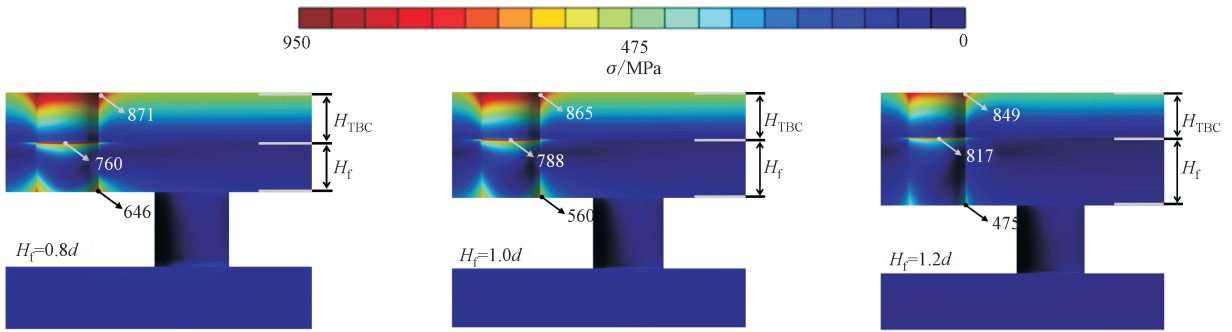


图 15 复合结构单元气膜孔中心截面等效应力分布云图

Fig. 15 Equivalent stress distribution contour at cross hole plane of composite geometry unit

为进一步量化气膜板厚度对复合结构单元应力的影响,图 16 给出 $H_{TBC} = 0.8d$ 的复合结构单元应力变化趋势。 H_f 从 $0.8d$ 增加到 $1.0d$,体平均等效应力下降约 7.0% ,最大等效应力下降约 1.0% 。气膜板厚度从 $1.0d$ 增加到 $1.2d$,体平均等效应力和最大等效应力降幅增加,分别约为 9.1% 和 3.2% 。

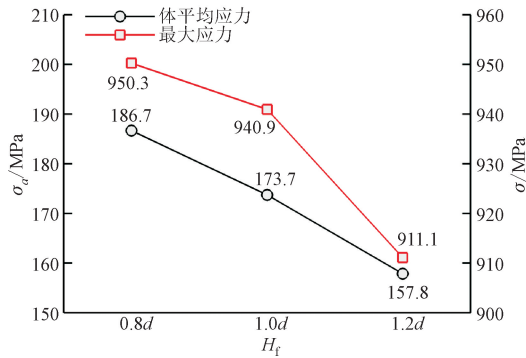


图16 TBC 厚度为 $0.8d$ 时,复合结构单元等效应力变化

Fig. 16 Variations of equivalent stress of composite geometry unit at $H_{TBC} = 0.8d$

层板-TBC 复合结构沿径向存在较大温差,在气膜孔周围和 TBC 内外壁面间形成高应力区域,为量化复合结构沿径向应力分布,图 17 展示了气膜孔前缘沿径向等效应力分布,方向为气膜孔出口到气膜孔入口。气膜孔前缘等效应力沿径向呈现“W”型分布,气膜孔出口等效应力水平最高,在 TBC 层和金属基体内等效应力均先减小后增加。由于 TBC 和金属基体间的较大温差,在金属基体/TBC 交界面处出现等效应力峰值,该发现与文献[29]中结论保持一致。TBC 层和交界面等效应力对气膜板厚度变化不敏感,随着气膜板厚度增加,等效应力降幅小于 10% 。在金属基体内,增加气膜板厚度可以显著缓解气膜孔入口附近应力集中, H_f 从 $0.8d$ 增加

到 $1.2d$,气膜孔入口等效应力降低约 27.5% 。结合 2.1 节复合结构综合冷却效率分析,气膜板厚度变化导致的综合冷却效率差异小于 1% ,因此在保证层板-TBC 复合结构冷却性能的前提下,采用更厚的气膜板设计,可以降低气膜孔入口附近应力水平,获得更佳的复合结构力学性能。

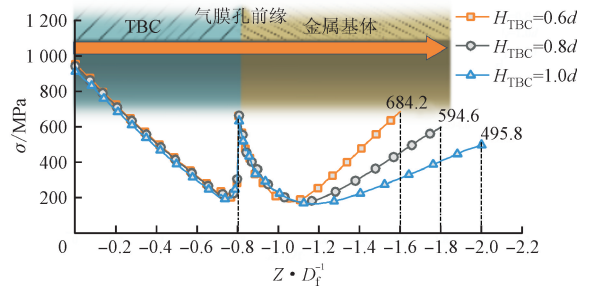


图 17 气膜孔前缘等效应力沿径向变化

Fig. 17 Variations of equivalent stress at the hole leading edge along radial direction

2.4 TBC 厚度对复合结构力学性能的影响

图 18、19 分别给出了复合结构单元体平均等效应力分布和最大等效应力分布。在特定气膜板厚度下,复合结构单元体平均等效应力随着 TBC 厚度增加逐渐增大。在 H_f 为 $0.8d$ 、 $1.0d$ 和 $1.2d$ 时,复合结构单元体平均等效应力分别上升约 23.5% 、 34.1% 和 28.4% 。对于复合结构而言,气膜板厚度与 TBC 厚度对应力的影响具有拮抗效应,增加气膜板厚度和增加 TBC 厚度对复合结构力学性能具有相反作用。随着 TBC 厚度增加,复合结构单元最大等效应力先减小后增加,在 $H_{TBC} = 0.8d$ 时,复合结构单元取得最低的最大等效应力。 H_{TBC} 从 $0.6d$ 增加到 $0.8d$,最大等效应力下降 $50\sim 100$ MPa,降幅为 $5\%\sim 10\%$ 。在 $H_{TBC} = 1.0d$ 时,复合结构单元最大等效应力均超过 1000 MPa,相较于 $H_{TBC} = 0.8d$,

增幅超过 10%。

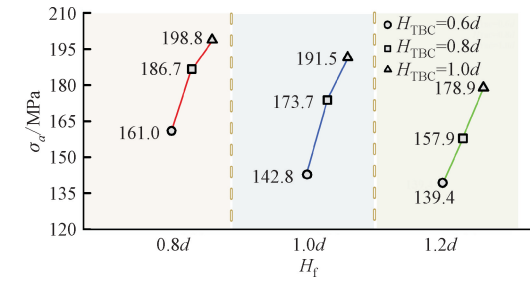


图 18 复合结构单元体平均等效应力分布
Fig. 18 Volume-averaged equivalent stress distributions of composite geometry unit

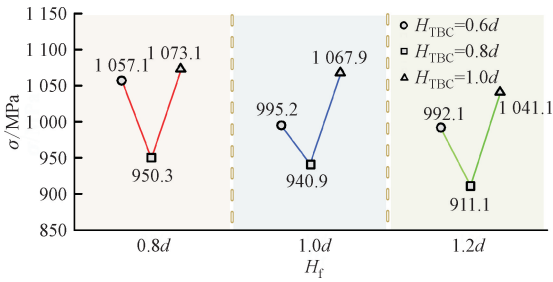


图 19 复合结构单元最大等效应力分布
Fig. 19 Maximum equivalent stress distributions of composite geometry unit

基于 2.3 节分析,增加气膜板厚度可以缓解层板-TBC 复合结构应力集中,获得最低的体平均等效应力和最大等效应力,因此针对气膜板厚度 $H_f = 1.2d$ 的复合结构单元,图 20 给出了不同 TBC 厚度下复合结构单元等效应力分布云图。

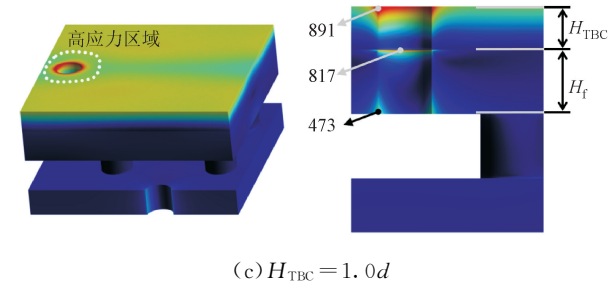
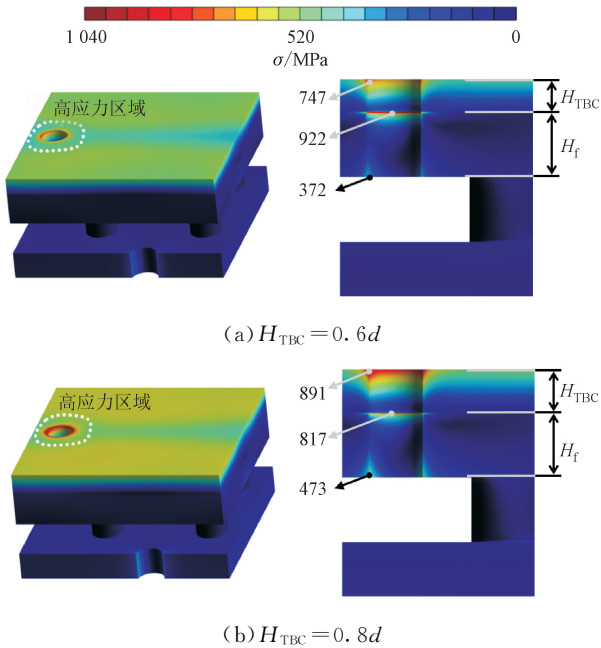


图 20 复合结构单元等效应力分布云图
Fig. 20 Equivalent stress distribution contour of composite geometry unit

由于掺混作用强化对流换热、材料热膨胀差异和流动加速作用,气膜孔出口、金属基体/TBC 界面处和气膜孔入口附近均为应力集中区域。 H_{TBC} 从 $0.6d$ 增加 $1.0d$,金属基体表面和 TBC 表面间增长的温差(从 37.3 K 增加到 56.4 K),导致 TBC 层内应力水平增加。随着 TBC 厚度增加,气膜孔出口附近等效应力水平和区域尺寸显著增加,在 $H_{TBC} = 1.0d$ 时,气膜孔出口附近等效应力超过 1000 MPa 。由于流动加速作用强化对流换热导致冲击孔附近也产生应力集中,等效应力分布与文献[24]中研究结果保持一致。随着 TBC 厚度增加,金属基体表面温度逐渐降低,在界面处材料热膨胀减弱,等效应力逐渐下降。 H_{TBC} 从 $0.6d$ 增加到 $0.8d$ 时,金属基体/TBC 界面处等效应力从 922 MPa 降低至 817 MPa ; H_{TBC} 从 $0.8d$ 增加到 $1.0d$ 时,金属基体/TBC 界面处等效应力从 817 MPa 降低至 658 MPa 。随着 TBC 厚度增加,冷气在气膜孔内对流换热时间增加,气膜孔入口附近高等等效应力区域尺寸逐渐增加。因此增加 TBC 厚度可以缓解金属基体/TBC 界面处应力集中,降低 TBC 局部剥落风险,但 TBC 层内和气膜孔出口附近的高等效应力分布应引起重视。

图 21 对比了不同 TBC 厚度下气膜孔前缘沿径向等效应力分布,不同 TBC 厚度下等效应力分布相似,沿径向呈现“W”型分布。厚度对 TBC 层内等效应力分布具有显著影响,随着 TBC 厚度增加,TBC 层内等效应力水平逐渐增加,在气膜孔出口等效应力增幅约为 34.9% 。由于 TBC 的强隔热作用,TBC 层内等效应力沿径向逐渐减小,但在金属基体/TBC 界面处形成峰值。在 $H_{TBC} = 0.6d$ 时,金属基体/TBC 界面处等效应力甚至超过气膜孔出口等效应力水平。 H_{TBC} 从 $0.6d$ 增加到 $1.0d$,界面处等效应力减小约 50.1% ,复合结构最大等效应

力迁移至气膜出口附近。金属基体内等效应力分布对 TBC 厚度变化不敏感,但气膜孔入口等效应力随 TBC 厚度增加逐渐提高。喷涂较薄 TBC ($H_{\text{TBC}} = 0.6d$) 会在金属基体/TBC 交界面处引发极大的应力集中,可能会导致 TBC 层与金属基体分离,甚至产生 TBC 局部剥落现象。结合前文复合结构综合冷却效率分析,喷涂较厚 TBC ($H_{\text{TBC}} = 1.0d$) 虽然可以增强金属基体综合冷却效率,但是气膜孔出口附近的应力集中极易导致 TBC 表面产生裂纹。在 $H_{\text{TBC}} = 0.8d$ 时,复合结构单元最大等效应力降至 900 MPa 左右,并且 TBC 层内应力分布更均匀。因此喷涂合适厚度的 TBC,既可以有效提升复合结构金属基体表面综合冷却效率,又可以改善 TBC 层力学性能,增加层板-TBC 复合结构运行寿命。针对层板-TBC 复合结构设计,建议使用较厚的气膜板厚度(本文中 $H_f = 1.2d$)和合适的 TBC 厚度(本文中 $H_{\text{TBC}} = 0.8d$)。

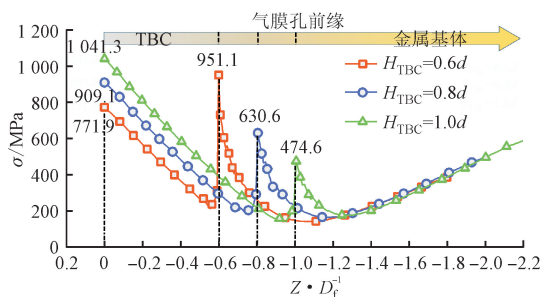


图 21 气膜孔前缘沿径向等效应力变化

Fig. 21 Variations of equivalent stress at the hole leading edge along radial directions

3 结 论

针对层板/TBC 复合结构综合冷却效率分布不清和应力分布特征不明等问题,本文建立了典型层板/TBC 复合结构,采用共轭传热模型,发展了复合结构流-固-力耦合数值预测方法,研究了气膜板厚度 H_f 和 TBC 厚度 H_{TBC} 对复合结构综合冷却性能与应力分布的影响,得到以下结论。

(1)层板/TBC 复合结构冷却性能对气膜板厚度变化不敏感, H_f 从 $0.8d$ 增加到 $1.2d$,复合结构 TBC 表面和金属基体表面综合冷却效率差异均小于 1.0% ;喷涂 TBC 可以显著提升复合结构金属基体表面综合冷却效率,并且随着 TBC 厚度增加,综合冷却效率水平和均匀度均逐渐增加,在 $H_{\text{TBC}} = 1.0d$ 时,综合冷却效率增幅约为 15.6% 。

(2)由于掺混强化对流换热、材料膨胀差异和局部流动加速作用,层板/TBC 复合结构气膜孔出口附近、金属基体/TBC 交界面和气膜孔入口附近出现应力集中现象,气膜孔前缘沿径向等效应力呈现“W”型分布,在金属基体/TBC 交界面处出现等效应力峰值。

(3)气膜板厚度与 TBC 厚度对层板/TBC 复合结构力学性能影响具有拮抗效应,增加气膜板厚度会降低平均等效应力水平(减小 $10.1\% \sim 15.4\%$);增加 TBC 厚度,复合结构平均等效应力水平显著提高(增幅超过 23.5%),并且在 $H_{\text{TBC}} = 1.0d$ 时,复合结构最大等效应力超过 1000 MPa 。

(4)增加气膜板厚度可以降低气膜孔入口附近应力水平,改善层板/TBC 复合结构力学性能;喷涂较厚的 TBC ($H_{\text{TBC}} = 1.0d$) 可以缓解金属基体/TBC 交界面处应力集中,降低 TBC 局部剥落风险,但是气膜孔出口附近的应力集中极易诱发 TBC 裂纹萌生,因此本文建议在层板/TBC 复合结构设计中采用较厚的气膜板(本文中 $H_f = 1.2d$)和喷涂合适的 TBC 厚度(本文中 $H_{\text{TBC}} = 0.8d$)方案。

参考文献:

- [1] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, Division on Engineering and Physical Sciences, Aeronautics and Space Engineering Board, et al. Advanced technologies for gas turbines [M]. Washington: National Academies Press, 2020.
- [2] BUNKER R S. Evolution of turbine cooling [C]// ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2017: V001T51A001.
- [3] 任静,李雪英,郭欣欣,等. 燃气涡轮高效冷却技术及设计方法发展趋势 [J]. 清华大学学报(自然科学版), 2022, 62(4): 794-801.
REN Jing, LI Xueying, GUO Xinxin, et al. Development trends in high-efficiency gas turbine cooling methods [J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2022, 62(4): 794-801.
- [4] 张培垣,栗智宇,李志刚,等. 曲面双层壁结构的内外复合流动及综合冷却特性数值研究 [J]. 西安交通大学学报, 2025, 59(2): 50-60.
ZHANG Kaiyuan, LI Zhiyu, LI Zhigang, et al. Numerical investigation of internal and external flow interaction and overall cooling characteristics of curvature double-wall structures [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2025, 59(2): 50-60.

- [5] 李威宏. 燃机透平薄壁叶片冷却结构的对流与耦合传热机制研究 [D]. 北京: 清华大学, 2018: 83-100.
- [6] GU Huaduo, LIANG Dong, DUAN Penghao, et al. Aerothermal characteristics of thin double-wall effusion cooling systems with novel slot holes and cellular architectures for gas turbines [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 140: 108441.
- [7] GU Huaduo, ZHOU Deli, DU Kun, et al. Overall cooling characteristics of double-wall effusion system considering material selections and hole arrangements [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2023, 216: 124599.
- [8] 程想, 丁侯中, 万红牛, 等. 冲击孔位置对涡轮叶片冲击/气膜复合冷却特性影响的实验研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2023, 57(12): 59-71.
- CHENG Xiang, DING Yuzhong, WAN Hongniu, et al. Experimental investigation on effects of the impingement hole position on impingement/film cooling characteristics of turbine vanes [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2023, 57(12): 59-71.
- [9] NGETICH G C, MURRAY A V, IRELAND P T, et al. A three-dimensional conjugate approach for analyzing a double-walled effusion-cooled turbine blade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(1): 011002.
- [10] SAKAI E, TAKAHASHI T, AGATA Y. Experimental study on effects of internal ribs and rear bumps on film cooling effectiveness [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(3): 031025.
- [11] 季钧, 张靖周, 王春华. 稀疏孔阵层板冷却结构的主要参数影响数值研究 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2019, 51(6): 848-856.
- JI Jun, ZHANG Jingzhou, WANG Chunhua. Numerical investigation on influence of main structural parameters in lamilloy cooling configuration with a sparse hole array [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2019, 51(6): 848-856.
- [12] KONG Dehai, MA Zhenyuan, LI Wei, et al. Effect of rib blockage ratio and arrangements on impingement heat transfer in double-wall cooling [J]. *ASME Journal of Heat and Mass Transfer*, 2023, 145(9): 091001.
- [13] LUAN Yigang, ZHANG Limin, WU Xue, et al. Numerical research for the influence of cylindrical ribs and inclined mainstream on double wall cooling configurations [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2024, 197: 108841.
- [14] 王一, 汪翔宇, 李家龙, 等. 多孔介质扰流柱对双层壁冷却系统性能影响的数值研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2025, 59(2): 61-72.
- WANG Yi, WANG Xiangyu, LI Jialong, et al. Numerical study on effects of pin fin with porous medium on performance of double-wall cooling system [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2025, 59(2): 61-72.
- [15] MURRAY A V, IRELAND P T, ROMERO E. Development of a steady-state experimental facility for the analysis of double-wall effusion cooling geometries [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(4): 041008.
- [16] MURRAY A V, IRELAND P T, ROMERO E. Experimental and computational methods for the evaluation of double-wall, effusion cooling systems [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2020, 142(11): 111003.
- [17] YAO Ran, LIU Taolue, HUANG Xin, et al. Multi-objective design of laminated cooling configuration applied in gas turbine based on fuzzy grey relational analysis [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2023, 207: 124035.
- [18] 宋伟. 全双层壁燃气涡轮导向叶片数值及实验研究 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2024: 39-56.
- [19] DAVIDSON F T, KISTENMACHER D A, BOGARD D G. Film cooling with a thermal barrier coating: round holes, craters, and trenches [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(4): 041007.
- [20] DAVIDSON F T, DEES J E, BOGARD D G. An experimental study of thermal barrier coatings and film cooling on an internally cooled simulated turbine vane [C]//ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2011: 559-570.
- [21] 胡冰城, 王建华, 徐华昭, 等. 具有热障涂层的导向叶片耦合数值研究 [J]. *航空动力学报*, 2017, 32(10): 2394-2402.
- HU Bingcheng, WANG Jianhua, XU Huazhao, et al. Numerical investigation of a thermal barrier coated vane using conjugate heat transfer approach [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(10): 2394-2402.
- [22] MENSCH A, THOLE K A. Overall effectiveness and flowfield measurements for an endwall with nonaxisymmetric contouring [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2016, 138(3): 031007.
- [23] HUANG Xin, PU Jian, WANG Jianhua, et al. Sensitivity analysis of internal layout and coating thickness to overall cooling performances of laminated cooling configurations with surface thermal barrier coatings [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2020, 181: 116020.
- [24] ELMUKASHFI E, MURRAY A V, IRELAND P T,

- et al. Analysis of the thermomechanical stresses in double-wall effusion cooled systems [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2020, 142(5): 051002.
- [25] SKAMNIOTIS C, COCKS A C F. Designing against severe stresses at compound cooling holes of double wall transpiration cooled engine components [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 116: 106856.
- [26] ZOU Yifan, YOU Ruquan, LI Haiwang, et al. Influence of blowing ratio and geometric parameters on cooling performance and thermal stress of a double wall structure [J]. *Thermal Science and Engineering Progress*, 2024, 48: 102420.
- [27] WANG Chen, ZHANG Jingzhou, WANG Chunhua, et al. Multi-optimization of a specific laminated cooling structure for overall cooling effectiveness and pressure drop [J]. *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, 2021, 79(3): 195-221.
- [28] COURTIS M, SKAMNIOTIS C, COCKS A, et al. Coupled aerothermal-mechanical analysis in single crystal double wall transpiration cooled gas turbine blades with a large film hole density [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2023, 219, Part A: 119329.
- [29] JIANG Jishen, JIANG Lingxin, CAI Zhenwei, et al. Numerical stress analysis of the TBC-film cooling system under operating conditions considering the effects of thermal gradient and TGO growth [J]. *Surface and Coatings Technology*, 2019, 357: 433-444.
- [30] CHEN Xiaohu, LI Jiao, LONG Yun, et al. A conjugate heattransfer and thermal stress analysis of film-cooled superalloy with thermal barrier coating [C]// *ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*. New York, NY, USA: ASME, 2020: V07BT12A074.
- [31] PADTURE N P, GELL M, JORDAN E H. Thermal barrier coatings for gas-turbine engine applications [J]. *Science*, 2002, 296(5566): 280-284.
- [32] 史天杰, 张鑫, 彭浩然, 等. 热障涂层材料体系研究现状及展望 [J]. *热喷涂技术*, 2023, 15(2): 1-12.
- SHI Tianjie, ZHANG Xin, PENG Haoran, et al. Research status and Prospect of Thermal Barrier coating Materials system [J]. *Thermal Spray Technology*, 2023, 15(2): 1-12.
- [33] BUNKER R S. The effects of manufacturing tolerances on gas turbine cooling [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2009, 131(4): 041018.

(编辑 武红江)