

引用格式: 丁莲静, 赵熙, 栗尼娜, 等. SiC_f/SiC 复合材料涡轮导叶气膜冷却效果[J]. 航空材料学报, 2026, 46(3): 77-86.
DING Lianjing, ZHAO Xi, LI Nina, et al. Film cooling effect on turbine guide vane of SiC_f/SiC composite material[J].
Journal of Aeronautical Materials, 2026, 46(3): 77-86.

SiC_f/SiC 复合材料涡轮导叶气膜冷却效果

丁莲静¹, 赵熙^{1*}, 栗尼娜¹, 林莉¹, 屠泽灿², 刘梦珠³,
吴帝佳¹, 贺忠良¹

(1. 中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵阳 550081; 2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210000; 3. 西安鑫垚陶瓷基复合材料股份有限公司, 西安 710100)

摘要: 通过对 SiC_f/SiC 陶瓷基复合材料涡轮导向叶片开展数值模拟研究, 探究温比和流量比对叶片整体温度及冷却效果的影响。选取变温比和变流量比 16 个工况进行仿真计算, 结果表明, 当流量比和温比均增加时, 叶片的最高温度、最低温度和平均温度均降低, 且下缘板前缘位置出现高温; 叶背的冷却效果从前缘到尾缘均逐渐增大, 叶盆的冷却效果从前缘到尾缘均先减小后增大。针对单点冷效, 当流量比分别为 5.28%、7.54% 和 8.44% 时, 平均冷效随温比增大先减小后增大; 当流量比为 3.69% 时, 平均冷效随温比增大而逐渐减小。同时, 中截面平均冷效随流量比增大而增大。
关键词: SiC_f/SiC; 复合材料; 涡轮导向叶片; 冷却效果; 温比; 流量比

doi: 10.11868/j.issn.1005-5053.2024.000056

CSTR: 32420.14.j.issn.1005-5053.2024.000056

中图分类号: V254.2

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2026)03-0077-10

Film cooling effect on turbine guide vane of SiC_f/SiC composite material

DING Lianjing¹, ZHAO Xi^{1*}, LI Nina¹, LIN Li¹, TU Zecan², LIU Mengzhu³,
WU Dijia¹, HE Zhongliang¹

(1. AECC Guiyang Engine Design Research Institute, Guiyang 550081, China; 2. School of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210000, China; 3. Xi'an Xinyao Ceramic Matrix Composite Material Co., Ltd., Xi'an 710100, China)

Abstract: A numerical simulation study is conducted on SiC_f/SiC ceramic matrix composite turbine guide vanes to investigate the effects of variations in temperature ratio and flow ratio on the overall temperature and cooling performance of the vanes. A total of 16 operating conditions with variable temperature ratios and flow ratios are selected for simulation calculations. The results show that with the increase of both flow ratio and temperature ratio, the maximum temperature, minimum temperature and average temperature of the vanes all decrease, and high temperature occurs at the leading edge of the lower platform. The cooling efficiency of the vane suction surface increases gradually from the leading edge to the trailing edge, while that of the vane pressure surface first decreases and then increases from the leading edge to the trailing edge. For the local cooling efficiency, when the flow ratios are 5.28%, 7.54%, and 8.44%, respectively, the average cooling efficiency first decreases and then increases with the rise of temperature ratio. When the flow ratio is 3.69%, the average cooling efficiency decreases gradually as the temperature ratio increases. Meanwhile, the average cooling efficiency of the mid-section increases with the rise of flow ratio.

Key words: SiC_f/SiC; composite material; turbine guide vane; cooling effect; temperature ratio; flow ratio

新一代航空发动机具有高推重比的特点, 涡轮前进口温度高达 1900 K, 因此, 选用承温能力高、

质量轻且具有良好的环境适应能力的燃气涡轮导向叶片已成为必然的选择。当冷气用量受到限制

或者先进冷却结构无法应用时, 现有高温合金材料由于承温能力低、密度大, 难以满足新一代航空发动机的应用要求^[1]。

SiC_f/SiC 陶瓷基复合材料以陶瓷为基体复合高性能非金属纤维, 以碳纤维或碳化硅纤维作为增强体, 以碳基、碳化硅基或碳与碳化硅双基体组成的纤维增强陶瓷基复合材料^[2]。这种复合材料可在极端温度环境下保持较高承载能力, 使航空航天推进系统可以在更高温度下运行, 提高热力学效率并且减重^[3]。考虑 SiC_f/SiC 陶瓷基复合材料在高温下具有良好的力学性能, 耐高温、比刚度大、比强度高、热膨胀系数低、不易发生灾难性断裂以及对裂纹不敏感等优点, 其在航空航天等高科技领域具有巨大应用潜力, 因此成为重点发展的新一代高温热结构材料, 很多国家已开展将其应用于航空高温热部件的研究, 并取得丰硕的成果^[4-12]。针对陶瓷基复合材料的制备工艺, 王衍飞等^[13]介绍了当下主要制备方法, 分别为聚合物浸渍裂解 (polymer impregnation and pyrolysis, PIP) 法、化学气相渗透 (chemical vapor infiltration, CVI) 法、反应熔渗 (reactive melt infiltration, RMI) 法等, 采用 CVI-PIP 等联用工艺, 能够制备结构更致密、性能更优异的基体。王雅娜等^[14]系统回顾美国通用电气公司采用预浸料-熔渗工艺研发和应用 SiC_f/SiC 陶瓷基复合材料的完整历程, 并提出国内发展的启示。

在耐高温材料的支撑下, 良好的涡轮导向叶片冷却结构设计也极其重要。现代涡轮常用的冷却方式可以分为两大类: 内部冷却和外部冷却^[15]。扰流冷却是常用的内部冷却方式之一, 具体形式为将不同形式的湍流发生器浇筑在叶片内壁表面上, 增加冷气与叶片的换热面积, 同时, 加强气体扰动, 强化换热效果。工程上常用的扰流结构有不同形式的肋片、扰流柱等。气膜冷却是常用的外部冷却方式之一, 具体形式为冷却气体经过叶片表面的气膜孔喷出后与燃气汇合, 在燃气影响下, 冷气在叶片表面形成一层气膜, 该层气膜将叶片与高温燃气隔开, 防止叶片与燃气直接接触, 气膜孔内的冷气也会通过对流对叶片进行冷却^[16]。

气膜冷却效率表明冷气贴附壁面的效果。关于气膜冷却有许多研究, 文献^[17-20]研究主流燃气与二次流密流比对气膜冷却效率的影响, Kim 等^[21]通过数值模拟方法研究百叶窗形孔、哑铃形孔、扇形孔和月牙形孔的换热特性。本工作针对 SiC_f/SiC 复合材料涡轮导向叶片, 采用外部气膜冷却加尾部扰流柱的复合冷却结构方式, 利用数值模

拟的方法探究温比和流量比变化对叶片温度及冷却效果的影响。

1 数值模拟方法

1.1 计算模型

本工作需要 SiC_f/SiC 陶瓷基复合材料叶片进行多工况下温度场和流场数值计算, 并进一步计算气膜冷却效率。为了说明局部冷却效果和平均冷却效果, 选取叶片中截面 ($r=216$ mm) 及其上一系列点开展计算分析, 具体选取位置如图 1 所示, 其中 B1、B2、B3 和 B4 为叶背方向选取的测点位置, P1、P2、P3 和 P4 为叶盆方向选取的测点位置。

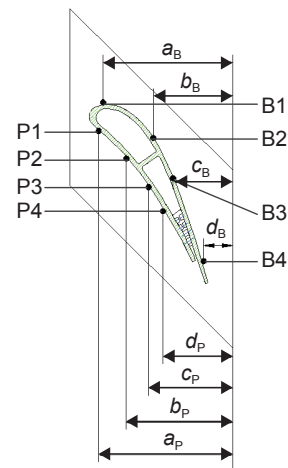


图 1 数据分析选取截面及测点

Fig. 1 Selection of cross-section and measuring points for data analysis

为了尽可能模拟该叶片位于发动机中的真实工作状态, 综合考虑叶片与其他部件 (如高导机匣等) 的装配方式、冷气流向等, 采用图 2 所示的单周期模型进行计算, 模型包含燃气、冷气和叶片 3 个

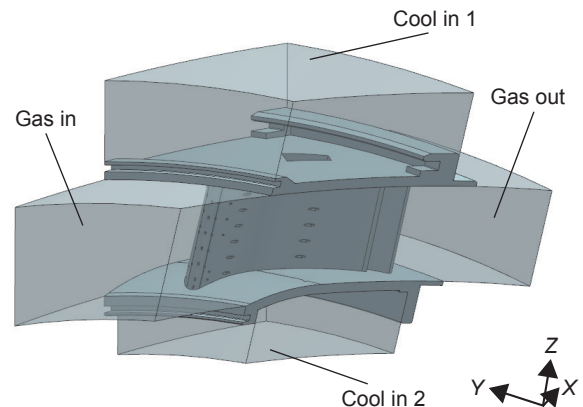


图 2 计算模型

Fig. 2 Calculation model

部分。冷气从导向叶片上缘板的进气口 Cool in 1 和下缘板的进气口 Cool in 2 流进导向叶片, 从 Cool in 2 进入叶片的冷气和叶片内壁换热之后, 由前缘气膜孔排出, 在叶片前缘附近形成气膜, 隔绝燃气; 从 Cool in 1 进入叶片的冷气, 部分气流换热后直接从叶盆的气膜孔排出, 在叶盆气膜孔后方形形成气膜, 其余冷气经扰流柱后由尾缘劈缝汇入燃气。

1.2 网格划分及无关性验证

一般来说, 对流体的数值计算可以采用结构化网格和非结构化网格。考虑到本计算模型中有较多扰流柱、气膜孔等不规则不均匀结构, 若采用结构化网格划分, 会导致计算量巨大, 因此, 本工作选取非结构化网格作为计算网格。

为保证仿真方法的有效性, 本工作选择燃气温度的为 1549.8 K, 冷气流量为 0.055 kg/s, 温比 K_T 和流量比 K_m 分别为 1.89 和 7.54% 工况下, 计算 3 种网格数目 n 下冷效数值 η , 结果如图 3 所示。3 种网格数目的计算结果差值均在 5% 以内, 满足网格无关性要求, 所以网格数目选择为 5.692×10^6 。

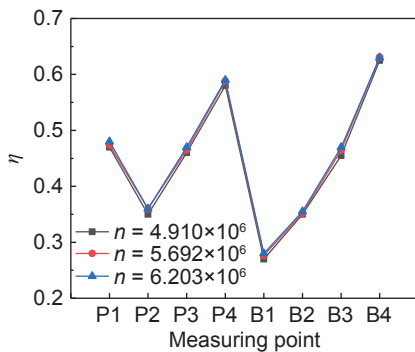


图 3 不同网格数量计算结果对比
Fig. 3 Comparison of calculation results with different grid numbers

控制固体域全局网格最小尺寸为 1.25 mm, 为更加真实模拟气膜孔附近燃气和冷气的流动及其与叶片的换热情况, 在划分网格时, 最小尺寸设为 0.1 mm, 前缘气膜孔壁面尺寸设为 0.1 mm, 其余气膜孔尺寸设为 0.15 mm, 扰流柱表面尺寸设为 0.3 mm。对于流体域, 控制全局网格尺寸与固体域保持一致, 在流-固交界面上生成边界层, 控制边界层第一层网格高度为 2×10^{-6} mm, 网格增长率保持 1.4, 共生成 14 层网格。最终划分的流体域和固体域网格分别如图 4(a)、(b) 所示, 网格数量分别为 4.163×10^6 和 1.529×10^6 。

1.3 边界条件设置

本工作的计算域仅包含一个固体域和一个流

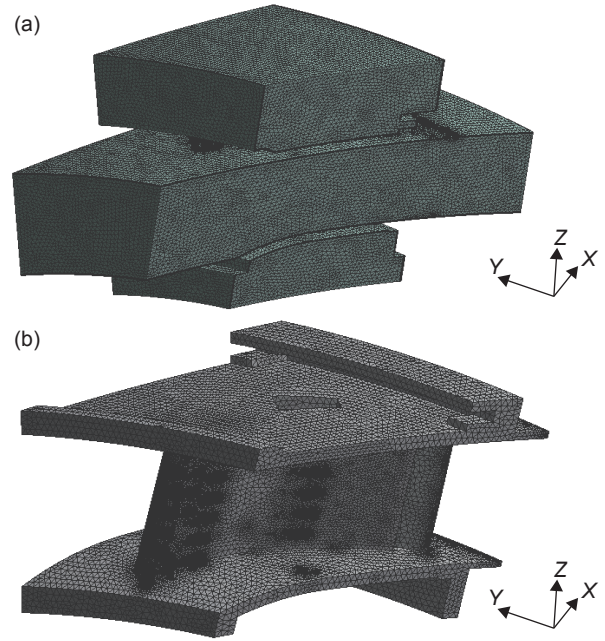


图 4 计算模型中流体域(a)和固体域(b)的网格划分
Fig. 4 Mesh generation of the fluid domain (a) and solid domain (b) in the calculation model

体域。对于固体域, 纤维增韧复合材料的各向异性导热系数可以用 X 、 Y 和 Z 3 个主方向的导热系数来表征, 如图 5 所示, 即沿纤维方向 (厚度方向) X 和 Y 的导热系数和垂直于纤维方向 Z 的 2 个导热系数, 沿纤维方向的 2 个导热系数近似相等, 具体材料属性见表 1, 材料数据由西安鑫垚陶瓷复合材料股份有限公司实验测得, 其中最高温度为 1200 °C。对于流体域, 将其设置为燃气冷气混合介质, 其中冷气设置为理想气体, 燃气物性参数如表 2 所示, 不考虑浮升力影响。

理想空气导热系数 λ 和动力黏度 μ 按 Sutherland 公式^[22] 给定, 分别为式 (1) 和式 (2):

$$\lambda = 0.02415 \times \left(\frac{T}{273.16}\right)^{1.5} \times \left(\frac{273.16 + 194}{T + 194}\right) \quad (1)$$

$$\mu = 1.716 \times 10^{-5} \times \left(\frac{T}{273.16}\right)^{1.5} \times \left(\frac{273.16 + 124}{T + 124}\right) \quad (2)$$

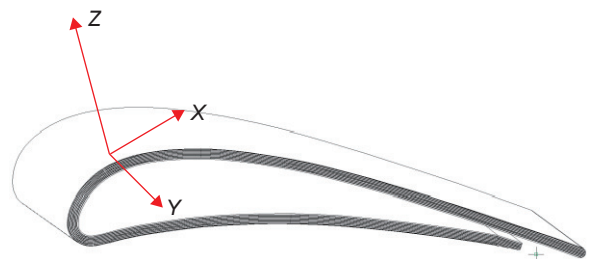


图 5 叶身纤维的 3 个导热方向
Fig. 5 Three thermal conductivity directions of the blade body fiber

表1 SiC_f/SiC 陶瓷基复合材料物性参数
Table 1 Physical property parameters of SiC_f/SiC ceramic matrix composite material

Temperature/°C	Specific heat capacity/(J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹)	Thermal conductivity/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)	
		X, Y	Z
30	847	14.8	14.6
200	1023	14.8	14.2
400	1356	14.5	12.6
600	1435	13.7	11.6
800	1487	12.2	10.7
1000	1621	12.2	11.9
1200	1657	12.5	12.2

表2 燃气物性参数
Table 2 Physical property parameters of gas

Temperature/K	Specific heat capacity/(J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹)	Thermal conductivity/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)
1100	1210.3	0.07327
1200	1230.2	0.07829
1300	1248.8	0.08374
1400	1265.8	0.08942
1500	1281.2	0.09462
1600	1294.6	0.10006
1700	1305.9	0.10551
1800	1315.0	0.11137
1900	1321.8	0.11723

式中: T 为温度。固体域边界条件设置如图 6(a) 所示, 其与流体域接触的壁面 Wall 1 设置为流-固交

接, 位于上下缘板处 4 个周向端面 Wall 2 设置为周向旋转周期面, 其他壁面设置为绝热壁面。

流体域边界条件设置如图 6(b) 所示, 其与固体域接触面设置为流-固交接, 位于周向两侧的截面 F_p 设置为周向旋转周期, 燃气入口 Gas in 给定流量和总温, 冷气入口 Cool in 1 和 Cool in 2 设置为流量入口, Gas out 设置为压力出口, 其他壁面设置为绝热壁面。

1.4 工况设置及参数定义

分别对表 3 中 16 个工况进行热流耦合计算, 计算时, 流体域和固体域均设为静止域, 湍流模型选取 SST 模型, 迭代残差目标为 10^{-5} 。燃气温度为 1549.8 K, 其他具体参数见表 3, 其中冷气流量为叶片上下腔流量之和, 工况 11 为发动机的设计点状态参数, 在保证燃气参数不变的情况下, 上下按比例分别调整设计点温比与流量比, 分别得到 4 个温比值和 4 个流量比值, 最终得到 $4 \times 4 = 16$ 组工况。

其中, 温比和流量比分别定义为式(3)和式(4)^[23]:

$$K_T = \frac{T_g}{T_C} \quad (3)$$

$$K_m = \frac{m_C}{m_g} \quad (4)$$

式中: T_C 和 T_g 分别为冷气和燃气总温; m_C 和 m_g 分别为冷气和燃气流量。

仅用叶片的温度变化表征冷却效果远远不够, 为了科学有效描述叶片的冷却效果, 引入叶片冷效 η 计算公式, 如式(5)^[23] 所示:

$$\eta = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_C} \quad (5)$$

式中: T_w 为叶片壁温。

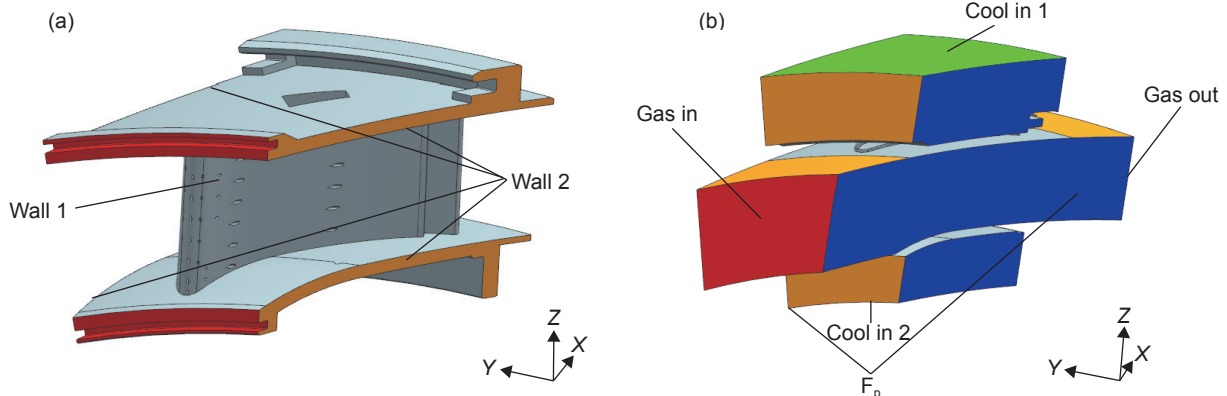


图6 固体域(a)和流体域(b)边界条件

Fig. 6 Boundary conditions of the solid domain (a) and flow domain (b)

表3 不同工况设置
Table 3 Different working condition setting

Working condition	Cooling air flow rate/ (kg · s ⁻¹)	K _T	K _m /%
1	0.026937	1.21	3.69
2	0.038544	1.21	5.28
3	0.055042	1.21	7.54
4	0.061612	1.21	8.44
5	0.026937	1.51	3.69
6	0.038544	1.51	5.28
7	0.055042	1.51	7.54
8	0.061612	1.51	8.44
9	0.026937	1.89	3.69
10	0.038544	1.89	5.28
11	0.055042	1.89	7.54
12	0.061612	1.89	8.44
13	0.026937	2	3.69
14	0.038544	2	5.28
15	0.055042	2	7.54
16	0.061612	2	8.44

2 计算结果及分析

2.1 叶片温度场

不同工况下叶片温度场分布情况相近,以表3中工况7为例,温度场分布情况如图7所示。叶片温度最高区域出现在上下缘板前缘位置,从叶背方向看(图7(a)),叶片呈现从前缘到尾缘温度逐渐降低的规律;从叶盆方向看(图7(b)),叶片的前缘和尾缘温度较低,在叶片中间存在一高温区域,气膜孔附近温度较低。

2.1.1 温比对叶片温度的影响

以叶片的最高温度、最低温度和平均温度为对象,分析整个叶片(包括上下缘板及叶身)的温比对温度的影响,计算结果如图8所示。可以看出,在不同流量比下,保持燃气进口温度不变,叶片的最高温度、最低温度和平均温度均随温比增大而逐渐减小。由于温比定义为主流燃气总温与冷气总温之比,温比增大意味着冷气总温降低,冷气冷却能力更好,因此叶片最高温度、最低温度和平均温度均随温比升高逐渐减小。

2.1.2 流量比对叶片温度的影响

以叶片的最高温度、最低温度和平均温度为分

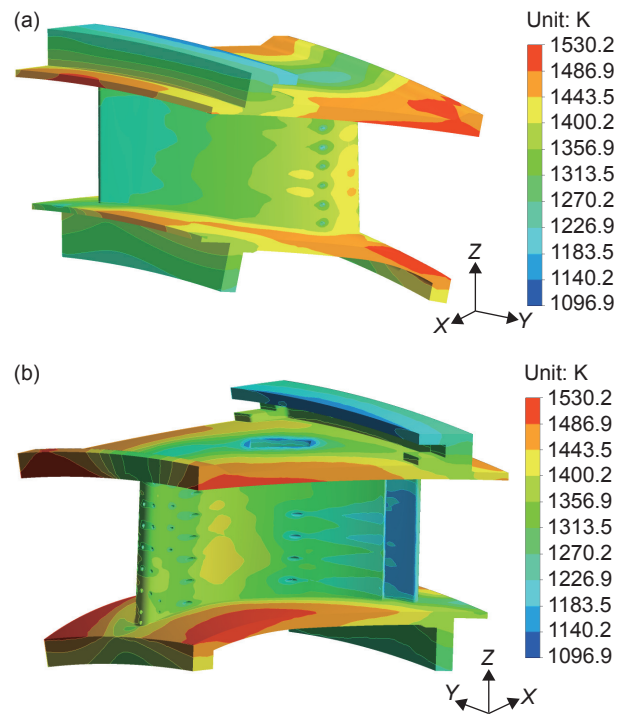


图7 SiC_p/SiC 复合材料涡轮导向叶片温度分布
(a)叶背方向;(b)叶盆方向

Fig. 7 Temperature distribution of SiC_p/SiC composite turbine guide vane (a) suction side; (b) pressure side

析对象,分析整个叶片(包括上下缘板及叶身)的流量比对温度的影响,计算结果如图9所示。可以看出,在不同温比下,叶片的最高温度、最低温度和平均温度均随流量比增大逐渐降低。由于流量比定义为冷气流量与主流燃气流量之比,在主流燃气流量保持不变的前提下,流量比的增大意味着冷气流量增加,在内冷通道保持不变的前提下,冷气流量的增大意味着内流通道内冷气的流速更快,换热更强,而且冷气的流量增大也意味着冷气携带热量的能力增强。

2.1.3 叶片测点温度及冷气流场

以工况7为研究对象,叶片温度分布及冷气流场计算结果如图10所示。分析叶盆方向叶片温度场和冷气流场,大部分L区气膜冷气径流向上,冷气从叶盆侧上缘板沿叶身流向叶背侧,对叶盆侧叶身少有贡献;大部分M区气膜虽然冷气流向沿叶身方向,但由于叶间气动压力的影响,气膜贴壁效果较差,且M区下缘板方向冷气流量相对较少,导致M与T区之间冷却效果不理想;虽然T区只有半叶身高叶膜孔,但冷气的膜贴壁效果明显,再加上前区冷气的影响,从而叶身尾缘区冷却效果良好,这也验证该区气膜孔位置与孔数量是合适的。分析叶背方向叶片温度场和冷气流场,温度场由前缘向尾缘方向均匀过渡,温度逐渐降低,来自叶盆

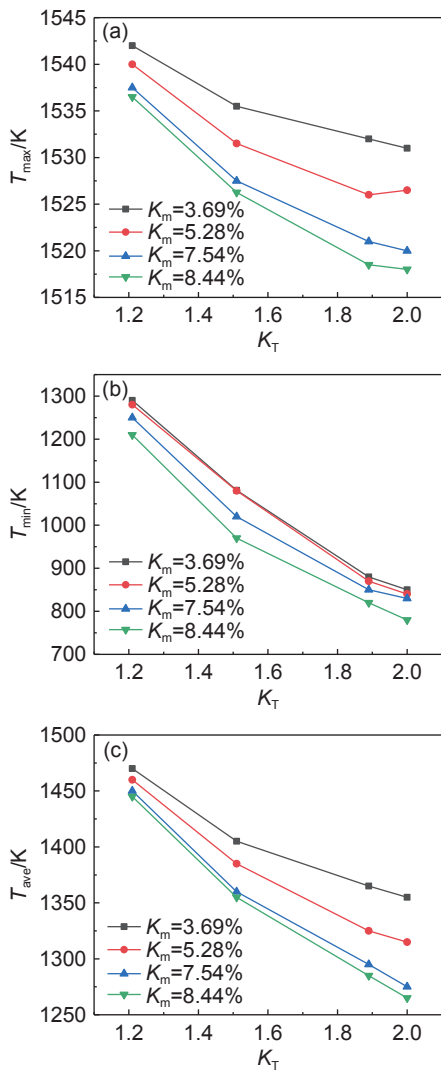


图8 温比对叶片最高温度(a)、最低温度(b)和平均温度(c)的影响

Fig. 8 Influence of temperature ratio on the highest temperature (a), lowest temperature (b), and average temperature (c) of vanes

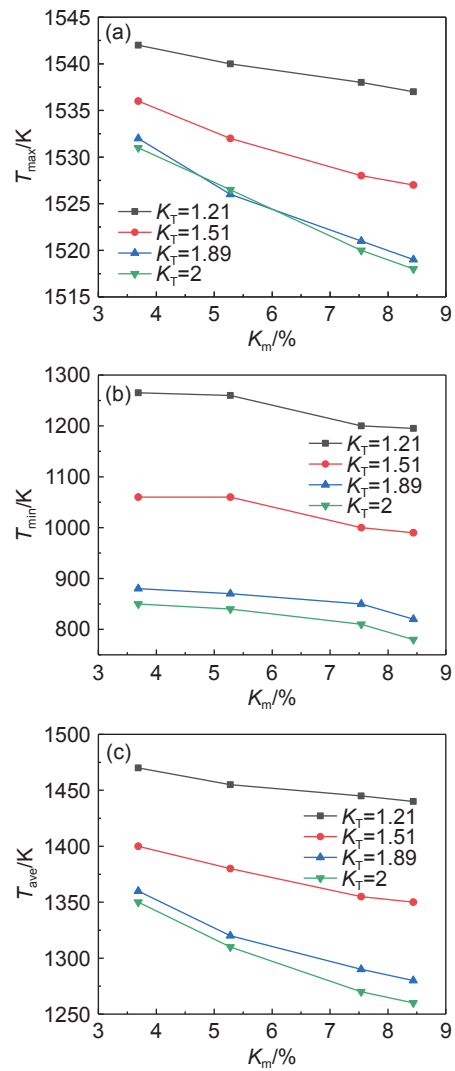


图9 流量比对叶片最高温度(a)、最低温度(b)和平均温度(c)的影响

Fig. 9 Influence of flow ratio on the highest temperature (a), lowest temperature (b), and average temperature (c) of vanes

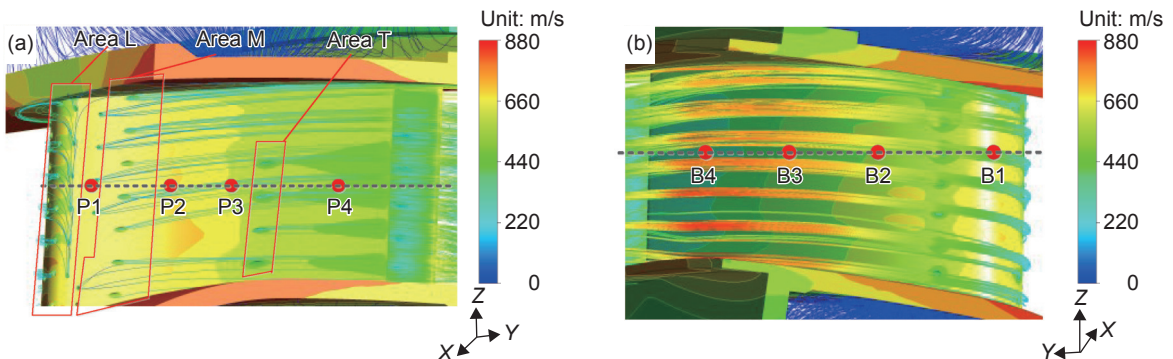


图10 涡轮导向叶片测点位置温度分布及冷气流场 (a)叶盆方向;(b)叶背方向

Fig. 10 Temperature distribution and cool air flow field at measuring points in the turbine guide vane (a) pressure side; (b) suction side

方向L区气膜孔的大量冷气和叶背区气膜孔的所有冷气均匀地覆盖在叶背方向叶身上,阻碍燃气与叶身直接接触,极大地减弱对叶片的热腐蚀,这也

验证叶背方向气膜孔位置与孔数量是合适的。基于上述分析,最终导致叶盆方向叶身测点温度整体分布为 $T_{P2} > T_{P3} > T_{P1} > T_{P4}$,叶背方向温度分布为 $T_{B1} >$

$T_{B2} > T_{B3} > T_{B4}$

2.2 叶片冷效变化

2.2.1 变温比对叶片冷效的影响

图 11 为流量比分别为 3.69%、5.28%、7.54%

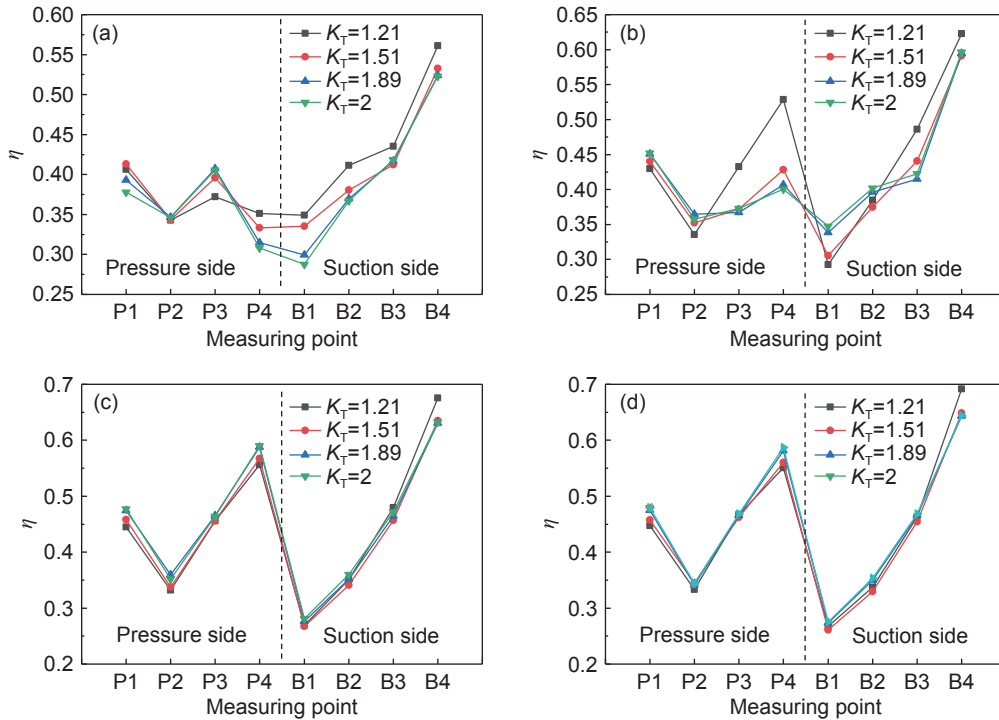


图 11 不同流量比下温比对局部测点冷效的影响 (a) $K_m=3.69\%$; (b) $K_m=5.28\%$; (c) $K_m=7.54\%$; (d) $K_m=8.44\%$

Fig. 11 Influence of temperature ratio on cooling efficiency of local measuring points under different flow ratios (a) $K_m=3.69\%$; (b) $K_m=5.28\%$; (c) $K_m=7.54\%$; (d) $K_m=8.44\%$

流量比越大,不同温比单点冷效值越接近。当流量比为 5.28% 时,温比为 1.21 的曲线离散度相对较大,这是因为气膜冷效与冷气和燃气的掺混情况密切相关,当流量较小时,即冷气流量较少,掺混强度受燃气及温比的影响较多。除流量比为 3.69% 的情况外,叶盆冷效从前缘到尾缘均呈现先减小后增大的规律,冷效最低点为 P2; K_M 为 3.69% 时,叶盆冷效从 P3 到 P4 呈下降趋势,最低点为 P4,且各单点冷效值都处于最低值,这是因为当流量比低于某个阈值时,冷气流量不足,动量小,穿透能力弱, M 区和 T 区出膜冷气过早发散,气膜附壁效果极差,冷气到达尾缘前与燃气掺混较多,导致 P4 点的冷效值较低。叶背的冷效从前缘到尾缘逐渐增大,且 B2 点到 B3 点的增长率随着流量比增加而增大。

图 12 为在不同流量比下,叶片中截面 ($r=216\text{ mm}$) 平均冷效随温比的变化规律,可以看出,在相同温比下,流量比越大,冷效值越高,当 K_M 为 7.54% 与 8.44% 时冷效值差别不大,这是因为该叶片冷却结构的冷效达到饱和状态,在不改变叶片

和 8.44% 下不同温比对叶片上测点冷效影响的计算结果,可以得到,当流量比相同时,不同温比下叶片表面局部冷效的分布趋势基本一致,该趋势与 2.1.3 节测点温度分析结果一致。

冷却结构的情况下,单一增加流量比,不会使冷效值进一步上升。

在流量比分别为 5.28%、7.54% 和 8.44% 时,叶片平均冷效随温比增大呈现先减小后增大的变化规律;在流量比为 3.69% 时,叶片的平均冷效随温比增大逐渐减小,导致此现象的原因同样是低流量比下出膜冷气过早发散,冷燃气掺混较多,冷气附壁效果不理想。

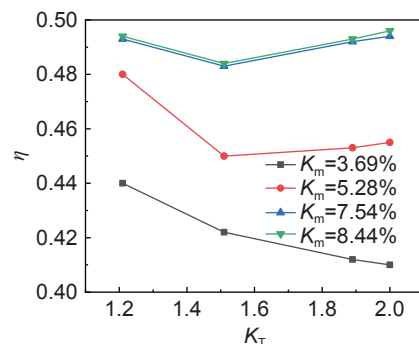


图 12 不同流量比下温比对中截面平均冷效的影响

Fig. 12 Influence of temperature ratio on the average cooling efficiency of the mid-section under different flow ratios

2.2.2 变流量比对叶片冷效的影响

在温比分别为 1.21、1.51、1.89 和 2 时叶片测点冷效随流量比变化的计算结果如图 13 所示。可以看出,除温比为 1.21 情况外,其余 3 种温比排除个别离散测点,对应冷效曲线分布基本一致。温比为 1.21 时,流量比分别为 3.69% 和 5.28% 的 P3 和 P4 两测点整体冷效偏差较大,这是由于最低温比时,即冷气温度最高,当冷气流量偏低时,冷气出孔

过早发散并与燃气掺混, P3 和 P4 两测点气膜覆盖量不够,冷气温度高导致燃气热量过早传导到叶片,最终导致 P3 和 P4 测点区域温度偏高。

随着温比增加,不同流量比对应的整体冷效值逐渐降低,但后期降幅减缓。叶背的冷效从前缘到尾缘逐渐增大;叶盆的冷效从前缘到尾缘呈现先减小后增大的变化规律,这也符合 2.1.3 节得到的测点温度分布规律。

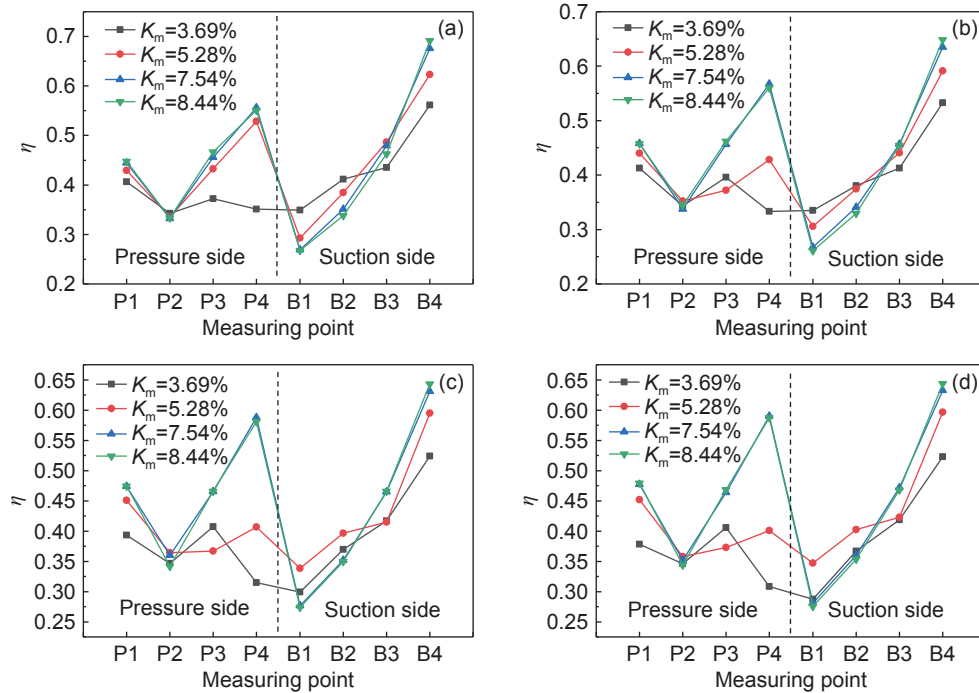


图 13 不同温比下流量比对局部测点冷效的影响 (a) $K_T=1.21$; (b) $K_T=1.51$; (c) $K_T=1.89$; (d) $K_T=2$

Fig. 13 Influence of flow ratio on cooling efficiency of local measuring points under different temperature ratios (a) $K_T=1.21$; (b) $K_T=1.51$; (c) $K_T=1.89$; (d) $K_T=2$

在不同温比下,叶片中截面($r=216$ mm)平均冷效随流量比的变化情况如图 14 所示,可以看出,虽然叶片的单点冷效随流量比无明显变化,但截面平均冷效呈现随流量比增大逐渐增大的规律。这

是由于叶片的单点冷效无法反映流量变化对叶片表面温度影响的情况,在气膜孔出口下缘,流量比影响较大,但在无气膜孔位置处流量比变化的影响较小,而且流量比变化也会影响冷气和燃气的掺混效果。

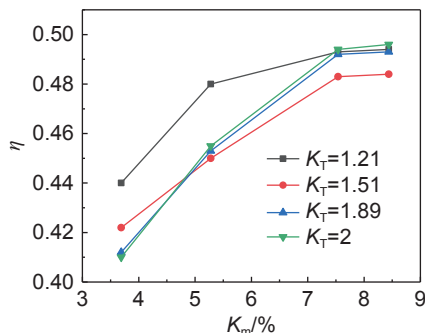


图 14 不同温比下流量比对中截面平均冷效的影响

Fig. 14 Influence of flow ratio on the average cooling efficiency of the mid-section under different temperature ratios

3 结论

(1)从计算工况来看,随着流量比和温比增加,叶片的最高温度、最低温度和平均温度均降低,且最高温区出现在上下缘板前缘位置处。叶片整体温度分布:叶背方向,从前缘到尾缘温度逐渐降低;叶盆方向,前缘和尾缘的温度相对较低,中间区域出现局部高温。

(2)以工况 7 为研究对象,分析叶片冷气流场和测点温度的关系,得到叶盆方向叶身测点温度整

体分布为 $T_{P2} > T_{P3} > T_{P1} > T_{P4}$, 叶盆方向温度分布为 $T_{B1} > T_{B2} > T_{B3} > T_{B4}$ 。

(3)从计算工况来看,当流量比相同时,叶背的冷效从前缘到尾缘逐渐增大;叶盆的冷效从前缘到尾缘呈现先减小后增大的规律;但叶片表面单点冷效随温比变化不明显。流量比分别为 5.28%、7.54% 和 8.44% 时,叶片的平均冷效随温比增大呈现先减小后增大的变化规律,流量比为 3.69% 时,叶片的平均冷效随温比增大逐渐减小。当温比相同时,叶背的冷效从前缘到尾缘逐渐增大;叶盆的冷效从前缘到尾缘呈现先减小后增大的变化规律;叶片表面单点冷效无明显变化,但截面平均冷效随流量比增大逐渐增大。

(4)低温比和低流量比下,测点 P2、P3 和 P4 3 个测点冷效值较低,根本原因在于冷气温度相对较高与流量相对较少,但也可能与叶片结构的本身设计有一定关系。M 区气膜孔设计影响较大,未来重点研究方向为 M 区气膜孔开孔位置、孔数、孔径、孔型等。

参考文献:

- [1] 焦春荣,赵春玲,孙世杰,等. SiC_f/SiC 复合材料涡轮导向叶片的抗热冲击性能研究[J]. *陶瓷学报*, 2021, 42(2): 301-307.
JIAO C R, ZHAO C L, SUN S J, et al. Study on the thermal shock property of turbine guide blade of SiC_f/SiC composites[J]. *Journal of Ceramics*, 2021, 42(2): 301-307.
- [2] 张孟华,庞梓玄,贾云祥,等. 纤维增强陶瓷基复合材料的加工研究进展与发展趋势[J]. *航空材料学报*, 2021, 41(5): 14-27.
ZHANG M H, PANG Z X, JIA Y X, et al. Research progress and development trend of fiber-reinforced ceramic matrix composites[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2021, 41(5): 14-27.
- [3] 刘洋. SiC/SiC 陶瓷基复合材料损伤失效机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
LIU Y. Study on damage failure mechanism of SiC/SiC ceramic matrix composites[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019.
- [4] NASLAIN R. Design, preparation and properties of non-oxide CMCs for application in engines and nuclear reactors: an overview[J]. *Composites Science and Technology*, 2004, 64(2): 155-170.
- [5] SCHMIDT S, BEYER S, KNABE H, et al. Advanced ceramic matrix composite materials for current and future propulsion technology applications[J]. *Acta Astronautica*, 2004, 55(3/9): 409-420.
- [6] DICARLO J A, VAN R M. Ceramic composite development for gas turbine engine hot section components[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. New York: American Society of Mechanical Engineers, 2006: 221-231.
- [7] ZAWADA L, RICHJARDSON G, SPRIET P. Ceramic matrix composites for aerospace turbine engine exhaust nozzles[C]//5th International Conference on High Temperature Ceramic Matrix Composites. Ohio: American Ceramic Society, 2004: 491-498.
- [8] BANSAL N P, LAMON J. Ceramic matrix composites: materials, modeling and technology[M]. New Jersey, USA: John Wiley & Sons, 2014.
- [9] CHUNG D D L. Materials for thermal conduction[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2001, 21(16): 1593-1605.
- [10] KRENKEL W, BERNDT F. C/C-SiC composites for space applications and advanced friction systems[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2005, 412(1/2): 177-181.
- [11] WEINERT K, JANSEN T. Machining aspects for the drilling of C/C-SiC materials[J]. *Ceramic Matrix Composites*, 2008: 287-301.
- [12] ALVIN M A, ANDERSON I, HEIDLOFF A, et al. Development of advanced material systems for future gas turbine applications[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. New York: American Society of Mechanical Engineers, 2015, 56758: V006T21A010.
- [13] 王衍飞,刘荣军,张金,等. SiC_f/SiC 陶瓷基复合材料制备技术研究进展[J]. *材料工程*, 2025, 53(4): 52-74.
WANG Y F, LIU R J, ZHANG J, et al. Research progress in preparation technology of SiC_f/SiC ceramic matrix composites[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2025, 53(4): 52-74.
- [14] 王雅娜,李天山,王海润,等. GE 公司预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料应用研究历程及启示[J]. *航空材料学报*, 2025, 45(2): 1-17.
WANG Y N, LI T S, WANG H R, et al. Application and implications of GE prepreg-melt infiltration process in SiC_f/SiC composites research[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2025, 45(2): 1-17.
- [15] 宋亚军,李童,张荻,等. 燃气轮机叶片内部扰流肋冷却方式研究进展[J]. *热力透平*, 2011, 40(4): 235-244.
SONG Y J, LI T, ZHANG D, et al. Review of gas turbine blade internal cooling with ribs[J]. *Thermal Turbine*, 2011, 40(4): 235-244.
- [16] 史振. 燃气涡轮叶片复合冷却结构参数化设计与数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
SHI Z. Parametric design and numerical research of gas turbine cooling structure[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015.

- [17] AMMARI H D, HAY N, LAMPARD D. Simulation of cooling film density ratios in a mass transfer technique[M]. New York: American Society of Mechanical Engineers, 1989.
- [18] KOHLI A, BOGARD D G. Turbulent transport in film cooling flows[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2005, 127(5): 513-520.
- [19] ETHRIDGE M I, CUTBIRTH J M, BOGARD D G. Scaling of performance for varying density ratio coolants on an airfoil with strong curvature and pressure gradient effects[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(2): 231-237.
- [20] ZENG L Y, Li X Y, Ren, J, et al. Numerical investigation of coolant-to-mainstream scaling parameters with film cooling on pressure and suction side of a gas turbine blade[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. New York: American Society of Mechanical Engineers, 2017, 50879: V05AT12A011.
- [21] KIM S M, LEE K D, KIM K Y. A comparative analysis of various shaped film-cooling holes[J]. *Heat and Mass Transfer*, 2012, 48(11): 1929-1939.
- [22] ANDERSON J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics[M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [23] 陶智, 徐国强, 王江峰. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015.
- TAO Z, XU G Q, WANG J F. Heat Transfer in Aero-Engines[M]. Beijing: Beihang University Press, 2015.

收稿日期: 2024-03-23; 录用日期: 2024-10-08

基金项目: 航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目 (P2022-B-II-025-001)

通讯作者: 赵熙(1982—), 男, 博士, 高级工程师, 研究方向为航空发动机旋转部件的流动与换热, 联系地址: 贵州省贵阳市观山湖区云潭北路602号(550081), E-mail: 809536243@qq.com

(本文责编: 陈 卉)