

# 基于陶瓷基复合材料铠甲的涡轮导叶热防护研究\*

孙智强, 吕东, 朱凯笛, 刘英实, 孔星傲

(大连理工大学 能源与动力学院 涡轮叶片创新实验室, 辽宁 大连 116024)

**摘要:** 为了加速推进我国高推重比航空发动机研制进程, 突破已有高温合金+气膜冷却架构对涡轮叶片承温能力的限制, 以及解决陶瓷基复合材料(CMC)涡轮叶片制造难度过大的问题, 本文提出了一种在涡轮导向叶片前缘镶嵌CMC铠甲的热防护方案, 并通过多工况下的数值仿真, 研究了其与典型气膜冷却相比在流动和传热上的差异。相较于后者, 在相同的冷气压比1.03下, 采用该CMC铠甲结构可以使得冷气质量流量显著降低58%; 同时可以利用CMC铠甲与冷气的共同作用, 使前缘区的叶片基体冷却效率由0.50显著提升至0.85; 通过研究CMC材料导热系数对其自身温度分布影响, 探讨了避免铠甲失效的极限燃气温度, 相对保守的结果为2017K。有望通过对CMC材料和铠甲结构的进一步性能优化来满足第五代先进航空发动机的需求。

**关键词:** 航空发动机; 涡轮导向叶片; 前缘冷却; 陶瓷基复合材料; 数值仿真

**中图分类号:** V232.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055(2024)02-2208020-08

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2208020

## 1 引言

随着航空发动机推重比需求的不断提高, 涡轮进口的燃气温度也相应提升。未来推重比12~15的先进机型中, 该温度值将超过1800℃<sup>[1-2]</sup>, 而这与当前高温合金的长期使用温度(1100℃)<sup>[3]</sup>之间, 已经产生了700℃以上的降温需求。为此, 如气膜冷却等<sup>[4]</sup>保护措施被普遍采用, 但其效果也已接近理论极限<sup>[3,5]</sup>, 因此从基于新材料的新叶片构型上寻求突破成为另一重点研究方向。这其中陶瓷基复合材料(Ceramic matrix composite, CMC)具有耐高温(使用温度可达1450℃)、密度低(仅为高温合金的1/3)等优点<sup>[3]</sup>, 被认为是高温合金的理想替代者<sup>[3-6]</sup>。

利用CMC材料制造涡轮叶片, 虽然具有上述优势, 但相较于高温合金来说, 却存在着强度和韧性不足, 以及难以精确成型的问题, 是制约CMC叶片工程应用的难点<sup>[6-7]</sup>。为攻克这一瓶颈问题, 行业内主要围绕着以下两条技术路线展开研究: (1)采用复杂的近净成型工艺, 制作整体式CMC叶片, 由于此类方案具有较高的结构完整性, 因此具有较好的力学性能;

(2)规避一体成型的难点, 从分体和多材料组合式上寻求突破, 虽然这样的性能会有所降低, 但同时降低了制造难度却为其带来了应用层面的优势。

对于第一条技术路线, 其核心技术是利用纤维编织叶片整体预制件。美国的UEET(Ultra-Efficient Engine Technology)计划<sup>[7-8]</sup>为解决叶片尖锐的尾缘部分的预制件编织问题, 提出了Y型纤维布互锁阵列的成型工艺, 成功地制造出CMC导向叶片。随后的热循环实验表明: 该叶片结构可以承受1440℃高温考验。日本IHI公司<sup>[9]</sup>为降低CMC叶片制造难度, 早期采用了上/下缘板和叶身分别编织, 再缝合成完整预制件的方法, 通过了1300℃高温载荷实验验证。此后, 该公司Watanabe等<sup>[10-11]</sup>对此工艺方案进行了改进, 并通过增大尾缘半径的方式, 避免了纤维的过度弯曲, 连接方式也由缝合改为机械嵌入。在弯曲试验中测得: 叶片的断裂载荷(4100N)要远大于实际运行中所承受的气动力(575N)。近期, 该团队<sup>[12]</sup>又提出了采用一块纤维板折叠成预制件, 再加工成型的方案, 意在进一步降低CMC叶片的制造成本。该叶片在800h的整机实验后, 未发现任何缺陷, 但检

\* 收稿日期: 2022-08-09; 修订日期: 2023-06-10。

基金项目: 中国航空发动机研究院先进航空动力创新工作站项目(HKCX2022-01-016)。

作者简介: 孙智强, 硕士生, 研究领域为陶瓷基复合材料涡轮叶片设计。

通讯作者: 吕东, 博士, 教授, 研究领域为涡轮叶片冷却技术。E-mail: ld@dlut.edu.cn

引用格式: 孙智强, 吕东, 朱凯笛, 等. 基于陶瓷基复合材料铠甲的涡轮导叶热防护研究[J]. 推进技术, 2024, 45(2): 2208020. (SUN Z Q, LYU D, ZHU K D, et al. Thermal protection of turbine guide vane with ceramic matrix composite armor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(2): 2208020.)

测结果也表明了平面外应力分量是限制该类叶片寿命的主要因素。

第二条技术路线的本质在于通过多种材料和构件的组合规避整体式CMC叶片的制造难点,其中金属骨架+陶瓷型壳<sup>[13]</sup>是一种可行的方案。Nakakado等<sup>[14]</sup>设计的涡轮导向叶片,采用隔热件支撑连接了陶瓷叶身型壳和其内部包裹的金属型芯。热负荷试验(1 300 °C, 1.5 MPa)证明这种由不同结构分别耐热和承力的组合方式具有良好的可靠性。Vedula等<sup>[15]</sup>也沿用了上述理念,但不同之处在于陶瓷型壳与金属型芯通过螺栓连接。该结构的燃烧台架实验表明:CMC型壳可以承受1 316 °C高温,且热应力与机械应力在可接受水平内。除此之外,Lu等<sup>[16]</sup>提出通过短须纤维溶液浇筑模具,进而烧结出叶片毛坯,最后通过精加工获得成品的方案。该方法可以省去复杂的预制件编制过程,显著地降低制造难度与成本。但实验测得样件最大断裂强度和断裂韧性分别为270 MPa和5.1 MPa·m<sup>1/2</sup>,仍可进一步提高。

综上所述,CMC材料在航空发动机涡轮叶片上的应用呈现了多种各具特色的方案和技术路线,尚未形成统一。结合我国在该领域的技术基础,本文提出了一种在金属叶身前缘表面镶嵌CMC铠甲,用以形成气动外型并对叶片进行热防护的全新构型,已获得发明专利授权<sup>[17-18]</sup>。进一步以其热防护效果作为研究切入点,通过数值模拟的方法评估相对现有气膜冷却的效果提高。

## 2 数值仿真模型与方法

### 2.1 研究对象与结构设计

为了研究CMC铠甲结构对涡轮叶片前缘的防护效果,选取了当前普遍采用的气膜式冷却作为对比参照的对象。以某涡轮导向叶片的中截面叶型作为基准构建分析模型,其结构如图1(a)所示。该结构具有较强的典型性,普遍适用于推重比8以上发动机的涡轮叶片冷却设计,以此为对比参照可以较为普适性的评估出CMC铠甲热防护结构的技术优势。为了研究的方便,忽略了叶型的弯扭,同时取叶片壁厚为1 mm。在高度为50 mm的平面叶栅中,对前缘沿径向均布了5列共计88个气膜孔,分别对应前缘燃气驻点和盆/背两侧的鳃区,形成了较完备的气膜覆盖。各气膜孔直径皆为 $\phi=0.4$  mm,并对叶背处的一列设有簸箕型扩张,以进一步增加其气膜覆盖效果。冷气(图中蓝色箭头所示)的供应来自于叶片内腔,并通过14个冲击孔射入前缘冲击通道,以此来强化

对前缘高温区域的冷却。为突出研究的重点,叶身其它部位的冷却措施均被忽略。

采用CMC铠甲对叶片前缘进行热防护,其总体思路是以CMC材料制成薄片式结构覆盖在叶片的前缘,并替代原有的金属区域用以形成完整的叶型,保证涡轮的气动性能。同时利用其较高的热阻和耐高温性能隔绝燃气(图中红色箭头所示)对内部金属支撑结构的加热,以此提高叶片的承温能力。而为了进一步提高铠甲的隔热性能,在其与叶片金属基体之间的缝隙中通入少量冷气,并最终从条状排气缝中均匀地射出叶片,同时对下游区域形成气膜冷却。在该总体思路下,设计了用于与前者对比的CMC铠甲式叶片前缘结构,示于图1(b)。该方案最大化地保留了与图1(a)相同的叶型和内腔冲击孔等结构,以确保对两模型对比研究具有充分的可比性。其主要不同之处在于采用了壁厚为0.7 mm且带有5个连接销的CMC铠甲,如图1(b)中深色区域所示,而被其覆盖的金属区域壁厚则调整为0.8 mm。对于二者的连接结构部分,由于不是本文的研究侧重点,故在建模中被简化处理,并较为理想化地保证了连接销及铠甲与金属叶身之间的间隙分别为0.2 mm和0.1 mm,用以连通叶片内腔和燃气环境,形成冷气流动的通道,同时认为隐去的装配结构并未影响到主要的流动换热过程。通过上述两型叶片结构,形成了本文的对比研究对象。

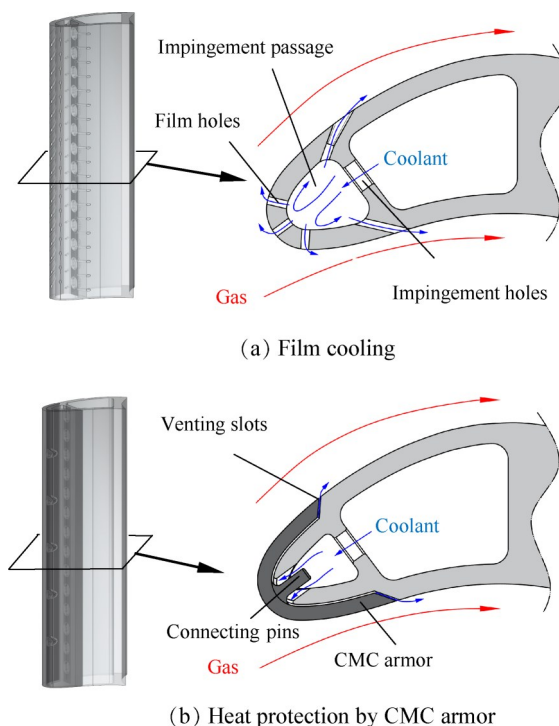


Fig. 1 Cooling schemes of vane leading edge

### 2.2 仿真模型

本文主要研究的是CMC铠甲对叶片前缘的热防护问题,因此仅选取该区域作为主要研究对象,并构建了宽度为*l*的周期性单通道流场环境。两组仿真模型截取了弦长同为*s*的前缘区域,在其内部分别构建了气膜和CMC铠甲两种不同的冷却结构。叶片在此以外的部分则采用空腔和绝热壁面代替,以CMC铠甲热防护的叶片方案为例,将仿真计算模型示于图2。

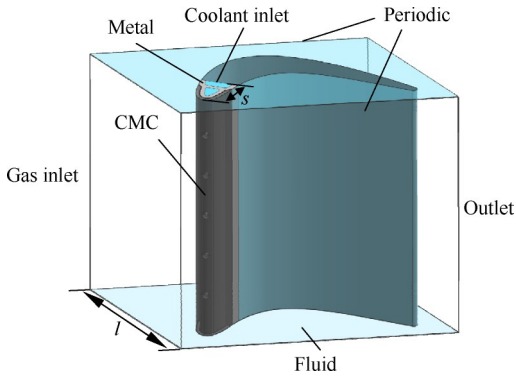


Fig. 2 Simulation domains and boundaries

### 2.3 网格划分

网格的划分采用ANSYS ICEM软件,并且为了适应几何模型的复杂性,采用全局尺寸为0.8 mm的非结构化四面体网格。对于流体近壁面部分则采用棱柱型网格,其首层网格厚度为0.03 mm,厚度增长率为1.2,共3层。而对于CMC铠甲与金属基体之间狭窄的排气槽两侧壁面,则采用了首层厚度为0.015 mm,各两层的棱柱型网格进行加密,用这样的方式保证了在其内至少有5~6层网格,典型区域的划分结果可见图3(a)。针对结构尺寸较精密的区域进行了局部加密,例如对于气膜孔的网格尺寸缩小为0.06 mm,典型加密结果如图3(b)所示。经网格无关性验证后,较优的网格单元数量约为1 600万个,壁面 $y^+$ 接近于1,满足一般性要求。

### 2.4 求解方程

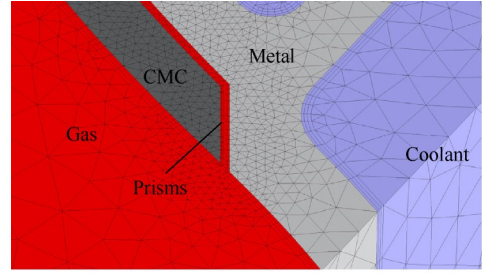
利用ANSYS CFX软件进行气热耦合数值求解。计算中所用的基本控制方程如下:

连续性方程

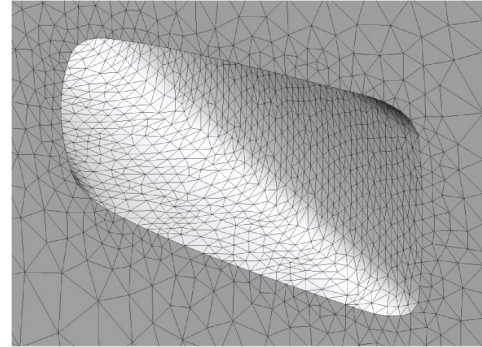
$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (1)$$

动量方程

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \otimes \mathbf{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} \quad (2)$$



(a) Mesh of 4 domains and prisms



(b) Film hole local refinements

Fig. 3 Surface mesh details

能量方程

$$\frac{\partial (\rho h)}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} h) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \boldsymbol{\tau} : \nabla \mathbf{u} \quad (3)$$

固体导热方程

$$\frac{\partial (\rho_s h_s)}{\partial t} = \nabla \cdot (\lambda_s \nabla T_s) \quad (4)$$

式中*t*是时间,但基于瞬态求解器模拟稳态过程时,物理量对时间的偏微分近似为0; $\mathbf{u}$ 是速度矢量; $\boldsymbol{\tau}$ 为剪切应力张量; $\rho, \lambda, p, T, h$ 分别为流体的密度、导热系数、静压、静温和静焓。 $\rho_s, T_s, \lambda_s, h_s$ 分别对应的是固体的密度、温度、导热系数和焓。

参考了席雷等<sup>[19]</sup>的研究,认为SST湍流模型对叶片前缘区域气膜冷却的模拟具有相对较高的计算精度,因此本文选用了该模型作为湍流的工程求解方法。

### 2.5 边界条件

以该型涡轮叶片设计点工况作为分析的主要边界条件,具体设置如表1所示。工质采用理想状态下的空气,并将黏度和导热系数表达为温度的函数。燃气入口采用总压 $p_g^*$ 和总温 $T_g^*$ 边界条件,湍流度为10%;出口采用静压 $p_{out}$ 边界条件;冷气入口采用总压 $p_c^*$ 和静温 $T_c$ 边界条件,湍流度为5%。为了获得冷却效率随冷气流量的变化曲线,增加冷气入口总压 $p_c^*$ ,使得压比 $\pi = p_c^*/p_g^*$ 从1.01增加到1.05。而对于固体域,金属部分的导热系数选取了某型高温合金在1 100~1 300 K时的近似值 $\lambda_m$ 。参考文献[3],认为

CMC材料各向导热系数的分布区间为5.3~12.6 W/(m·K),在本文中则对 $\lambda_{\text{CMC}}$ 分别选取了上述极限和其中间值,并忽略了纤维走向及弯曲损伤所造成的导热系数变化,认为各向同性。

**Table 1** Boundary conditions and material characteristics

Parameter	Value
$p_g^*/\text{MPa}$	1.520
$p_{\text{out}}^*/\text{MPa}$	1.179
$p_c^*/\text{MPa}$	1.01~1.05 $p_g^*$
$T_g^*/\text{K}$	1 700
$T_c^*/\text{K}$	700
$\lambda_m/(\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K}))$	20.0
$\lambda_{\text{CMC}}/(\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K}))$	5.3, 8.0, 12.6

### 3 结果与分析

#### 3.1 分析方法

采用了叶片基体冷却效率和流量比作为评价两种冷却方式的主要技术指标,分别定义如下:

叶片基体冷却效率

$$\eta = \frac{T_g^* - T_w}{T_g^* - T_c^*} \quad (5)$$

流量比

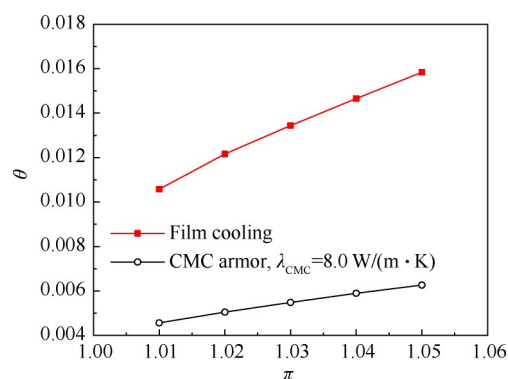
$$\theta = \frac{m_c}{m_g} \quad (6)$$

式中 $T_w$ 为金属区域外表面的平均温度,在本研究中仅取叶片前缘为研究对象, $m_g$ 与 $m_c$ 分别为燃气和冷气质量流量。

#### 3.2 流动结果及分析

两种仿真结构(含三种 $\lambda_{\text{CMC}}$ )各得到了五组不同压比 $\pi$ 下共计20例收敛的计算结果。以此为基础,首先对所获得的燃气与冷气流动状况进行对比分析研究。从总体上,本文给出了各工况下流量比 $\theta$ 随压比 $\pi$ 的变化关系,绘制出的变化曲线如图4所示。因为 $\lambda_{\text{CMC}}$ 对于流动几乎没有影响,因此仅绘出其为8.0 W/(m·K)的结果作为代表,下同。

从图中可见,随着压比 $\pi$ 的提高,两种叶片结构的流量比 $\theta$ 都呈现上升趋势,但CMC铠甲方案的提高相对不敏感,上升幅度明显小于气膜冷却方案。统计得到在相同压比 $\pi$ 条件下,采用CMC铠甲后,其流量比 $\theta$ 相对减少了58%以上,产生了明显的降低冷气用量的效果。而产生该效果的主要原因在于对冷气流流通截面积的设计:气膜冷却方案中88个孔的总横截面积为11.06 mm<sup>2</sup>,是控制冷气流量的主要因素;而



**Fig. 4** Variation of  $\theta$  with  $\pi$

对于CMC铠甲方案,虽然双侧排气槽的总流通面积为10 mm<sup>2</sup>,与前述气膜孔相当,但是因为同时受到了销孔环形截面的节流,以及薄层两侧壁面粘性的较大影响,使得其冷气流动阻力大幅度增加,从而实现了冷气用量的降低,以及体现出了CMC铠甲方案的技术优势。

为进一步明晰两类冷却方案在流动方面的异同,以相同压比 $\pi=1.03$ 下的计算结果为主要研究对象,绘制了如图5所示的燃气与冷气流线图。图中首先展示了叶栅中截面上的两股气流的流动及其掺混,以颜色代表速度标量 $v$ 的大小,并以流线和箭头表示速度在该平面上投影方向。对于燃气的流动,图5(a)和(b)所示的气膜和CMC铠甲两例结果都以相同的入口气流角冲击至叶片前缘,并在前缘驻点区域产生滞止,而后分流至盆背两侧。由于该涡轮采用了亚声速设计,故燃气在叶背处虽然被大幅度加速,但并未达到超声速以及产生激波,其流线显示了较好的贴体性,没有分离等现象产生,为冷气流动提供了较为稳定的环境。此外,两图所示的燃气膨胀加速,以及盆背两侧燃气在尾缘处的汇流等,也都呈现了相同的分布,表明了两类计算结果具有一致燃气环境,为分析两种冷却方案下的冷气流动和换热差异提供了同样的参考基准。

在探明燃气流动的细节后,以此为基础,进一步对两种方案在冷气流动上的差异开展研究。其中气膜冷却的过程如图5(a)所示,冷气自供气腔进入位于前缘的冲击腔后,对正对燃气驻点的区域形成冲击冷却,而后以气膜出流的方式从5列气膜孔排出叶片。为避免因为前缘驻点区域的燃气背压过高而形成倒灌,中间3列气膜孔采用了沿径向倾斜的设计,使得冷气出流时与主流燃气形成较大的夹角,二者的掺混伴随着冷气的转折而同时发生。由于燃气的理论驻点难以恰好与中间1列气膜出流完全重合,故

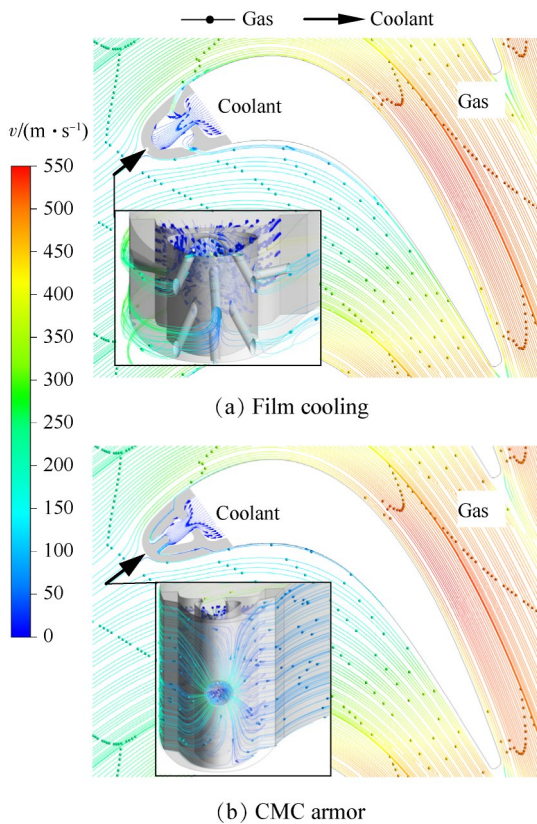


Fig. 5 Streamlines of gas and coolant

在朝向盆背两侧分流的气膜孔之间,遗留了一处无法被气膜覆盖的“死区”,是冷却相对较差的位置。而位于两侧鳃区的两列气膜孔,因采用了沿水平倾斜的设计,其气膜出流方向与燃气较为一致,加之背侧一列孔采用了扩张式结构,故整体出流更加贴体,相对具有更好的气膜覆盖效果。图中展示的流动过程具备较强的典型性,能够代表当前主流涡轮叶片的气膜冷却设计,同时也显露出此类方案难以对叶片前缘形成完全气膜覆盖的常见问题,而这也是限制了气膜冷却方案在高推重比发动机上应用的主要瓶颈之一。

在如图5(b)所示的CMC铠甲方案中,冷气从供气腔到冲击腔的流动过程与前者相似,但其冲击冷却的范围同时包含金属前缘内壁和CMC连接销两个部分。在经历上述过程后,冷气汇入安装孔和连接销之间的环形通道,并在出口处呈现沿夹层向四周扩散出流的特点。认为产生这一现象的原因在于:销孔环形通道与狭窄排气槽在各个方向上的流动阻力都很大且相对均匀,使得冷气没有立即从狭缝的某个局部排出,而是形成了充分的铺展,沿整个排气槽均匀出流,可以对CMC铠甲与金属基体之间起到隔热和冷却,以及对下游壁面气膜覆盖的三重作用。

但也不能排除盆/背两侧燃气流动环境差异的影响,因为叶背侧的出口背压相对更小,以及燃气的引射作用更强,使得冷气更倾向于从背侧排出,集中体现于沿径向分流部分,在经历了较大转折后最终都流向了叶片背侧,引起了一定的流量分配不均。同时也可以观察到,在这一扩散流动过程中,因流通截面积的沿程大幅度增加,使冷气流速呈现下降趋势,也存在一定的燃气倒灌风险。

通过上述分析可知,CMC铠甲方案首先能够充分保持涡轮气动外形,使得叶栅流场与原有气膜冷却时相同,并且可以通过与金属基体之间的间隙设计,使得相对耐高温能力更差的金属只感受到铠甲和冷气的保护,而与燃气完全隔绝,利用较少冷气量解决了气膜冷却无法完全覆盖的难题。

### 3.3 传热结果及分析

在明晰了两种方案的流场区别后,仍以压比 $\pi=1.03$ 的工况为例,进一步对其传热结果进行分析,取径向周期性单元,绘制了如图6所示的局部壁面温度分布云图,通过等值线的幅值和分布规律来研究两方案冷却过程上的差异。从图中可见,在温度1700 K燃气的冲刷下,气膜冷却方案的前缘壁面温度分布于1120~1260 K,相对燃气的降温幅度约为500 K,可以满足一般冷却需求。并且壁面上偏绿色的低温区以气膜孔出口为中心向四周和下游延伸,相对气膜覆盖不佳的区域可低80 K左右。但总体上这些低温区面积相较于整个前缘占比较小,直接反映了气膜无法完全覆盖的问题。综合以上结果来看,气膜冷却虽然具备一定冷却能力,但随着未来高推重比发动机燃气温度的进一步提高,该降温能力与高温合金承温容限之间的矛盾将愈发难以调和,迫切需要采用新的方案解决。

通过如图6(b)所示的温度分布,显示了CMC铠甲前缘防护方案具备解决上述问题的能力。在相同燃气环境下,受铠甲保护的叶片金属区域相对燃气的降温幅度达到了850 K左右,相较于气膜冷却方案增加了350 K,展现出更高的冷却水平。并且对与之相邻但没有被铠甲直接覆盖的金属区域,也能实现较好的冷却,相比气膜冷却时壁面温度又降低了约200 K。图中金属区域上近似椭圆形的等值线分布,显示出这种方案下的冷却是以安装孔为核心的显著特点。对于承担保护作用的CMC铠甲,其温度与金属区域相比更接近燃气来流,虽然高达1400 K,但仍在材料可承受的范围之内,并留有近323 K的裕度,具备进一步提高涡轮前燃气温度的巨大潜力。根

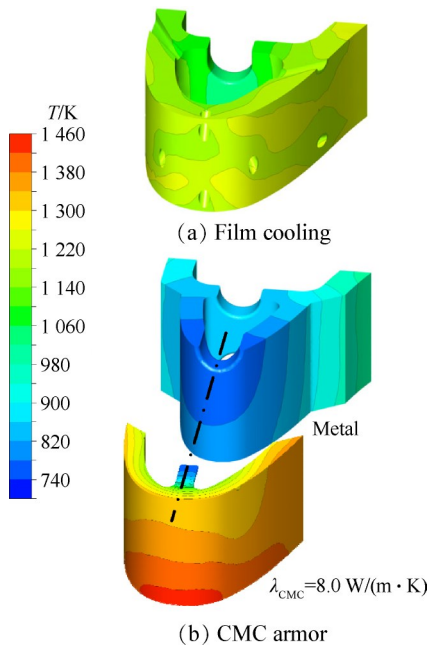


Fig. 6 Wall temperature contours of two cooling schemes

据前文对冷气流动的分析可知,CMC 铠甲之所以未与燃气同温,依赖于夹层中冷气对其的冷却作用,而这也是该区域上等值线以连接销为中心向四周扩散的主要原因。并且由于 CMC 材料的导热系数要远低于金属,使得等值线在主要传热方向——壁面法向上的分布更为密集。另外,CMC 铠甲与金属之间在夹层两侧壁面上显著的温差,也凸显出了其间流动的冷气具有较好的隔热作用,而这也是对叶片前缘的又一层保护。这种采用铠甲与冷气相结合的双层保护,是此类方案可以获得比气膜更高冷却效率的主要原因。

进一步量化对比两类方案差异,绘制各工况下叶片基体冷却效率  $\eta$  随流量比  $\theta$  的变化曲线,如图 7 所示。其中最显著的差异是——CMC 铠甲方案相对于气膜冷却,可以在冷气质量流量减少 58% 以上的情况下,使叶片基体冷却效率从 0.50 显著提升 to 0.85,远超过一般金属基纯气冷叶片能达到的水平,凸显出了这种全新方案在降低冷气用量和提高对叶片前缘热防护效果方面的双重技术优势。另外,各曲线都呈现出叶片基体冷却效率  $\eta$  随着流量比  $\theta$  增大而增大的一般性规律。但相比之下,各条 CMC 铠甲方案的曲线均更为陡峭,表明其随冷气用量增加而提升的幅度更为显著,也意味着对冷气流量变化的响应更为敏感,更反映出对流阻结构精确设计的重要性。另外,减小物性参数  $\lambda_{CMC}$ ,会使冷效曲线略有上升,但幅度较小,说明铠甲的热防护作用虽然会受到材料导热能力的影响,但对于所覆盖的区域来说,已经可以忽略,而这对于 CMC 构件的制备,又是

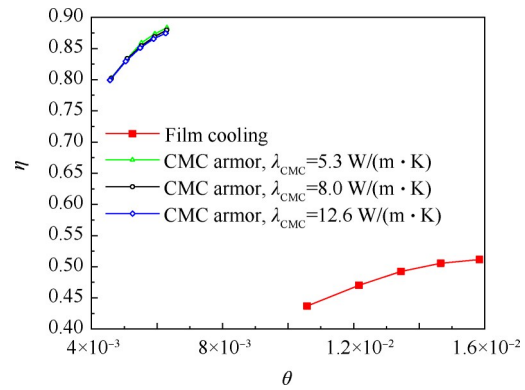


Fig. 7 Variation of  $\eta$  with  $\theta$

一种简化和利好。

### 3.4 对 CMC 铠甲可用性的讨论

上述研究结果显示了 CMC 铠甲对涡轮叶片前缘显著的热防护作用,但也引出了因自身温度过高而受到使用限制的问题。为此本文进一步展示了相同的压比  $\pi=1.03$  下,CMC 铠甲在两种极限的导热系数下的温度分布,如图 8 所示。对比图 6 可知,在  $\lambda_{CMC}$  分别减小和增大后,虽然等值线的形状近似相同,但外壁面温度在整体上分别增大和减小了约 15 K。说明当铠甲材料的绝热性提高时,其表面温度也会更接近燃气温度,以及与其安全使用温度极限之间的裕度会更小。

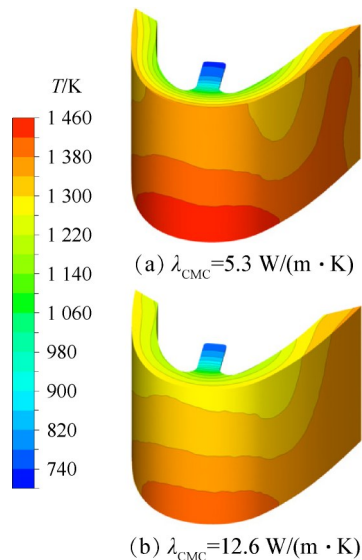


Fig. 8 Wall temperature contours of CMC armors

为了进一步推断 CMC 铠甲的可用性,采用 CMC 部件冷却效率  $\eta_{CMC}$  作为评估指标,其定义为

$$\eta_{CMC} = \frac{T_g^* - T_{max}}{T_g^* - T_c^*} \quad (7)$$

式中  $T_{max}$  为 CMC 铠甲壁面上的最高温度。

绘制了各种 $\lambda_{\text{CMC}}$ 下, $\eta_{\text{CMC}}$ 随流量比 $\theta$ 的变化曲线,展示了冷气对CMC部件的冷却效率影响,如图9所示。三组曲线都呈现了相似的上升趋势,并且导热系数 $\lambda_{\text{CMC}}$ 越大,CMC部件冷却效率 $\eta_{\text{CMC}}$ 越高,表明了采用较高导热性的CMC材料,更能从内部冷却系统中受益。以图中最严酷的工况,即 $\lambda_{\text{CMC}}=5.3 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 和 $\theta=0.0046$ 为参考点进行预测,认为在冷却效率 $\eta_{\text{CMC}}=0.223$ 不变时,只有当燃气温度超过2017 K后,CMC铠甲的热点温度 $T_{\text{max}}$ 才会达到其使用极限1723 K。这样的结果不仅表明了以CMC铠甲作为叶片热防护方案,有望通过进一步优化提高来满足第五代先进航空发动机的需求,也为CMC材料在该领域的应用提供一种新的思路。

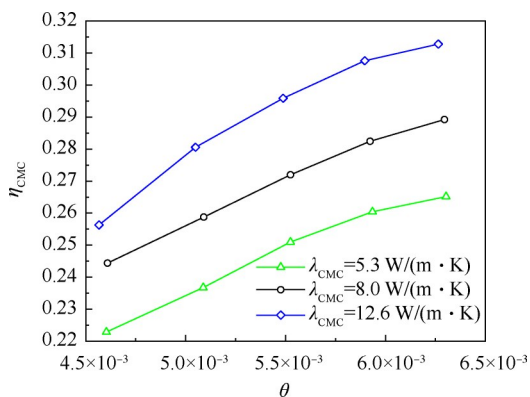


Fig. 9 Variation of  $\eta_{\text{CMC}}$  with  $\theta$

## 4 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)缘于排气槽和销孔环形截面的节流设计,使得CMC铠甲方案相比气膜冷却具有更大的冷气流阻。采用该方案后,在典型工况 $\pi=1.03$ 下,不仅可以降低58%的冷气用量,还能解决后者无法完全覆盖前缘壁面的难题。

(2)受益于CMC铠甲的绝热性、排气槽中冷气的隔热,以及对下游的气膜覆盖共计三重保护,使此方案可获得显著的叶片前缘基体冷却效率,达到0.85,远超过一般以气膜为主的复合冷却措施的水平。

(3)CMC材料较低的导热系数虽然能够实现对叶片的高温热防护,但也导致了其自身温度的提高,是限制其应用的主要因素之一。但即使以较为严酷的工况估算,在保证CMC材料不失效的条件下,可用的燃气温度也能达到2017 K。有望通过对CMC材料性能和铠甲结构形式的进一步优化提高,来满足第五代先进航空发动机的需求。

**致谢:**感谢中国航空发动机研究院先进航空动力创新工作站的资助。

## 参考文献

- [1] 罗 潇,徐友良,郭小军,等. 涡轮发动机用陶瓷基复合材料涡轮转子研究进展[J]. 推进技术, 2021, 42(1): 230-240. (LUO X, XU Y L, GUO X J, et al. Research progress of ceramic matrix composites turbine rotors for turbine engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(1): 230-240.)
- [2] 杜 昆,陈麒好,孟宪龙,等. 陶瓷基复合材料在航空发动机热端部件应用及热分析研究进展[J]. 推进技术, 2022, 43(2): 113-131. (DU K, CHEN Q H, MENG X L, et al. Advancement in application and thermal analysis of ceramic matrix composites in aeroengine hot components[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(2): 113-131.)
- [3] 焦 健,陈明伟. 新一代发动机高温材料-陶瓷基复合材料的制备、性能及应用[J]. 航空制造技术, 2014(7): 62-69.
- [4] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. Boca Raton: CRC Press, 2012.
- [5] 邹 豪. 碳化硅纤维增韧碳化硅陶瓷基复合材料发展现状及其在航空发动机上的应用[J]. 发动机材料, 2017(15): 76-91.
- [6] DICARLO J A, ROODE M V. Ceramic composite development for gas turbine engine hot section components[R]. ASME GT 2006-90151.
- [7] CALOMINO A, VERRILLI M. Ceramic matrix composite vane subelement fabrication[R]. ASME GT 2004-53974.
- [8] VERRILLI M, CALOMINO A, ROBINSON R C, et al. Ceramic matrix composite vane subelement testing in a gas turbine environment[R]. ASME GT 2004-53970.
- [9] TAMURA T, NAKAMURA T, TAKAHASHI K, et al. Research of CMC application to turbine components[J]. IHI Engineering Review, 2005(38): 58-62.
- [10] WATANABE F, NAKAMURA T, MIZUKAMI Y. Design and testing for ceramic matrix composite turbine vane [R]. ASME GT 2017-63264.
- [11] WATANABE F, NAKAMURA T, SHINOHARA K. The application of ceramic matrix composite to low pressure turbine blade[R]. ASME GT 2016-56614.
- [12] WATANABE F, MANABE T. Engine testing for the demonstration of a 3D-woven based ceramic matrix composite turbine vane design concept[R]. ASME GT 2018-75446.
- [13] 陈辉煌,巩龙东,申秀丽. 金属骨架陶瓷基复合材料涡轮导向叶片研究进展[J]. 航空发动机, 2014, 40

- (1): 68-74.
- [14] NAKAKADO K, MACHIDA T, MIYATA H, et al. Strength design and reliability evaluation of a hybrid ceramic stator vane for industrial gas turbines [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1995, 117: 245-249.
- [15] VEDULA V, SHI J, JARMON D, et al. Ceramic matrix composite turbine vanes for gas turbine engines [R]. ASME GT 2005-68229.
- [16] LU Z L, LU F, CAO J W, et al. Fabricating hollow turbine blades using short carbon fiber-reinforced SiC composite [J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2013, 69(1/4): 417-425.
- [17] 吕东, 刘永泉, 梁彩云, 等. 一种采用插销固定式陶瓷铠甲的涡轮叶片 [P]. 中国专利: 2021100125484.2, 2022-03-29.
- [18] 吕东, 孙智强, 蔚夺魁, 等. 一种采用卡扣固定式陶瓷铠甲的涡轮叶片 [P]. 中国专利: 202110125009.5, 2022-03-29.
- [19] 席雷, 高建民, 徐亮, 等. 涡轮叶片前缘阵列冲击冷却流动及传热特性数值研究 [J]. *工程热物理论报*, 2021, 42(2): 430-437.

(编辑: 白鹭)

## Thermal protection of turbine guide vane with ceramic matrix composite armor

SUN Zhiqiang, LYU Dong, ZHU Kaidi, LIU Yingshi, KONG Xingao

(Innovation Lab of Gas Turbine Blade, School of Energy and Power Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

**Abstract:** To improve the thrust-to-weight ratio of aero-engines, it is crucial to overcome the current limitations of superalloy and film cooling on the temperature capacity of turbine blades, as well as the challenges associated with the difficulty of ceramic matrix composite (CMC) turbine blade manufacturing. Therefore, novel scheme was proposed in this paper, which installed CMC armors as vane leading edge thermal protection. And numerical simulations with wide operating conditions were applied to study the differences in flow and heat transfer compared with the typical film cooling scheme. At the same pressure ratio of 1.03, the coolant mass flow rate can be greatly reduced by 58% due to the combined effect with the CMC armors. On the other hand, the cooling efficiency also increased from 0.50 to 0.85 significantly, which showed the great effect of CMC armor protection. The temperature margin of CMC armor erosion failure was studied forward by variation of its thermal conductivity. The conservative result of the allowable gas temperature was 2017K, which could meet the requirements of the 5th-generation aero-engines through further performance optimizations of CMC materials and armor schemes.

**Key words:** Aero-engine; Turbine guide vane; Leading edge cooling; Ceramic matrix composites; Numerical simulation

Received: 2022-08-09; Revised: 2023-06-10.

Foundation item: Advanced Jet Propulsion Innovation Center(HKCX2022-01-016).

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2208020

Corresponding author: LYU Dong, E-mail: ld@dlut.edu.cn