

本刊特稿

文章编号:2095-1248(2025)06-0001-11

陶瓷基复合材料叶片发汗冷却技术现状与展望

李广超, 乔楚涵, 赵志奇, 洪 潮, 赵长宇
(沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 沈阳 110136)

摘要: 为保障涡轮叶片正常工作, 面对不断提高的涡轮前温度, 发展更高效的冷却技术显得尤为迫切。陶瓷基复合材料(ceramic matrix composite, CMC)发汗冷却技术结合了CMC优异的高温耐受性与发汗冷却的高效散热潜力, 在未来的涡轮叶片热防护中具有广阔的应用前景。然而, CMC材料强烈的各向异性及其内部复杂的多孔结构, 为其发汗冷却过程的热分析带来很大挑战, 相关流动与传热机制也不明确。对CMC各向异性导热系数和微孔隙渗流特性方面的研究进展进行了综述, 分析了当前研究存在的关键问题与难点, 并为建立面向CMC涡轮叶片发汗冷却结构的整体设计体系提出了建议。

关键词: 陶瓷基复合材料; 发汗冷却; 各向异性导热系数; 微孔隙渗流; CMC涡轮叶片

中图分类号: V233.5

文献标志码: A

DOI:10.3969/j.issn.2095-1248.2025.06.001

Transpiration cooling technology for ceramic matrix composite blade: review and prospect

LI Guangchao, QIAO Chuhan, ZHAO Zhiqi, HONG Chao, ZHAO Changyu
(College of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: To ensure the normal operation of turbine blades Facing continuously increasing turbine inlet temperatures, the development of more efficient cooling technologies has become particularly urgent. Ceramic matrix composite (CMC) transpiration cooling technology combines the excellent high-temperature resistance of CMC with the efficient heat dissipation potential of transpiration cooling, showing broad application prospects in future thermal protection of turbine blades. However, the strong anisotropy of CMC materials and their complex internal porous structure pose significant challenges for the thermal analysis of the transpiration cooling process, and the underlying flow and heat transfer mechanisms remain unclear. This review summarized recent research progress on the anisotropic thermal conductivity and microporous seepage characteristics of CMC, analyzed key existing problems and challenges in current studies, and offered suggestions for establishing a comprehensive design framework for CMC turbine blade transpiration cooling structures.

Key words: ceramic matrix composite; transpiration cooling; anisotropic thermal conductivity;

收稿日期:2025-04-21 修回日期:2025-06-19 接受日期:2025-07-04

基金项目:国家自然科学基金(项目编号:52376028)。

作者简介:李广超(1979—),男,辽宁铁岭人,教授,博士,主要研究方向为航空发动机热端部件高效冷却技术, E-mail: ligc706@163.com。

microporous seepage; CMC turbine blade

航空发动机被誉为飞机的“心脏”,自人类制造的第一台飞行器问世以来,飞行器的动力水平成为评判其性能的重要标准。进入21世纪,航空工业有了长足的发展,各型先进战机纷纷服役。以J20、F22为代表的“四代机”的4S标准中有两项是对航空发动机推力提出的要求。为了实现飞机的不加力超音速巡航能力及良好的机动性,发动机要具备更大的推力和更高的推重比^[1]。近些年随着无人高超声速飞行器的发展,由于其不受人体承受过载极限的限制,发动机推力性能的发展空间也更大。

为了获得更好的综合性能,要尽可能提高航空发动机涡轮进口处燃气温度。在不考虑发动机变形的理想情况下,涡轮进口温度每提升4%,发动机推力约提升10%,循环效率增加2%~4%,未来五代发动机涡轮前温度更是达到2 200~2 300 K^[2]。目前涡轮叶片广泛使用的第三代单晶高温合金的耐温极限约为1 350 K,这意味着依靠冷却技术使叶片温度降低的幅度已接近1 000 K,现有的冲击-气膜复合冷却结构已经难以满足叶片的冷却需求,突破叶片的耐温极限已经迫在眉睫。在过去30年中,叶片耐温极限的提升中约30%来自固体材料的进步,而剩下约70%则依靠有效的冷却手段。因此,寻找耐温极限更高的材料、开发更为先进的冷却技术是未来发动机发展的关键。

航空发动机的发展极度依赖材料性能和加工制造技术^[3]。陶瓷基复合材料(CMC)由陶瓷基体和增强纤维两部分组成,该材料的组织特性决定了其既能保留陶瓷材料耐温能力高、力学性能好、密度低等优点,又能解决陶瓷材料韧性差的缺点,被各国认为是未来先进发动机涡轮叶片最有潜力的替代材料。例如,碳化硅陶瓷基复合材料耐温极限比传统镍基合金提升了约150 K,而密度仅为传统镍基合金的30%^[4],这意味着发动机的效率和推重比都

将大幅提升。然而,要想使其能在未来发动机接近2 300 K的高温环境中稳定工作,仍然需要使用相应的冷却手段保护其不受损伤。由于CMC硬度高、脆性大,其在加工时易出现毛刺、撕裂等缺陷^[5],这导致传统涡轮叶片复杂的冷却结构难以在CMC上实现。因此,迫切需要寻找适合CMC的冷却技术来进一步降低叶片温度。

发汗冷却技术以多孔介质为依托,利用多孔介质高比表面积的特点,极大地强化了内部对流换热;同时冷却剂从多孔介质流出后,在介质表面形成致密的气膜,进而产生表面热阻断效应^[6]。CMC不需进行后期加工即可在成型过程中形成大量的天然微孔隙结构,这恰好可使其作为发汗冷却的多孔介质载体,因此CMC发汗冷却技术应运而生。随着现代航空发动机涡轮前温度的不断提升,亟需更高的材料耐温极限和更强的冷却能力,这意味着CMC发汗冷却技术是最有可能保障未来航空发动机涡轮叶片安全的关键方案。现阶段CMC发汗冷却技术研究刚刚起步,尽管其性能优异,但仍存在诸多问题。鉴于此,本文总结了国内外CMC发汗冷却技术研究进展,分析了CMC发汗冷却技术的优势和挑战,为我国下一代航空发动机涡轮叶片设计提供参考。

1 CMC发汗冷却技术应用于涡轮叶片的优势和挑战

1.1 CMC发汗冷却技术相较于其他冷却技术的优势

发汗冷却技术作为一种新型的主动冷却技术,理论上可以处理的热流密度达1 400 MW/m²。相较于涡轮叶片传统冷却方式,其具有以下优点^[7]:

1)在内部冷却方面,CMC本身的多孔结构提供了巨大的内部换热面积,极大增强了对流

换热能力,不需要设计复杂的冲击、扰流等冷却结构,即可获得较高的冷却效率。

2)在外部冷却方面,冷气流方式由离散气膜孔的射流变为从多孔结构内部的微通道向热端表面渗透。这种渗出方式使冷气射流量显著降低,能形成更加致密、连续的气膜,从而在降低冷气用量的同时,提高气膜冷却效率。

3)在结构方面,CMC的密度仅为高温合金的30%,可以大幅减小叶片质量。同时,无需开设气膜孔,使得叶片气动外形更为完整、光滑,有利于提高气动性能。

1.2 CMC发汗冷却技术应用面临的挑战

与涡轮叶片传统冷却技术相比,CMC发汗冷却具有明显优势,但是要想实现在涡轮叶片上的工程应用,仍面临许多困难和挑战。

1)经过多年发展,以金属烧结多孔材料作为载体的发汗冷却研究已相对全面。国内外学者通过试验和数值模拟,对金属多孔材料的渗流特性、内部换热特性及孔隙结构表征等方面进行了深入研究^[8-10]。图1为CMC微孔隙结构,通过图1可以看出^[11],与规则均匀的金属多孔材料不同,CMC由增强纤维和基体组成,其在制造过程中形成的孔隙结构不仅不均匀,且尺寸差异较大。这种材料的非均质性导致CMC在导热系数和渗透性方面表现出显著的各向异性。因此,基于金属多孔材料建立的发汗冷却规律并不直接适用于CMC。目前,CMC发汗冷却研究尚处于初期阶段,距离实际工程应用仍有较大差距。

2)在冷却结构设计方面,主要面临两大难题:首先,CMC的导热系数显著低于高温合金,这不利于热量扩散;其次,其材料内部的非均匀孔隙会导致冷气出流不均。两者共同作用,会进一步恶化叶片的温度分布均匀性,从而影响其使用寿命。此外,CMC微孔结构的流动阻力远大于传统气膜孔结构。在发动机实际运转中,冷气供气压力有限,这将导致在叶片前

缘等高压区冷气出流困难,降低冷却效果。因此,在叶片成型阶段实现孔隙结构的稳定分布及通过调整局部孔隙率或优化冷气供气腔结构来实现冷气流量的可控调节,从而提高温度分布均匀性并延长寿命,成为CMC涡轮叶片发汗冷却结构设计面临的重大挑战。

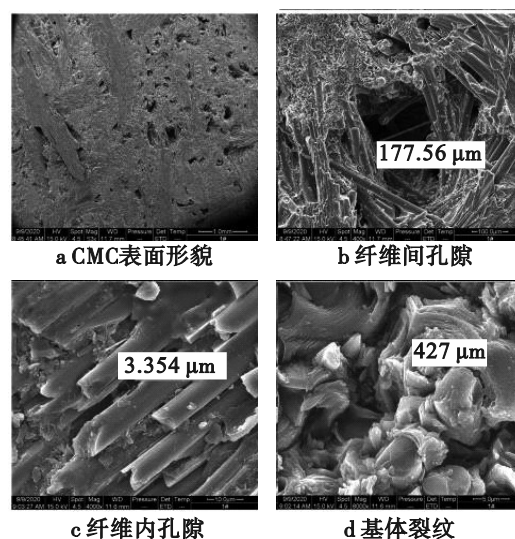


图1 CMC微孔隙结构

2 CMC发汗冷却流动传热机制研究进展

CMC发汗冷却是涉及气-固-热三场耦合的复杂共轭传热过程。目前,其流动与传热机制的研究主要集中于两个方向:一是材料非均质结构导致的导热系数各向异性现象;二是流体在微通道中的渗流特性。此外,CMC独特的结构对其表面的气膜冷却效果亦产生显著影响。因此,探究发汗冷却过程中气膜的贡献,同样是阐明其整体传热机制不可或缺的重要环节。

2.1 CMC非均匀导热系数传热机制

受CMC内部纤维束和编织方式的影响,其导热系数呈现显著的各向异性。此外,CMC部件的空间扭曲、外部气膜带来的气-固-热耦合传热效应及加工工艺造成的物性分散性,均对其导热系数有显著影响^[12]。CMC导热系数

的预估方法主要分为两种:一种是通过建立热阻网络模型来求解其等效导热系数;另一种是通过构建反映其真实结构特征的物理模型,并结合数值仿真进行预估^[13]。在热阻网络模型的研究方面,初期的研究往往将材料假设为均质且无孔隙。随着研究的深入,学者逐步引入了界面热阻、裂纹、孔隙等具体特征及其随机分布的影响,对初期的均质假设模型进行了修正^[14-15]。目前,针对单向增韧复合材料稳态等效导热系数的预测方法已较为成熟。然而,随着纤维编织技术的发展,2D、2.5D、3D等编织结构呈现出很强的三维交错特性,这使得传统的热阻网络模型难以适用,无法有效求解此类复杂结构的等效导热系数。

针对复杂编织结构 CMC 导热系数的研究,目前最常用的手段是代表体积元(represen-

tative volume element, RVE)方法。该方法通过电镜、CT等技术对 CMC 的代表性单胞进行三维结构重建,将编织结构规则化后,再利用有限元方法求解其等效导热系数。Dong 等^[16]将编织结构简化为多个单向层,展示了从单向层预测复杂纺织结构导热系数的可行性。Liu 等^[17]基于纱线内外不同的孔隙率进行了三维重建,发现纱线外的孔隙结构对材料整体导热系数起主导作用。Xu 等^[18]和 Zhao 等^[19]分别建立了不同的多尺度 RVE 模型,如图 2 所示,用以分析材料导热系数。虽然现有技术手段能够获取精细的内部孔隙结构,但受限于计算资源,目前采用的 RVE 模型仍以材料内部宏观结构为主,对微尺度结构的描述不够准确。因此,如何将更多跨尺度信息融入等效导热系数的预测模型,是未来研究的重点。

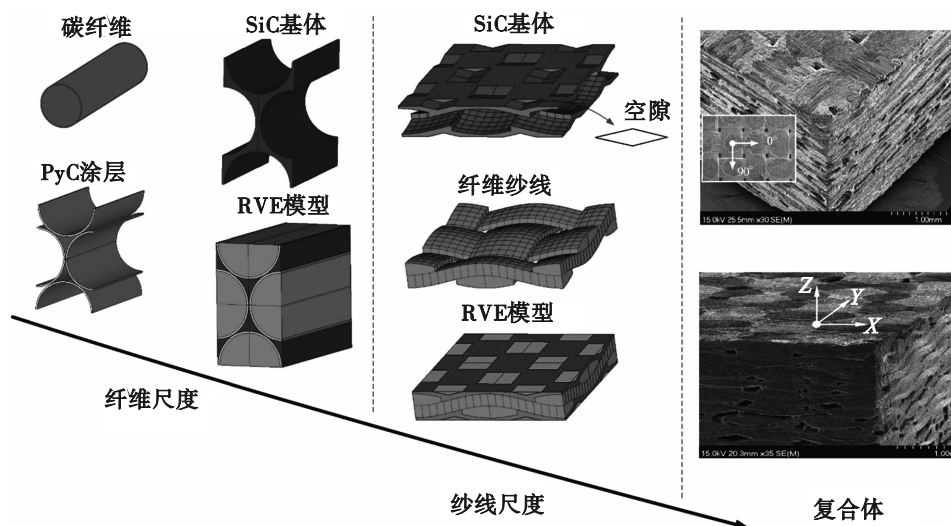


图2 多尺度 RVE 模型

2.2 CMC 微通道渗流机制

CMC 内部的孔隙结构形成于材料成型过程,在不同位置其尺寸、形状及空间分布存在显著差异,且呈现出较强的随机性。因此,其内部渗流过程远较均匀金属多孔材料复杂,难以通过严格的数学模型进行精确描述。现有的多孔介质渗流理论源于 Darcy 于 1856 年提出的基本定律。鉴于 Darcy 定律仅适用于低速、不可压缩流动,后续学者在其基础上不断

拓展,提出了若干适用于高速、可压缩等更复杂流动条件的修正模型^[20]。基于 Darcy 定律发展出的该类渗流模型,已广泛应用于金属烧结等多孔介质,并被证实可较为准确地预测其渗流特性。

随着对 CMC 孔隙结构研究的深入,部分学者开始采用电镜、CT 等技术重建其三维结构,发现编织方式的演进会进一步加剧孔隙结构的复杂性,并由此提出了一些新的渗流模

型。König等^[21]研究了非均匀孔隙对C/C多孔结构发汗冷却的影响,其结果表明,孔隙非均匀性会导致冷却剂在多孔表面的流出分布不均。Zhang等^[22]利用高分辨率X射线断层扫描技术重建了C/SiC陶瓷的孔隙结构,获取了冷却剂渗流过程的三维流线,从而揭示了其三维渗流机制,C/SiC多孔陶瓷孔隙结构及冷却剂三维流线如图3所示。Chen等^[23]发现温度变化会使CMC孔隙率发生改变,他们采用孔隙网络模型识别了材料的孔隙特性参数,并对不同温度下复合材料微通道结构进行建模,成功预测了其渗透特性随温度的演变趋势。该研究中描述CMC内部孔隙结构的孔隙网络模型如图4所示^[23]。Li等^[11]则使用毛细管束模型描述了CMC的孔隙分布规律,其对材料表面温度的预测结果与实验数据吻合较好。综上所述,当前技术已能够实现CMC孔隙结构的高精度三维重建。因此,基于真实孔隙结构,深入分析内部孔隙的尺寸、形态、分布及材料宏观几何结构对冷却剂渗流过程的影响,并据此建立能够准确预测CMC渗流特性的模型,已成为突破CMC发汗冷却结构总体设计技术的关键。

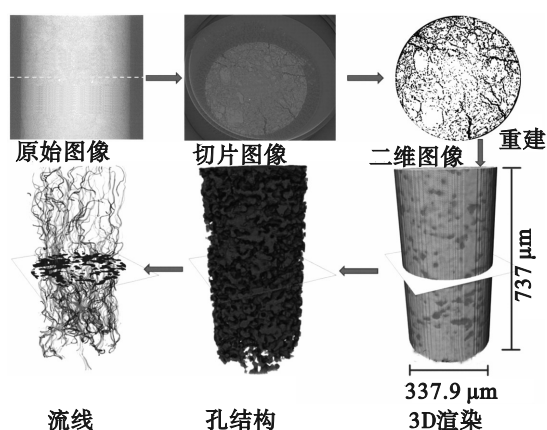


图3 C/SiC多孔陶瓷孔隙结构及冷却剂三维流线

2.3 CMC发汗冷却过程中的气膜冷却

气膜冷却是CMC发汗冷却过程中的关键环节,也是一种高效的热防护手段,对整个流动与传热过程具有重要影响。由于CMC成型

工艺的特殊性,其表面通常存在由纤维构成的非均匀、毫米级的粗糙形貌^[24]。这种特殊的表面形貌对气膜冷却效果的影响已成为当前的重要研究方向,CMC表面编织结构如图5所示^[25]。Wilkins等^[26]通过数值模拟与实验方法研究了CMC表面粗糙结构对气膜效率的影响,图6为CMC表面对气膜冷却的影响。与光滑表面相比,CMC表面的粗糙结构会加速冷却剂的耗散,从而削弱冷却效果。然而,在较高吹风比工况下,当射流可能发生分离时,粗糙结构增强的湍流混合效应有助于将分离的冷却剂重新输送至壁面,形成二次贴附。Xu等^[24]采用快速响应压敏漆(fast-response pressure-sensitive paint, Fast-PSP)技术对典型CMC编织结构的绝热气膜冷却效率进行了实验研究,首次获得了CMC表面瞬态气膜冷却效率的分布情况。研究发现,CMC表面的脊状结构会加剧冷却剂流动的不稳定性,抑制其向下游扩散,导致冷却效率降低^[24];而沟槽结构则有助于维持局部冷却剂的稳定覆盖,表现出更好的气膜维持能力,不同表面的瞬时气膜冷却效率分布如图7所示。

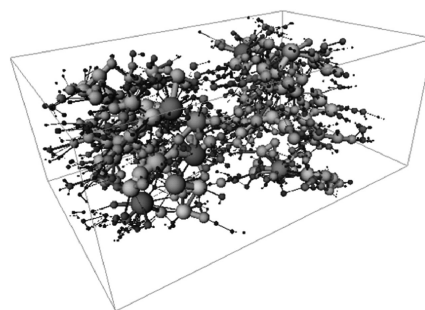


图4 描述CMC内部孔隙结构的孔隙网络模型

上述研究仍是通过在CMC部件上开设毫米级气膜孔的方式形成气膜,而发汗冷却过程中的气膜实则为冷却剂经由材料内部微通道渗流至表面所形成的,二者在气膜建立机制上存在本质差异,故其气膜冷却效果有所不同。目前针对发汗冷却自身气膜冷却效率的研究

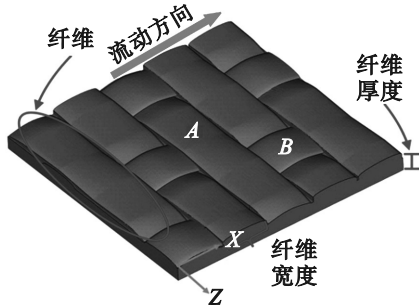


图5 CMC表面编织结构

相对较少。Hinse等^[27]采用PSP技术对金属多孔材料发汗冷却的气膜覆盖特性进行了试验,发现大量冷气从材料下游区域流出,导致气膜分布显著不均。Poupinha等^[28]通过增材制造制备了不同厚度的多孔结构,并对其气膜冷却效率开展了试验与流动可视化研究。结果显示,发汗冷却中冷气渗出方向与壁面近似垂直(渗出角接近 90°),该流动特征导致仅在低吹风比工况下才具备较高的气膜冷却效率。Broumand等^[29]利用增材制造技术制备了三周期性最小表面(triply periodic minimal surface, TPMS)多孔结构,有效提升了发汗冷却的气膜冷却效率。值得指出的是,现有公开文献的研

究对象均集中于金属多孔材料,关于CMC发汗冷却过程中气膜冷却特性研究仍属空白。可以预见,CMC独特的非均匀孔隙结构将导致其气膜形态与金属多孔材料存在明显区别。因此,将气膜冷却从发汗冷却的整体传热过程中剥离出来,独立解析内部渗流与外部气膜冷却各自的贡献,对于明晰CMC发汗冷却的流动传热机制及指导未来冷却结构设计具有重要意义。

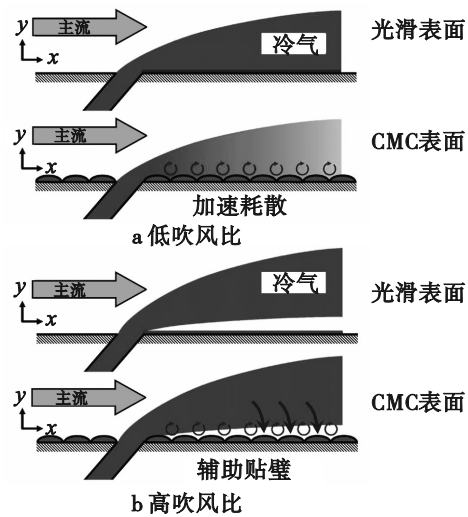


图6 CMC表面对气膜冷却的影响

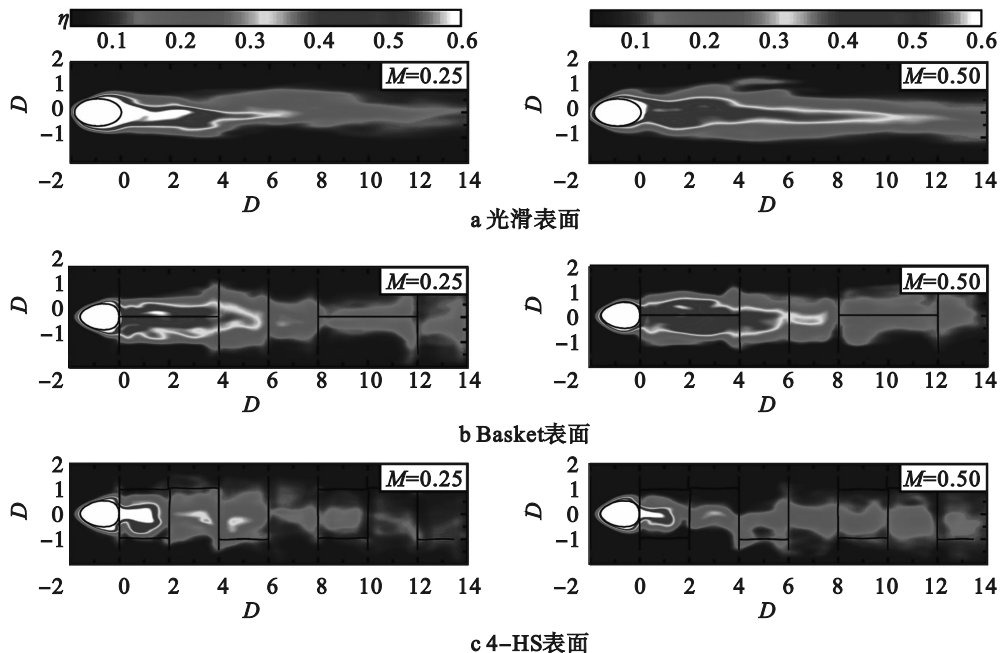


图7 不同表面的瞬时气膜冷却效率分布

3 CMC发汗冷却技术在涡轮叶片上的应用前景

3.1 CMC涡轮叶片发汗冷却技术研究进展

NASA、GE等公司已成功研制出CMC静子与转子叶片,并实现了初步工程应用。目前,针对CMC涡轮叶片力学性能、耐高温能力及热疲劳损伤特性的研究^[30-31]表明,该材料展现

出优异的耐高温性能与耐久性。图8为热循环测试前后CMC涡轮叶片与高温合金叶片的损伤对比,进一步验证了其性能优势^[30]。然而,尽管CMC自身具备卓越的抗高温能力,却仍难以应对持续提升的涡轮前温度。若无先进冷却技术作为支撑,涡轮叶片仍无法在极端热环境中保持长期安全稳定的工作。

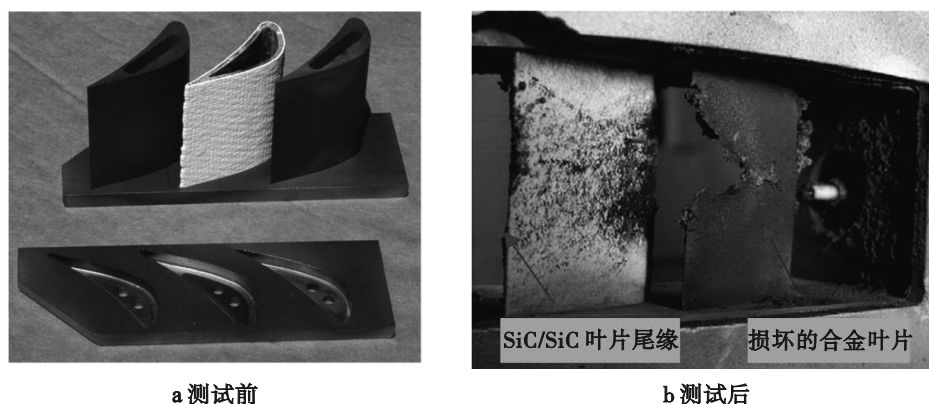


图8 热循环测试前后CMC涡轮叶片与高温合金叶片损伤对比

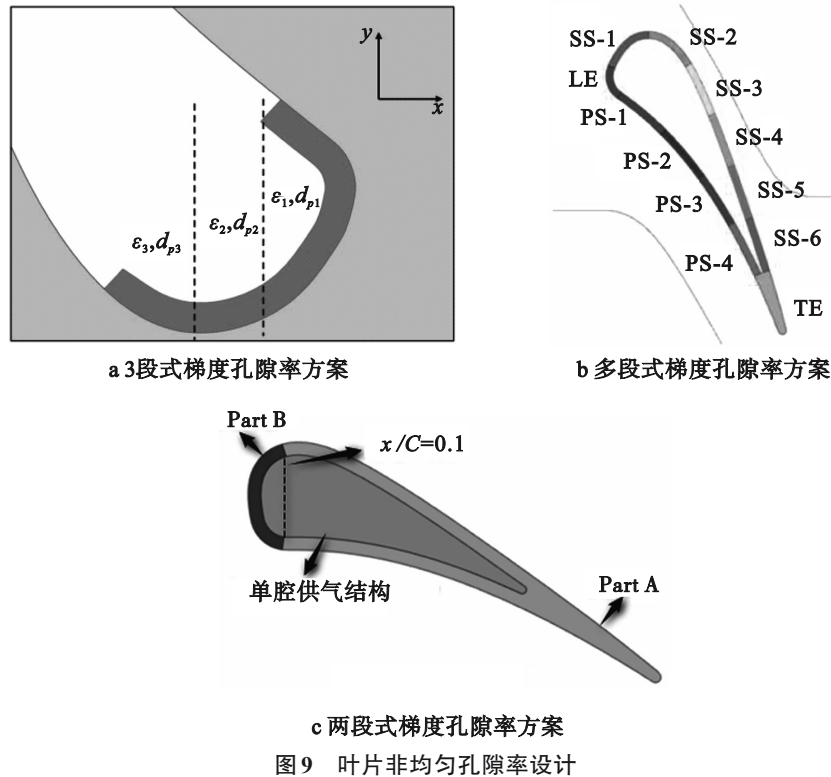
以往关于CMC发汗冷却技术的研究多基于平板模型或经局部简化的结构模型,而真实叶栅通道内存在剧烈的压力梯度变化,会显著影响冷却剂的流动与分配行为,因此将研究对象扩展至真实叶片形态具有重要意义。Kim等^[32-33]以C3X叶片为研究对象,对比了内部冷却、气膜冷却(孔径为0.5 mm)与发汗冷却的性能差异,研究发现发汗冷却的效果分别高出气膜冷却和内部冷却34%和25%,且在冷气流量比为5.3%时,其冷却效果可达0.6。Liu等^[34]研究表明,仅提高冷气流速对叶片前缘冷却效果的提升作用有限;基于前缘区域压力分布特征,设计了一种三段式梯度孔隙率多孔基体,通过增大特定区域的孔隙率与平均孔径,提高了该区域的渗透能力并降低了流动阻力,从而实现冷却剂分配的主动调控。Wang等^[35]与Ma等^[36]也采用了类似的思路,通过调整叶片局部区域的孔隙率以优化冷气分配,从而提升发汗冷却的整体效率。图9^[34-36]为叶片非均匀孔隙率设计,展示了多种梯度孔隙率冷

却结构的设计方案。然而,目前公开文献中尚未见到以CMC叶片为对象开展发汗冷却效果研究的报道。上述成果均基于金属多孔材料,但其研究方法和结论对未来CMC叶片发汗冷却结构的设计仍具有一定参考价值。

3.2 CMC涡轮叶片发汗冷却结构设计展望

在叶栅通道中,涡轮叶片前缘与压力侧的燃气压力显著高于其他区域。对于发汗冷却而言,仅依靠提高供气压力并不能实现对前缘区域的有效冷却,且在实际发动机中冷气供气压力也受限。因此,在有限供气压力条件下,通过降低前缘等冷却薄弱区域的流动阻力,增加该区域的冷气出流流量,成为CMC涡轮叶片发汗冷却结构设计的核心目标。目前,针对CMC叶片发汗冷却结构的设计研究主要围绕以下几个方向展开:

1) 基于传统涡轮叶片冷却结构的设计思路,提出了一种采用陶瓷基复合材料(CMC)外壳与内部金属骨架的组合结构方案。该方案通过内部金属骨架实现冷气腔的划分,并通过



调节不同腔室的供气压力或流量,提升高压区冷气的出流流量。此外,可在金属骨架上设置冲击冷却结构以增强换热效果,必要时还可在前缘等高压区域开设少量气膜孔,从而降低流动阻力。传统设计思路的CMC涡轮叶片发汗冷却结构如图10所示。该设计具有CMC外壳成型工艺简单、金属骨架制造技术成熟等优点;但其主要挑战在于CMC与金属材料的热膨胀系数存在差异,需解决在不同温度环境下两部件之间的密封问题。

2)另一种设计思路则着眼于CMC自身独特的天然多孔结构,旨在实现叶片发汗冷却的非均匀孔隙率结构设计。该方案通过调控叶片不同区域的孔隙率,改变局部流动阻力,从而优化冷却剂的流量分配。此类方法的优势在于可兼顾叶片一体成型与整体结构强度的提升。然而,其现阶段仍面临非均匀孔隙率材料成型工艺不成熟等挑战,需进一步深入研究。在此基础上,部分学者还提出了若干新型冷却结构设计,例如Poupinha等^[28]采用多孔材料

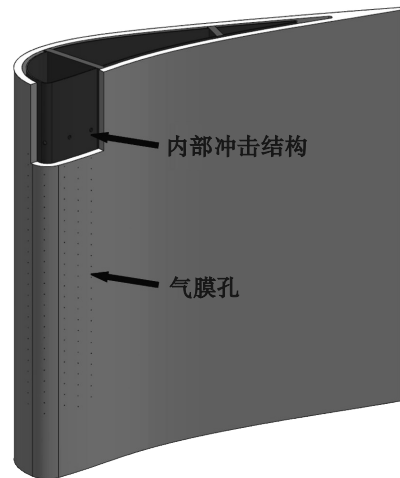


图10 传统设计思路的CMC涡轮叶片发汗冷却结构

代替传统气膜孔的方案,其结构设计如图11所示。

3)以上两种设计思路主要针对涡轮导向叶片。对于工作叶片,其冷却结构的设计理念与导向叶片类似,重点是在冷却薄弱区域设计少量气膜孔或提高局部孔隙率,以增加冷却气流流量,从而强化该区域的冷却效果。高压涡

轮工作叶片所处的工作环境温度较导向叶片有所降低,CMC材料自身的耐温性能辅以局部冷却强化结构即可满足其冷却需求。而对于

低压涡轮工作叶片,由于燃气温度较低,通常无需额外的冷却措施,仅凭材料本身的耐高温能力便可保障叶片长期稳定工作。

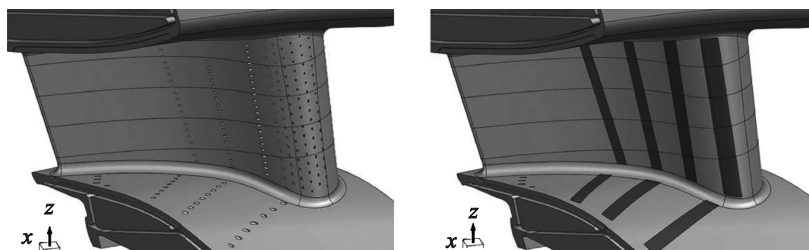


图11 多孔材料代替传统气膜孔的结构设计

4 结论

为提高航空发动机的推力与推重比,发展可承受更高温度的涡轮叶片已成为未来发动机设计的核心任务。CMC发汗冷却技术融合了陶瓷基复合材料优异的高温耐受性与发汗冷却的高效热防护能力,在未来航空发动机涡轮叶片中展现出更好的应用前景。目前,公开文献中关于CMC发汗冷却的研究仍较为有限,其内部流动与传热机制尚不明确,尚未形成能够支撑CMC涡轮叶片发汗冷却结构设计的完整理论体系。因此,未来需开展大量针对CMC试样的基础实验研究,尤其应该系统积累CMC涡轮叶片在真实工况下的实验数据,从而突破发汗冷却结构总体设计关键技术,构建完整的设计方法与规范体系,为我国下一代航空发动机CMC发汗冷却涡轮叶片的可靠制造与稳定运行提供技术基础。

1)目前,基于CT三维重建技术虽可获取材料内部完整的微观结构特征,但直接进行全细节数值模拟将耗费大量计算资源。因此,仍需建立准确的宏观流动与传热预测模型,以指导CMC涡轮叶片发汗冷却结构的设计。如何将孔隙、裂纹等微观特征有效引入宏观模型中,是实现高精度预测的关键,也是未来研究的重点。

2)CMC中的孔隙结构形成于制备过程中,

具有显著随机性,这给发汗冷却结构的设计与部件温度场的预测带来巨大挑战。通过优化制备工艺,实现对孔隙生成的主动调控并获得稳定的孔隙分布,是实现航空发动机CMC发汗冷却涡轮叶片稳定、可控制备的重要基础。

3)受材料内部结构差异所限,金属基涡轮叶片的模化试验方法并不适用于CMC涡轮叶片。需建立符合CMC流动与传热特性的专用模化试验方法,并与相应预测模型相结合,从而有效降低CMC发汗冷却涡轮叶片的设计与开发成本。

参考文献:

- [1] 程荣辉,张志舒,陈仲光.第四代战斗机动力技术特征和实现途径[J].航空学报,2019,40(3):1-10.
- [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):107-125.
- [3] 刘大响.一代新材料,一代新型发动机:航空发动机的发展趋势及其对材料的需求[J].材料工程,2017,45(10):1-5.
- [4] 王鸣,董志国,张晓越,等.连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料在航空发动机上的应用[J].航空制造技术,2014(6):10-13.
- [5] 杨金华,董禹飞,杨瑞,等.航空发动机用陶瓷基复合材料研究进展[J].航空动力,2021(5):56-59.
- [6] Zhang S L, Li X, Zuo J Y, et al. Research progress

- on active thermal protection for hypersonic vehicles [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, 119:100646.
- [7] 黄干. 高温与超声速条件下单相及相变发汗冷却规律研究[D]. 北京:清华大学, 2018.
- [8] Huang G, Zhu Y H, Liao Z Y, et al. Experimental investigation of self-pumping internal transpiration cooling [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 123:514–522.
- [9] Jiang P X, Huang G, Zhu Y H, et al. Experimental investigation of combined transpiration and film cooling for sintered metal porous struts [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 108(Part A):232–243.
- [10] Zhu P F, Wang R Q, Qin F, et al. An experimental investigation on transpiration cooling with phase change subjected to non-uniform flame [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2024, 233:125996.
- [11] Li X Y, Liao Z Y, Li H, et al. Phase-change transpiration cooling in heterogeneous composite porous plates: heat transfer characteristics and their prediction [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2024, 244:125290.
- [12] Hu C X, Li H J, Zhang S Y, et al. Numerical simulation on thermal expansion coefficient of 3D braided C/C composites [J]. *Rare Metals*, 2014, 33(1):99–106.
- [13] 赵陈伟, 毛军逵, 屠泽灿, 等. 纤维增韧陶瓷基复合材料热端部件的热分析方法现状和展望 [J]. *航空学报*, 2021, 42(6):125–150.
- [14] Schwaneckamp T, Meyer F, Reimer T, et al. System studies on active thermal protection of a hypersonic suborbital passenger transport vehicle [C]// 19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Atlanta: AIAA, 2014:1–21.
- [15] Jiang H, Mao J K, Tu Z C, et al. Thermal conductivity prediction method of fiber-reinforced material with microstructure identification [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2016, 30(4):926–936.
- [16] Dong K, Liu K, Zhang Q, et al. Experimental and numerical analyses on the thermal conductive behaviors of carbon fiber/epoxy plain woven composites [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2016, 102:501–517.
- [17] Liu Y, Qu Z G, Guo J, et al. Numerical study on effective thermal conductivities of plain woven C/SiC composites with considering pores in interlaced woven yarns [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 140:410–419.
- [18] Xu Y J, Ren S X, Zhang W H. Thermal conductivities of plain woven C/SiC composite: micromechanical model considering PyC interphase thermal conductance and manufacture-induced voids [J]. *Composite Structures*, 2018, 193:212–223.
- [19] Zhao C W, Tu Z C, Mao J K. The dynamic thermophysical properties evolution and multi-scale heat transport mechanisms of 2.5D C/SiC composite under high-temperature air oxidation environment [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2023, 263:110831.
- [20] 陈忠灿, 张凯, 李枫, 等. 发汗冷却技术在飞行器上的应用及展望 [J]. *清华大学学报(自然科学版)*, 2024, 64(2):318–336.
- [21] König V, Rom M, Müller S, et al. Numerical and experimental investigation of transpiration cooling with carbon/carbon characteristic outflow distributions [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2019, 33(2):449–461.
- [22] Zhang B, Huang H M, Wu S C, et al. In-situ x-ray tomography on permeability evolution of C/SiC porous ceramic for hypersonic vehicles [J]. *Ceramics International*, 2021, 47(19):27770–27777.
- [23] Chen Z K, Li W, Yu Y P, et al. Study on high temperature evolution of pore structure and permeability characteristics of C/SiC composites based on in-situ X-ray computed tomography [J]. *Ceramics International*, 2024, 50(21):43299–43310.
- [24] Xu Z Y, Wang K C, Niu X Y, et al. Influence of ceramic matrix composite woven structures on film

- cooling effectiveness and its unsteady behaviours [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2025, 270: 126235.
- [25] Wilkins P H, Lynch S P, Thole K A, et al. Effect of a ceramic matrix composite surface on film cooling [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, 144 (8) : 081014.
- [26] Wilkins P H, Lynch S P, Thole K A, et al. Experimental investigation into the effect of a ceramic matrix composite surface on film cooling [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, 144(12): 121006.
- [27] Hinse M, Yildiz K, Richer P, et al. Numerical and experimental studies of transpiration cooling film effectiveness over porous materials [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2022, 36 (4) : 803–817.
- [28] Poupinha C, Kozłowska S, Lluch J S, et al. Experimental study on transpiration cooling through additively manufactured porous structures [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2024, 227: 125532.
- [29] Broumand M, Son J, Pyo Y, et al. TPMS-based transpiration cooling for film cooling enhancement [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2024, 231: 125824.
- [30] Verrilli M, Calomino A, Robinson R C, et al. Ceramic matrix composite vane subelement testing in a gas turbine environment [C]//ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air. Vienna: ASME, 2008: 393–399.
- [31] Watanabe F, Nakamura T, Mizokami Y. Design and testing for ceramic matrix composite turbine vane [C]//ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Charlotte: ASME, 2017: V006T02A003.
- [32] Kim M, Shin D H, Kim J S, et al. Experimental investigation of effusion and transpiration air cooling for single turbine blade [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2021, 182: 116156.
- [33] Kim M, Shin D H, Lee B J, et al. Experimental and numerical investigation of micro-scale effusion and transpiration air cooling on cascaded turbine blades [J]. *Case Studies in Thermal Engineering*, 2022, 32: 101892.
- [34] Liu T, He F, Wu X R, et al. Numerical investigation and multi-objective structure optimization of transpiration cooling on the leading edge of turbine blade [C]//ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. London: ASME, 2024: V007T12A036.
- [35] Wang W, Tao G C, Ke D D, et al. Transpiration cooling of high pressure turbine vane with optimized porosity distribution [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2023, 223: 119831.
- [36] Ma H F, Sun H O, Fu H, et al. Numerical investigation on transpiration cooling performance of turbine blades with non-uniform porosity [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2023, 235: 121394.

(责任编辑:陈素清 英文审校:程蕾)