

轻量化主动热防护结构设计技术现状与发展趋势

Research Status and Trends of Designing Lightweight Active Thermal Protection Structures

■ 浦航 王金兆 尚妍 东明 / 大连理工大学 高康哲 / 吉林大学

高效热防护和结构轻量化是高马赫数 (Ma) 推进系统面临的核心技术挑战, 点阵结构具有高孔隙率、高比表面积和高屈服强度等性能优势, 可通过芯体单元结构优化设计满足多功能集成要求, 在主动热防护技术领域具有广阔的应用前景。

航空发动机的热环境随飞行马赫数增加而愈发严峻, 先进热防护系统是确保发动机安全可靠运行的重要基础。热防护技术的发展起源于解决高速飞行器面临的热障问题, 多采用热沉或烧蚀结构实现短时间隔热功能。被动式热防护设计方案通常较为厚重, 难以满足发动机在受限空间内极端热载荷部件的长时间工作要求。主动式热防护借助流体工质实现热疏导或热利用, 技术形式主要包括再生冷却、气膜冷却及发汗冷却等。由于高超声速状态下发动机无法利用空气冷源, 以吸热型碳氢燃料为冷却剂的再生冷却技术得到了广泛关注与发展, 在超燃冲压发动机中已得到应用^[1]。碳氢燃料热力学与输运性质在拟临界点附近的剧烈非线性变化 (见图1) 和吸热裂解反应导致其热质传递过程十分复杂。发展适用于碳氢燃料强变物性流动的新型高效换热结构是缓解传热恶化、提高热沉利用率、抑制高温结焦的重要研究方向之一。同时, 未来高马赫数推进系统所具有的宽速域、可重复使用、大尺度等技术特征对热防护系统的综合性

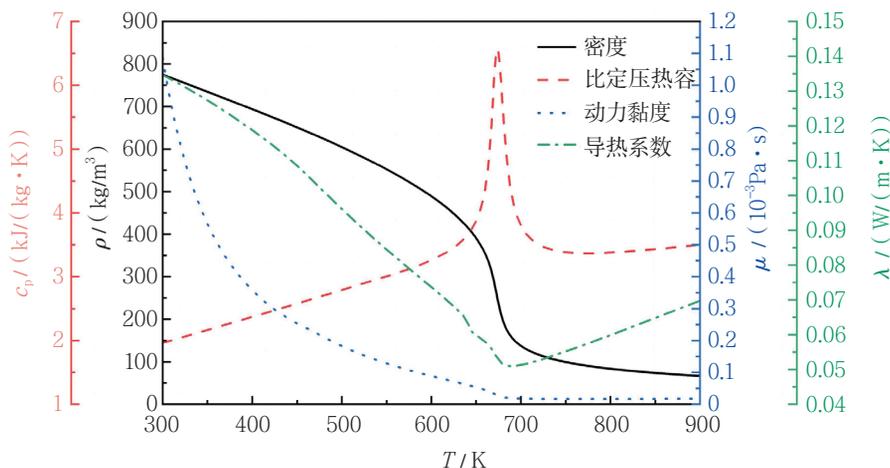


图1 超临界压力下碳氢燃料的热力学与输运性质

能提出了更高要求, 主动热防护结构设计需要由满足单一冷却需求向高效冷却与轻量化承载多功能集成转变。

碳氢燃料再生冷却技术

再生冷却技术最初应用于液体火箭发动机, 其工作原理是利用自身携带的燃料 (如液氢) 以对流方式对推力室壁面进行冷却。随着超燃冲压发动机技术的发展, 再生冷却技术也被广泛视作燃烧室壁面、燃料喷注支板等关键部件的重要热防护手段之一。再生冷却技术的优点在

于避免了携带额外冷却剂及配套换热器所增加的质量, 此外, 一部分气动热和燃烧热被燃料流带入燃烧室产生推力, 有利于发动机热效率提升和满足飞行器推阻平衡要求。

美国从20世纪90年代开始 $Ma4\sim8$ 范围内液体碳氢燃料超燃冲压发动机的研制工作。在碳氢燃料超燃冲压发动机技术 (HySET) 计划的支持下, 开展了燃烧室再生冷却技术研究, 先后完成了 $15.2\text{ cm} \times 38.1\text{ cm}$ 、 $15.2\text{ cm} \times 76.2\text{ cm}$ 两种尺寸的碳氢燃料主动冷却热交换面板及渐扩发动

机侧板的热考核试验^[2]，其内部采用了并联矩形通道结构设计方案。相关技术储备为后续的碳氢燃料再生冷却超燃冲压发动机自由射流试验和X-51A飞行试验顺利开展奠定了扎实的基础。欧洲导弹集团法国分部和欧洲宇航防务集团研制了采用针-翅结构的高超声速冲压发动机复合材料编织壁板(PTAH-SOCAR)冷却面板，于2001年完成了首次热考核试验，试验最高壁面温度为1800 K，时长为5min^[3]。中国空气动力研究与发展中心(CARDC)于2009—2012年完成了碳氢燃料冷却面板及再生冷却燃烧室热考核试验^[4]，试验模拟条件为飞行速度 Ma_6 ，高度25 km，单次最长试验时间200 s，试验后燃烧室保持结构完整。

现阶段碳氢燃料再生冷却技术发展仍面临诸多挑战。吸热型碳氢燃料能够提供的热沉能力包括物理热沉和化学热沉两部分，总热沉约为液氢的1/5左右。碳氢燃料的热力学与输运性质在拟临界点附近随温度、压力的变化十分敏感，体现为剧烈的非线性变化。小流量、大热流条件下易发生传热恶化，高温壁面与主流间的热量传递受阻，导致壁面超温和燃料热沉利用不充分。碳氢燃料裂解后小分子产物的生成有助于改善点火延迟和燃烧速度，但裂解产物的二次反应引起结焦前驱物增加，严重的高温结焦导致再生冷却系统的可重复使用性较差。此外，随着飞行马赫数提高，高空低密度来流条件下发动机空气流量减小，燃烧和冷却流量较难匹配成为闭环燃料再生冷却面临的难点问题^[5]。

碳氢燃料再生冷却结构设计

有限的碳氢燃料流量和热沉约束对再生冷却换热效率提出了很高要求。现有碳氢燃料再生冷却面板通常采用平直肋片结构，内部为如图2(a)所示的并联矩形截面通道。工作在超临界压力下的碳氢燃料在对高温壁面进行冷却的过程中温度逐渐升高，首先在拟临界点附近热力学与输运性质(密度、比定压热容、动力黏度、导热系数)发生剧烈非线性变化，随后发生吸热裂解反应，生成大量小分子产物。由于碳氢燃料复杂的物性变化，冷却通道内速度边界层和温度边界层始终无法达到充分发展，在热质比、流动方向、过载等因素影响下可能发生传热恶化现象，引发壁面超温。值得注意的是，液体火箭发动机中用作冷却剂的燃料流量较为充足，多采用大

高宽比再生冷却通道，通过增加冷却剂与壁面间接触面积达到增强换热目的。然而，通道高宽比的增加导致冷却剂流动换热行为具有显著的三维特征，严重的温度分层现象会导致热沉利用率降低，因此限制了其在高马赫数推进主动热防护中的应用。

为了提升碳氢燃料再生冷却换热效率，哈尔滨工业大学、西北工业大学等团队分别采用受热端壁扰流^[6]、冷却通道嵌套^[7]及流固耦合拓扑优化方法^[8]，提出了改进的冷却结构设计方案，如图2(b)~图2(d)所示。总结上述研究工作可以发现，通过在冷却通道受热端壁设置涡发生器诱导流动加速、分离和再附着，可在一定程度延后并削弱局部传热恶化现象的发生。冷却通道横截面内由密度梯度驱动的二次流强度较

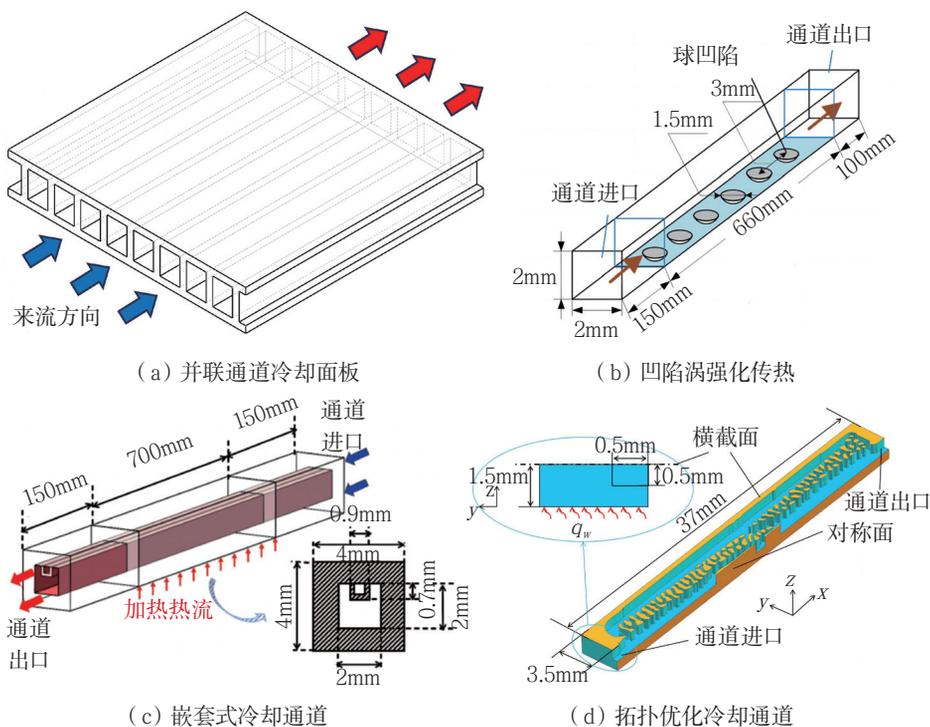


图2 再生冷却通道优化设计方案

弱，增强流体混合是提高燃料热沉利用率的关键。非均匀热流条件下，传统并联冷却通道易发生流量偏差问题，提升冷却结构的连通性有利于增强再生冷却系统的稳健性。

高马赫数推进系统具有宽速域、可重复使用、大尺度等典型技术特征，可以预见其关键部件将承受更加严苛的气动力、气动热及燃烧热载荷。相应地，主动热防护结构需要在进一步提高换热效率的同时满足承载要求，并进行轻量化设计。在借鉴现有再生冷却结构的基础上，探索发展能够兼顾冷却、强度和重量要求的新型主动热防护结构已成为高马赫数推进热防护技术发展的迫切需求和关键挑战。

点阵结构在主动热防护技术中的应用潜力与挑战

点阵结构的发展起源于多功能集成的设计理念，其整体性能与内部微单元拓扑结构关系密切，通过优化设计可实现轻质、散热、减振、吸能等特定功能集成。因其所具有的高比刚度、高屈服强度等优异力学性能，点阵结构在航空航天轻质化承载构件设计中已得到大量关注与工程应用。此外，点阵结构具有较高的孔隙率和比表面积，是极端热环境下实现高效热排散的理想介质，因此在高马赫数推进系统主动热防护设计中具有巨大的应用潜力。

近年来，增材制造技术的快速发展使得微细尺寸复杂点阵结构的加工与工程应用成为可能。已有针对常物性流体工质的研究结果表明，相同雷诺数条件下基于不同类型芯体单元（四面体型、X型、Kagome型、菱形编织等）的点阵结构传热系数

均高于传统板翅式结构。基于点阵结构的主动热防护构件由上、下端壁和内部呈周期性排列的芯体单元组成，其内部主要的传热路径包括通过芯体的热传导、冷却工质与端壁间对流传热，以及冷却工质与芯体表面间对流传热。传统并联冷却通道内部以单一流向的边界层型流动为主，而冷却工质在流经芯体单元时会经历流动滞止和流动分离，所引发的旋涡可起到强化传热作用。此外，芯体单元间具有良好的连通性，有益于保证构件内部冷却剂流的均匀分布。

探明超临界压力碳氢燃料在点阵结构内的流动传热机理是发展轻

质高效主动热防护设计技术的基础和关键。紧凑点阵结构与强变物性的共同影响导致了复杂的流动结构，图3（a）所示为在Kagome芯体单元阵列影响下端壁近壁区的速度分布。研究表明，来流在芯体支杆迎风侧发生流动滞止，受其影响端壁边界层沿支杆两侧加速分离形成马蹄涡；在芯体支杆背风侧逆压力梯度作用下形成一对反向旋转的涡，随后在下游发生流动再附着，每个芯体单元附近的流场依次受其上游尾迹的影响。图3（b）中涡结构的形成导致湍流强度增大，强化了芯体单元支杆附近的流体混合。观察图3（c）可以发现，端壁表面的努塞尔数分布呈现出2个强化

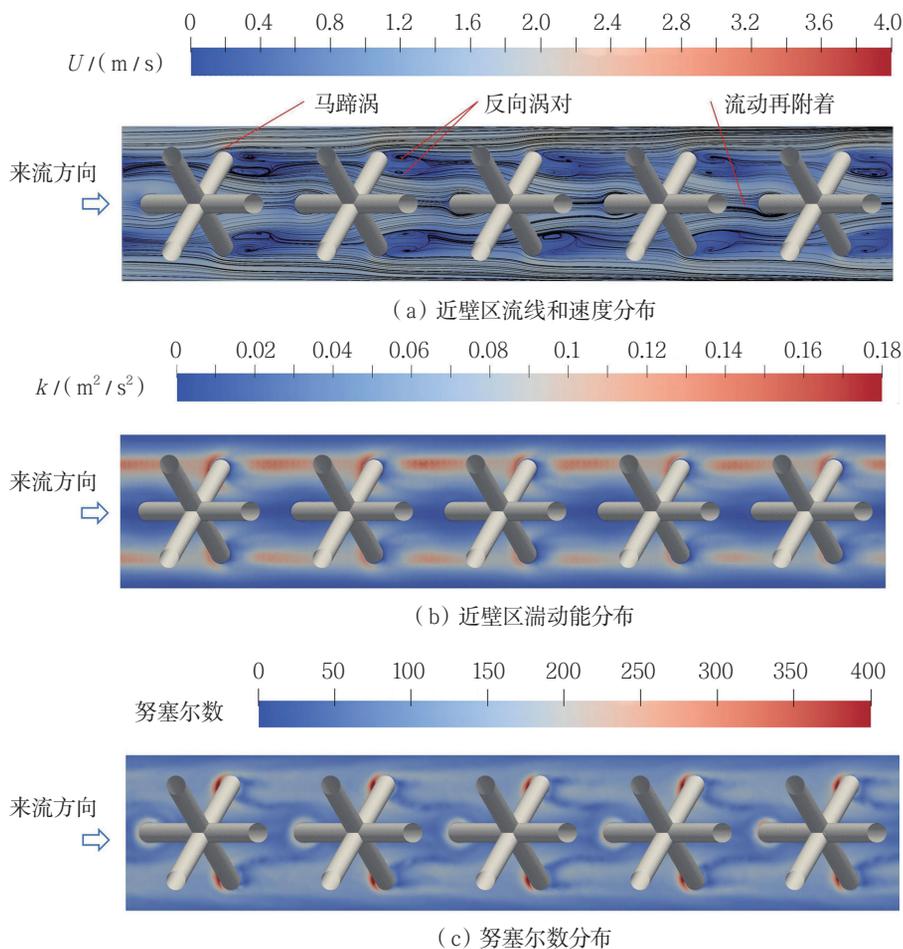


图3 Kagome芯体单元阵列影响下的端壁流动传热特性

区域，分别对应于马蹄涡及其尾迹与涡旋相互作用区域。对于同种类型的点阵芯体单元，需要针对支杆截面形状、水力直径及其与端壁间的夹角进行优化设计，在实现强化传热的同时最大限度地降低所引发的流动阻力损失。此外，由于点阵结构的各向异性特征，其内部的流动传热特性也与芯体单元的排列方式密切相关。

表1给出了相同运行条件下并联通道结构和Kagome单元点阵结构热传递路径的对比。并联通道结构中通过平直肋片传递的热量占总加热量的63.38%，显著高于下端壁的33.92%，表明该设计方案主要是利用扩展表面强化冷却工质与下端壁间的对流传热。与之相比，Kagome点阵结构中通过下端壁的传热量与总加热量的比值超过80%，固体域最高温度和平均温度均显著降低，表明芯体单元所引发的旋涡和湍流强度增大显著提升了端壁表面的对流传热速率。由于芯体单元的表面积较小，Kagome点阵结构相较于并联通道结构，质量可减轻约15%。因此，采用点阵结构替代并联通道结构可在强化传热的同时有效减轻主动热防护构件质量。同时可以发现，较小的支杆直径导致点阵结构芯体内部导热热阻偏高，通过芯体表面传递的热量仅占总加热量的18.59%，仍存在一定的改进空间。

基于点阵结构的轻量化主动热

防护结构设计技术涉及热防护、材料与结构专业的交叉。已有的点阵芯体单元构型多以力学承载或轻量化为设计目标，难以兼顾高效换热功能。相关工作需要在深入认识复杂流动结构与强变物性影响下传热机理的基础上，研究掌握芯体单元拓扑结构与整体性能间的映射关系，建立典型点阵结构在不同温区内的冷却与力学性能数据库，总结形成力热载荷耦合条件下点阵结构的设计流程及方法，为满足高马赫数推进系统热防护与结构轻量化需求提供支撑。

结束语

轻量化高效热防护是高马赫数推进系统面临的关键技术挑战之一。将点阵结构应用于主动热防护领域是实现恶劣力热服役环境下冷却效率与结构效率提升的理想方案。周期性芯体单元所诱发的复杂流动结构对碳氢燃料吸热裂解、结焦反应的影响机理及过程热质传递规律、传热-承载-轻质多功能集成点阵结构设计方法是下一阶段研究工作需要重点关注的问题。此外，通过引入结构拓扑优化技术和复合材料体系有望为轻量化主动热防护结构综合性能提升带来新的契机。

航空动力

(浦航，大连理工大学，副教授，主要从事空天发动机先进热防护与综合热管理技术研究)

参考文献

[1] 尹泽勇, 蔚夺魁, 徐雪. 高马赫数涡轮基推进系统的发展及挑战[J]. 航空发动机, 2021, 47(4): 1-7.

[2] POWELL O A, EDWARDS J T, NORRIS R B, et al. Development of hydrocarbon-fueled scramjet engines: the hypersonic technology (HyTech) program[J]. Journal of Propulsion & Power, 2001, 17(6): 1170-1176.

[3] BOUCHEZ M, CAHUZAC G, BEYER S, et al. PTAH-SOCAR Fuel-Cooled composite materials structure in 2003:12th AIAA international space planes and hypersonic systems and technologies[C]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.

[4] 杨祥, 张磊, 张若凌, 等. 超燃冲压发动机燃烧室主动冷却设计研究[J]. 推进技术, 2014, 35(2): 208-212.

[5] 岳连捷, 张旭, 张启帆, 等. 高马赫数超燃冲压发动机技术研究进展[J]. 力学学报, 2022, 54(2): 263-288.

[6] FENG Y, CAO J, LI X, et al. Flow and heat transfer characteristics of supercritical hydrocarbon fuel in mini channels with dimples[J]. Journal of Heat Transfer, 2017, 139(12): 122401.

[7] LI Y, XIE G, ZHANG Y, et al. Flow characteristics and heat transfer of supercritical n-decane in novel nested channels for scramjet regenerative cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 167: 120836.

[8] ZHANG T, JING T, QIN F, et al. Topology optimization of regenerative cooling channel in non-uniform thermal environment of hypersonic engine[J]. Applied Thermal Engineering, 2023, 219: 119384.

表1 不同结构传热路径对比

结构类型	不同位置处传热量与总加热量比值			最高温度 / K	平均温度 / K
	下端壁	肋片或芯体表面	上端壁		
并联通道	33.92 %	63.38 %	2.70 %	860	827
Kagome点阵	81.38 %	18.59 %	0.03 %	810	788