

气膜冷却在超/高超声速飞行器及其动力系统的应用

Application of Film Cooling in Supersonic/Hypersonic Vehicles and Propulsion Systems

■ 马海腾 崔家博 / 上海交通大学 杜磊 / 中国人民解放军 95858 部队

气膜冷却技术因结构简单、可重复使用和良好的冷却性能等优势而受到广泛关注，被认为是未来最有发展前景的主动热防护技术之一。该技术可显著降低超/高超声速飞行器壁面热负荷和摩擦阻力，以及动力系统热端部件的温度，提高飞行器与动力系统的性能。

在高超声速飞行中，由于滞止效应、飞行器表面和空气的摩擦以及激波作用，飞行器会受到强烈的气动加热。同时，动力系统的燃烧室和喷管壁面也承受着极高的热通量，温度可达3000K以上，远超壳体材料所能承受的极限。现有的热防护手段包括被动式、半被动式以及主动式技术。其中，主动热防护技术具有冷却效率高、可重复使用和高可靠性等优势，能满足飞行器的热防护需求。气膜冷却是一种常用的主动热防护方法，拥有良好的热防护效果，发展较为成熟，并广泛应用于燃气涡轮发动机燃烧室及涡轮叶片的冷却，也可应用于高超声速飞行器的热防护。开展超声速气膜冷却研究，对于满足超/高超声速飞行器可重复使用需求、提升动力系统的工作性能和使用寿命，以及加快我国高超声速飞行器的研发与应用具有重要意义。

气膜冷却技术原理

气膜冷却是通过孔或槽注入冷却工质，从而形成冷却膜，将高温主流气体与壁面隔离，以保护暴露在高温环

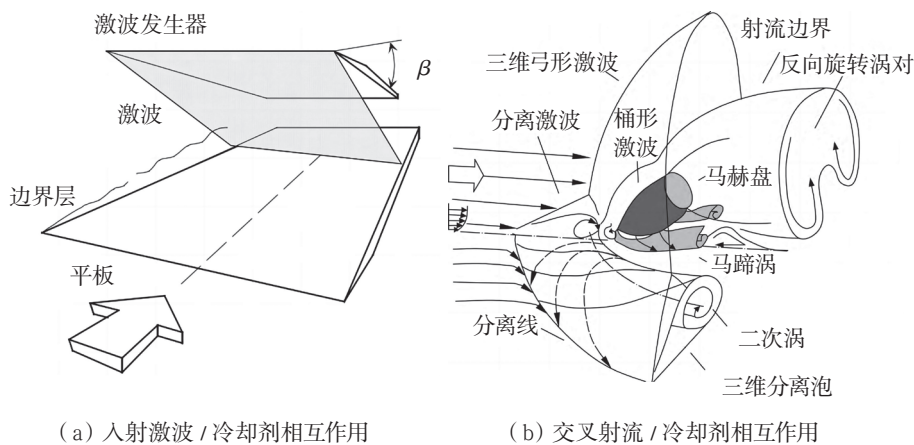


图1 激波/冷却剂相互作用^[1]

境中的壁面。根据主流速度，气膜冷却可分为亚声速与超声速气膜冷却。与亚声速气膜冷却存在本质区别，超声速气膜冷却必须考虑流体的可压缩性，此外，流道的几何形状与冷却剂的喷射将导致激波生成，造成流场突变，具体结构如图1所示^[1]，因此亚声速气膜冷却的物理规律难以直接应用于超声速气膜冷却。

超/高超声速气膜冷却技术的研究现状

在亚声速与跨声速条件下，如燃气轮机燃烧室及涡轮叶片等部件，气

膜冷却的应用已十分成熟。在超声速乃至高超声速领域，如航空发动机加力燃烧室与尾喷管、高负荷涡轮叶片、超燃冲压发动机、火箭发动机尾喷管和高超声速钝头等，气膜冷却的应用研究也已陆续开展，可显著降低壁面热负荷及摩擦阻力，提高飞行器及动力系统的工作性能与可靠性。但总的来看，超声速气膜冷却的应用研究还远未成熟，除了超声速气膜冷却本身复杂的流动传热特性外，还需考虑工程应用中的真实工况与实际需求，仍需开展大量研究。

航空发动机加力燃烧室与尾喷管

实际工作过程中，加力燃烧室及尾喷管壁面温度过高，超出材料的耐温极限，常常发生烧蚀情况（第四代发动机平均加力温度高达2100 ~ 2200K，核心燃烧温度可达2300K）。因此，采用气膜冷却技术对于提高加力燃烧室与尾喷管的可靠性、维修性有着重要意义。此外，气膜冷却对提高动力系统的隐身性能及安全性也起着重要作用。

加力燃烧室尾喷管中的气膜冷却为跨声速与超声速气膜冷却，目前研究相对较少。南京航空航天大学陈静等开展了发动机二维塞式喷管缩比模型的气膜冷却试验研究，在此基础上，采用数值方法研究了全尺寸二维塞式喷管在加力状态下入口总压比、开孔率和气膜孔径对喷管流动特征和塞锥冷却特性的影响^[2]。研究发现，气膜冷却可显著降低塞锥的表面温度，以无冷却状态为参考，入口总压比从1.02增至1.20，塞锥表面温度降低20% ~ 45%。

随着加力燃烧室不断发展，加力温度不断提高，一方面需要更多的空气进行冷却；另一方面要求参与燃烧的空气更多，参与冷却的空气更少。这就要求在提高气膜冷却

效率的同时，减少冷却工质的消耗，对气膜冷却在加力燃烧室及尾喷管中的应用带来了更多挑战。

航空发动机高负荷涡轮叶片

涡轮作为航空发动机的核心部件，随着涡轮级负荷不断提高，气动布局更加先进。高负荷涡轮的出口速度会达到跨声甚至超声速，叶栅通道内形成激波，造成流场特性的突变。保证涡轮叶片在高温高压环境下工作的一大核心技术就是气膜冷却。然而，在转子叶片叶尖间隙这种狭小空间中，冷气引入势必会改变间隙泄漏流动特征，影响气膜冷却效率与涡轮工作性能。综合考虑气动与传热冷却相互作用的研究尤为重要。针对上述问题，笔者所在的课题组已开展大量研究^[3-4]，如图2所示。

超燃冲压发动机

超燃冲压发动机作为高超声速飞行器的重要动力装置，其工作性能、稳定性及使用寿命对于实现高超声速飞行至关重要。目前，超燃冲压发动机将再生冷却与气膜冷却结合使用，将再生冷却通道中的燃料作为气膜冷却的工质，降低壁面热负荷与摩擦阻力。使用较多的燃料为氢燃料与碳氢燃料，不同燃料的物理化学性质差异明显。以燃料

为冷却工质的气膜在与高温主流掺混过程中会发生一系列化学反应，对超声速气膜冷却的流动传热以及减阻特性造成显著影响。

国内外对燃料与主流掺混过程发生的化学反应展开了一系列研究，发现氢气与高温主流混合时会发生燃烧反应，燃烧区域与壁面有一定距离，增强了主流和冷却剂之间的混合。哈尔滨工业大学针对高分子碳氢化合物为冷却工质的超声速气膜冷却开展了一系列研究，发现碳氢化合物燃料的裂解反应对超声速气膜冷却产生了有益的影响，这与氢燃料有很大不同。

火箭发动机尾喷管

在火箭发动机中，推进剂的能量释放必须限制在燃烧室中，并且通过喷管的加速来产生推力。因此，火箭发动机暴露于极高的热负荷和结构载荷中，特别是尾喷管必须承受高热、高压、高速气流，且最大热通量靠近喷嘴喉部。为了保护结构不受高热流密度的影响，降低壁面负荷，提高发动机可靠性，往往需要在喷管中采用气膜冷却技术。

研究人员对气膜冷却在火箭发动机尾喷管中的应用开展了一系列研究。结果表明，气膜冷却可显著降低火箭喷管壁面热负荷。在不同

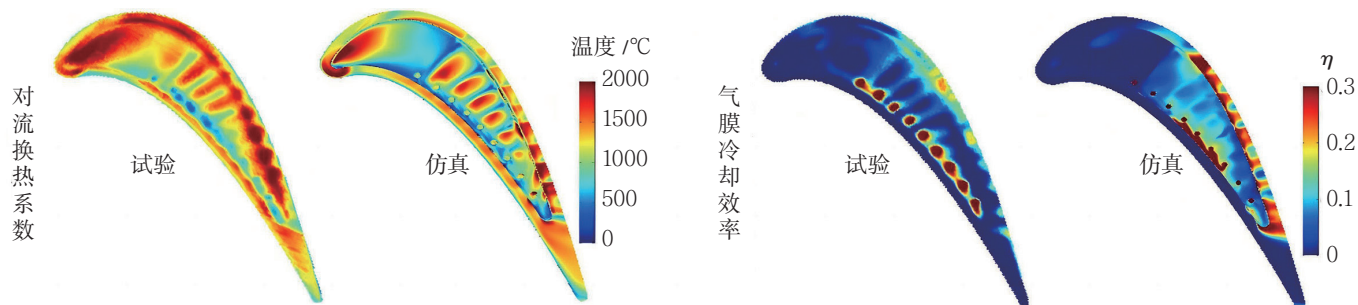


图2 跨声涡轮叶尖泄漏流/气膜冷却相互作用的试验与数值模拟研究^[3-4]

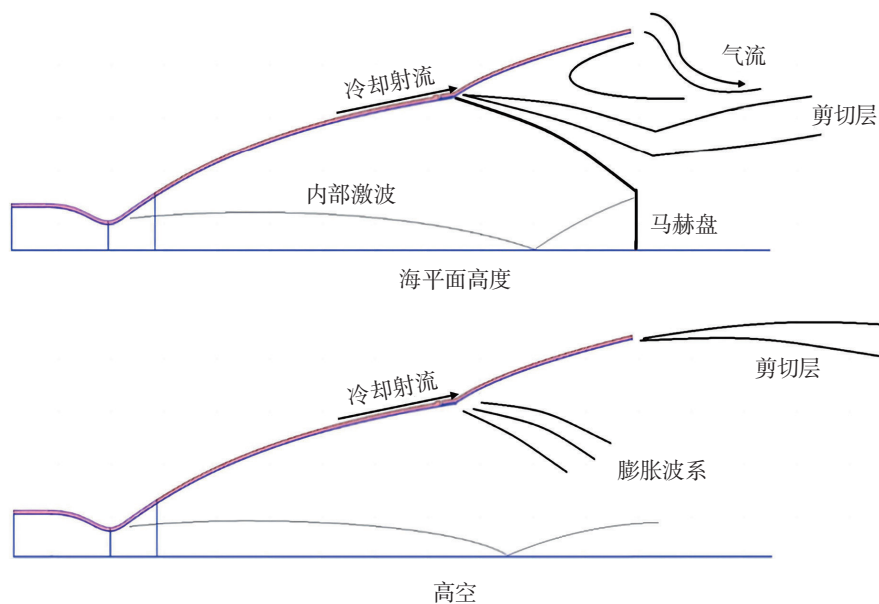


图3 不同高度下双钟形喷管内的流动现象^[5]

的飞行高度下，采用气膜冷却的双钟形喷管内的流动表现出不同的特点，如图3所示^[5]。与没有气膜冷却时的壁温（约3500K）相比，带气膜冷却的壁温降低为原来的1/4，达到约900K。

高超声速钝头

将气膜冷却应用于钝头热防护时，冷却射流方向一般与主流方向相反，称为逆向喷流气膜冷却。在流场中，逆向射流形成马赫盘，使

射流压力与弓形激波后的主流压力保持平衡。随后，逆向射流与自由流接触，形成接触表面。射流被自由流推回并重新附着到钝体表面，并在喷嘴出口周围形成再循环区域。研究发现，采用逆向喷流气膜冷却可以在钝体表面产生一层气膜，使边界层增厚，从而降低温度梯度和由此产生的表面热通量。冷却气膜能明显降低钝体的气动阻力，减小钝体表面的摩擦。

冷源问题及其研究建议

冷源供给一直是制约超声速气膜冷却工程应用的瓶颈难题。气膜冷却的冷源一般为外部空气或携带冷源，但携带冷源存在附加质量大等缺点。在高超声速飞行中，来流滞止温度过高，无法用于冷却，通常以燃料作为冷源。前文已经提到，当以燃料直接作为冷源时，以燃料为冷却工质的气膜与高温主流掺混过程中会发生一系列化学反应，影响气膜冷却效果。不同燃料的物理化学性质差异明显，关于燃料对气膜冷却影响的作用机制尚不明确。目前，进气预冷技术及燃油热管理技术已经取得一定进展，有望解决冷源供给问题，如图4所示。

气膜冷却与进气预冷技术的一体化研究

进气预冷将进入发动机的高温空气进行冷却，降低至发动机的正常工作温度，包括射流预冷与换热预冷两种途径。国内外学者针对进气预冷开展了大量研究，但与气膜冷却的组合研究十分稀缺。通过抽取部分预冷空气用于气膜冷却，开展气膜冷却与进气预冷技术一体化

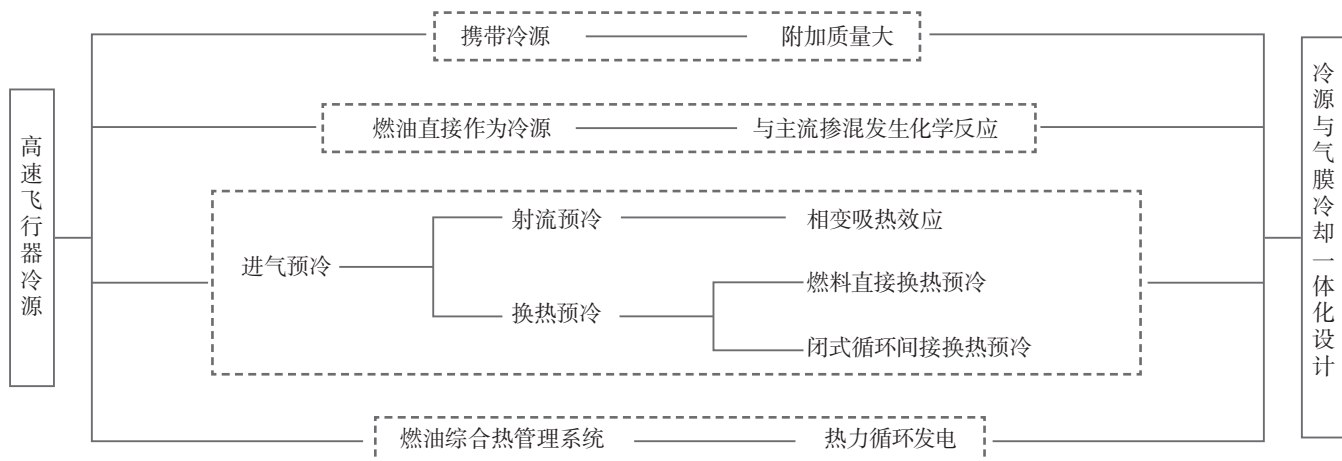


图4 高超声速飞行器冷源获取方案

研究，有利于进一步提高飞行器的热防护效果。

射流预冷技术是在高温空气进入发动机的压气机之前，加装喷雾系统，通过冷却工质的喷射、雾化、相变吸热效应对进气道中的高温空气进行冷却，保证发动机安全稳定运行并扩大飞行包线。早在20世纪50年代，国外便开始对射流预冷技术进行研究，特别是美国和苏联的研究取得了重要成果，证明了射流预冷可提升发动机性能。换热预冷是采用预冷器间接换热的预冷技术，相对于射流预冷，换热预冷效率更高，但应用难度也相应增加。换热预冷分为燃料直接换热预冷与闭式循环间接换热预冷两种类型^[6]。

在燃料直接换热预冷方面，日本的研究较为深入，针对速度为马赫数 (Ma) 5 的高超声速飞行器开展了一系列研究。基本工作原理为以液氢为燃料，在压气机前加装换热器，液氢通过换热器冷却高温主流空气。在间接换热预冷发动机研制方面，英国的技术已十分成熟，在协同吸气式火箭发动机 (SABRE，即“佩刀”) 研制中取得了丰硕成果。通过采用紧凑快速强预冷技术，可瞬间将主流高温空气进行冷却，冷却幅度可达1000K以上。预冷器通过超临界氢作为中间换热工质，从而避免低温液氢与高温空气直接换热导致的氢脆问题。

针对高超声速强预冷发动机技术，国内众多高校与研究所开展了大量研究工作，研究内容包括发动机方案设计、预冷器研制以及热力循环分析等，且已取得阶段性成果。北京航空航天大学高超声速强预冷空天动力研究团队的工作开展较为

深入，提出了基于不同燃料的强预冷方案^[6]：针对氢燃料，提出了高超声速强预冷发动机 (FAPE) 方案，飞行速度可达 $Ma5$ ；同时，针对碳氢燃料，提出了液态甲烷燃料高超声速强预冷涡轮冲压组合发动机 (HSSCTBCC) 方案，飞行速度可达 $Ma7$ 。

气膜冷却与综合热管理系统的一体化研究

高超声速飞行器的热管理系统以燃油为主要热沉，基于此，研究人员针对燃油综合热管理系统开展了大量的设计与优化工作。基本工作原理为热力循环发电，即以发动机高温区域为热源，以燃料为冷源，在两者之间构建循环发电系统。将发动机一部分热量转换为电能，不仅可以降低燃料吸收的总热量，减少用于冷却的燃料需求，为发动机提供长时有效的热防护，而且能够满足高超声速飞行器用电需求。目前，关于燃油热管理系统的研究仍存在一些局限性，缺乏同气膜冷却及其他冷却方案的耦合应用。

气膜冷却的精细化设计与试验验证

由于高超声速飞行器中冷源十分稀缺，冷源的高效利用尤为关键。如何利用更少的冷源，产生更好的热防护效果，是高超声速飞行器气膜冷却面临的重要课题。因此，有必要对气膜冷却进行精细化设计，以提高冷源的利用效率。

根据邦克 (Bunker) 对气膜冷却技术发展的总结，自气膜冷却技术开始应用以来，气膜冷却研究经历了二维槽缝、多排孔的研究，后来开始关注气膜孔型以及组合冷却等方面^[7]，发展阶段如图5所示。超声速气膜冷却的发展也遵循这一发展规律，设计日趋精细化。虽然切向槽缝超声速气膜冷却研究已取得一些进展，然而，采用切向槽缝势必会造成冷却剂的浪费。对于燃料作为冷源的动力系统，以及对于结构强度要求高且空间受限的高速飞行器，切向槽缝并不总是适用。开展基于离散孔的超声速气膜冷却精细化研究，有望在降低冷却剂消耗

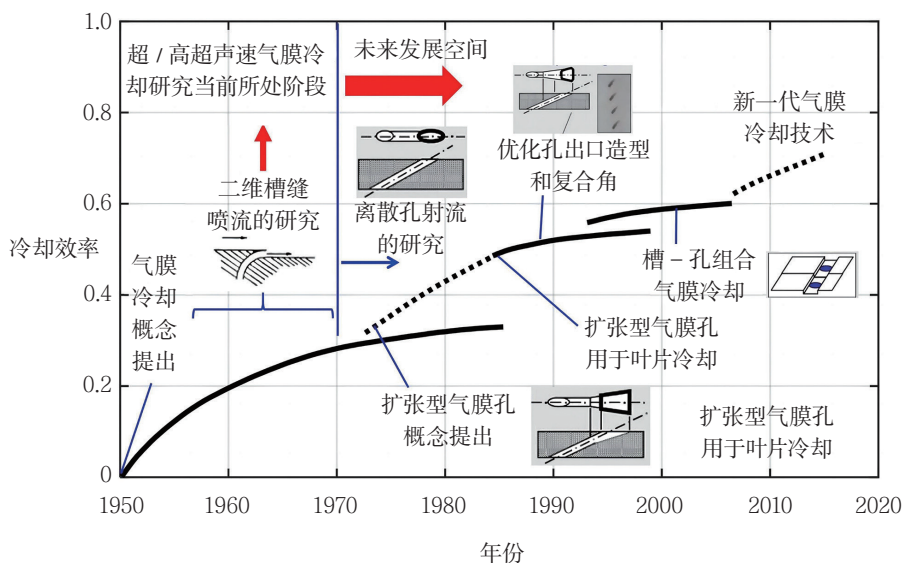


图5 气膜冷却技术的发展阶段^[7]

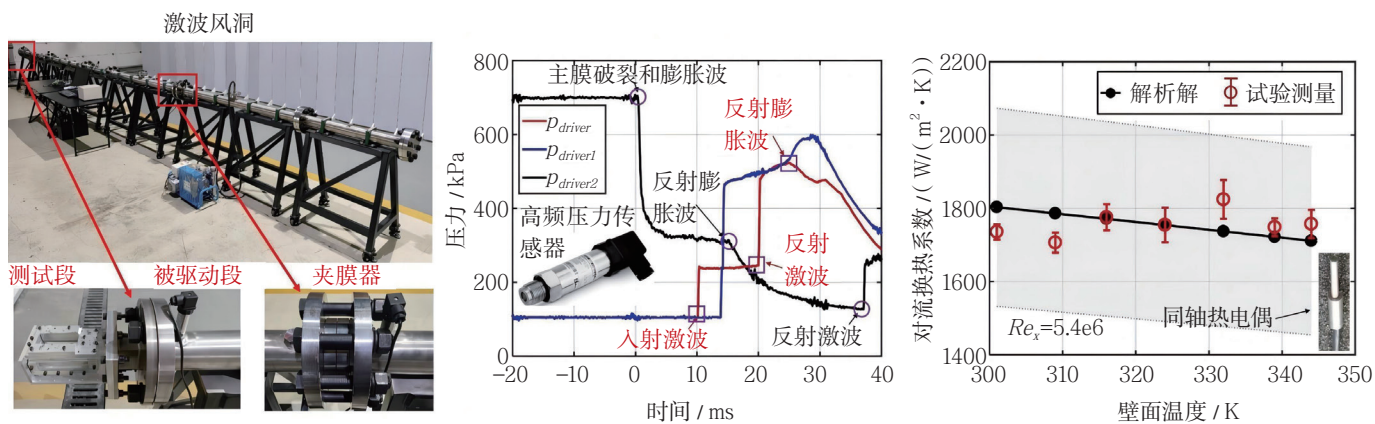


图6 激波风洞试验台及预试验结果

的同时提高冷却效率。

在超声速气膜冷却研究过程中,模拟超声速主流环境十分关键。试验设备主要有暂冲式风洞、激波风洞与炮风洞。暂冲式风洞的发展已经十分成熟,能够提供 $Ma1.5 \sim 3$ 的超声速主流,持续时间可达10s以上。激波风洞能通过高温高压驱动气体实现高马赫数的试验环境,但气流速度过大也会导致激波风洞测试时间仅仅只有1~20ms,导致获取精确的温度与流场数据难度极大。炮风洞通过自由活塞驱动测试气体,试验测试时间较激波风洞明显增加,一般为20~80ms,但试验段的气流马赫数相对较低。因此将激波风洞与炮风洞结合,能够实现在延长测试时间的同时,达到高马赫数的主流条件。

笔者所在的课题组致力于将激波风洞与炮风洞组合优化,目前已完成试验台的搭建与测试工作,可模拟 $Ma6$ 及以上的高超声速主流条件,如图6所示。借助瞬态传热测试以及纹影法流动可视化技术,开展超/高超声速气膜冷却试验。通过高精度的试验以及数据处理方式,为超/高超声速气膜冷却研究提供可靠

的试验数据,有力地推动气膜冷却研究取得进一步突破。

结束语

随着飞行器运载速度的不断提升,飞行器表面与动力系统的热负荷显著提高,降热减阻始终是高速飞行器实现天地往返的关键技术。针对气膜冷却这一提高超/高超声速飞行器工作性能及使用寿命的关键技术,加强对其流动传热机理、参数影响规律,以及激波作用机制的理解与掌握,紧密结合我国高速飞行器的实际工程需求,提升其工作性能,延长使用寿命,对我国高超声速飞行器及动力系统的设计研发水平的提高具有重要意义。

航空动力

(马海腾, 上海交通大学, 副教授, 主要从事高速飞行器及其动力系统的气动热防护研究)

参考文献

[1] SCHULEIN E, KROGMANN P, STANEWSKY E. Documentation of two-dimensional impinging shock/turbulent boundary layer interaction flow[J]. *Trials*, 1996, 65 (11).
 [2] 陈静, 单勇, 张序塘, 等. 二元塞式喷

管塞锥气膜冷却特性研究[J]. *航空动力学报*:1-11[2024-05-11]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220080>.

[3] MA H, ZHANG Q, HE L, et al. Cooling injection effect on a transonic squealer tip—part I: experimental heat transfer results and cfd validation[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2017, 139 (5): 052506.
 [4] MA H, ZHANG Q, HE L, et al. Cooling injection effect on a transonic squealer tip—part II: analysis of aerothermal interaction physics[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2017, 139 (5): 052507.
 [5] CHOUDHURY S P, SURYAN A, PISHARADY J C, et al. Parametric study of supersonic film cooling in dual bell nozzle for an experimental air-kerosene engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 78: 364-376.
 [6] 邹正平, 王一帆, 额日其太, 等. 高超声速强预冷航空发动机技术研究进展[J]. *航空发动机*, 2021, 47(4): 8-21.
 [7] BUNKER R. Film cooling science and technology for gas turbines[R]. IGTI-VKI Film Cooling Workshop, ASME Turbo Expo, 2009.