

高热流密度燃烧室壁面阵列空气射流-燃油组合冷却结构研究^{*}

吴青, 谭晓茗, 田佳, 张靖周

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 航空飞行器热管理与能量利用工信部重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘要: 针对高热流密度燃烧室壁面热防护需求, 提出了一种空气阵列射流冲击和燃油冷却肋板的集成冷却方式, 在射流平均雷诺数 Re_j 为 $1 \times 10^4 \sim 3 \times 10^4$, 燃油进口流速 v_f 为 $2.33 \sim 5.23 \text{ m/s}$ 内, 采用数值模拟方法对其传热特性进行了研究, 并基于壁面加热侧当量对流换热系数的概念, 分析了基准肋板以及燃油冷却肋板的传热增强作用。与无肋板靶面的阵列射流冲击相比, 带肋板阵列射流冲击的面积平均当量对流换热系数是前者的1.6倍, 压力损失系数相对提高了约25%; 采用燃油冷却肋板, 加热壁面综合传热能力进一步增强, 在 $Re_j = 1 \times 10^4$ 时, 采用燃油冷却肋板的面积平均当量对流换热系数是基准肋板的1.5倍以上, 即使在 $Re_j = 3 \times 10^4$ 时, 燃油冷却肋板的传热增强比也可以达到1.2; 燃油冷却肋板的出口温度相对进口温度的提升在 $20 \sim 50 \text{ K}$ 内, 其提升幅度随着射流雷诺数或燃油进口流速的增大而减小。

关键词: 空气阵列射流; 燃油冷却肋板; 集成冷却结构; 综合传热性能; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 04-0941-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200575

Integrated Cooling Configuration of Array Air Jets and Fuel Cooling for High-Heat-Flux Combustor Wall

WU Qing, TAN Xiao-ming, TIAN Jia, ZHANG Jing-zhou

(Key Laboratory of Thermal Management and Energy Utilization of Aircraft, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: An integrated cooling configuration was proposed by using array air-jets and fuel-cooled ribs to meet the thermal protection requirement in the high-heat-flux combustor wall. Numerical simulations were performed to characterize its heat transfer performance under a certain jet Reynolds number range ($1 \times 10^4 \leq Re_j \leq 3 \times 10^4$) and fuel inlet velocity range ($2.33 \text{ m/s} \leq v_f \leq 5.23 \text{ m/s}$). Based on the equivalent convective heat transfer coefficient on the heated side of target plate, the overall heat transfer enhancement by using baseline ribs and fuel-cooled ribs is illustrated. With respect to the no-rib situation, the presence of ribs in array-jet impingement makes the area-averaged equivalent convective heat transfer coefficient 1.6 times of the former. At the same time, the pressure loss coefficient otherwise increased about 25% relatively. By using the fuel-cooled ribs, the overall heat transfer capacity is further promoted. When compared to the baseline-rib situation, the heat transfer enhancement ratio in the viewing of area-averaged convective heat transfer coefficient is up to 1.5 under $Re_j = 1 \times$

^{*} 收稿日期: 2020-08-06; 修订日期: 2020-11-20。

作者简介: 吴青, 硕士, 助教, 研究领域为高温壁面冷却方式。E-mail: 15261805029@163.com

通讯作者: 谭晓茗, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机热端部件冷却。E-mail: txmyy@nuaa.edu.cn

引用格式: 吴青, 谭晓茗, 田佳, 等. 高热流密度燃烧室壁面阵列空气射流-燃油组合冷却结构研究[J]. 推进技术, 2021, 42(4): 941-949. (WU Qing, TAN Xiao-ming, TIAN Jia, et al. Integrated Cooling Configuration of Array Air Jets and Fuel Cooling for High-Heat-Flux Combustor Wall [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4): 941-949.)

10^4 . Even under $Re_j=3\times 10^4$, the heat transfer enhancement ratio for the fuel-cooled ribs is 1.2 at least. Totally, the temperature rise of the fuel at outlet with respect to the inlet temperature increased about 20~50K. This temperature rise is reduced with the increase of jet Reynolds number and fuel inlet velocity.

Key words: Array air jets; Fuel-cooled ribs; Integrated cooling structure; Overall heat transfer performance; Numerical simulation

1 引 言

爆震燃烧接近等容燃烧过程,它具有高的释热率和燃烧效率,能够自行增压而产生极高的燃气压力和温度,基于该工作方式的爆震发动机被认为是一种具有应用前景的新型推进装置^[1-3]。爆震燃烧涉及的物理化学过程十分复杂,虽然燃烧室结构简单,但其承受的气-热载荷却非常剧烈,因此燃烧室壁面热防护是一项关键的支撑技术^[4-6]。目前高热容燃烧室常用的热防护技术包括被动热防护和主动热防护。被动热防护主要利用功能材料的相变物理吸热以及热解气的化学反应,通过烧蚀层的质量消耗保护燃烧室金属基体,使其在短时间内抵御高热负荷的冲击^[7-10];主动热防护则利用工质(主要是压缩空气和碳氢燃料)对壁面实施强迫冷却,从而降低壁面温度^[11-15]。

基于压缩空气的冷却技术主要包括强迫对流冷却、射流冲击冷却和气膜冷却,相较于常规的发动机燃烧室,在爆震燃烧室中,气膜冷却喷注将面临着爆震波扫掠时的高压阻隔作用,难以建立稳定的气膜层^[16],因此采用阵列射流冲击冷却的方式无疑是一项重要的技术措施,该项技术在燃烧室火焰筒冷却结构中已得到广泛应用,尤其是与扰流柱/肋集成的复合冷却结构,可以进一步提高强化冷却效果和壁温分布均匀性^[17]。赵乃芬等^[18]参照 Pedersen 的实验研究结果,在计算和对比不同湍流模型下气膜孔中心线上的绝热冷却效率后,可以发现 Realizable $k-\varepsilon$ 模型的模拟结果与试验结果最为吻合,最大误差仅为 1%。贺业光等^[19]给出了不同射流 Re 下,CFD 计算得到的光滑靶板的平均努塞尔数与实验数据的比较结果,发现两者的偏差在 6.79% 左右。王玉艳等^[20]则在模拟射流冲击过程中采用不同的湍流模型和壁面函数,结果显示,不同的湍流模型的预测效果相差不多,只是 SST $k-\omega$ 和采用增强型壁面函数的 RNG $k-\varepsilon$ 模型对流场的预测更为理想。

与单相气体介质相比,基于碳氢燃料物理化学热沉具有更强的吸热能力,在高热流壁面热防护中

具有显著的优势^[21-22],但同时由于碳氢燃料往往面临结焦以及热稳定性等特定问题^[23],因此在实际应用中如何克服燃油结焦以及热稳定性问题依然存在很大的挑战。

本文针对高热流密度燃烧室壁面热防护需求,提出了一种集成空气射流和燃油的双工质组合冷却方式,为了避免燃油的高温结焦,燃油微细通道并未设置在燃烧室壁中,而是集成在空气射流冲击冷却结构中,即利用燃油直接冷却射流冲击孔板冷却结构、通过降低射流冲击冷却结构温度而提升燃烧室壁的综合热防护效果。对此,采用数值模拟方法对空气射流-燃油组合冷却结构的传热特性进行研究,重点关注燃油微细通道的集成对于综合传热性能的增强作用。

2 计算模型及计算方法

2.1 计算模型

图 1(a)所示为本文提出的一种集成空气射流和燃油的双工质组合冷却方式示意图,压缩空气以容腔供气的进气方式通过阵列射流孔冲击高热流靶板后沿轴向单向流出,在阵列空气射流冲击结构中,根据已有的研究^[24],射流孔采用顺排布置,射流孔直径 $d_j=2\text{mm}$,沿流向的射流孔排数为 10,在流向和展向上的射流孔间距比(x_n/d_j 和 y_n/d_j)均为 4,射流孔板和冲击靶板间的通道间距为 $H/d_j=2$;在相邻展向射流孔中

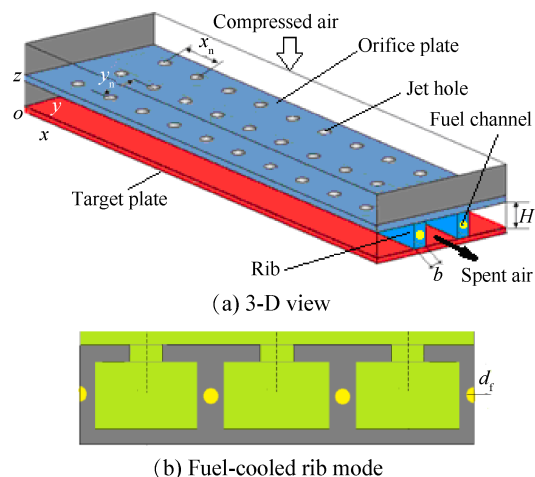


Fig. 1 Schematic diagram of composite cooling configuration

截面设置纵向肋板,肋板宽度 $b=2\text{mm}$,将直径 $d_i=1.2\text{mm}$ 的燃油管嵌入肋板,通过燃油冷却肋板而提升燃烧室壁的综合冷却能力,如图1(b)所示。在本文的组合冷却方式中,燃油流动方向与射流冲击后的单向流出方向一致,鉴于所关注的问题为高温壁面的综合冷却效果,因此采用流-固-热耦合的计算物理模型,冲击靶板和射流孔板的厚度均设定为 1mm ,固体材料为304不锈钢。

2.2 边界条件

鉴于冷却结构具有周期性的结构特征,选取3个展向间距作为计算域的展向区间。整个计算域由固体、气体流动通道和燃油流动通道构成,坐标系 x, y 和 z 依次定义为流向、展向和加热壁面法线方向,如图1(a)所示。计算域中设置的边界条件如下:

对于空气阵列射流,进口温度 $T_{j,\text{in}}=300\text{K}$,空气进口设为流量进口,质量流量可由射流孔的平均雷诺数确定(见式(1));排气通道出口设为压力出口,出口压力设为 $p_{\text{out}}=101325\text{Pa}$ 。

$$Re_j = \frac{\rho_j u_j d_j}{\mu_j} = \frac{4m_j}{n\pi d_j \mu_j} \quad (1)$$

式中 u_j 为射流孔平均喷射速度, d_j 为射流孔直径, ρ_j 和 μ_j 分别为空气的密度和动力黏度, m_j 为阵列射流的总冷却空气质量流量, n 为射流孔数。本文选取的三个射流雷诺数分别为 1×10^4 , 2×10^4 和 3×10^4 。

对于燃油通道,燃油进口温度 $T_{f,\text{in}}=300\text{K}$,流速 v_f 从 2.33m/s 变化至 5.23m/s ,出口压力设为 $p_{\text{out},f}=1\text{MPa}$ 。

壁面底部模拟高温燃气侧的热流密度取为 $q=5 \times 10^5 \text{W/m}^2$ 。由于考虑固体壁的导热,固体与流体之间的界面为流-固耦合面。计算域展向两侧面设为空间周期性边界条件。

高热流密度作用下,无论是流体还是固体,温度变化均较为显著。因此,在流-固-热耦合计算中,物性随温度的变化需要考虑。对于空气射流,根据空气物性表将相关物性(密度、导热系数和动力黏度)随温度的变化进行拟合处理^[25];对于不锈钢固体壁,其导热系数随温度近似按照线性变化,在 $T=400\text{K}$ 和 1200K 时,导热系数分别为 $16.5\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 和 $27.3\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$;对于燃油,鉴于本文复合冷却结构中的燃油温升设计值在 100K 以内,低于压力达 1MPa 燃油输运中的沸点温度^[26],因此燃油在通道中不发生相变,采用文献[27]提供的航空煤油物性测试数据进行拟合处理。

2.3 参数定义

鉴于组合冷却结构的对流-导热耦合传热过程,

无论是肋板形成的内部导热和表面对流换热、还是燃油通道形成的对流换热,对于冷却结构壁面综合热防护效果均具有显著的影响,为此,为评价加热侧壁面的综合传热性能,本文基于加热壁面的热侧温度分布,采用“当量”对流换热系数(h_{eq})概念,即以加热侧壁面温度与射流进口温度作为“当量”对流换热系数定义的驱动温差。

$$h_{\text{eq}} = \frac{q}{(T_{w,\text{heated}} - T_j)} \quad (2)$$

式中 q 为加热侧壁面上施加的热流密度, $T_{w,\text{heated}}$ 为加热侧壁面温度, T_j 为冲击射流温度。采用线平均或面积平均的方式,可以获得加热侧壁面的展向或面积平均温度,以及相应的平均“当量”对流换热系数。

基于“当量”对流换热系数概念,为评价空气阵列射流-燃油冷却组合结构相对于空气阵列射流-肋板冷却结构的综合传热性能增强效果,引入综合传热增强比,定义为

$$E_{\text{eq}} = \frac{h_{\text{eq}}^{\text{fuel-cooled}}}{h_{\text{eq}}^{\text{rib}}} \quad (3)$$

式中 fuel-cooled 表征空气阵列射流-燃油冷却组合结构, rib 表征空气阵列射流-肋板冷却的基准结构。

2.4 计算方法及网格划分

采用 ANSYS Fluent-CFD 软件、基于雷诺时均 N-S 方程(即 RANS)进行空气射流-燃油组合冷却结构的流动传热稳态求解。借鉴已有的射流冲击换热数值研究^[19,28-29],湍流模型选用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型、近壁区应用加强型壁面函数法处理,雷诺时均 N-S 方程采用二阶迎风差分格式进行离散,压力-速度的耦合求解计算采用 SIMPLEC 算法。计算过程的收敛判据设置为各物理量(速度、温度、湍流动能和湍流动能耗散率)的相对残差 $<1 \times 10^{-5}$ 。

计算网格划分模块包括固体域、空气射流流动域和燃油流动域,三个模块各自独立,并在气-固和液-固界面上形成有机关联。对于固体域,采用 H-型结构化网格;对于燃油通道,采用分 O-型结构化网格;为保证加强型壁面函数法对近壁网格品质的要求,在固体壁面附近进行局部网格加密处理,如图2所示。为验证网格无关性,预先进行了相关数值验证,给出了不同网格数下,靶板加热侧的 Nu_{eq} 以及通道的流动阻力系数 ψ ,最终选择计算网格数量为 350 万~400 万,如图3所示。

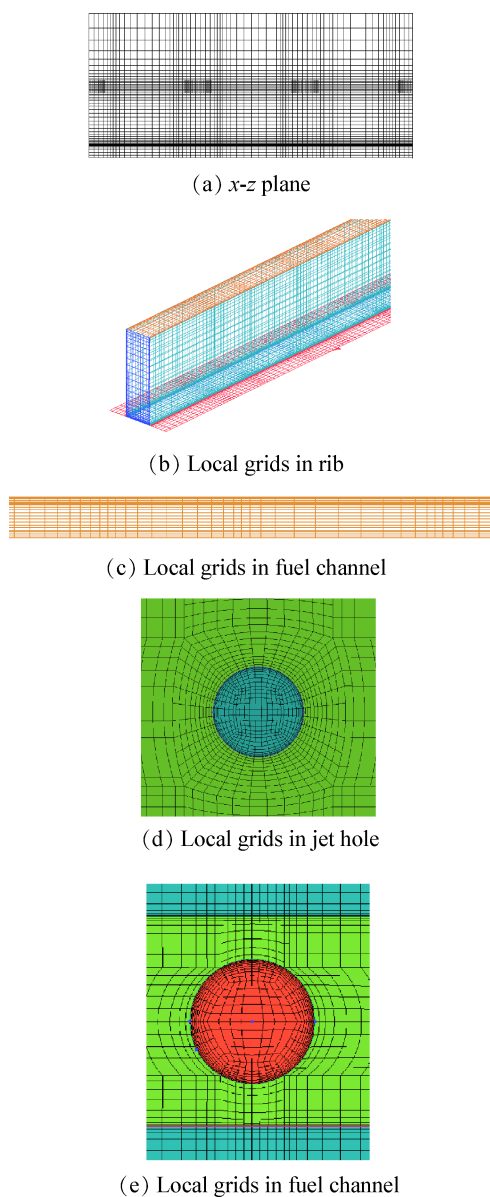
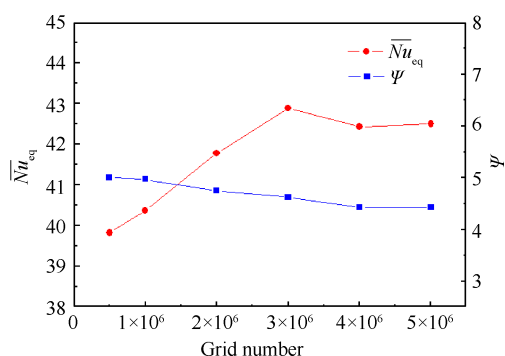


Fig. 2 Schematic of local grids

Fig. 3 Grid independence study results ($Re=2 \times 10^4$)

2.5 模型实验验证

为验证计算方法,进行了模型实验验证。实验系统如图4所示。冷却空气由压缩机提供,经控制阀门、标准孔板流量计和整流段后进入集气腔,从射流

孔板冲击至加热壁后排出;冷却燃油由油泵增压,经过滤器、控制阀门和流量计后,进入集油管分配至各燃油通道,最后排入集液桶,为保证燃油流量的稳定性,通过加设旁路系统来调节主路的流量。实验中采用电加热方式,输入功率约为2kW,加热器背侧包覆绝热材料以减少散热损失。加热壁面温度由K型热电偶测试,热电偶测量所得的数据通过温度巡检仪进行采集。

在模型实验中,实验件的结构参数作相似放大以便于加工,射流孔直径为4mm,肋板宽度为6mm,燃油通道直径为4.5mm,相邻射流孔在流向和展向上的间距比(x_n/d_j 和 y_n/d_j)均为4,射流孔板和冲击靶板间的通道间距为 $H/d_j=2$ 。按照实验模型的结构参数进行数值计算,图5为 $m_f=0.0436\text{kg/s}$ 时,不同射流雷诺数下燃油冷却方式加热表面面积平均综合传热增强比的数值计算结果和实验测试值的对比,可见,燃油冷却肋板方式提升了加热壁面的综合传热能力,数值计算与实验测试结果的相对误差在10%以内,表明本文的计算方法和计算结果是可靠的。

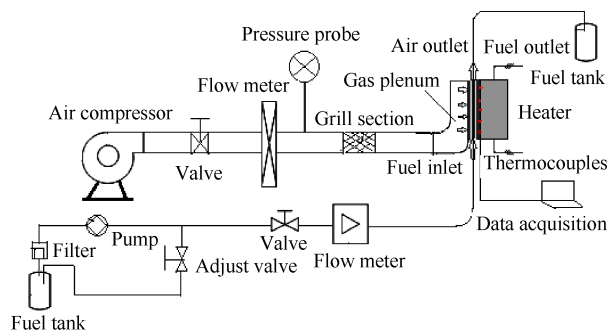
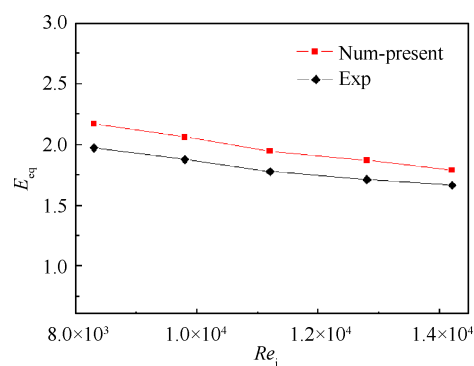


Fig. 4 Schematic diagram of experimental setup

Fig. 5 Comparison of E_{eq} between numerical and experimental results under $m_f=0.0436\text{kg/s}$

3 计算结果与分析

3.1 几种冷却结构的对比

图6为 $Re_j=2 \times 10^4$ (对应的射流喷射平均速度 $u_j \approx$

135m/s)时,空气阵列射流冲击光滑靶板、空气阵列射流-肋板、以及空气阵列射流冲击-燃油冷却肋板($v_f=3.26\text{m/s}$)三种结构,位于第5排射流孔流向位置处的固体域温度分布。由图6(a)可以看出,对于阵列射流冲击光滑靶板情形,加热靶板和射流孔板的温度差异十分显著;当加热壁面与射流孔板之间存在肋板连接,如图6(b)所示,加热表面的热流可以通过固体内部导热机制传递至射流孔板,无疑增加了冷却空气在冷却结构中的换热面积,导致热壁表面温度的降低;在肋板中设置燃油冷却通道,如图6(c)所示,利用燃油的吸热功能直接冷却肋板、进而间接地冷却加热壁面,使得加热壁的温度进一步降低。

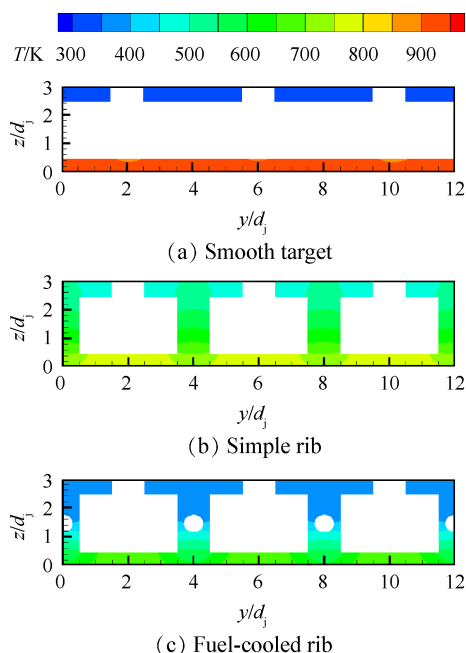


Fig. 6 Temperature distribution on solid zone at 5th-row hole-center section under $Re_j=2\times 10^4$ and $v_f=3.26\text{m/s}$

图7为三种冷却结构对应的加热表面温度分布,可以看出,在肋与壁面结合处的温度相对较低,这是肋板增强了壁面加热热流向固体域传递、并藉此通过冷却介质(空气和燃油)运输的结果。图8为热侧表面展向平均温度沿流向的分布,与单纯的阵列射流冲击结构相比,空气阵列射流-肋板结构具有降低加热表面温度约200K的作用效果;燃油冷却肋板较简单肋板又可以获得降低加热表面温度120K左右的作用效果,可见采用燃油冷却肋板是一种有效的壁面热防护方案。

图9给出了不同射流雷诺数下,三种冷却结构的加热壁侧面积平均温度分布图。随着空气射流雷诺

数的增大,冷却空气流量增加而使得加热壁面的温度下降。对于单纯的阵列射流冲击结构,在 $Re_j=1\times 10^4$ 和 $Re_j=1.5\times 10^4$ 时的加热壁侧面积平均温度均在1000K以上,虽然可以通过增加冷却空气流量而降低壁面温度,但在实际应用中却面临供气端的限制;采用空气阵列射流-肋板冷却结构,在 $Re_j=1\times 10^4$ 时的加热壁侧面积平均温度依然在1000K以上,而采用燃油冷却肋板,加热侧壁面冷却效果对冷却空气流量的依赖性明显减弱,这种组合冷却方案在冷却空气提取较为苛刻的场合更具有应用潜力。

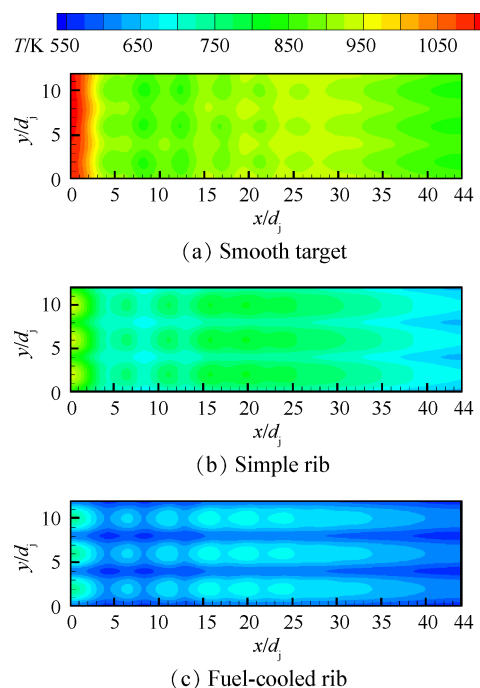


Fig. 7 Temperature distribution on heated surface under $Re_j=2\times 10^4$ and $v_f=3.26\text{m/s}$

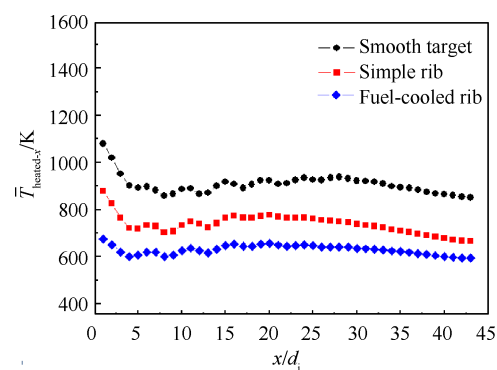


Fig. 8 Laterally-averaged temperature distribution on heated surface under $Re_j=2\times 10^4$ and $v_f=3.26\text{m/s}$

3.2 肋板对流动换热的影响

针对空气阵列射流冲击冷却结构,分析肋板对于阵列射流冲击流动换热的影响。

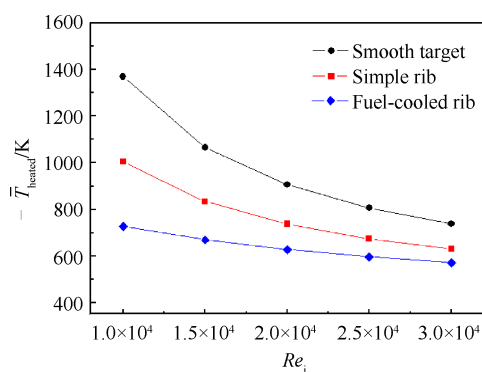


Fig. 9 Area-averaged temperature on heated surface under different jet Reynolds numbers with a fixed v_j of 3.26m/s

图 10 为 $Re_j=2 \times 10^4$ 时, 位于第 4~第 6 排孔中心截面上的射流速度分布, 与无肋板光滑靶面的阵列射流冲击流场相比, 肋板的设置缩减了射流流动的空间, 使得肋板间的壁面射流流通截面缩减, 因此使得前排射流对后排冲击射流形成的横流效应更加显著, 导致冲击射流的偏转, 这是影响射流冲击局部换热的不利一面; 另一方面, 隔板通道内的气流沿流向的流动速度提高, 又起到有利于对流换热的作用。图 11 显示了射流冲击靶面的实际对流换热局部努塞尔数分布, 阵列射流冲击在带隔板靶面中段的峰值对流换热系数较光滑靶面有一定的降低, 这是冲击射流发生更强偏转所主导的机制, 而在阵列射流末端, 带隔板靶面的对流换热却有一定的增强, 显然这是通道气流速度提高带来的主导机制。

同时, 注意到肋板的存在使得壁面热流以导热

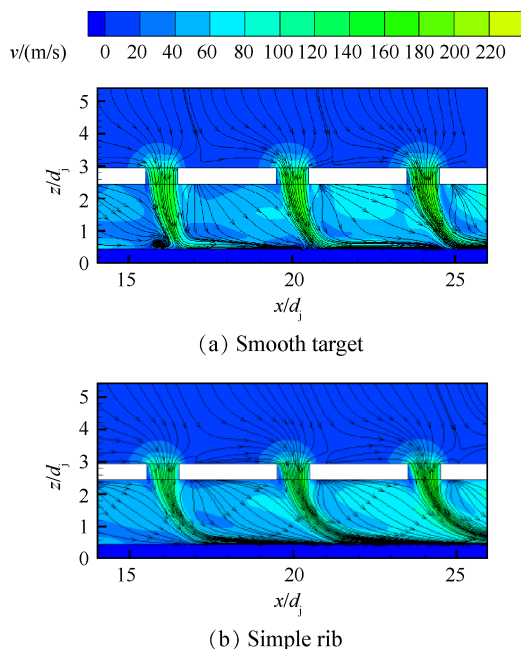


Fig. 10 Local streamlines in middle rows of array-jets

方式传递至肋板表面以及射流冲击靶面 (见图 6 (b)), 因此导致气流在隔板通道中具有更大的对流换热面积, 基于“当量”对流换热系数概念进行评价, 如图 12(a) 所示, 带肋板阵列射流冲击的面积平均“当量”对流换热系数可以达到光滑靶面阵列射流冲击的 1.6 倍, 但同时也引起更大的压力损失, 如图 12(b) 所示, 压力损失系数 (定义为 $\phi = \Delta p / (\rho_j u_j^2 / 2)$, 这里, Δp 为射流进口总压与通道出口静压的差值) 相对提高了约 25%。

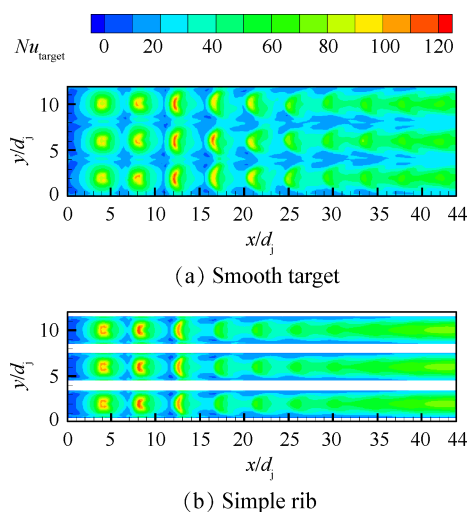


Fig. 11 Local Nu distribution on target surface

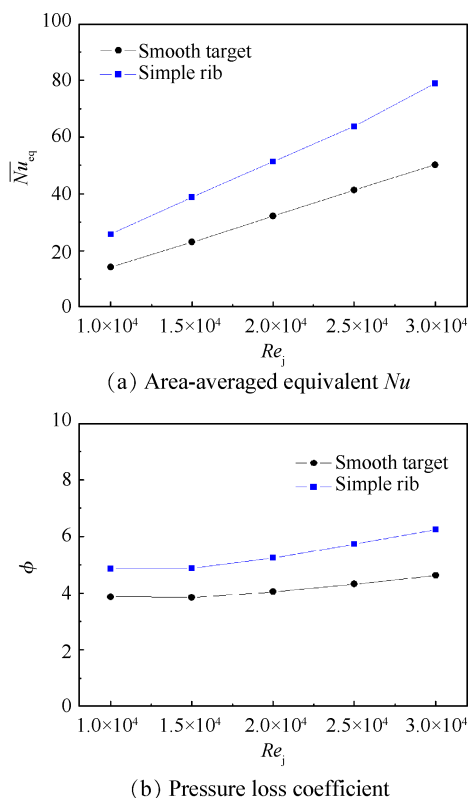


Fig. 12 Effect of pin-fins arrangement on area-averaged Nusselt number and pressure loss coefficient

3.3 燃油冷却隔板的影响规律

本节针对特定的空气阵列射流冲击-燃油冷却肋板的组合冷却结构,研究射流雷诺数和燃油进口流速的影响规律。

图13显示了在给定的燃油进口流速或射流雷诺数下,改变射流雷诺数或燃油进口流速对于加热壁面积平均温度的影响。从图13(a)看,在本文所研究的燃油进口流速下,射流雷诺数从 1×10^4 增加至 3×10^4 ,依然能够取得100~150K的加热壁面积平均温度降低;从图13(b)看,在 $Re_j = 1 \times 10^4$ 时,燃油进口速度 v_f 从2.33m/s增加到5.23m/s,所产生的加热壁面积平均温度降低值约为80K,在 $Re_j = 3 \times 10^4$ 时,燃油进口速度的增加所带来的加热壁温度降低较为微弱。

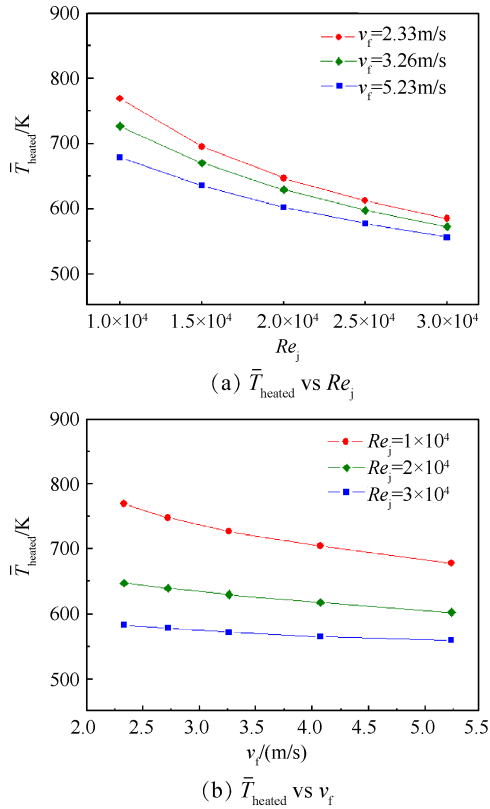


Fig. 13 Effects of fuel inlet velocity and jet Reynolds number on area-averaged temperature of heated surface

图14显示了在给定的燃油进口流速或射流雷诺数下,改变射流雷诺数或燃油进口流速对于加热壁综合传热增强比的影响。在 $Re_j = 1 \times 10^4$ 时,采用燃油冷却肋板的加热壁“当量”对流换热系数是基准肋板的1.5倍以上,当燃油进口速度为5.23m/s实接近于2倍;即使在 $Re_j = 3 \times 10^4$ 时,燃油冷却肋板的传热增强比也可以达到1.2。

图15显示了在给定的燃油进口流速或射流雷诺数

数下,改变射流雷诺数或燃油进口流速对于燃油出口平均温度的影响。相对于燃油为300K进口温

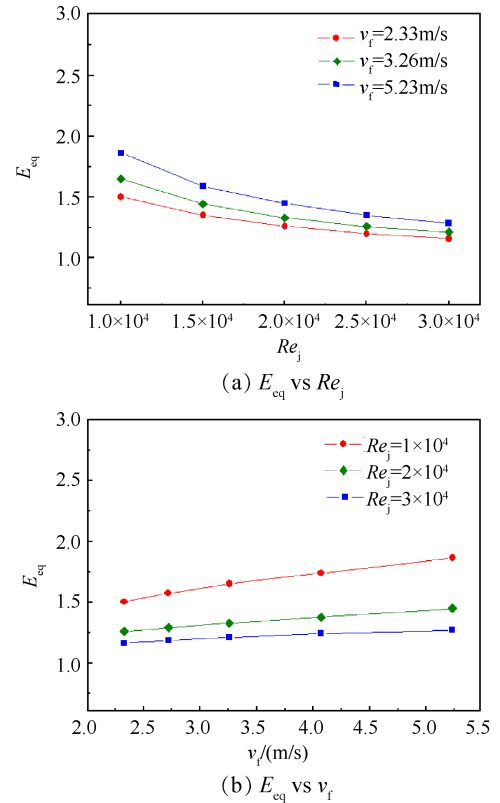


Fig. 14 Effects of fuel inlet velocity and jet Reynolds number on total heat transfer enhancement ratio

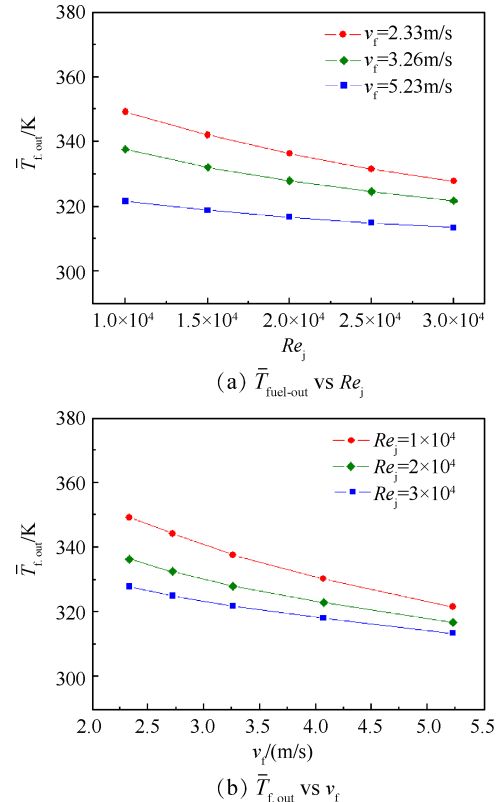


Fig. 15 Effects of fuel inlet velocity and jet Reynolds number on fuel temperature at outlet

度,燃油冷却肋板的出口温度提升在 20~50K 内,燃油出口温度的增加幅度随着射流雷诺数或燃油进口流速的增大而降低。采用本文的燃油冷却肋板,引起的燃油温升在数十度以内,远低于压力达 1MPa 燃油的沸点温度^[25],因此不会引起燃油在通道中的相变问题。

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)与无肋板光滑靶面的阵列射流冲击相比,肋板的设置一方面增强了前排射流对后排冲击射流形成的横流效应,另一方面提高了隔板通道内的气流沿流向的流动速度。带肋板阵列射流冲击的面积平均“当量”对流换热系数可以达到光滑靶面阵列射流冲击的 1.6 倍,但同时也引起更大的压力损失,压力损失系数相对提高了约 25%。

(2)采用燃油冷却肋板,利用燃油的吸热功能直接冷却肋板,进而间接地冷却加热壁面,使得加热壁的温度进一步降低。同时,加热侧壁面冷却效果对冷却空气流量的依赖性明显减弱。

(3)在 $Re_j=1\times 10^4$ 时,采用燃油冷却肋板的面积平均当量对流换热系数是基准肋板的 1.5 倍以上,即使在 $Re_j=3\times 10^4$ 时,燃油冷却肋板的传热增强比也可以达到 1.2。燃油冷却肋板的出口温度相对进口温度的提升在 20~50K 内,其提升幅度随着射流雷诺数或燃油进口流速的增大而降低。

参考文献

- [1] 马 虎,武晓松,王 栋,等. 旋转爆震发动机数值研究[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 820-825. (MA Hu, WU Xiao-song, WANG Dong, et al. Numerical Investigation for Rotating Detonation Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(5): 820-825.)
- [2] Rui Z, Dan W, Wang J P. Progress of Continuous Rotating Detonation Engines[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(1): 15-29.
- [3] Anand V, Gutmark E J. Rotating Detonations and Spinning Detonations: Similarities and Differences[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(1): 1717-1722.
- [4] Zhu D, Fox D S, Miller R A, et al. Effect of Surface Impulsive Thermal Loads on Fatigue Behavior of Constant Volume Propulsion Engine Combustor Materials [J]. *Journal of Surface and Coatings Technology*, 2004, 188-189(1): 13-19.
- [5] Bykovskii F A, Vedernikov E F. Heat Fluxes to Combustor Walls During Continuous Spin Detonation of Fuel-Air Mixture [J]. *Combustion Explosion and Shock Waves*, 2009, 45(1): 70-77.
- [6] Roy A, Strakey P, Sidwell T, et al. Unsteady Heat Transfer Analysis to Predict Combustor Wall Temperature in Rotating Detonation Engine[R]. *AIAA* 2015-4191.
- [7] Ghosn L J, Zhu D. Thermal Barrier and Protective Coating to Improve the Durability of a Combustor under a Pulse Detonation Engine Environment[R]. *AIAA* 2007-2070.
- [8] 孙 冰,刘小勇,林小树,等. 固体火箭冲压发动机燃烧室热防护层烧蚀计算[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 375-378. (SUN Bing, LIU Xiao-yong, LIN Xiao-shu, et al. Computation of Ablation of Thermal-Protection Layer in Solid Rocket Ramjet Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(5): 375-378.)
- [9] Li W, Huang H, Tian Y, et al. Nonlinear Analysis on Thermal Behavior of Charring Materials with Surface Ablation[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2015, 84: 245-252.
- [10] 刘 洋,关轶文,吴育飞,等. 颗粒冲刷条件下硅橡胶绝热材料烧蚀特性实验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(1): 227-234. (LIU Yang, GUAN Yi-wen, WU Yu-fei, et al. Experimental Investigation on Ablation Characteristic of Silicone Rubber Insulator under Particle Erosion Condition [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(1): 227-234.)
- [11] Huang H, Spadaccini L J, Sobel D R. Fuel-Cooled Thermal Management for Advanced Aeroengines [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2004, 126(2): 284-293.
- [12] 涂洪妍,范 玮,范珍潞,等. 基于主动冷却的爆震火箭发动机燃油加温实验研究[J]. 航空工程进展, 2010, 1(1).
- [13] Ajmani K, Breisacher K J, Ghosn L J, et al. Numerical and Experimental Studies of a Film Cooled Pulsed Detonation Tube[R]. *AIAA* 2005-3059.
- [14] Wang Xing-tao, Zhang Jing-zhou, Tan Xiao-ming. Experimental Investigation on Wall Temperature of an Air-Breathing Kerosene/Air Pulse Detonation Combustor with Impingement Cooling [J]. *Apply Thermal Engineering*, 2012, 42: 58-63.
- [15] 王杏涛,张靖周,谭晓茗. 脉冲爆震燃烧室管壁冲击冷却效果的数值研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2515-2521.
- [16] Tan Xiao-ming, Zhang Jing-zhou, Wang Xing-tao. Effects of Pulse Detonation Wave on Film Dynamics [J]. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 2011, 5(4): 499-505.
- [17] Weigand B, Spring S. Multiple Jet Impingement—a Re-

- view[J]. *Heat Transfer Research*, 2011, 42: 101-142.
- [18] 赵乃芬, 谭晓茗, 李业芳, 等. 高致密多孔层板结构选型研究[J]. 推进技术, 2014, 35(11): 1517-1522. (ZHAO Nai-feng, TAN Xiao-ming, LI Ye-fang, et al. Research on Structures of High-Density Laminate Porous Plates[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(11): 1517-1522.)
- [19] 贺业光, 郭曾嘉, 李润东, 等. 扰流柱形状对冲击冷却综合换热效率影响研究[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 212-221. (HE Ye-guang, GUO Zeng-jia, LI Run-dong, et al. Numerical Simulation of Efficiency Index of Impingement Cooling System with Different Pin Fins Shapes [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(1): 212-221.)
- [20] 王玉艳, 王 鹏, 白敏丽, 等. 射流冲击冷却过程的数值研究[J]. 东北大学学报(自然科学版), 2016, 37(5): 692-696.
- [21] Sobel D R, Spadaccini L J. Hydrocarbon Fuel Cooling Technologies for Advanced Propulsion[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1997, 119: 344-351.
- [22] Huang H, Sobel D R, Spadaccini L J. Endothermic Heat-Sink of Hydrocarbon Fuels for Scramjet Liquid-Cooling[R]. AIAA 2002-3871.
- [23] Spadaccini L J, Sobel D R, Huang H. Deposit Formation and Mitigation in Aircraft Fuels[J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2001, 123: 741-746.
- [24] Shan Y, Zhang J Z, Xie G N. Convective Heat Transfer for Multiple Rows of Impinging Air Jets with Small Jet-to-Jet Spacing in a Semi-Confined Channel[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2015, 86: 832-842.
- [25] Holman J P. Heat Transfer[M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 2002.
- [26] Linne D L, Meyer M L, Edwards T, et al. Evaluation of Heat Transfer and Thermal Stability of Supercritical JP-7 Fuel[R]. AIAA 97-3041.
- [27] 刘志琦. 超然冲压发动机再生冷却技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.
- [28] Zuckerman N, Lior N. Impingement Heat Transfer: Correlations and Numerical Modeling[J]. *ASME Journal of Heat Transfer*, 2005, 127(5): 544-552.
- [29] Mohammadpour J, Zolfagharian M M, Mujumdar A S, et al. Heat Transfer under Composite Arrangement of Pulsed and Steady Turbulent Submerged Multiple Jets Impinging on a Flat Surface[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2014, 86: 139-147.

(编辑: 刘萝威)