

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.06.016

稀疏孔阵层板冷却结构的主要参数影响数值研究

季 钧¹ 张靖周^{1,2} 王春华¹

(1. 南京航空航天大学能源与动力学院, 航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 南京, 210016;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京, 100191)

摘要: 针对燃烧室火焰筒的气动热力条件, 在给定的单位壁面面积冷却空气质量流量下, 通过数值模拟较为系统地研究了稀疏孔阵层板结构主要参数对冷却性能的影响, 冲击孔、扰流柱和气膜孔数之比为 1:10:1。在本文研究的结构参数范围内, 气膜孔和冲击孔直径对于层板的综合冷却效果和压降影响相对较大, 增大气膜孔直径有利于改善综合冷却效果并降低冷却气流通过层板的压力损失, 增大冲击孔直径虽降低了冷却气流压力损失但同时也导致综合冷却效果有一定的减弱; 射流冲击间距和扰流柱直径的改变对压力损失影响甚微, 扰流柱直径增加可以提升层板综合冷却效果, 小射流冲击间距比的层板综合冷却效果略优。

关键词: 多孔层板; 稀疏孔阵; 综合冷却效果; 相对压力损失; 流量系数

中图分类号: V231.1 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2019)06-0848-09

Numerical Investigation on Influence of Main Structural Parameters in Lamilloy Cooling Configuration with a Sparse Hole Array

Ji Jun¹, ZHANG Jingzhou^{1,2}, WANG Chunhua¹

(1. College of Energy and Power Engineering, Aero-engine Thermal Environment and Structure Key Laboratory of Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016, China; 2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-engine, Beijing, 100191, China)

Abstract: A series of numerical simulations were performed to investigate the effects of geometric parameters on cooling performance of a laminate porous plate with a sparse hole array, under a given coolant massflow rate per unit wall-surface area and the combustor linear representative conditions. The relationship between impinging-hole number, pin-fin and film-holes number is 1:10:1. Among the current ranges of geometric parameters, it is found that the film-hole diameter and impinging-hole diameter have relatively stronger influence on overall cooling effectiveness and pressure drop across the laminate porous plate. Increasing film-hole diameter is helpful for improving overall cooling effectiveness and reducing pressure drop. Increasing film-hole diameter results a reduction of pressure drop and overall cooling effectiveness. The variation of pin-fin diameter or impinging distance has nearly no influence on the pressure drop. The increase of pin-fin diameter results in a little increase of overall cooling effectiveness. Small dimensionless impinging distances seems to be a little advantageous.

Key words: porous laminate; sparse hole array; overall cooling effectiveness; relative pressure drop; discharge coefficient

基金项目: 国家自然科学基金(U1508212)资助项目。

收稿日期: 2018-08-21; **修订日期:** 2018-10-08

通信作者: 张靖周, 男, 教授, 博士生导师, zhangjz@nuaa.edu.cn。

引用格式: 季钧, 张靖周, 王春华. 稀疏孔阵层板冷却结构的主要参数影响数值研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(6):848-856. Ji Jun, ZHANG Jingzhou, WANG Chunhua. Numerical Investigation on Influence of Main Structural Parameters in Lamilloy Cooling Configuration with a Sparse Hole Array[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(6):848-856.

随着发动机推重比的不断提高,燃烧室火焰筒面临的气热环境日益恶劣,发展高效的火焰筒冷却结构已成为高温升燃烧室的关键技术之一。层板冷却结构集射流冲击、内部对流冷却和多孔全覆盖气膜冷却于一体,被认为是一种先进的复合冷却方式,成为国内外广泛关注的研究课题。

国内外众多研究人员针对多孔层板冷却结构进行了大量的实验和数值模拟研究。其中,全栋梁等^[1-2]通过模型实验和数值计算研究了层板冷却结构的流动传热和冷却特性,指出射流冲击后在扰流柱前反卷形成驻涡,诱导出局部低速流动区,为此提出了可起到较好分流和引导作用的雪花型扰流柱布置方式;Hong等^[3]实验研究了存在横流影响下扰流柱对层板流动换热的影响,与无扰流柱的层板冷却结构相比,带有扰流柱的层板结构中内部对流冷却得到有效强化,但付出的流动阻力也相应增大;Nakamata等^[4]通过模型实验研究发现孔-柱相对位置和扰流柱的致密度是影响层板综合效率的重要参数;陶智等^[5]对进气孔、扰流柱和出气孔数之比为1:4:1的典型层板冷却结构流体流阻与换热特性进行了模型实验和数值研究,对比分析了进气孔直径、出气孔直径和倾角等的影响;Yang等^[6]通过数值模拟和模型实验对比研究了有/无扰流柱的双层板冷却,研究表明在小的冷却空气流率下扰流柱增强冷却效率的作用更加显著,冲击孔、扰流柱和气膜孔的气流间相互作用对内部传热具有重要的影响;谭晓茗等^[7]对高致密多孔层板结构选型进行模拟,发现增大扰流柱堵塞比能够在一定程度上强化换热,提高冷却效率;杨旭等^[8]数值研究了模拟加力燃烧室隔热屏气动热力参数条件下的气膜-冲击孔径比与冲击距对冲击/发散冷却隔热屏冷却性能影响;曹俊等^[9]和屠泽灿等^[10]分别对双层壁冷却结构在回流燃烧室弯曲段和涡轮导向叶片的应用效果进行了模拟分析研究。

由于多孔层板的结构参数众多,其影响规律依然是一个值得关注的研究课题^[11-16]。注意到目前针对多孔层板冷却结构的研究大部分围绕较为致密的孔阵列结构,而对于稀疏孔阵列的层板冷却结构尚缺乏充分的研究^[17],同时由于模型实验中,主流和冷却气流参数与发动机燃烧室内高温高压参数相差显著,因此通过数值方法模拟接近真实气动热力参数条件下的层板结构冷却性能也是十分必要的^[18]。本文通过数值模拟方法较为系统地研究了层板结构主要结构参数(冲击孔径、扰流柱直径、气膜孔径、冲击距)对多孔层板冷却性能的影响,以便为工程应用提供理论依据。

1 物理模型及边界条件

图1为多孔层板数值计算模型。冷却气流经冲击孔流入环腔,与扰流柱相互作用,在环腔内进行复杂流动,再通过气膜孔喷吹至火焰筒内表面形成气膜层,与高温燃气混合后从通道出口流出。考虑到层板在展向上的周期性结构特征,在展向上计算域选取一个孔节距 P ,主流通道长为265.6 mm,其中,层板段长度为105.6 mm(包含10个孔排距 S),冲击孔板与气膜孔板的厚度相等,均为0.5 mm,层板上游和下游各有80 mm的流动发展区,高为70 mm;冷却气流采用垂直进气方式,冷却通道高度为40 mm。坐标轴原点位于第一排冲击孔前缘, x 、 y 和 z 方向分别代表主流方向,展向及垂直于壁面方向。

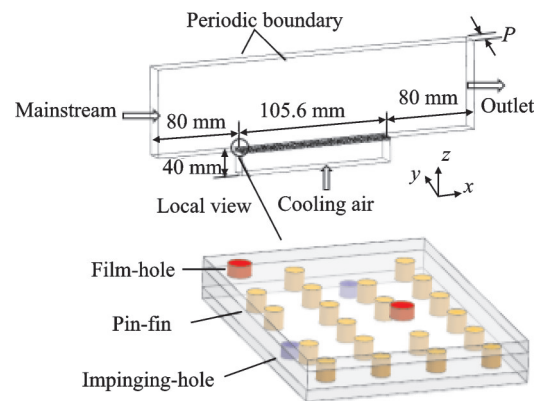


图1 计算域示意图

Fig.1 Schematic diagram of computational region

本文所涉及的层板冷却结构孔-柱排布方式如图2所示,冲击孔、扰流柱和气膜孔数之比为1:10:1,冲击和气膜孔阵具有稀疏布置的结构特点。为了研究层板结构主要结构参数(冲击孔径、扰流柱直径、气膜孔径、冲击距)对多孔层板冷却性能的影响,具体结构参数如表1所示。

本文中冷热气流的压比、温比与某燃烧室参数相同,所有算例采用相同的边界条件设置。主流入口速度为60 m/s,温度为2 000 K,压力为3.1 MPa;二次流入口为质量流量入口,给定所有的冷却方案均具有相同的单位壁面面积冷却空气质量流量($G_c = m_c/A$, m_c 为冷却空气质量流量, A 为层板结构表面积,选取 $G_c = 8.032 \text{ kg}/(\text{s}\cdot\text{m}^2)$,温度为860 K,压力为3.2 MPa;通道出口为压力出口,压力大小为3 MPa。冲击壁、扰流柱、气膜壁均设置为流固耦合面,固体域材料为GH3230,密度为8 934 kg/m^3 ,比热容为550 $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$,导热系数为25 $\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。计算中冷热流体均设置为理想空气,黏性系数采用萨瑟兰关系式修正。

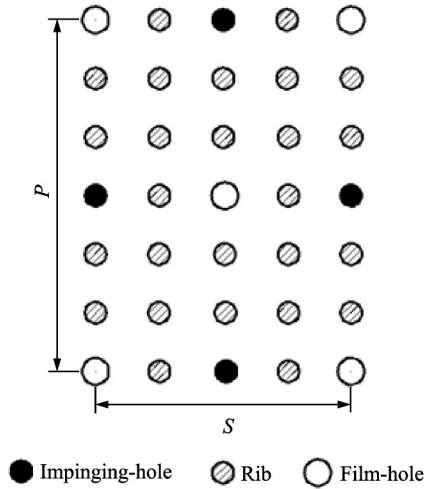


图2 孔-柱排布示意图

Fig.2 Arrangement schematic diagram

表1 模型几何参数

Tab.1 Model geometry parameters

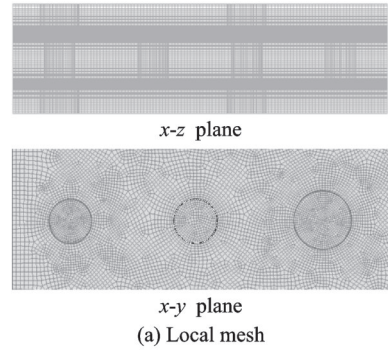
方案	Cases 1—4	Cases 5—8	Cases 9—12	Cases 13—16
冲击孔径 d_i /mm	0.8	0.8~1.4	0.8	0.8
扰流柱径 d_p /mm	0.8	0.8	0.8~1.4	0.8
气膜孔径 d_f /mm	0.8~1.4	1.0	1.0	1.0
冲击距 H /mm	0.8	0.8	0.8	0.8~1.4
孔排距 S /mm	9.6	9.6	9.6	9.6
孔节距 P /mm	13.2	13.2	13.2	13.2

2 计算方法及参数定义

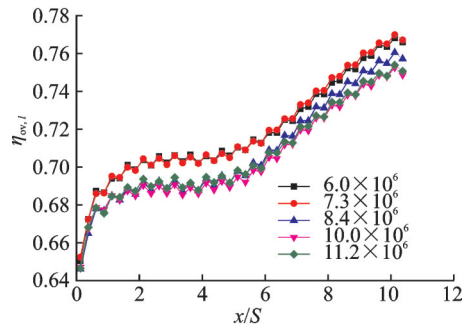
2.1 计算方法

使用 Gambit 对计算区域进行网格划分,均采用六面体网格进行离散,对近壁面处进行网格加密处理,扰流柱外壁划分附面层网格,第一层网格高度为 0.1 mm,端壁区域 y^+ 值小于 1。对于不同结构参数的模型,网格尺寸按照几何比例变化,避免网格差异对计算结果产生影响。 $x-z$ 方向及气膜壁局部区域网格如图 3(a)所示。图 3(b)为网格数量对层板结构综合冷却效果的影响,可见当网格数达到 1 000 万左右,计算结果基本不再变化。

数值计算使用 Fluent-CFD 软件,采用二阶迎风差分式方程进行离散,压力-速度耦合采用 SIMPLEC 算法,根据前人针对射流冲击和气膜冷却数值模拟中的湍流模型选择研究^[19-20],此外,也根据 Nakamata 等^[4]的实验进行了湍流模型验证,选取 STAG2 模型,在吹风比 $M=0.6$ 时进行数值模拟,



(a) Local mesh



(b) Influence of the number of grids

图3 网格独立性验证

Fig.3 Grid sensitivity test

发现 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型是一个较为理想的湍流模化方式,如图 4 所示。因此本文选取该湍流模型,近壁区采用增强型壁面函数处理,计算过程中相对残差小于 1×10^{-5} 时可认为计算收敛。

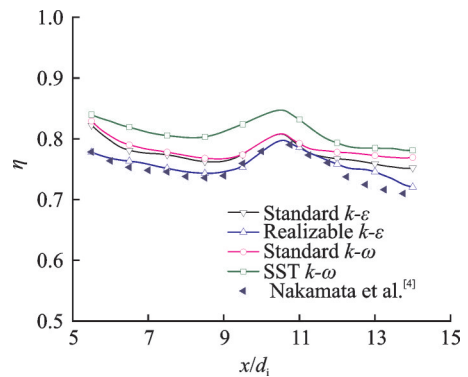


图4 不同湍流模型的综合冷却效果与文献比较

Fig.4 Comparison between comprehensive cooling effect of different turbulence models and literature

2.2 参数定义

本文主要分析层板冷却结构的压力损失、流量系数和综合冷却效果。

层板结构的冷却气流相对压力损失定义为

$$\Delta p_i^* = \frac{p_c^* - p_{out}^*}{p_c^*} \quad (1)$$

式中: p_c^* 为冷却空气的进口总压, p_{out}^* 为冷却空气在主通道中的出口平均总压,可近似采用主通道出口处的总压。

为了更细致地分析冷却气流流经冲击壁和气膜壁的压力损失,以层板结构中 $H/2$ 处截面的平均总压 p_s^* 作为参考,从而获得冷却气流流经冲击壁的相对压力损失 (Δp_i^*) 和气膜壁的相对压力损失 (Δp_f^*)。

$$\Delta p_i^* = \frac{p_c^* - p_s^*}{p_c^*} \quad (2)$$

$$\Delta p_f^* = \frac{p_s^* - p_{out}^*}{p_c^*} \quad (3)$$

借鉴文献[21]中的双层壁流量系数定义方式,分别定义冲击壁流量系数 ($C_{d,i}$) 和气膜壁流量系数 ($C_{d,f}$),以及层板的当量流量系数 ($C_{d,o}$)

$$C_{d,i} = \frac{m}{A_i \sqrt{2\rho(p_c^* - p_s^*)}} \quad (4)$$

$$C_{d,f} = \frac{m}{A_f \sqrt{2\rho(p_s^* - p_{out}^*)}} \quad (5)$$

$$C_{d,o} = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{A_o}{A_i C_{d,i}}\right)^2 + \left(\frac{A_o}{A_f C_{d,f}}\right)^2}} \quad (6)$$

式中: A_i 和 A_f 分别为冲击壁和气膜壁的输出孔总面积, p_s 为层板结构中截面的平均静压, p_{out} 为冷却空气在主通道中的出口平均静压。 A_o 为层板结构的当量流动面积, 定义为

$$A_o = \frac{1}{\sqrt{1/A_i^2 + 1/A_f^2}} \quad (7)$$

综合冷却效果的定义为

$$\eta_{ov} = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_c} \quad (8)$$

式中: T_g 为高温气流进口温度; T_c 为冷却气流进口温度; T_w 为层板结构高温气流侧壁面温度。对壁面温度进行平均处理,可以得到线平均综合冷却效果 ($\eta_{ov,l}$) 或面平均综合冷却效果 ($\eta_{ov,A}$)。

3 结果与分析

3.1 气膜孔直径的影响

图 5 为 Cases 1—4 中,保持其他参数不变,改变气膜孔直径得到的层板结构高温气流侧壁面温度分布。在层板前缘,由于热侧气膜层处于起始阶段,存在局部的高温区域,在对应于射流冲击的驻点区域,由于强对流换热而呈现出高的冷却能力。随着气膜层的逐渐发展,沿流向的壁面温度降低,在本文研究的气膜孔直径范围内,随着气膜孔直径的增加,冷却效果得到一定程度的改善。这是由于

在本文给定的单位面积冷却流体流率下,随气膜孔直径的增加,气膜壁的平均吹风比 ($M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_g u_g}$, 此处 ρ_c 和 ρ_g 分别为冷却气流和主流的密度; u_c 为气膜壁气膜射流的平均喷吹速度, u_g 为主流进口速度) 依次为 3.1, 2.0, 1.4 和 1.0。气膜孔直径的增加减小了相邻气膜孔之间的节距比 ($P/d_f, S/d_f$), 从而提高了气膜孔的开孔率,有助于改善气膜侧的冷却效果^[22],同时气膜孔径增加使得气膜出流速度降低,有利于改善气膜贴壁性能,起到增强综合冷却效果的作用。

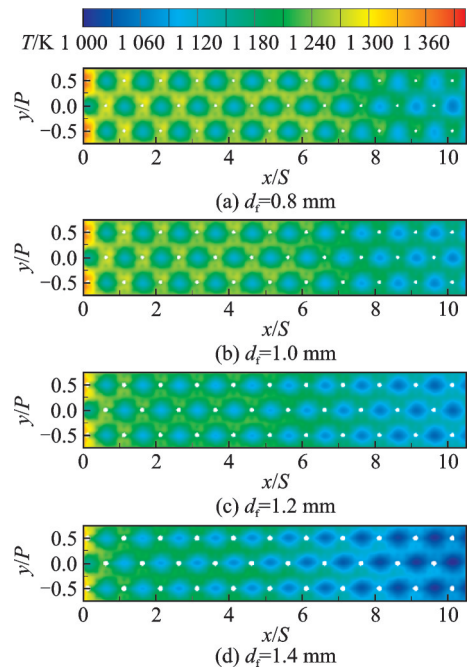


图 5 气膜孔径对气膜壁壁面温度的影响

Fig.5 Effect of film-hole diameter on wall temperature

图 6 为不同气膜孔径对层板平均综合冷却效果的影响。如图 6(a)所示,线平均综合冷却效率在第 1 至第 5 个单元区域 ($1 \leq x/S \leq 5$) 的沿程增加幅度微弱,这是由于高温气流侧气膜层处于缓慢发展阶段;自第 6 个单元起,层板综合冷却效率迅速增大,这是因为随着气膜孔排数的增多,上游气膜的叠加效应有效改善高温气流侧气膜冷却效果的缘故^[23]。图 6(b)为层板面平均综合冷却效率 ($0 \leq x/S \leq 10.5$) 随气膜孔径的变化,随着气膜孔径的增加,面平均综合冷却效率增大,当气膜孔直径从 0.8 mm 增加至 1.4 mm 时,面平均综合冷却效率相对提高约 8.6%。

图 7 显示了层板结构压力损失以及流量系数随气膜孔径改变的变化图。如图 7(a)所示,增加气膜孔的直径,通过冲击壁的相对压力损失几乎不受影响,但通过气膜壁的相对压力损失降低,进而导

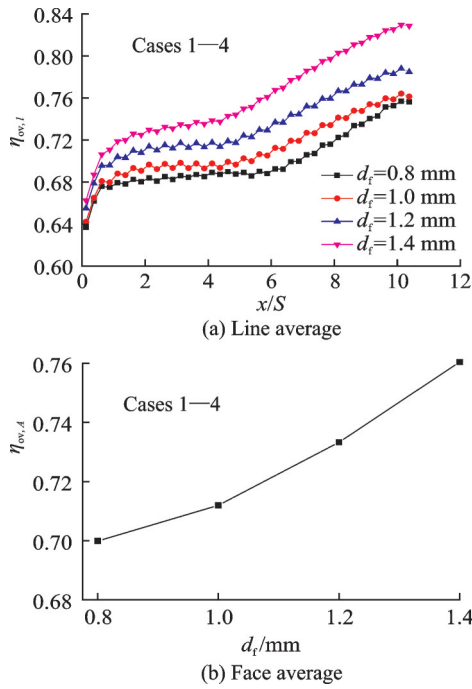


图6 气膜孔径对综合冷却效果的影响

Fig.6 Effect of film-hole diameter on overall cooling effectiveness

致层板结构的冷却气流相对压力损失下降;同时,与气膜孔直径相比,冲击孔的直径较小,因此通过冲击壁的相对压力损失对层板结构的冷却气流相对压力损失贡献更大。从图7(b)可以看出,气膜孔直径增加,气膜壁流量系数先增大后减小,但层板的当量流量系数却有所增加。

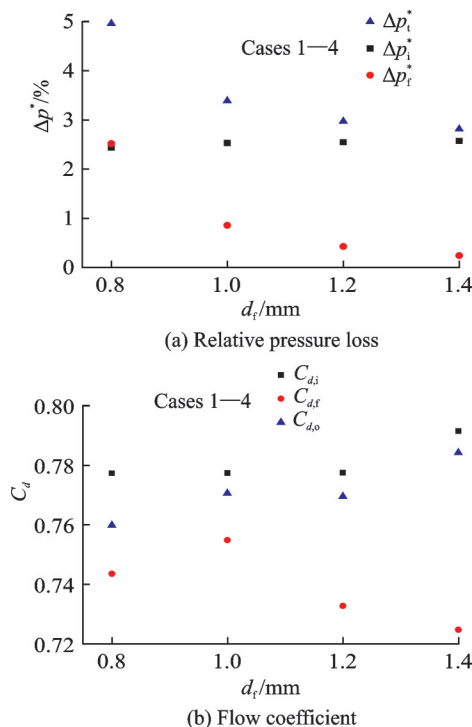


图7 气膜孔径对相对压力损失和流量系数的影响

Fig.7 Effect of film-hole diameter on relative pressure loss and discharge coefficient

3.2 冲击孔直径的影响

图8为Cases 5—8中,保持其他参数不变,改变冲击孔直径得到的层板结构平均综合冷却效果。冲击孔直径的改变不影响气膜壁的气膜喷吹平均速度,气膜壁的平均吹风比为2.0。从图8可见,在给定的单位面积冷却流体流率下,随着冲击孔直径的增加,层板平均综合冷却效率呈现逐渐下降的趋势,当冲击孔直径从0.8 mm增大至1.4 mm时,面平均综合冷却效率下降约7.6%。

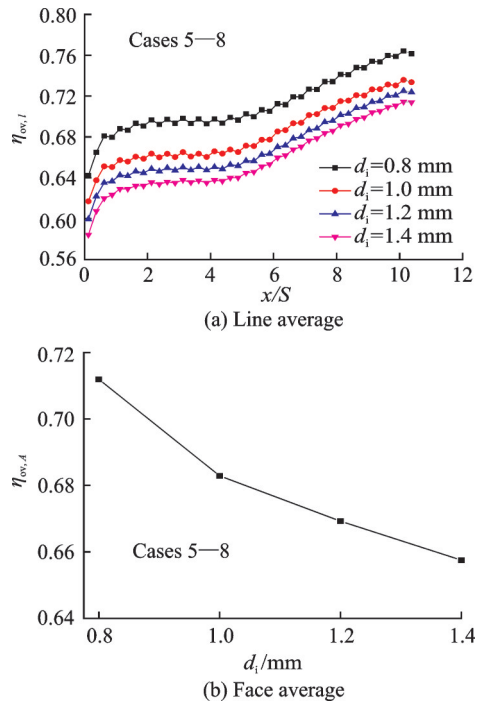


图8 冲击孔径对综合冷却效果的影响

Fig.8 Effect of impinging-hole diameter on overall cooling effectiveness

在单位面积冷却流体流率一定时,冲击孔径增大,使得射流的冲击速度下降,引起射流冲击的换热能力降低。图9为不同冲击孔径下位于孔中心截面的局部速度云图($4.125 < x/S < 7.125$),可见,两者的气膜喷吹局部流动结构基本一致,但在层板内部,小冲击孔径的射流具有大的射流冲击趋近速度,从而有利于层板结构的内部对流冷却,进而加强层板的综合冷却效果。

图10显示了层板结构压力损失以及流量系数随冲击孔径改变的变化图。如图10(a)所示,增加冲击孔的直径,通过气膜壁的相对压力损失几乎不受影响,但通过冲击壁的相对压力损失降低,进而导致层板结构的冷却气流相对压力损失下降;但冲击孔的直径与气膜孔的直径相同时,冷却气流通过冲击壁的相对压力损失与通过气膜壁的相对压力损失基本一致。从图10(b)可以看出,冲击孔直径增加,层板的当量流量系数先增大后有微弱的

降低。

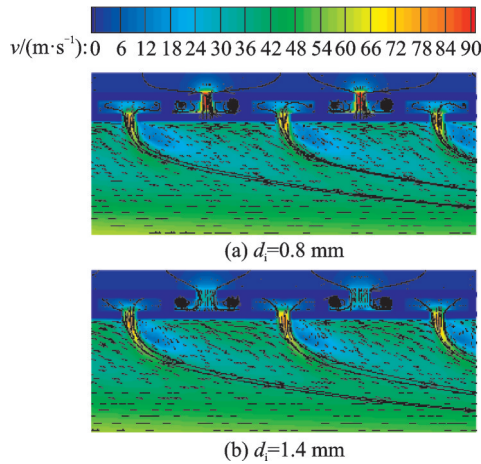
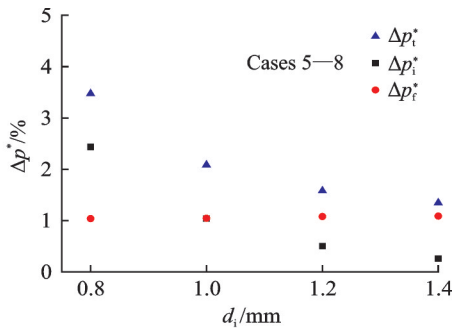
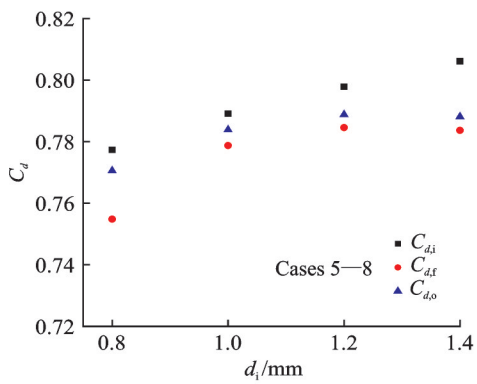


图 9 冲击孔径对对流场的影响

Fig.9 Effect of impinging-hole diameter on flow field



(a) Relative pressure loss



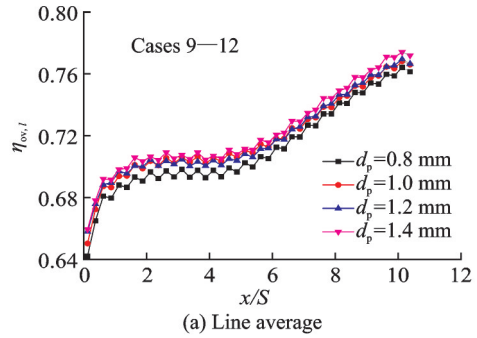
(b) Flow coefficient

图 10 冲击孔径对相对压力损失和流量系数的影响
Fig.10 Effect of impinging-hole diameter on relative pressure loss and discharge coefficient

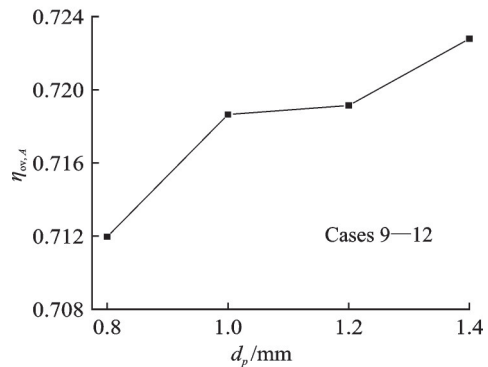
3.3 扰流柱直径的影响

图 11 为 Cases 9—12 中,保持其他参数不变,改变层板内部扰流柱直径得到的层板结构平均综合冷却效果。随着扰流柱直径的增加,层板的综合冷却效果有一定的增强,当扰流柱直径从 0.8 mm 增加至 1.4 mm 时,面平均综合冷却效率相对提高约 1.5%。

扰流柱的存在增加了层板结构冲击壁和气膜壁之间的导热,同时也增强了层板结构内部的对流



(a) Line average

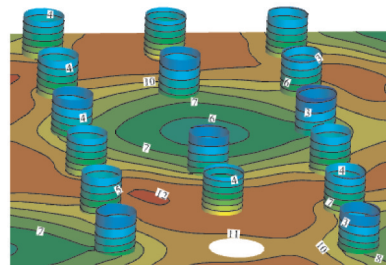
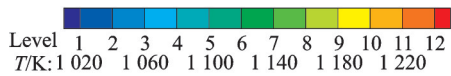


(b) Face average

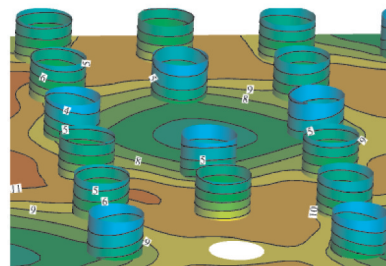
图 11 扰流柱直径对综合冷却效果的影响

Fig.11 Effect of pin-fin diameter on overall cooling effectiveness

换热。图 12 为不同扰流柱直径下气膜壁内侧及扰流柱表面的温度分布,当扰流柱直径从 0.8 mm 增加到 1.2 mm 时,气膜壁内侧局部区域壁面最高温度从 1 240 K 减少至 1 220 K,且高温区范围减小,这表明扰流柱直径的增加强化了层板内侧的对流换



(a) $d_p=0.8$ mm



(b) $d_p=1.2$ mm

图 12 气膜壁内侧和扰流柱外侧温度分布

Fig.12 Temperature distribution on inner surface of effusion wall and outer surface of pin fins

热;同时,扰流柱顶部(与冲击壁相连)的温度也从1 060 K增加至1 080 K,表明直径较大的扰流柱来自气膜壁的热量更多地传递至到冲击壁。

图13显示了层板结构压力损失以及流量系数随扰流柱直径改变的变化图。可见,在本文研究的层板内部扰流柱直径范围内,扰流柱直径的改变对于冷却空气通过冲击壁和气膜壁、以及层板结构的相对压力损失几乎没有影响,从图13(b)可以看出,扰流柱直径增加,气膜壁流量系数先减小后增大。

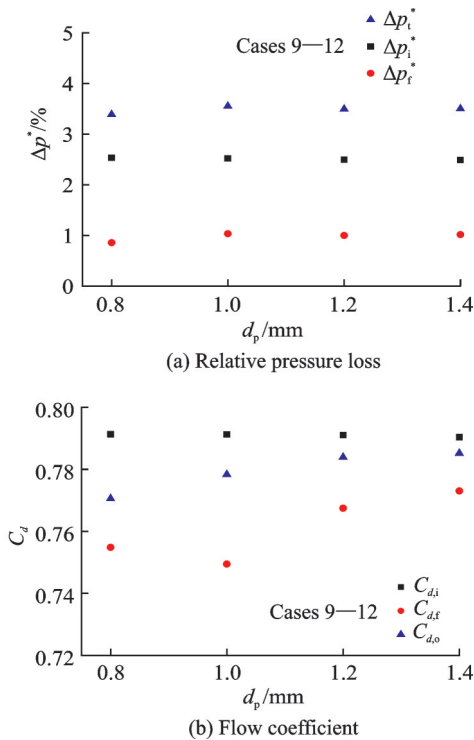


图13 扰流柱直径对相对压力损失和流量系数的影响

Fig.13 Effect of pin-fin diameter on relative pressure loss and discharge coefficient

3.4 冲击间距的影响

图14为Cases 13—16中,保持其他参数不变,改变层板双层壁间距或射流冲击间距得到的层板结构综合冷却效果。鉴于层板冷却结构小射流冲击间距比(H/d_i)的结构特点,在射流冲击间距 H 为0.6 mm至1.4 mm的变化范围内,相应的射流冲击对流换热能力差异并不明显^[22],在本文的参数范围内,小冲击间距比的情形略优。

图15显示了层板结构压力损失以及流量系数随射流冲击间距改变的变化图。可见,在本文研究的层板内部射流冲击间距范围内,射流冲击间距的改变对于冷却空气通过冲击壁和气膜壁、以及层板

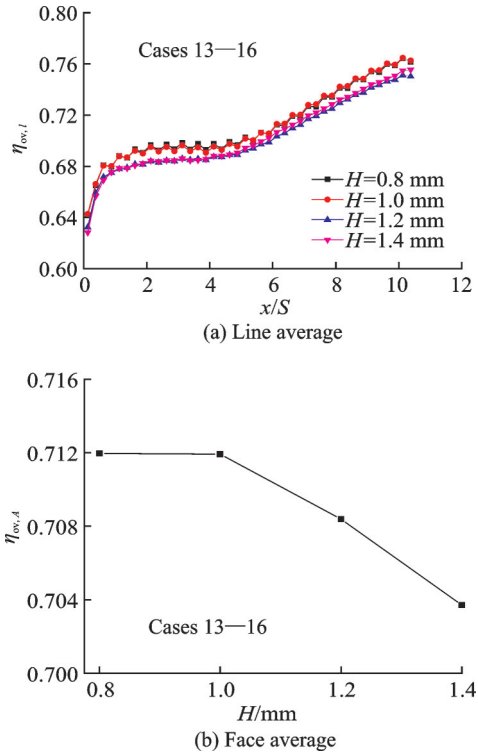


图14 射流冲击间距对综合冷却效果的影响

Fig.14 Effect of impinging distance on overall cooling effectiveness

结构的相对压力损失几乎没有影响,对于冲击壁和气膜壁的流量系数,以及层板的当量流量系数都随着冲击间距的增大而增大。

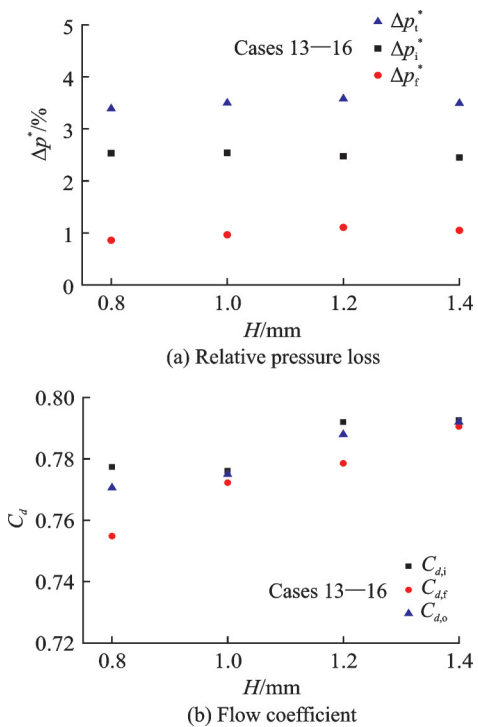


图15 射流冲击间距对相对压力损失和流量系数的影响

Fig.15 Effect of impinging distance on relative pressure loss and discharge coefficient

4 结 论

在给定的单位壁面面积冷却空气质量流量下,针对燃烧室火焰筒的气动热力条件,通过数值模拟较为系统地研究了稀疏孔阵层板结构主要结构参数(冲击孔径、扰流柱直径、气膜孔径、冲击间距)对层板冷却性能的影响,主要研究结果如下:

(1) 随着气膜孔径的增加,面积平均综合冷却效果增强,当气膜孔直径从0.8 mm增加至1.4 mm时,面积平均综合冷却效率相对提高约8.6%;气膜孔直径增加,气膜壁的流量系数先增大后减小,但层板的当量流量系数却有所增加。

(2) 随着冲击孔直径的增加,层板平均综合冷却效果呈现逐渐减弱的趋势,当冲击孔直径从1.4 mm减小至0.8 mm时,面积平均综合冷却效率相对增加约7.6%;冲击孔直径增加,层板的当量流量系数有微弱的增加。

(3) 扰流柱直径和射流冲击间距对冷却空气通过层板结构的相对压力损失影响很小;当扰流柱直径从0.8 mm增加至1.4 mm时,面积平均综合冷却效率相对提高约1.5%;小射流冲击间距比的层板综合冷却效果略优。

参考文献:

- [1] 全栋梁,郁新华,刘松龄,等.层板冷却结构流阻特性的实验与数值模拟[J].推进技术,2003,24(5):425-428.
QUAN Dongliang, YU Xinhua, LIU Songling, et al. Experimental and numerical investigation of internal-flow resistance characteristics in laminate porous plates [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(5): 425-428.
- [2] 全栋梁,李江海,刘松龄.雪花型层板结构冷却特性的数值模拟研究[J].热科学与技术,2004,3(1):55-59.
QUAN Dongliang, LI Jianghai, LIU Songling. Numerical investigation of cooling characteristics in lamilloy with snowflake design [J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2004, 3(1): 55-59.
- [3] HONG S K, RHEE D H, CHO H H. Heat/mass transfer with circular pin fins in impingement/effusion cooling system with crossflow [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2006, 20(4): 728-737.
- [4] NAKAMATA C, MIMURA F, MATSUSHITA M, et al. Local cooling effectiveness distribution of an integrated impingement and pin fin cooling configuration: ASME Paper GT2007-27020 [R]. [S. I.]: ASME, 2007.
- [5] 陶智,魏豪杰,丁水汀,等.典型层板冷却结构中流

体流阻与换热特性的实验[J].航空动力学报,2007,22(2):193-198.

TAO Zhi, WEI Haojie, DING Shuiting, et al. Experimental investigation of flow resistance and heat transfer characteristics of typical lamilloy models [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 193-198.

- [6] YANG Qian, LIN Yuzheng, XU Quanhong, et al. Cooling effectiveness of impingement/effusion cooling with and without turbulence promoter ribs: ASME Paper GT2012-69209 [R]. [S. L.]: ASME, 2012.
- [7] 谭晓茗,李业芳,张靖周.致密多孔层板冷却结构研究[J].机械工程学报,2012,48(12):144-149.
TAN Xiaoming, LI Yefang, ZHANG Jingzhou. Numerical investigation on structures of lamilloy [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48 (12) : 144-149.
- [8] 杨旭,刘友宏.孔径比与冲击距对冲击/发散冷却隔热屏冷却性能影响[J].推进技术,2014,35(5):668-674.
YANG Xu, LIU Youhong. Effects of diameter ratio of holes and impingement distance on cooling performance of impingement/effusion cooled heat shield [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35 (5) : 668-674.
- [9] 曹俊,熊纯,杨卫华,等.回流燃烧室弯曲段冲击扰流柱+逆向对流+气膜冷却效率[J].南京航空航天大学学报,2011,43(2):178-183.
CAO Jun, XIONG Chun, YANG Weihua, et al. Cooling effectiveness of impingement pin-fin + reversed convection + film in curved section of combustion chamber [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 43(2): 178-183.
- [10] 屠泽灿,毛军逵,苏云亮,等.双层涡轮叶片异形冷却单元内换热特性实验研究[J].南京航空航天大学学报,2016,48(3):326-333.
TU Zecan, MAO Junkui, SU Yunliang, et al. Experimental study on heat transfer coefficient of typical irregular cooling configuration in double-deck turbine guide vane [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 48(3): 326-333.
- [11] ROGERS N, REN Z, BUZZARD W, et al. Effects of double wall configuration and conditions on performance of full-coverage effusion cooling [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2017, 139(5): 051009.
- [12] EL-JUMMAH A M, NAZARI A, ANDREWS G E, et al. Impingement/effusion cooling wall heat transfer: Reduced number of impingement jet holes relative to the effusion holes: ASME Paper GT2017-63494 [R]. [S. I.]: ASME, 2017.
- [13] 张玉芳,黄望全.用于冲击/发散双层壁冷却数值模拟的源项法模型[J].南京航空航天大学学报,2017,

- 49(S): 24-29.
- ZHANG Yufang, HUANG Wangquan. A study on source term model for impingement/effusion double-wall cooling simulation[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(S): 24-29.
- [14] LIGRANI P M, REN Z, LIBERATORE F, et al. Double wall cooling of a full-coverage effusion plate, including internal impingement array cooling[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2018, 140(5): 051901.
- [15] GUO Haotian, XU Tao, LIANG Xiao, et al. Impinging cooling with a crescent surface inspired by barchan dunes in a simplified gas turbine transition section[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 36(5): 760-768.
- [16] EBERHARD A, CLEMENS M, EMRAH T, et al. Influence of high-speed milling process on mechanical and, microstructural properties of ultrafine grained profiles produced by linear flow splitting[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 34(4): 349-356.
- [17] LIGRANI P M, GOODRO M, FOX M, et al. Full-coverage film cooling: Heat transfer coefficients and film effectiveness for a sparse hole array at different blowing ratios and contraction ratios[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2015, 137(3): 032201.
- [18] GREINER N J, POLANKA M D, RUTLEDGE J L. Scaling of film cooling performance from ambient to engine temperature[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2015, 137(7): 071007.
- [19] HARRISON K, BOGARD D. Comparison of RANS turbulence models for prediction of film cooling performance: ASME Paper GT2008-50366 [R]. [S. l.]: ASME 2008.
- [20] SINGH D, PREMACHANDRAN B, KOHLI S. Experimental and numerical investigation of jet impingement cooling of a circular cylinder[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 60(1): 672-688.
- [21] ZHANG Chi, XU Quanhong, ZHAO Mengmeng, et al. Effect of impingement/effusion hole-area ratio on discharge coefficients of double cooling wall: ASME Paper GT2006-90612 [R]. [S. l.]: ASME, 2006.
- [22] YANG Chengfeng, ZHANG Jingzhou. Influence of multi-hole arrangement on cooling film development [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25: 182-188.
- [23] YANG Zhimin, ZHANG Jingzhou. Experiment on adiabatic film cooling effectiveness in front zone of effusion cooling configuration[J]. Transaction of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 31(3): 338-344.
- [24] 毛军逵, 刘震雄, 郭文, 等. 双层壳型冲击/气膜结构内表面换热特性实验[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 235-239, 252.
- MAO Junkui, LIU Zhenxiong, GUO Wen, et al. Experiment on local heat transfer coefficient of a double-decker jet impingement/film cooling structure [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 235-239, 252.

(编辑:张蓓)