

折流燃烧室外环前端发散孔综合 冷却效率模型实验

任孝文¹, 张靖周^{1,2}, 谭晓茗¹, 王倚阳³, 宋双文³

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;
3. 中国航空发动机集团公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 针对某型折流燃烧室外环壳体前端典型区域, 设计了模拟主流局部流场的发散冷却模型. 通过红外热像仪测量发散孔板表面的温度场, 分析比较了吹风比、发散孔阵列方式、孔径及开孔率对综合冷却效率的影响. 发散孔阵列方式有正菱形、长菱形和超长菱形 3 种, 孔径变化范围为 0.6~1.0 mm, 开孔率范围为 3%~6%, 吹风比变化范围为 1~6. 结果表明: 由于壳体前端回流区的影响, 发散孔板综合冷却效率沿主流方向整体呈现先升高后降低的趋势. 吹风比为 2 时的综合冷却效率最高, 发散孔阵列呈长菱形排布较优. 在相同的开孔率下, 孔径的减小有利于改善综合冷却效率. 发散孔板开孔率从 3% 增加到 4.8% 可以显著提高综合冷却效率.

关 键 词: 折流燃烧室; 发散冷却; 综合冷却效率; 模型实验; 局部回流区

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Modeled experiment on overall cooling effectiveness of effusion holes in front of outer liner of annular slinger combustor

REN Xiaowen¹, ZHANG Jingzhou^{1,2}, TAN Xiaoming¹,
WANG Yiyang³, SONG Shuangwen³

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;

3. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine (Group) Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: An experimental model for simulating the local primary flow field near the front of outer liner of annular slinger combustor was designed to study the effusion cooling performance. The surface temperature distribution on the perforated plate was measured by the infrared camera, and the effects of blowing ratio, effusion holes-array arrangement, hole diameter and perforated percentage on the overall cooling effectiveness were then compared. Three effusion holes-array arrangements including square-diamond mode, long-diamond mode and super-long-diamond mode were adopted. The hole diameter varied from 0.6 mm to

收稿日期: 2015-06-14

作者简介: 任孝文(1991—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机流动与冷却方面的研究.

引用格式: 任孝文, 张靖周, 谭晓茗, 等. 折流燃烧室外环前端发散孔综合冷却效率模型实验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1321-1327. REN Xiaowen, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming, et al. Modeled experiment on overall cooling effectiveness of effusion holes in front of outer liner of annular slinger combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1321-1327.

1.0 mm, the perforated percentage varied from 3% to 6% and the blowing ratio varied from 1 to 6. The results show that the overall cooling effectiveness increases firstly along the streamwise direction and then decreases downstream due to the existence of recirculation zone in the front of outer liner. The blowing ratio of 2 results in the highest overall cooling effectiveness and the long-diamond holes-array arrangement seems to be advantageous. The decrease of hole diameter is helpful for improving the overall cooling effectiveness under the same perforated percentage. When the perforated percentage increases from 3% to 4.8%, the overall cooling effectiveness is significantly enhanced.

Key words: annular slinger combustor; effusion cooling; overall cooling effectiveness; modeled experiment; local recirculation zone

发散冷却具有气膜孔径小、排布密集的特点，不仅可以增大冷却空气与壁面内部的对流换热，而且可以在热侧表面形成近乎完全的气膜覆盖，从而有效改善了气膜冷却的效果^[1]。因此，发散冷却方式在高性能燃气涡轮发动机燃烧室火焰筒上具有十分重要的应用^[2-3]。

国内外研究人员对发散冷却开展了大量的基础和应用研究工作，典型的研究工作涉及发散冷却气膜孔(下文简称发散孔)排的速度场^[4]、发散孔形状^[5-6]、发散孔倾角^[7-8]、发散孔阵列排布方式^[9-11]以及发散冷却与射流冲击的复合冷却^[12-15]等方面。在已有的研究中，大多针对平板型的发散气膜冷却结构，针对曲率表面和燃烧室内部特定环境中的发散冷却也开展了相应的研究工作。譬如，赵梦梦等^[16]针对回流燃烧室弯曲段壁面的发散冷却结构进行综合冷却效率的实验。罗国良等^[17]针对回流燃烧室弯曲段壁面的冲击/发散冷却结构进行了流量系数和冷却效率的实验。王倚阳等^[18]利用多变色不可逆示温漆测温法对某折流燃烧室火焰筒进行了壁温实验，得到了火焰筒壁温分布规律。TARCHI 等^[19]对存在回流区域的发散冷却进行了实验研究，但从目前研究现状分析，燃烧室内部特定环境中的发散冷却依然有待深入研究。

离心甩油盘折流燃烧室结构紧凑，是涡轴发动机的典型燃烧室结构之一。由于火焰筒壁曲率变化大，在燃烧室前涡流板、内涡流板、锥形筒、外环壳体和后盖等不同部位附近区域的流场差异显著^[20-22]，其中，外环壳体冷却面积大，不仅壁面弯曲而且在前端存在较大尺度的回流区。为了将先进的发散冷却技术应用于折流燃烧室火焰筒的设计，本文选取折流燃烧室外环壳体前端进行发散冷却综合冷却效率的实验研究，对发散冷却的吹风比、发散孔排布、孔径和开孔率等因素的影响进

行了分析。

1 实验方案设计

折流燃烧室内部的燃烧组织和流场非常复杂，图 1 为折流燃烧室结构简图，图 2 为某型折流燃烧室在典型状况下的内部流场数值模拟结果。针对所关注的折流燃烧室火焰筒外环壳体壁面的发散冷却问题，本文提取出其前端存在较大尺度回流区这一主要流场特征，设计了带台阶进气的外环壳体部位发散冷却实验件，如图 3 所示，较真实地模拟出外环壳体位置的回流区，同时能够有

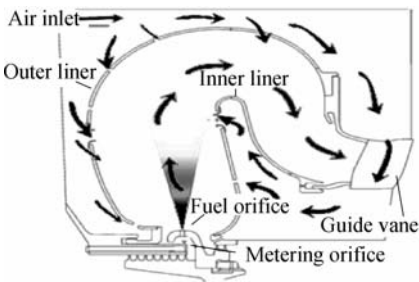


图 1 折流燃烧室结构示意图
Fig. 1 Schematic of annular slinger combustor structure



图 2 折流燃烧室内部典型流动结构示意图
Fig. 2 Schematic of typical flow pattern in annular slinger combustor

利于进行发散冷却实验研究. 通过数值模拟方法, 调整台阶的高度和台阶的曲率半径, 最终确定台阶的两直角边边长分别为 20 mm, 和 50. 4 mm, 通道截面宽度为 100 mm, 高度为 70 mm. 图 3(b) 为实验件流场模拟结果, 气流进气速度为 30 m/s, 从流场数值模拟结果看, 实验方案设计基本能够反映出外环壳体前端附近的回流区流场特征.

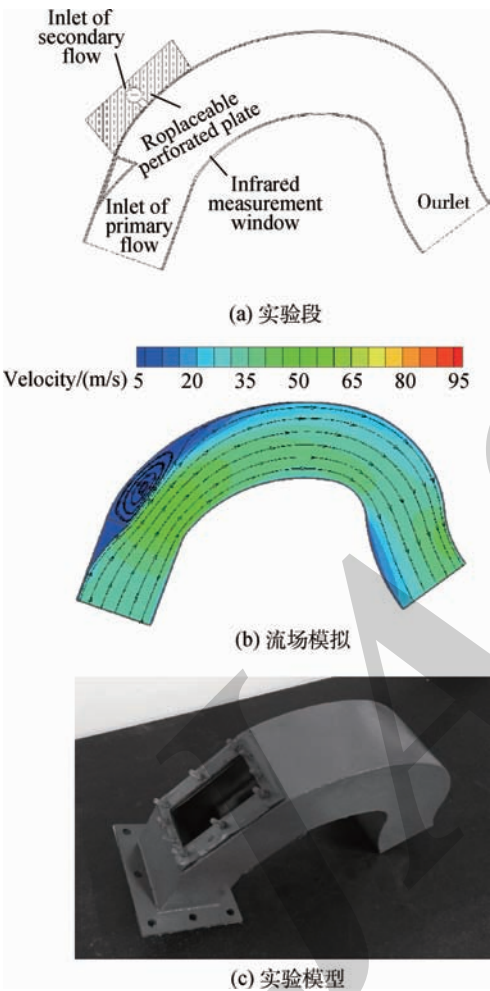


图 3 模型实验方案设计

Fig. 3 Design scheme of model experiment

2 实验系统和实验件

2.1 实验系统

实验系统组成部分主要为气流源、稳压段、单管燃烧室、冷却气流气源、实验件等, 如图 4 所示. 主流和冷却气流流量分别由安装在主流管道和冷却气流通路上的流量计测量. 主流经燃烧器加热后, 基本控制在 980 K, 上下浮动 5 K, 主流流量稳定在 15. 4 kg/min, 主流雷诺数为 72 050, 冷却气流温度为环境温度, 其进气流量根据吹风比

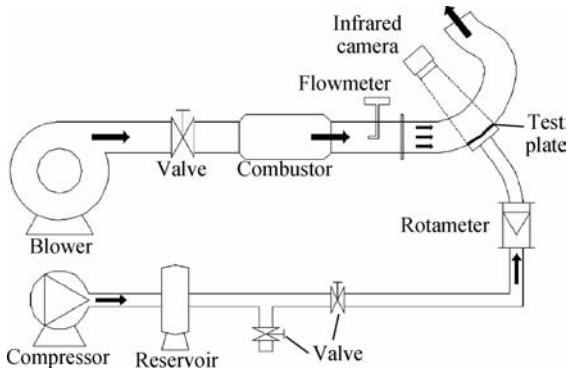


图 4 实验系统示意图

Fig. 4 Schematic of experimental setup

M 确定

$$M = \frac{\dot{m}_c / A_c}{\dot{m}_\infty / A_\infty} \tag{1}$$

式中 $\dot{m}$ 为流量, A 为通道截面积, 下标 ∞ 表示主流, c 表示冷却气流.

2.2 发散冷却模型实验件

模型实验件总长为 350 mm, 宽度为 100 mm, 截面高度为 70 mm. 发散孔板长度和宽度分别为 100 mm 和 30 mm, 紧邻进气台阶下游, 发散孔阵列方式如图 5 所示, 图中 s 为孔流向间距, p 为孔横向间距, d 表示孔径. 开孔率定义为

$$\phi = \frac{\pi d^2}{4ps} \tag{2}$$

为了研究发散孔排布、孔径和开孔率等因素的影响, 共安排了 3 组实验, 所有的发散冷却实验件均采用不锈钢材料, 壁厚为 1 mm, 保持垂直壁面开孔.

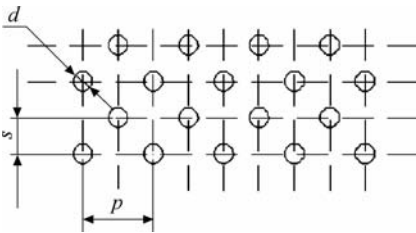


图 5 发散孔阵列方式示意图

Fig. 5 Schematic of effusion hole-array arrangement

1) 开孔率为 4. 8% 且孔径为 0. 8 mm, 改变孔阵列方式, 分别为正菱形 ($s/d = 2. 837$, $p/d = 5. 673$)、长菱形 ($s/d = 3. 588$, $p/d = 4. 485$) 和超长菱形 ($s/d = 4. 914$, $p/d = 3. 276$) 3 种.

2) 开孔率 4. 8% 且正菱形排布, 改变发散孔孔径分别为 0. 6, 0. 8, 1. 0 mm.

3) 孔径为 0.8 mm 且正菱形排布,改变开孔率分别为 3%,4.8%和 6%.

2.3 实验测试

采用红外热像仪进行发散冷却壁面的温度测量,在红外测量窗口(见图 3(a)),采用耐高温的红外玻璃,实验过程中,用发射率接近于 1 的黑漆喷涂于测试表面,通过预先进行的热电偶标定实验,当红外热像仪直接测试暴露壁面时的表面发射率约为 0.96,若通过红外玻璃进行测试,红外玻璃的透过率约为 0.85,详细的标定过程可参见文献[23-24]. 根据红外热像仪测试得到的壁面温度分布得到表面的综合冷却效率分布,其定义式如下:

$$\eta_t = \frac{T_\infty - T_w}{T_\infty - T_c} \tag{3}$$

式中 T_w 为发散孔板热侧壁面温度, T_∞ 和 T_c 分别为主流和冷却气流温度.

实验中,综合冷却效率测量的总不确定度大约为 4%,其中主流温度 T_∞ 误差为 1.5%,冷却气温度 T_c 测量误差为 1%,发散孔板热侧壁面温度 T_w 测量误差为 2.5%.

3 实验结果及分析

3.1 吹风比的影响

图 6 所示为开孔率 $\phi=4.8\%$ 、孔径 $d=0.8$ mm、正菱形阵列排布的发散孔板在不同的吹风

比下壁面综合冷却效率的分布.可以看出,综合冷却效率沿主流方向(图中从左至右,下同)呈现出先升高后降低的变化趋势,这与无回流存在的平板型发散孔板具有不同的趋势.对于后者,发散冷却经历前排气膜层的发展,综合冷却效率逐渐增大并趋于恒定,而对于存在回流区的弯曲壁面,由于前端回流区的存在,高温燃气主流对壁面的直接撞击出现在回流区的下游,从而造成壁面的综合冷却效率在回流区段沿主流方向逐渐增大,在回流区下游逐渐减小.

图 7 所示为发散孔板不同吹风比下沿流向的展向平均综合冷却效率分布曲线,图中横坐标 x/L 为测点流向位置与发散孔板板长的比值.可以看到,吹风比从 1 增大至 2,发散孔板综合冷却效率有较大的提升;进一步将吹风比由 2 增大至 6,二次流向高温主流的穿透与掺混增强,气膜覆盖效果变差,综合冷却效率反而下降.

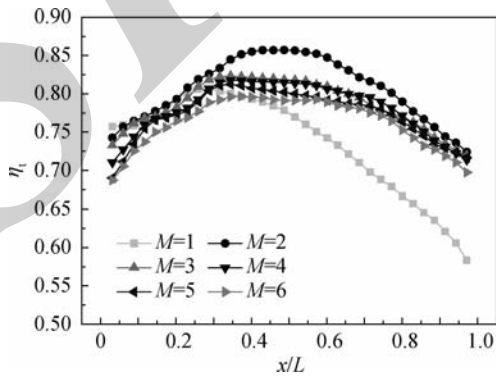


图 7 不同吹风比下展向平均综合冷却效率分布

Fig. 7 Laterally-averaged overall cooling effectiveness distribution under different blowing ratios

3.2 发散孔阵列方式的影响

图 8 为长菱形及超长菱形两种发散孔阵列方式的发散孔板在吹风比 $M=1$ 和 $M=2$ 条件下的综合冷却效率分布,发散孔板的开孔率 $\phi=4.8\%$,孔径 $d=0.8$ mm.结合图 6 中正菱形发散孔阵列方式的实验结果,可以看出,长菱形发散孔阵列方式的发散冷却效果在气膜覆盖的均匀性上更优.

图 9 给出了不同发散孔阵列方式的发散孔板在吹风比 $M=2$ 时的展向平均综合冷却效率分布曲线.由图可知,沿主流方向,在发散孔板前段($x/L=0\sim0.3$),长菱形阵列方式下的发散孔板具有最大的壁面综合冷却效率,正菱形阵列方式下发散孔板的壁面综合冷却效率最小,超长菱形

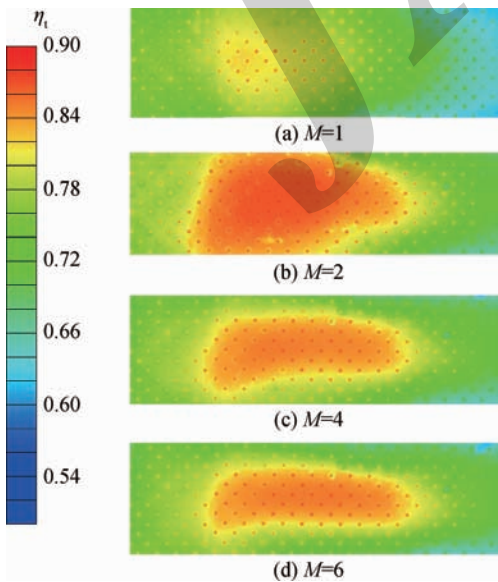


图 6 不同吹风比下的综合冷却效率云图

Fig. 6 Overall cooling effectiveness contours under different blowing ratios

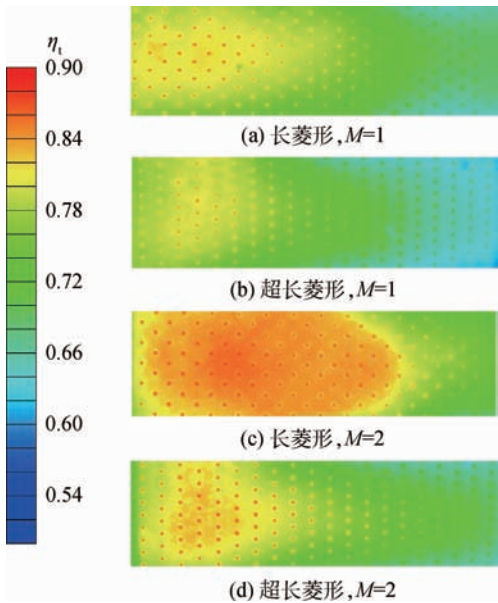


图 8 不同发散孔阵列方式下的综合冷却效率云图
Fig. 8 Overall cooling effectiveness contour under different effusion hole-array arrangements

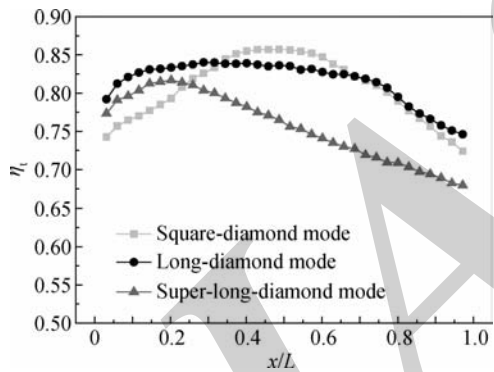


图 9 不同发散孔阵列方式下展向平均综合冷却效率分布 ($M=2$)
Fig. 9 Laterally-averaged overall cooling effectiveness distribution under different effusion hole-array arrangements ($M=2$)

介于两者之间;在发散孔板中部 ($x/L=0.4\sim 0.6$),正菱形阵列方式下具有最大的壁面综合冷却效率,长菱形次之,超长菱形最差;在发散孔板后端 ($x/L=0.7\sim 1.0$,长菱形阵列方式下综合冷却效率最大,正菱形次之,超长菱形最差.综合比较,正菱形阵列方式下的发散孔板沿主流方向的综合冷却效率波动最大,长菱形阵列方式下综合冷却效率分布最均匀.实验结果表明,发散孔横向间距和流向间距过大或过小,发散孔冷气出流都难以对壁面形成较好地覆盖,而长菱形排布下的发散孔横向间距和流向间距匹配较好,冷气出流在流向和展向都较易形成连续覆盖的气膜.

3.3 发散孔孔径和开孔率的影响

图 10 给出了发散孔正菱形阵列排布、吹风比 $M=2$ 下,几种典型的发散孔孔径和开孔率组合方式下的发散孔板综合冷却效率分布.结合图 6 中正菱形孔阵列方式的实验结果,可以看出,在相同的发散孔板开孔率下,随着孔径由 1.0 mm 逐渐减小到 0.6 mm,发散孔板的综合冷却效率逐渐增大且分布也更为均匀.这是由于在相同的开孔率下,孔径越小,发散孔越密集,形成的冷却气膜更加均匀,因而综合冷却效率也越高.在相同的发散孔直径下,随着开孔率由 3% 增大至 6%,冷却空气积聚在壁面附近的现象愈加明显,从而使得壁面综合冷却效率升高,同时综合冷却效率分布也较为均匀.

图 11 给出了发散孔正菱形阵列排布、吹风比 $M=2$ 下沿流向的展向平均综合冷却效率分布.

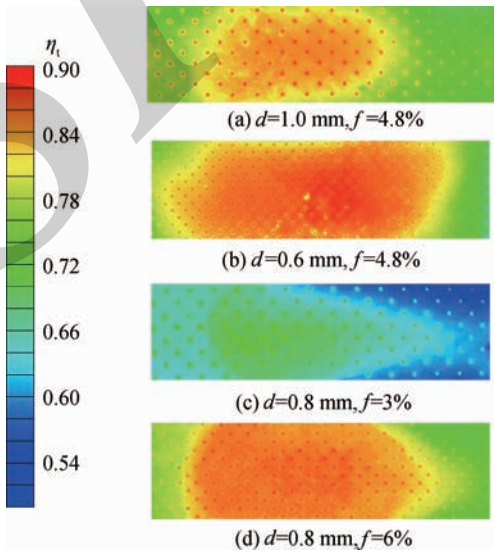
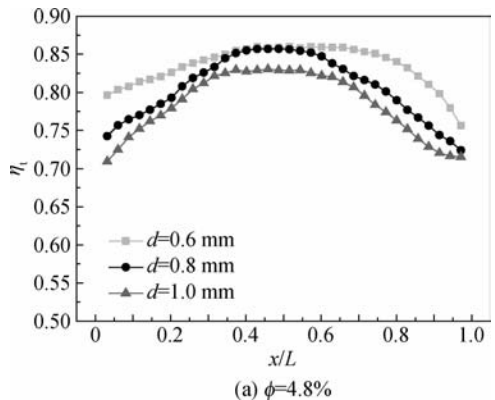


图 10 不同孔径和开孔率下综合冷却效率云图 ($M=2$)
Fig. 10 Overall cooling effectiveness contour under different hole diameters and perforated percentages ($M=2$)



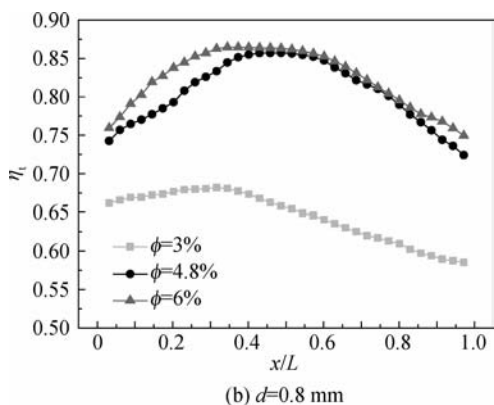


图11 不同孔径和开孔率下展向平均综合冷却效率分布($M=2$)

Fig. 11 Laterally-averaged overall cooling effectiveness distribution under different hole diameters and perforated percentages ($M=2$)

当开孔率由3%增大至4.8%时,展向平均综合冷却效率具有非常显著的提升,而当开孔率由4.8%增大至6%时,展向平均综合冷却效率的提升则很微弱。

4 结 论

针对某型折流燃烧室外环壳体前端区域发散冷却模型开展详细的实验研究。通过红外热像仪测量发散孔板表面的温度场,分析比较了吹风比、发散孔阵列方式、孔径及开孔率等对综合冷却效率的影响,结果表明如下:

1) 外环壳体前端存在局部回流区,这一流场特征使得发散孔板综合冷却效率沿流向呈现出先升高后降低的变化趋势。

2) 在吹风比为1~6的范围内,吹风比为2时的发散孔板综合冷却效率最高。在相同的发散孔开孔率和孔径下,发散孔长菱形排布可以取得更优的综合冷却效果。

3) 在相同的发散孔板开孔率下,孔径的减小可以改善综合冷却效率;发散孔板开孔率从3%增加到4.8%可以显著提高综合冷却效率,此后再增加对综合冷却效率的提升作用非常微弱。

参考文献:

[1] KREWINKEL R. A review of gas turbine effusion cooling studies[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 66: 706-722.

[2] LEGER B, MIRON P, EMIDIO J M. Geometric and aerothermal influences on multiholed plate temperature: application on combustor wall[J]. International Journal of Heat

and Mass Transfer, 2003, 46(7): 1215-1222.

[3] ANDREINI A, BONINI A, CACIOLLI G, et al. Numerical study of aerodynamic losses of effusion cooling holes in aero-engine combustor liners[R]. ASME Paper GT2010-22942, 2010.

[4] SCRITTORE J J, THOLE K A, BURD S W. Investigation of velocity profiles for effusion cooling of a combustor liner[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(3): 518-526.

[5] BOHN D, MORITZ N. Influence of hole shaping of staggered multi-hole configurations on cooling film development[R]. AIAA-2000-2579, 2000.

[6] FACCHIRI L, TARCHI L, TORI L, et al. Investigation of circular and shaped effusion cooling arrays for combustor liner application; Part 1 experiment analysis[R]. ASME Paper GT2009-60037, 2009.

[7] HARRINGTON M K, MCWATERS M A, BOGARD D G, et al. Full-coverage film cooling with short normal injection holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(4): 798-805.

[8] ZHANG Chi, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Cooling effectiveness of effusion walls with deflection hole angles measured by infrared imaging[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29(5-6): 966-972.

[9] 杨成凤, 张靖周, 杨卫华. 全覆盖气膜孔阵列方式对冷却特性的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1524-1529.

YANG Chengfeng, ZHANG Jingzhou, YANG Weihua. Effect of the holes array arrangement on the full coverage film cooling characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1524-1529. (in Chinese)

[10] YANG Chengfang, ZHANG Jingzhou. Influence of multi-hole arrangement on cooling film development[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(2): 182-188.

[11] LIGRANI P, GOODRO M, FOX M, et al. Full-coverage film cooling; film effectiveness and heat transfer coefficients for dense and sparse hole arrays at different blowing ratios[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(6): 061039. 1-061039. 13.

[12] ZHANG Jingzhou, XIE Hao, YANG Chengfeng. Numerical study on of flow and heat transfer of impingement-effusion cooling[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(4): 343-348.

[13] JUNG E Y, LEE D H, OH S H, et al. Total cooling effectiveness on a staggered full-coverage film cooling plate with impinging jet[R]. ASME Paper GT2010-23725, 2010.

[14] 杨谦, 林宇震, 张弛, 等. 发散冷却与冲击/发散冷却的冷却效率对比[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 268-275.

YANG Qian, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Cooling effectiveness comparison between effusion cooling and impingement/effusion cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 268-275. (in Chinese)

[15] 刘友宏, 李英, 杨旭. 冲击/发散冷却层板隔热屏冷却性能及对比[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1272-1278.

LIU Youhong, LI Ying, YANG Xu. Cooling performance

and comparison of impingement/effusion cooling lamilloy used as heat shield[J]. Journal of Aerospace Power,2014, 29(6):1272-1278. (in Chinese)

[16] 赵梦梦,张驰,林宇震,等. 弯曲多孔壁不同倾斜角气膜孔整体气膜冷却效率研究[J]. 航空动力学报,2007,22(2): 210-215.
ZHAO Mengmeng,ZHANG Chi,LIN Yuzhen,et al. Study of overall cooling effectiveness of discrete holes with different angles to concave wall[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(2):210-215. (in Chinese)

[17] 罗国良,杨卫华,曹俊,等. 弯曲段壁面冲击发散冷却结构流量系数与冷却效率的实验[J]. 航空动力学报,2011,26(8):1688-1694.
LUO Guoliang,YANG Weihua,CAO Jun,et al. Experimental study of discharge coefficient and cooling effectiveness for impingement effusion cooling in curved section [J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(8):1688-1694. (in Chinese)

[18] 王倚阳,宋双文,陈延庚. 某折流燃烧室火焰筒壁温试验 [J]. 航空动力学报,2011,26(11):2480-2484.
WANG Yiyang,SONG Shuangwen,CHEN Yangeng. Experiment on the liner wall temperature of a slinger combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26 (11): 2480-2484. (in Chinese)

[19] TARCHI L,FACCHINI B,MAIUOLO F,et al. Experimental investigation on the effects of a large recirculating area on the performance of an effusion cooled combustor liner[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2012,134(4):041505. 1-041505. 9.

[20] CHOI S,LEE D,PARK J. Ignition and combustion characteristics of the gas turbine slinger combustor[J]. Journal of Mechanical Science and Technology,2008,22(3):538-544.

[21] LEE S,PARK S H,LEE D. Numerical simulation of slinger combustor using 2-D axisymmetric computational model[J]. AIP Conference Proceedings,2010,1225(1):941-951.

[22] 颜应文,宋双文,胡好生,等. 折流燃烧室两相喷雾燃烧流场数值模拟[J]. 航空动力学报,2011,26(5):1003-1010.
YAN Yingwen,SONG Shuangwen,HU Haosheng,et al. Numerical investigations of two-phase spray combustion flow fields in slinger annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(5):1003-1010. (in Chinese)

[23] CARLOMAGNO G M,CARDONE G. Infrared thermography for convective heat transfer measurements[J]. Experiments in Fluids,2010,49(6):1187-1218.

[24] YANG Chengfang,ZHANG Jingzhou. Experimental investigation on film cooling characteristics from a row of holes with ridge-shaped tabs[J]. Experimental Thermal and Fluid Science,2012,37:113-120.

(编辑:陈 越)