

大弯管冲击/发散冷却特性的 数值计算与分析

王梅娟, 胡好生, 石小祥

(中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 采用 Fluent 软件对大弯管多方案冲击/发散冷却特性进行了流固耦合传热计算,得到了不同方案的壁温和综合冷却效率的分布规律,并开展了大弯管壁温试验。结果表明:①流量系数和总压损失系数与当量流动面积有关,当量流动面积相同时,各方案的流量系数及总压损失系数相差不大;②在当量流动面积相同的条件下,增加发散孔开孔面积、减小冲击孔开孔面积对提高综合冷却效率有利;③发散孔及冲击孔的排布形式会影响综合冷却效率,在孔数、孔径、开孔面积均相同的条件下,六边形排布优于菱形排布。

关 键 词: 回流燃烧室; 大弯管; 复合冷却; 冲击/发散冷却; 壁温; 冷却效率

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical computation and analysis of impingement/effusion cooling performance on concave wall

WANG Meijuan, HU Haosheng, SHI Xiaoxiang

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

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

Abstract: Fluid/solid conjugated heat transfer numerical computation was conducted to study the impingement/effusion cooling performance on concave wall of different schemes by Fluent software, and the trend of wall temperature and the integrative cooling effectiveness were obtained, while the wall temperature test of the concave wall was carried out. The results indicated that: (1) the discharge coefficient and the total pressure loss coefficient were relevant to the equivalent hole area, and the discharge coefficient and the total pressure loss coefficient of different schemes were equivalent when the equivalent hole area was uniform. (2) When the equivalent hole area was uniform, the integrative cooling effectiveness could be improved if the effusion hole area was expanded or the impingement hole area was decreased. (3) The integrative cooling effectiveness was affected by impingement and effusion holes arrangement, and the integrative cooling effectiveness of hexagonal arrangement was better than the integrative cooling effectiveness of rhombus arrangement when the hole number, hole diameter and the hole area were uniform.

Key words: reversed-flow combustor; concave wall; compound cooling;
impingement/effusion cooling; wall temperature; cooling effectiveness

收稿日期: 2016-03-30

作者简介: 王梅娟(1979—),女,高级工程师,硕士,主要研究方向为航空发动机燃烧室设计。

引用格式: 王梅娟,胡好生,石小祥. 大弯管冲击/发散冷却特性的数值计算与分析[J]. 航空动力学报,2017,32(11):2561-2567.
WANG Meijuan, HU Haosheng, SHI Xiaoxiang. Numerical computation and analysis of impingement/effusion cooling performance on concave wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2561-2567.

先进涡轴发动机回流燃烧室的排气弯管大都采用双层壁结构,双层壁结构在提高排气弯管刚度和强度的同时,可以采用复合冷却有效降低排气弯管的壁温。通常采用的复合冷却结构包括冲击/气膜冷却、冲击/对流冷却以及冲击/发散冷却等。其中,冲击/发散冷却是一种先进的冷却方式,冷却空气经过冷侧的冲击和溢流强化、小孔内强制对流,然后在热侧壁面形成气膜,因此这种冷却方式具有比发散冷却更优的冷却效果。冲击/发散冷却已经成功地应用于 F-119 发动机和 V2500 发动机,并取得了良好效果^[1]。国内外对冲击/发散冷却开展了大量的研究工作,文献[2-3]在 20 世纪 80 年代开展了火焰筒冲击/发散冷却的研究工作。Andrews 等对冲击/发散冷却结构进行了详细的试验研究,研究了孔径、孔深、孔间距、冲击高度等对冷却效率的影响规律^[4-5]。文献[6]试验研究了孔排列方式、发散壁壁厚与孔径之比以及单位面积开孔率对冲击/发散冷却的壁温分布和冷却效率的影响规律。文献[7]采用相似原理研究了发散孔内的局部和平均传热系数分布。文献[8]对冲击/发散冷却结构发散板燃气侧传热系数进行了试验研究。文献[9]对冲击加多斜孔双层壁的流量系数进行了试验研究。文献[10]对冲击发散冷却的冷却效率进行了试验研究,研究结果表明发散孔的角度和布置方式对冷却效率的影响很大。文献[11]对弯曲段冲击/发散冷却结构的流量系数及冷却效率进行了试验研究。文献[12]对弯曲段壁面冲击/发散冷却结构的冷却效率进行了试验研究。文献[13]认为冲击/发散冷却结构具有冷却效率高、压力损失小等优点。文献[14]对不同压降分配下发散孔内的换热进行了研究。文献[15]研究了冲击孔壁压降分配占总压降 90%时的发散孔内换热规律。文献[16]的研究结果表明在一定的气动条件下,冲击/发散冷却结构存在一个最优的孔内对流换热和冲击换热比例,也存在最优的压降分配比例。

目前国内有关冲击/发散冷却的研究文献以平板试验件居多,研究成果大多局限于基础研究。本文采用 Fluent 软件对大弯管冲击/发散冷却特性进行三维数值研究,对大弯管多方案冲击/发散冷却特性进行了流固耦合计算,研究了发散孔数、孔排布、开孔面积对大弯管冲击/发散冷却效率的影响,确定了最优方案,并开展了大弯管壁温试验。

1 研究方案

大弯管冲击/发散冷却结构为双层壁结构,结构示意图见图 1,冷气侧为冲击孔壁,燃气侧为发散孔壁,冲击孔多为垂直孔,而发散孔多为倾斜孔。研究认为发散孔倾斜角小于 30°时气膜贴壁较好,且长径比对其冷却效果影响显著,因此,在加工水平可实现的前提下尽量选择小孔径设计。本文以方案 S-0 为基准方案,方案 S-0 的发散孔与壁面夹角为 30°,冲击孔垂直壁面。沿燃气流动方向,冲击孔排数为 17 排,发散孔排数为 16 排,冲击孔与发散孔均采用叉排排布,相邻两排孔的周向位置相互错开,排布方式为菱形,冲击孔位置正对发散孔菱形的中心。沿燃气流动方向,发散孔的上游布置一道初始气膜孔用来弥补发散冷却前几排发散孔附近冷却效率低的缺点。

在基准方案 S-0 的基础上,通过改变孔数、孔排数、孔排布方式获得不同的方案,形成的方案如表 1 所示。方案 S-1 在方案 S-0 的基础上,将第 1~8 排的发散孔数量加倍。方案 S-2 和方案 S-3 的冲击孔排数和发散孔排数均调整为 14 排,第 1~7 排的冲击孔数/发散孔数为 1:2,方案 S-2 采用菱形排布,方案 S-3 采用六边形排布。菱形

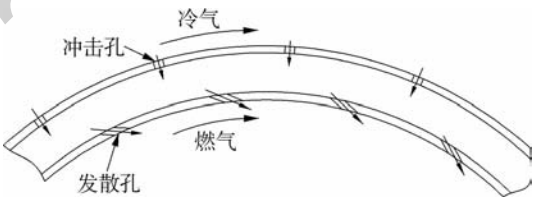


图 1 大弯管冲击/发散冷却结构示意图

Fig. 1 Schematic of impingement/effusion cooling structure of concave wall

表 1 不同方案的几何结构参数

Table 1 Detailed geometric dimensions of different schemes

参数	方案			
	S-0	S-1	S-2	S-3
冲击孔排数	17	17	14	14
发散孔排数	16	16	14	14
冲击孔径/mm	0.6	0.6	0.6	0.6
发散孔径/mm	0.6	0.6	0.6	0.6
冲击孔面积/mm ²	28.0	28.0	23.1	23.1
发散孔面积/mm ²	26.4	39.6	34.6	34.6
孔排布方式	菱形	菱形	菱形	六边形

排布示意图见图 2,六边形排布示意图见图 3,图中圆孔代表冲击孔,椭圆孔代表发散孔。

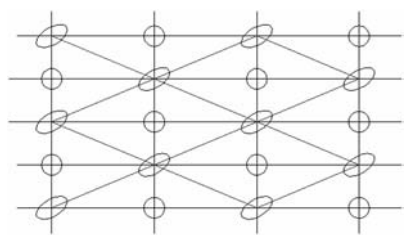


图 2 冲击孔与发散孔分布示意图(菱形排布)
Fig.2 Arrangement of impingement holes and effusion holes (rhombus arrangement)

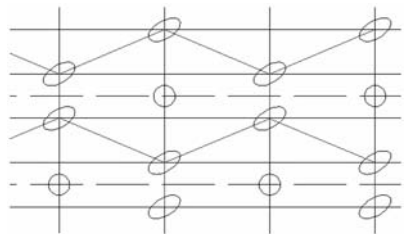


图 3 冲击孔与发散孔分布示意图(六边形排布)
Fig.3 Arrangement of impingement holes and effusion holes (hexagonal arrangement)

2 计算模型的建立

采用流固耦合的计算方法,分别做出固体域和流体域模型,计算模型考虑了初始气膜孔。计算模型见图 4,采用软件 UGS NX7.5 建模,将建立的三维模型转换成 Parasolid 格式后导入到软件 Gambit 中进行网格划分。进行网格划分时,对进气孔、发散孔壁、冲击孔壁及近壁区进行网格

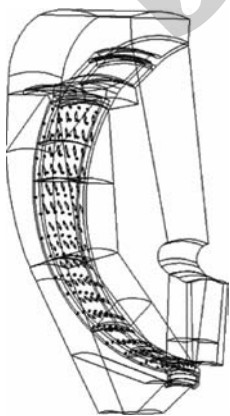


图 4 计算模型示意图
Fig.4 Schematic of computational model

加密,大部分区域采用 Cooper 类型的结构化网格,总网格数为590 万。

3 边界条件及计算方法

3.1 边界条件

- 各方案的边界条件设置相同,具体如下。
- 1) 入口边界:冷气(次流)入口和燃气(主流)入口均设为速度入口边界,冷气入口速度为 7.2 m/s,入口总温为 650 K。燃气入口速度为 19 m/s,入口总温为 1 600 K,入口湍流强度大小为 4.6%。
 - 2) 出口边界:自由出流(outflow)。
 - 3) 几何模型的侧壁均设置为旋转周期边界。
 - 4) 固壁材料采用变导热系数和变比热容,导热系数和比热容按线性插值的方式自动调整。

3.2 计算方法

- 各方案的计算方法相同,具体如下。
- 1) 采用流固耦合的计算方法,计算过程中将流体域和固体域中的热传递过程组合起来作为一个统一的换热过程求解。
 - 2) 求解器:分离+隐式+稳态。
 - 3) 湍流模型:realizable $k-\epsilon$ 湍流模型。
 - 4) 近壁区处理:增强型壁面函数。
 - 5) 差分格式:2 阶迎风格式。
 - 6) 辐射模型:P1 辐射模型。
 - 7) 速度和压力修正采用 SIMPLEC (semi-implicit method for pressure linked equations consistent)。

3.3 计算方法的试验验证

为验证本文的计算方法,基于文献[17]中的冲击/发散冷却结构以及试验结果,采用本文的计算方法对其进行了算例验证。该算例的冲击孔径为 1.0 mm、发散孔径为 0.7 mm,冲击间距为 3.0 mm,冲击孔垂直壁面,发散孔与壁面夹角为 30°,发散孔排布方式为菱形排布。图 5 为壁温的计算结果与试验结果的对比,计算工况为次流冷气与主流燃气流量比值为 0.189。图中,横标 X 表示距第 1 列发散孔的距离(沿燃气流动方向),纵标为发散孔板燃气侧壁温值。对计算结果和试验结果进行对比:壁温的计算结果与试验结果的最大绝对误差为 8.8 K,最大相对误差为 2.8%,计算结果与试验结果吻合较好,沿流向分布趋势基本一致,表明采用的计算方法是可行的。

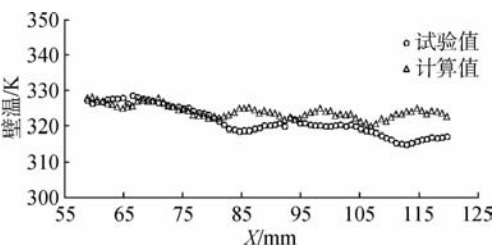


图 5 壁温的计算结果与试验结果的比较

Fig. 5 Comparison between numerical results and experimental results of wall temperature

4 计算结果与分析

4.1 总压损失系数及流量系数计算结果

冲击/发散双层壁冷却结构为一个串联流动，可以等效为单个流动通道，其当量流动面积计算公式为

$$A_0 = 1/\sqrt{(1/A_j)^2 + (1/A_e)^2} \tag{1}$$

式中 A_0 为当量流动面积， A_j 及 A_e 分别为冲击孔开孔面积和发散孔开孔面积。

流量系数为实际冷却流量与理论冷却流量的比值，其计算公式为

$$C_d = \frac{\dot{m}_{re}}{\dot{m}_{th}} = \frac{\dot{m}_{re}}{A_0 \sqrt{2\rho(p_1 - p_2)}} \tag{2}$$

式中 C_d 为流量系数， $\dot{m}_{re}$ 为实际冷却流量， $\dot{m}_{th}$ 为理论冷却流量， ρ 为气体密度， p_1 为冲击孔入口处总压， p_2 为发散孔出口处静压。

各方案大弯管的冷气百分比、总压损失系数和流量系数及当量流动面积见表 2。可以看出：①方案 S-0、S-2、S-3 的当量流动面积相同，大弯管的冷气百分比、总压损失系数和流量系数基本相当，总压损失系数为 4.5% 左右，流量系数为 0.61 左右；②方案 S-1 的当量流动面积大于其他 3 个方案，与其他 3 个方案相比，总压损失系数降

表 2 各方案的总压损失系数和流量系数

Table 2 Total pressure loss coefficients and discharge coefficients of different schemes

参数	方案			
	S-0	S-1	S-2	S-3
大弯管冷气百分比/%	59.5	65.1	59.8	60.0
总压损失系数/%	4.56	3.54	4.54	4.50
流量系数	0.61	0.634	0.612	0.617
当量流动面积/mm ²	19.2	22.9	19.2	19.2

低 1% 左右，大弯管冷气百分比增加 5% 左右，初始气膜孔冷气百分比减少 5% 左右。

4.2 壁温分布计算结果

各方案的发散孔壁燃气侧的壁温分布见图 6~图 9，可以看出：①在发散孔壁的初始段，各方案均分布有高温区。沿燃气流动方向，方案 S-0 由于发散孔周向分布较疏，前 5 排孔均有高温区，且高温区的面积比其他方案大；②方案 S-1 和 S-2 的壁温分布趋势基本相同，由于前几排发散孔数量加倍，对高温燃气的阻挡作用增强，沿燃气流动方向，壁温降低，但两排孔之间存在狭长的高温区，在第 5 排孔之后高温区消除；③方案 S-3 的发散孔呈六边形排布，对高温燃气的阻挡作用较强，在第 3 排孔之后高温区消除，形成连续均匀的气膜保护层；④方案 S-1 的壁温最高值最大，方案 S-2 和 S-3 的壁温最高值基本相当。

4.3 综合冷却效率计算结果

冲击/发散冷却的冷却效果是冲击冷却和发散冷却共同作用的结果，其综合冷却效率^[18]采用下式计算：

$$\eta = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_c} \tag{3}$$

式中 η 为综合冷却效率， T_g 为主流燃气温度， T_c 为次流冷气温度， T_w 为发散孔壁燃气侧相同径向高度位置的平均壁温。

图 10 为各方案综合冷却效率沿径向高度的分布，图中 R 为发散孔壁的径向高度， d 为发散孔壁发散孔孔径。从图中可以看出：①沿燃气流动方向，各方案在起始段的综合冷却效率较低，综合冷却效率沿燃气流动方向（即径向高度减小的方向）逐渐增加；②沿燃气流动方向，方案 S-1 起始段的综合冷却效率低于方案 S-0，其他区域高于方案 S-0；③方案 S-2 和方案 S-3 的综合冷却效率高于方案 S-0，表明在当量流动面积相同的条件下，增加发散孔开孔面积、减小冲击孔开孔面积对提高综合冷却效率有利；③对比方案 S-2 和方案 S-3，在起始段区域，方案 S-2 的综合冷却效率稍高于方案 S-3，其他区域方案 S-3 的综合冷却效率明显高于方案 S-2。表明在孔数、孔径、开孔面积均相同的条件下，六边形排布优于菱形排布；④综合比较，方案 S-3 的综合冷却效率分布最优。

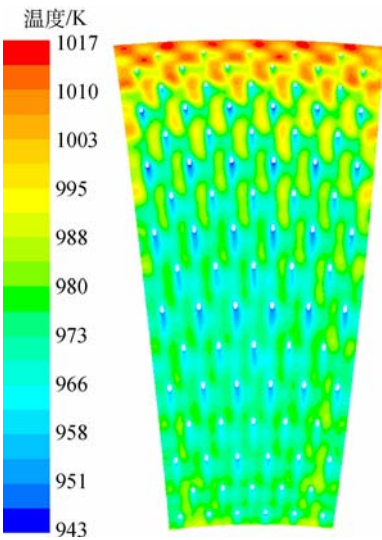


图 6 方案 S-0 壁温分布

Fig. 6 Wall temperature distribution of scheme S-0

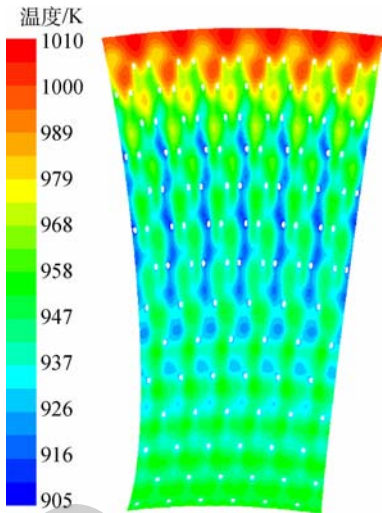


图 9 方案 S-3 壁温分布

Fig. 9 Wall temperature distribution of scheme S-3

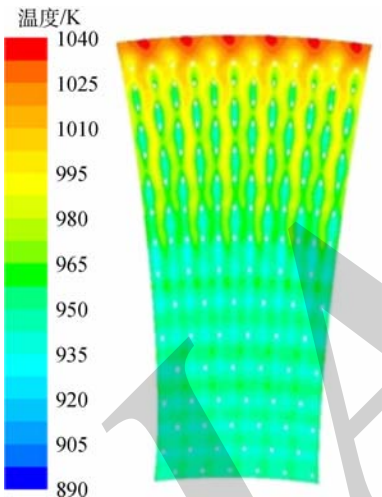


图 7 方案 S-1 壁温分布

Fig. 7 Wall temperature distribution of scheme S-1

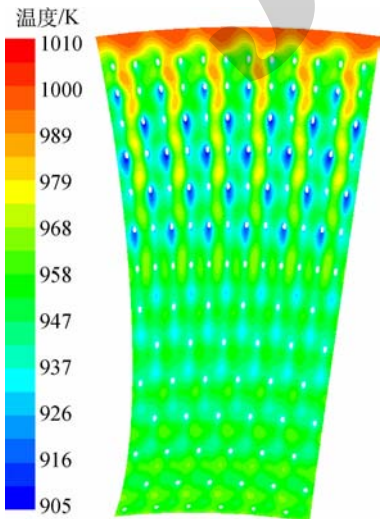


图 8 方案 S-2 壁温分布

Fig. 8 Wall temperature distribution of scheme S-2

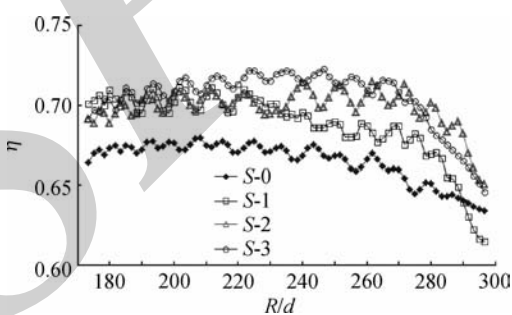


图 10 各方案综合冷却效率分布图

Fig. 10 Integrative cooling effectiveness distribution of different schemes

5 大弯管壁温试验结果

为验证最优方案的可行性,按方案 S-0 和最优方案 S-3 加工大弯管试验件,采用全环回流燃烧室试验件开展大弯管壁温试验。两次试验的大弯管示温漆喷涂区域相同,两次试验的燃烧室进口参数及燃油流量保持一致。壁面温度采用多变色不可逆示温漆法进行测量,多变色不可逆示温漆的显著特点是可以多次变色,不同温度下显示不同的颜色,且温度降低后不会逆向变色。试验前对发散孔壁内表面进行清洗,清洗后沿型面喷涂示温漆,示温漆不允许堵塞冷却小孔,试验在示温漆喷涂后 48 h 内进行。试验完成后采用目视法对大弯管壁温进行判读,即在自然光线下将试验件和标准样片放在一起,通过对比颜色得到温度值。试验测试系统采用美国 PSI 公司的测量系统及数据采集系统,燃油流量采用涡轮流量计测量,空气流量用标准流量喷嘴测量。燃烧室进出

口空气(燃气)的流量、压力、温度以及燃油流量、压力由数据采集系统实时采集。

方案 S-0 和最优方案 S-3 的大弯管壁温试验结果分别见图 11 和图 12, 图中数字代表所在区域的壁温值, 可以看出: ①方案 S-0 的大弯管上游壁面大部分区域的壁温为 993 K, 但存在局部高温区, 局部区域壁温达到 1233 K; ②最优方案 S-3 的大弯管壁温分布十分均匀, 大弯管壁面温度不超过 1033 K, 未见明显的局部高温区。

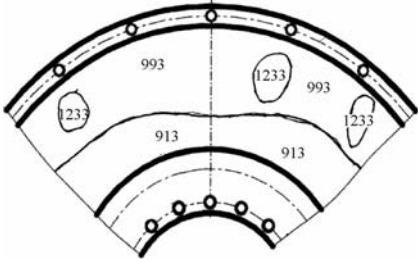


图 11 方案 S-0 大弯管壁温试验结果(单位:K)

Fig. 11 Wall temperature distribution of concave wall of scheme S-0 (unit:K)

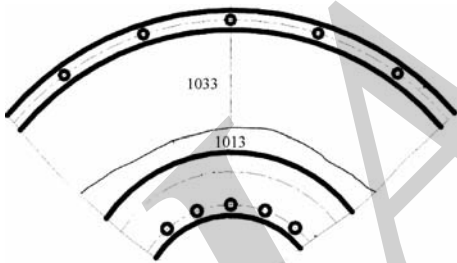


图 12 最优方案 S-3 大弯管壁温试验结果(单位:K)

Fig. 12 Wall temperature distribution of concave wall of the optimized scheme S-3 (unit:K)

6 结 论

采用 Fluent 软件对大弯管多方案冲击/发散冷却进行了流固耦合传热计算, 得到了不同方案的壁温和综合冷却效率分布规律, 并开展了壁温试验, 主要结论如下:

1) 流量系数和总压损失系数与当量流动面积有关, 当量流动面积相同时, 各方案的流量系数及总压损失系数相差不大。

2) 在当量流动面积相同的条件下, 增加发散孔开孔面积、减小冲击孔开孔面积对提高综合冷却效率有利。

3) 发散孔及冲击孔的排布形式会影响壁温分布和冷却效率, 在孔数、孔径、开孔面积均相同

的条件下, 六边形排布优于菱形排布。

4) 试验结果表明最优方案的大弯管壁温分布十分均匀, 大弯管壁面温度不超过 1033 K。

参考文献:

- [1] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
- [2] MELLER A M. Design of modern turbine combustor[M]. New York: Academic Press Incorporated, 1990.
- [3] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion [M]. New York: Hemisphere Publishing Corporation, 1983.
- [4] AL DABAGH A M, ANDREWS G E, ABDUL HUSAIN R A A, et al. Impingement/effusion cooling: the influence of the number of impingement holes and pressure loss on the heat transfer coefficient[R]. ASME Paper 89-GT-188, 1989.
- [5] ANDREWS G E, ASERE A A, HUSSAIN C I, et al. Transpiration and impingement/effusion cooling of gas turbine combustion chambers[R]. ISABE 85-7095, 1985.
- [6] 胡超, 许全宏, 徐剑, 等. 冲击/发散冷却壁温分布和冷却效率研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1800-1804.
HU Chao, XU Quanhong, XU Jian, et al. Investigation of the wall temperature distribution and cooling efficiency for impingement/effusion cooling scheme[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1800-1804. (in Chinese)
- [7] 俞文利, 林宇震, 刘高恩. 冲击加多斜孔双层壁冷却方式多斜孔内换热研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 365-369.
YU Wenli, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Investigation of heat transfer inside inclined multihole in the impingement/inclined multihole double wall [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 365-369. (in Chinese)
- [8] 许全宏, 林宇震, 刘高恩. 冲击/发散复合冷却方式发散壁热侧换热系数的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(2): 213-218.
XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Study of the effusion wall film heat transfer coefficients of impingement/effusion double wall cooling method[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 213-218. (in Chinese)
- [9] 许全宏, 林宇震, 刘高恩. 冲击加多斜孔双层壁冷却方式流量系数研究[J]. 推进技术, 2000, 21(5): 49-52.
XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Discharge coefficient of double wall with discrete hole and inclined multihole for combustor liner[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(5): 49-52. (in Chinese)
- [10] 王磊, 张靖周, 杨卫华, 等. 冲击/发散冷却气膜冷却效率的实验研究[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(2): 97-100.
WANG Lei, ZHANG Jingzhou, YANG Weihua, et al. Experiment research on film cooling effectiveness of impingement/effusion cooling [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(2): 97-100. (in Chinese)
- [11] 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):1687-1694.

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):1687-1694. (in Chinese)

[12] 曹俊, 杨卫华, 石蕊, 等. 弯曲段壁面冲击发散冷却效率的实验[J]. 推进技术, 2011, 32(4):479-484.

CAO Jun, YANG Weihua, SHI Rui, et al. Film cooling effectiveness experiment of impingement effusion cooling in curved section [J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(4):479-484. (in Chinese)

[13] WASSELL A B. The development and application of improved combustor wall cooling techniques[R]. ASME Paper 80-GT-66, 1980.

[14] 林宇震, 俞文利, 刘高恩, 等. 冲击加发散双层壁冷却方式压降分配对斜孔内对流换热影响的研究[J]. 航空学报, 2003, 24(2):97-101.

LIN Yuzhen, YU Wenli, LIU Gaoen, et al. Influence of pressure drop distribution on the convection heat transfer inside the inclined hole of impingement/effusion cooling [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(2):97-101. (in Chinese)

[15] 俞文利. 冲击/发散冷却方式多斜孔内换热及优化研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2001.

YU Wenli. The heat transfer study on impingement/effusion cooling and optimum design for combustor liner[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001. (in Chinese)

[16] 唐庆如. 冲击加多斜孔双层壁对流与冲击换热优化研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3):375-379.

TANG Qingru. A study of optimization of convection and heat transfer of impingement/effusion double wall [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3):375-379. (in Chinese)

[17] 王梅娟, 彭剑勇, 严明超, 等. 冲击+发散冷却传热特性的试验研究[C]//中国航空学会第十六届燃烧与传热传质学术交流论文集. 北京:中国航空学会, 2001:563-569.

[18] HARRINGTON M K, MCWATERS M A, BOGARD D G, et al. Full coverage film cooling with short normal injection holes[R]. ASME Paper 2001-GT-0130, 2001.

(编辑:陈 越)