

文章编号: 1000-8055(2007)02-0210-06

弯曲多孔壁不同倾斜角气膜孔整体 气膜冷却效率研究

赵梦梦, 张 弛, 林宇震, 刘高恩

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 对弯曲多孔壁气膜冷却整体冷却效率进行了深入研究. 弯曲多孔壁由等曲率凹壁面多孔壁实验板来模拟, 实验研究了相同排列方式下 2 种不同小孔倾角方案整体气膜冷却效率, 分析了弯曲通道曲率对冷却效率的影响, 得到了沿流程的展向平均冷却效率及 $x/d = 21.8$ 和 $x/d = 65.3$ 处展向冷却效率分布. 研究结果表明, 吹风比是影响凹壁面小孔气膜冷却效率的关键因素; 随着吹风比的增大, 2 种孔倾角冷却效率的差异变小; 主流通道中气体的流动规律对冷却效率有较大影响.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 回流燃烧室; 弯曲通道; 冷却效率

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Study of overall cooling effectiveness of discrete holes with different angles to concave wall

ZHAO Meng-meng, ZHANG Chi, LIN Yu-zhen, LIU Gao-en

(National Key Laboratory on Aero-Engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Overall cooling effectiveness of curved walls with discrete angled holes has been studied in the paper through approximate simulation employing experimental concave walls with a constant curvature, which were applied intensively in the curved duct for turbo-shaft engine reverse-flow combustor. An experiment by heat transfer method for the overall cooling effectiveness was performed and the effect of blowing ratio on the overall spanwise averaged cooling effectiveness was obtained. The experimental result shows an improved overall cooling performance for the curved wall and the insignificant difference between the discrete holes with 30° inclined angle and normal to the concave wall at high blowing ratio. The flow in the curved duct has influence on the overall cooling effectiveness significantly.

Key words: aerospace propulsion system; aircraft engine;
reverse-flow combustion chambers; curved tube flow;
cooling effectiveness

随着现代高性能航空发动机燃烧室出口温度的提高, 对火焰筒耐久性提出更高要求, 因此高温部件的冷却成为人们关心的问题. 回流燃烧室由

于能够缩短轴距, 一直在小型航空发动机上被广泛采用, 但其火焰筒面积/容积比大, 冷却气用量相对小, 且高温燃气对燃烧室出口到涡轮转弯处

收稿日期: 2006-01-20; 修订日期: 2006-05-08

作者简介: 赵梦梦(1979-), 男, 山东菏泽人, 北京航空航天大学能源与动力学院硕士生, 主要从事工程热物理的研究.

的热冲击造成其寿命降低,因此,必须采取有效的冷却措施保护火焰筒,这是提高其寿命的关键。气膜冷却作为一种十分有效的方法被广泛应用于航空发动机高温部件的冷却上。但是冷却气的使用增加了气动损失,降低了发动机的效率。采用最佳的冷却结构及使用最小的冷却气量达到满意的冷却效果是人们所追求的目标。

国内外已经对多孔壁气膜冷却方式进行了大量研究。早期人们研究了大量单孔、单排或双排孔,文献[1,2]分别研究了倾斜角 $\alpha=35^\circ$ 和 $\alpha=30^\circ$ 的单孔及单排孔吹风比对绝热温比的影响,文献[3]对气膜孔附近流场进行了研究,文献[4]对带有复合角的排孔气膜冷却进行了研究。大量对平壁单孔及排孔的研究表明,气膜冷却效率随着小孔倾角的增大而降低;随着吹风比的增加,小孔射流会脱离壁面,在小孔下游附近区域,主流绕过射流与壁面接触,使冷却效率降低。文献[2,5,6]对平壁多排孔不同小孔倾斜角及排列方式气膜冷却进行了研究。对于曲率壁面气膜冷却的研究大都集中在涡轮叶片上,且基本上都是对凸曲面多孔气膜冷却的研究。目前国内外学者对凹曲面多孔气膜冷却研究很少,文献[7]是对凸表面孔倾角 $\alpha=30^\circ$ 单排孔喷射气膜冷却流场特性的研究。文献[8]用数值模拟的方法分别对凸壁面、凹壁面及平壁双排小孔气膜冷却进行研究,分析了小孔射流喷射入主流时的流场对绝热温比的影响。对凹壁面的研究结果表明,绝热温比随着吹风比的增大而增大,减小孔间距可以有效的提高冷却效果,孔倾角和小孔长径比对冷却效果影响不大,离散的孔排列方式要优于顺排的孔排列方式。文献[9]对比研究了等曲率半径弯曲壁面孔倾角 $\alpha=35^\circ$ 单排常规气膜孔和小孔出口处异型截面孔的气膜冷却绝热温比。研究发现,冷却效率随着吹风比的增加而增大,出口异型截面孔在高吹风比下能够有效的提高小孔射流下游附近区域的冷却效率。文献[10]利用热像仪测量壁面温度,实验研究了在常压下模拟燃烧室加温比的气膜冷却整体冷却效率,得出小孔内对流换热主导对多斜孔壁整体冷却效率的影响,绝热温比是保证多斜孔壁整体冷却效果的关键因素。文献[11]数值模拟的方法研究了多孔壁不同小孔倾角 α 对整体冷却效率的影响,结果表明,倾角 α 越大,冷却效率越低,吹风比越大,冷却效率越高。

多孔壁气膜冷却方式基本构造特征是:在被冷却的火焰筒壁上运用激光钻孔技术钻出大量密

集、离散的小孔,小孔直径小于壁厚以形成较大的内部冷却能力。气膜冷却的过程(见图1):冷却气在环腔流动,冷却火焰筒壁的冷侧;当冷却气流过孔时,以强制对流换热的方式主动冷却壁,然后喷射进入主流,在壁燃气侧形成气膜,将壁面与燃气隔离,同时发挥冷却气流能力,将热量从热侧壁面带走。影响弯曲多孔壁气膜冷却的效率的因素主要有2类:一是流动参数,如吹风比,定义为 $M = \rho_j v_j / \rho_\infty v_\infty$;二是几何参数(见图2),如开孔率、孔排距 S 和孔间距 P 、小孔轴向与壁面切向夹角即孔倾角 α 及小孔轴向与主流流动方向夹角即复合角 β 。

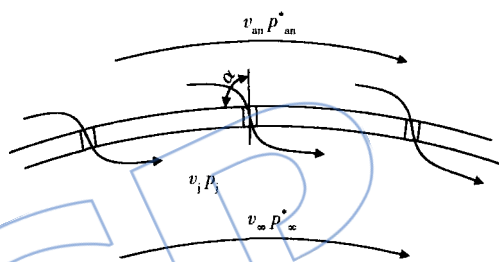


图1 多孔壁气膜冷却方案

Fig. 1 Discrete holes cooling on concave wall

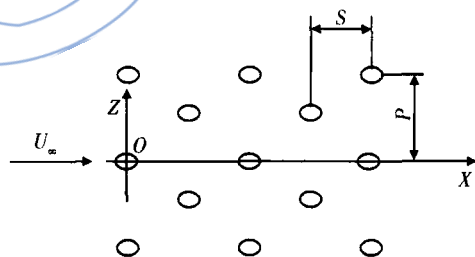


图2 多孔壁孔排列方案

Fig. 2 Discrete holes array

作为一个基础研究,在常压下本文利用相似理论放大小孔孔径,采用传热实验法对不同孔倾角 α 凹壁面多孔气膜整体冷却效率进行研究。

1 实验系统及参数

对于环形燃烧室,冷却效率在一定工况下及确定的轴向位置上沿周向是周期性重复变化的。考虑了列孔之间的互相影响,采用4列13排孔进行局部的实验研究。相应的环腔通道及火焰筒通道用弯曲矩形通道来模拟,主流在矩形通道中流过弯曲段时会产生二次涡^[12],二次涡使弯曲通道中的流动变得复杂。为了消除不同状态的二次涡对冷却效果的影响,实验中保持主流弯曲通道中的雷诺数 Re 基本不变。

表 1 弯曲多孔试验板结构参数

Table 1 Discrete holes cooling configuration on concave wall

方案	P/d	S/d	$\alpha(^{\circ})$	$\beta(^{\circ})$	d/mm	n	l/d	开孔率	排列方式
1	9.9	8.7	90	0	2.4	45	1.33	0.009 12	叉排
2	9.9	8.7	30	0	2.4	45	2.66	0.009 12	叉排

表 2 实验参数

Table 2 Operating condition of experiment

方案	吹风比 M	加温比 T_{∞}/T_{an}	主流腔雷诺数 Re	小孔射流雷诺数 Re
1	0.51, 1.04, 2.11	1.32	9.3×10^4	1 450~6 230
2	0.53, 1.02, 2.12	1.33	9.5×10^4	1 650~6 540

环腔与主流腔尺寸分别为:132 mm ×30 mm, 80 mm ×100 mm. 相似理论分析可以得到无量纲相似参数吹风比 M 及多孔壁几何参数. 本文研究了相同排列方式 2 种孔倾角 α 的多孔壁, 结构参数见表 1(表中: d 为气膜孔直径, l 为气膜孔开孔长度, n 为弯曲壁开孔数量), 实验状态参数见表 2.

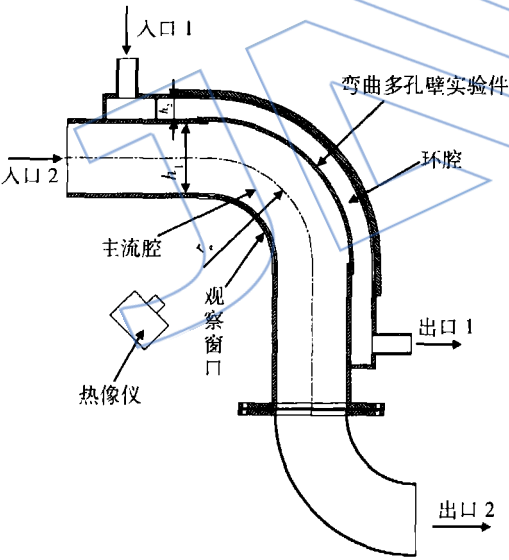


图 3 实验段简图

Fig. 3 Experimental segment scheme

实验在常压下进行, 气流马赫数低于 0.3, 可视为不可压气流. 主流采用电加热, 由风机提供, 冷却气保持常温由低压稳定气源提供. 弯曲多孔壁面温度测量由红外热像仪完成, 测量分辨率为 0.01 °C 实验装置如图 3 所示, 主流腔曲率高度比 $r_e/h_1=1.06$, 环腔宽高比 $t/h_2=4.4$. 主流流量由孔板流量计测量, 温度由镍铬-镍硅热电偶测出. 出口 1 流量由阀门控制, 进出环腔的流量由浮

子流量计测量, 通过阀门控制冷却气的流量以改变吹风比, 浮子流量计读数按密度进行修正. 环腔 p_{an} 和主流腔压力 p_{∞} 由压力水排测出. 弯曲多孔壁由塑料板加工多排小孔而成, 参见图 2. 在主流腔内侧开有观察窗口, 如图 3 所示, 热像仪可以透过观察窗口测量凹壁面温度.

2 实验结果分析

为了使壁面保持均匀的发射率, 对凹曲壁面实验板喷涂黑色亚光漆, 并在壁面上预埋镍铬-镍硅热电偶, 以热电偶测量温度为标准来标定亚光漆的发射率, 壁面温度由热像仪测量. 定义冷却效率: $\eta = (T_{\infty} - T_w)/(T_{\infty} - T_{\text{an}})$; 展向平均冷却效率为: $\eta = (T_{\infty} - \bar{T}_w)/(T_{\infty} - T_{\text{an}})$, 其中 T_{∞} 是主流温度, T_{an} 是冷却气温度, T_w 是壁面温度, $\bar{T}_w$ 是弯曲壁面某一流向位置处展向平均温度. 本文所研究整体冷却效率同时包括了气膜孔内部和壁面冷侧的对流冷却对整个壁面的冷却作用. 实验板的测量坐标系如图 2 所示, x 向坐标原点位于第一排孔圆心处. 由于观察窗口的限制, 热像仪测量壁面温度的范围处于 3~11 排之间. 图 4 和图 5 分别是吹风比 $M=1.04$ 和 $M=1.02$ 方案 1 及方案 2 由热像仪拍摄的壁温分布图, 由壁温图像可以直观的考察气膜冷却对壁温冷却效果.

图 6 和图 7 是 2 种方案冷却效率 η 随吹风比的变化, η 都是随着吹风比的增大而增大的. 对于方案 1, 冷却效率 η 沿流程先增大, 从第 8 排之后开始减小. 随吹风比的增大, η 增加的幅度变大, 减小的幅度变小. 方案 2 冷却效率 η 沿流程始终增加, 同样随着吹风比的增加, 增大的幅度变大.

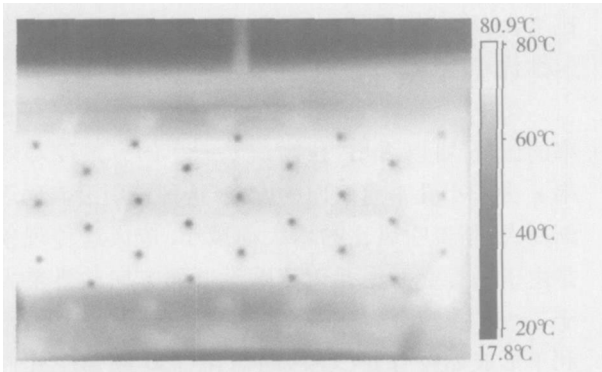


图 4 $M=1.04$ 方案 1 壁面温度热像图

Fig. 4 $M=1.04$ infrared image of concave wall temperature for case 1

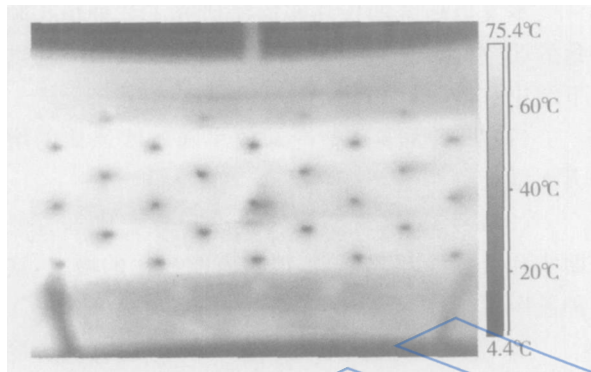


图 5 $M=1.02$ 方案 2 壁面温度热像图

Fig. 5 $M=1.02$ infrared image of concave wall temperature for case 2

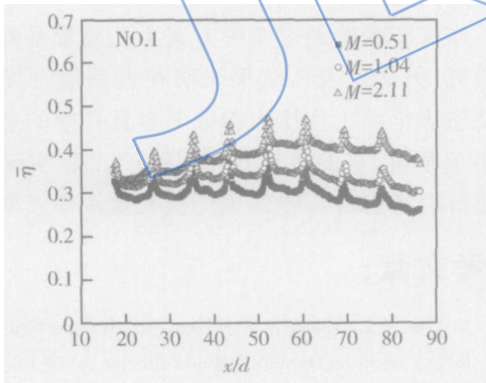


图 6 方案 1 不同吹风比冷却效率比较

Fig. 6 Spanwise averaged cooling effectiveness for case 1

分析其原因是:在小吹风比下,主流对凹壁面的冲击使主流与冷却气迅速掺混,很难形成保护良好的冷却气膜;随着吹风比增大,冷却气量的增加增大了气膜厚度,同时增强了抵抗主流对气膜破坏的能力.由于弯曲通道内气体流动速度沿凸壁面附近有一个先加速后减速的过程,沿凹壁面附近气流速度变化规律反之^[12],沿凹壁面主流速度的

增大,增强了破坏气膜的强度,造成方案 1 沿流程冷却效率 η 有先增大后减小的规律,尤其在小吹风比下,这种现象更加明显;方案 2 没有出现沿流程 η 降低的现象,说明小孔倾角 $\alpha=30^\circ$ 的射流能够形成抵抗这种破坏能力更强的保护气膜.

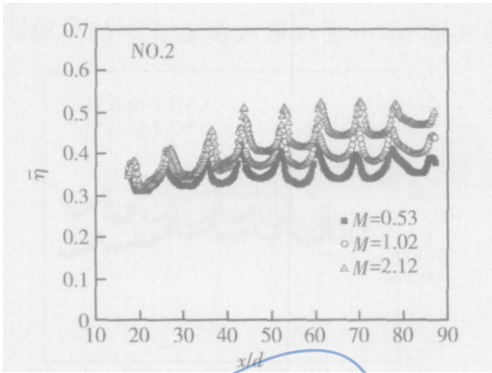


图 7 方案 2 不同吹风比冷却效率比较

Fig. 7 Spanwise averaged cooling effectiveness for case 2

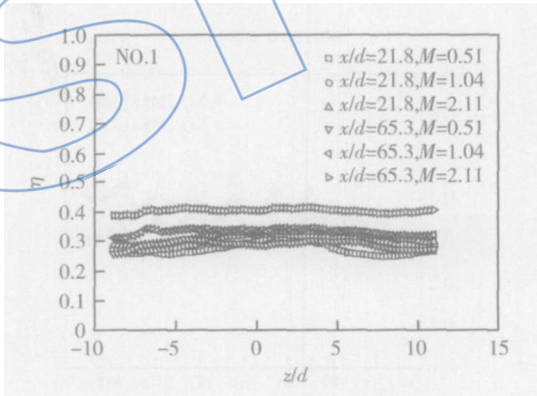


图 8 方案 1 展向冷却效率

Fig. 8 Spanwise cooling effectiveness for case 1

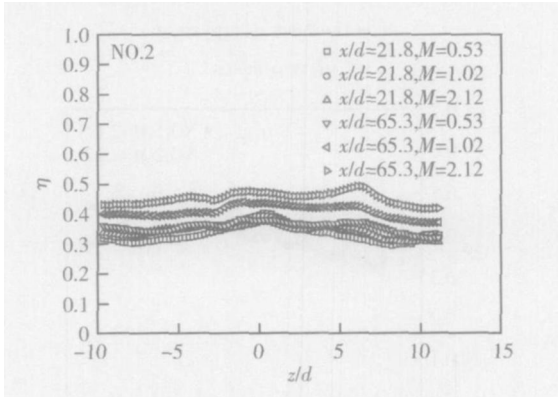


图 9 方案 2 展向冷却效率

Fig. 9 Spanwise cooling effectiveness for case 2

方案 1 前 3 排孔、方案 2 前 4 排孔区域在增大吹风比时冷却效率增加很小,主要是由于前几

排孔在展向没有形成覆盖良好的气膜,主流容易绕过冷却气与壁面接触,降低了气膜冷却效率.从图8和图9两种方案在 $x/d = 21.8$ 和 $x/d = 65.3$ 展向冷却效率分布可以看出,在小吹风比工况下,上游与下游沿展向冷却效率分布均匀性相差不大,因为小吹风比工况下冷却气迅速被主流掺混,冷却气量小,不足以形成覆盖良好的气膜;吹风

比增大,冷却气量增加,下游展向冷却效率分布均匀性优于上游.

图10~图12是对2种方案相同吹风比冷却效率的比较.可以看出,孔倾角 $\alpha = 30^\circ$ 的方案冷却效率 η 大于小孔垂直壁面的方案,这种差别沿流程逐渐变大,随着吹风比的增大而减小.造成这种现象是由于垂直壁面小孔射流垂直壁面方向动量要大于 $\alpha = 30^\circ$ 孔倾角射流,对主流的穿透能力较强,不利于形成贴壁保护气膜,同时, $\alpha = 30^\circ$ 倾角小孔内侧壁面积是垂直小孔的2倍,孔内换热量大.

3 结 论

本文以传统的传热实验法研究了2种小孔倾角的凹壁面多孔气膜冷却整体冷却效率,得到以下结论:

(1) 凹壁面多孔壁冷却效率随着吹风比的增大而增大.

(2) $\alpha = 30^\circ$ 倾角小孔气膜冷却效率比垂直壁面小孔气膜冷却效率高,但随着吹风比的增大,这种差距逐渐减小.

(3) 无论是直孔还是斜孔,前3排孔区域,冷却效率都较低,并且随吹风比增大其变化不大.

(4) 对于弯曲通道,其流场具有特殊效应,导致直孔冷却凹壁面的冷却效率沿流向呈先升高再降低的变化趋势.

本文作者曾经对2种方案小孔流量系数进行了研究(另文发表),结果表明在典型航空发动机燃烧室火焰筒工作压力参数下多直孔壁的总压损失小于倾角 30° 的多斜孔壁.因此,工程实际应用时要综合考虑冷却壁的压力损失及冷却效率.

参考文献:

- [1] Eriksen V L, Glodstein R J. Heat transfer and film cooling fooling injection through inclined circular tubes[R]. ASME Paper 74-HT-V-1974.
- [2] 方韧,李彬,林宇震,等.多斜孔壁气膜冷却绝热温比传热传质类比实验研究[J].航空动力学报,1998,13(1):65-68.
FANG Ren, LI Bin, LIN Yuzhen, et al. An experimental investigation of adiabatic effectiveness of inclined multihole wall full-coverage film cooling with heat-mass transfer analogy method[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(1): 65-68.
- [3] 徐红洲,王尚锦,刘松龄,等.气膜冷却喷孔附近的流场实验研究.西安交通大学学报,1998,32(7):46-50.
XU Hongzhou, WANG Shangjin, LIU Songling, et al. Flow field behavior at exit of film cooling hole [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 1998, 32(7): 46-50.

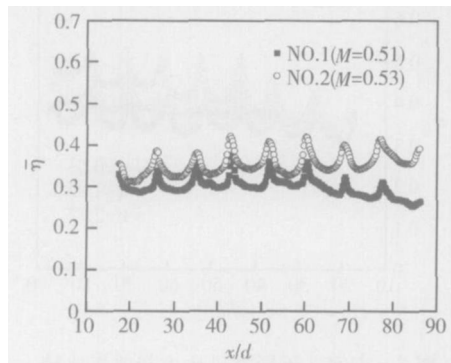


图10 吹风比 $M = 0.5$ 两种方案冷却效率比较

Fig. 10 $M = 0.5$ spanwise averaged cooling effectiveness comparison of two cases

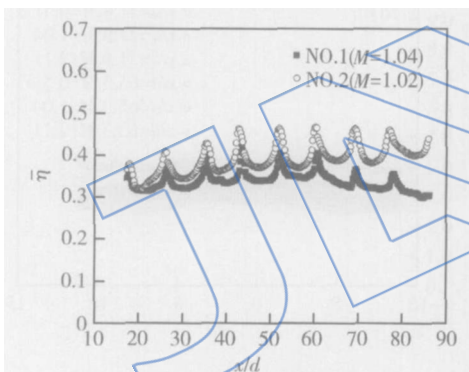


图11 吹风比 $M = 1$ 两种方案冷却效率比较

Fig. 11 $M = 1$ spanwise averaged cooling effectiveness comparison of two cases

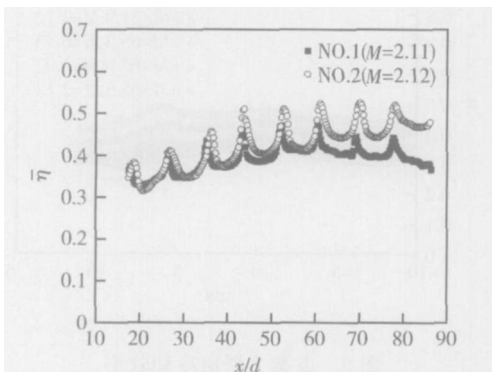


图12 吹风比 $M = 2$ 两种方案冷却效率比较

Fig. 12 $M = 2$ spanwise averaged cooling effectiveness comparison of two cases

- [4] Goldstein R J, Jin P. Film cooling downstream of a row of discrete holes with compound angle[R]. ASME 2000- GT-248.
- [5] 宋波,林宇震,刘高恩,等.不同排列方式多斜孔壁气膜冷却绝热温比研究[J].航空动力学报,1999,14(1):91-94.
SONG Bo, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. An investigation on film cooling effectiveness of inclined-muthole walls with different patterns[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 91-94.
- [6] 林宇震,宋波,李彬,等.不同倾斜角多斜孔壁冷却方式绝热温比研究[J].航空学报,1999,20(3):201-204.
LIN Yuzhen, SONG Bo, LI Bin, et al. Investigation of adiabatic wall effectiveness of the inclined multihole wall film cooling with different angles to the wall surface[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(3): 201-204.
- [7] 徐靖中,姚永庆,贾建国,等.凸表面单排孔 30°喷射气膜冷却流场近场特性的实验研究[J].工程热物理学报,1984,4(2):182-186.
XU Jingzhong, YAO Yongqing, JIA Jianguo, et al. Experimental investigation on the near-field character of film cooling with 30° injection from a row of holes on a convex surface[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1984, 4(2): 182-186.
- [8] Berhe M K, Patankar S V. Investigation of discrete-hole film cooling parameters using curved-plate models[R]. ASME 98- GT-374.
- [9] CHEN Pinghei, DING Peipei, HUANG Minsheng, et al. Film cooling over a concave surface through a row of expanded holes[R]. ASME 99- GT-33.
- [10] 李彬,胡正义,林宇震,等.多斜孔壁整体冷却效率实验研究[J].航空动力学报,1999,14(2):157-160.
LI Bin, HU Zhengyi, LIN Yuzhen, et al. Cooling effectiveness of inclined multiholes plates[J]. Journal of Aerospace Power, 1999: 14(2): 157-160.
- [11] 胡姬萍,吉洪湖.致密多孔壁冷流入射角对冷却效果影响的数值研究[J].航空动力学报,2005,20(1):116-119.
HU Yaping, JI Honghu. Numerical study of the blowing angle effect on effusion cooling effectiveness[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 116-119.
- [12] 樊洪明,何钟怡,王小华.弯曲管段内流动的大涡[J].水动力学研究与进展,2001,11(1):78-83.
FAN Hongming, HE Zhongyi, WANG Xiaohua. Large eddy simulation of a curved duct flow[J]. Journal of Hydrodynamics, 2001, 11(1): 78-83.