

文章编号: 1000-8055(2008)05-0865-06

超声速气膜冷却数值模拟

王 建¹, 孙 冰¹, 魏玉坤²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;

2. 中国人民解放军空军第四飞行学院 模拟训练中心, 石家庄 050071)

摘 要: 应用 SST $k-\omega$ 湍流模型, 对三维粘性掺混流场进行了数值模拟, 得到了切向入射的超声速气膜在不同吹风比和冷却通道下的绝热温比分布. 计算结果表明: 吹风比是决定超声速气膜冷却效果的重要因素, 吹风比增大, 冷却效果随之提高; 冷却通道不同, 冷却效率的分布规律也不同, 矩形孔在出口处存在冷却效果较低的区域; 离散孔冷却通道在下游和冷却通道中间线上的冷却效果存在明显差异, 侧向倾角的引入使这种差异消失; 扩散孔和侧向倾角两种结构上游冷却效果好, 但下游衰减更快; 引入的评价参数可以为比较不同的气膜冷却方式提供参考.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 超声速; 气膜冷却; 数值模拟; 绝热温比

中图分类号: TK 124

文献标识码: A

Numerical simulation of supersonic gaseous film cooling

WANG Jian¹, SUN Bing¹, WEI Yurkun²

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Simulator Training Center of NO. 4

Flying College of the Air Force of PLA, Shijiazhuang 050071, China)

Abstract: The SST $k-\omega$ turbulence model was employed to simulate numerically 3D viscous mixing flow field in order to investigate the supersonic gaseous film cooling injected from different cooling channels tangentially. Results show that blowing rate is an important factor, the adiabatic film cooling effectiveness is enhanced with the increase of the blowing rate. Through different cooling channels, the film cooling has different distribution rules, the cuboids channel is the worst one. The film cooling effectiveness is different between 2 kinds of centerlines in the discrete coolant channels, which can be avoided by the β angle. The distribution of adiabatic film cooling effectiveness on the wall indicates that the out-spread hole and column with β are better in the foreside, but decline more quickly. 3 valuable parameters are introduced to evaluate the supersonic film cooling.

Key words: aerospace propulsion system; supersonic; gaseous film cooling; numerical simulation; adiabatic film cooling effectiveness

气膜冷却是指沿壁面切线方向或以一定的入射角射入冷却气体, 形成一层贴近受保护壁面的缓冲冷却薄膜, 用以将壁面与高温气体环境隔离,

对壁面进行热防护和化学防护, 因此冷却薄膜能否较好地覆盖整个壁面及能否较长时间贴附壁面流动是气膜冷却技术的关键. 根据冷却剂入射马

收稿日期: 2007-05-08; 修订日期: 2007-10-22

作者简介: 王建(1983-), 男, 河北河间人, 硕士生, 主要从事冲压和火箭发动机热防护方面的研究.

赫数,气膜冷却可分为亚声速和超声速两种,与亚声速气膜冷却相比,超声速气膜冷却效果更好^[1],这是因为高速冷却气体入射后和主流进行掺混的时间相对很短,可以在很长的距离内起到热防护作用.超声速气膜冷却无论在导弹外壳热防护^[2],传统火箭发动机内冷却(欧空局阿里安运载火箭主发动机 VULCAIN)^[1],还是目前的研究热点——高超声速飞行器上,都有广泛的应用前景,有必要对其进行详细和深入的研究.

目前国内研究的大都为亚声速流动的气膜冷却^[3],相对而言对超声速气膜冷却的研究很少,也不够详细.超声速流与亚声速流的物理本质完全不同,因此亚声速气膜冷却的研究结果不能简单推广到超声速中.国外对超声速气膜冷却进行了很多研究工作^[4],但重点在于计算模型和方法的改进.本文通过数值计算研究比较了超声速气膜冷却与亚声速的不同,及其在不同吹风比和冷却通道下的冷却效果,为开展进一步的研究提供了参考.

1 计算模型

图 1 所示为本文的计算模型,冷却通道位于主流区的后台阶上,均布两条.主流区长 215 mm,宽 6 mm,高 40 mm,后台阶高 3 mm.共计算了 5 种冷却通道下的工况,分别为:狭缝、圆柱孔、扩散孔、矩形孔和 15° 侧向倾角的圆柱孔,如图 2 所示.狭缝高 3 mm;圆孔直径 $D=2\text{ mm}$,长 10 mm;扩散孔自 5 mm 处以 5° 角扩散;矩形孔高 3 mm,面积与圆孔相同.

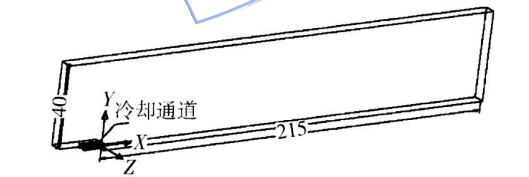


图 1 计算模型
Fig. 1 Computational model

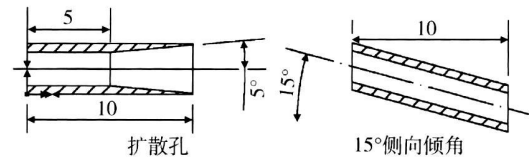


图 2 扩散和侧向倾角通道 X-Z 向截面
Fig. 2 X-Z sections of coolant channels

主、次流工质均为空气.主流总温 700 K,总压 $1.9651\times10^5\text{ Pa}$,马赫数 1.021;二次流总温

500 K,总压和马赫数由吹风比 $M=(\rho_2 U_2)/(\rho_\infty U_\infty)$ 确定,其中 ρ_2, U_2 分别为二次流的密度和流速, ρ_∞, U_∞ 是主流密度和流速,具体参数见表 1.

表 1 二次流主要参数
Table 1 Main parameters of 2nd stream

吹风比	二次流	
	总压/ 10^5 Pa	马赫数
1.430	2.444 0	1.196 0
2.097	4.474 9	1.613 4
2.936	8.763 9	2.052 4

为使二次流入射后可能产生的波系的影响尽量小,将主、次流静压取相等,均为 $1.0133\times10^5\text{ Pa}$.计算结果表明,整个计算区域内仅在二次流出口处存在一道很弱的波,对计算结果基本没有影响.

2 数值计算方法

2.1 控制方程

笛卡儿直角坐标系下 N-S 方程如下:

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u\phi)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v\phi)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w\phi)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x}\left[\Gamma\frac{\partial\phi}{\partial x}\right] + \frac{\partial}{\partial y}\left[\Gamma\frac{\partial\phi}{\partial y}\right] + \frac{\partial}{\partial z}\left[\Gamma\frac{\partial\phi}{\partial z}\right] + S \quad (1)$$

对不同的 ϕ, Γ 值,式(1)分别代表连续、动量、能量和湍流方程.使用有限体积法离散方程,空间格式选择 AUSM 混合格式,时间推进算法,收敛标准为各分量相对误差小于 10^{-4} .

2.2 湍流模型

计算中发现,可积分到壁面的 SST $k-\omega$ 对掺混流有较好的模拟能力,计算结果与试验符合较好.计算网格在所有壁面附近都进行加密,以符合湍流模型的要求.

2.3 边界条件

固体壁面均取为绝热条件;主流区两侧为周期性边界条件,计算信息在两面间相互传递;主、次流入口均为超声速,给定密度、压力、速度和温度条件,入口湍流度均取 10%;出口超声速,所有边界条件外推.

2.4 主要参数

侧向倾角: $\beta=$ 二次流与主流在 X-Z 平面上的夹角;

绝热温比: $\eta=(T_\infty-T_{aw})/(T_\infty-T_2)$, 其中:

T_2 为二次流恢复温度; T_∞ 为主流恢复温度; T_{aw} 为绝热壁温. 该无量纲参数是气膜冷却效果的主要评价参数, 其含义为被冷却表面所达到的温度与能达到的最低温度之比, 可知: $0 \leq \eta \leq 1$;

参考文献 [5], 引入以下参数对超声速气膜冷却效果进行更为全面的评价.

平均冷却效率: $\bar{\eta} = \frac{1}{A} \iint_A \eta(x, y) dx dy$, 反映气膜有效覆盖区内的平均冷却效果, A 为被冷却面积;

冷却不均匀度: $\sigma = \frac{\sqrt{\frac{1}{A} \iint_A \Delta \eta^2(x, y) dx dy}}{\bar{\eta}} = \frac{\sqrt{\frac{1}{A} \iint_A [\eta(x, y) - \bar{\eta}]^2 dx dy}}{\bar{\eta}}$, 表示气膜冷却的不均匀性, 其值越大, 有效覆盖区内气膜冷却的均匀性越差;

吹气平均冷却效率: $\bar{\eta}^* = \frac{\bar{\eta}}{M}$, 表示单位冷却剂质量的平均冷却效率.

3 计算结果与分析

离散孔入射的气膜在被冷却面上冷却效果分布不均匀, 因此取被冷却壁面上 $Z = 3 \text{ mm}$, 4.5 mm 两个位置 (分别对应线 1, 2) 上的计算结果进行分析后处理, 如图 3 所示.

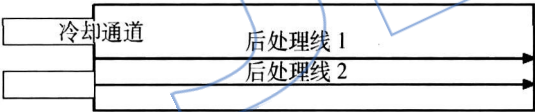


图 3 后处理位置示意图
Fig. 3 Positions of post procession

3.1 超声速与亚声速气膜冷却比较

图 4 所示为高 $H = 3 \text{ mm}$ 狭缝出射的超声速和亚声速气膜冷却效果的计算结果比较.

由图可见, 吹风比较大时 ($M = 2.936$), 超声速气膜由于速度高, 与主流掺混较弱, 在整个计算区域内冷却效果都优于亚声速工况. 吹风比较小时, 超声速气膜冷却在被冷却面中上游 ($X/H < 50$) 仍然明显优于亚声速; 下游两者的差距缩小, 甚至亚声速工况稍好, 这是因为本文的计算区域较长, 主次流随着距离的增加掺混加剧, 并且超声速主流对壁面的加热远远强于低速主流, 较少的冷却剂无法对壁面进行更好的保护. 总之, 超声速

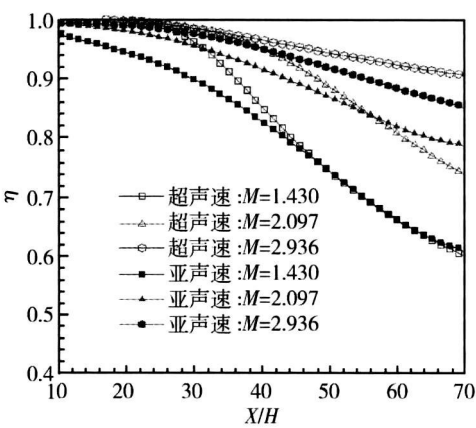


图 4 超声速与亚声速气膜冷却效果比较
Fig4 Comparison of supersonic and subsonic film cooling

气膜冷却在主流流速高、流量大的工况下具有明显的优势.

3.2 狭缝出射冷却效果

选择与文献 [2] 一致的参数计算了高 $H = 3 \text{ mm}$ 狭缝出射的超声速气膜冷却, 图 5 所示为被冷却面线 1 上绝热温比分布的计算与试验结果. 可见, 冷却效果随吹风比的增大而上升, 距离出口越远, 冷却效果越差. 计算结果较试验结果偏高, 首先是因为试验条件的限制, 不可能实现真正的绝热壁面条件, 另外本文计算时没有考虑辐射的影响. 本文计算结果与试验结果变化趋势相同, 最大相对误差小于 20%, 证明本文计算结果可信.

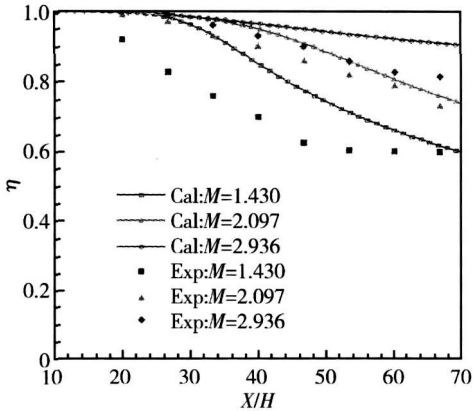


图 5 狭缝出射下游冷却效果分布
Fig 5 Cooling effectiveness of slot injection

3.3 冷却通道对冷却效果的影响

狭缝冷却效果好, 但结构不易实现, 实际中采用的结构主要有两种, 一是在狭缝中加支撑肋, 计算时抽象为矩形孔; 一种是在后台阶上打孔. 本文针对几种有实用意义的结构进行了计算.

图 6 所示为相同吹风比下不同冷却通道下游

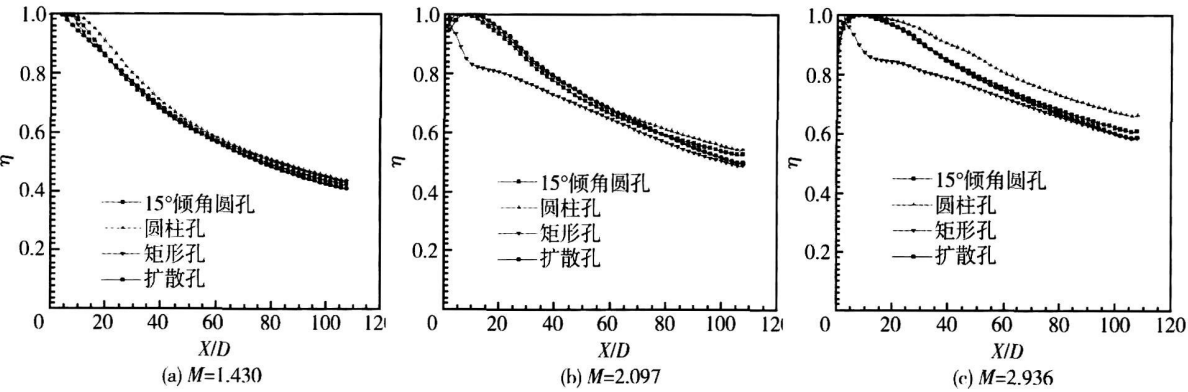


图 6 冷却通道形状对冷却效果的影响
Fig6 Effect of coolant channel

线 2 上冷却效果分布. $M=1.430$ 时, 几种冷却通道的冷却效果分布差别不大, 圆柱孔冷却效果稍好; M 增大到 2.097, 各冷却通道下游冷却效果都得到提升, 此时矩形孔的冷却效果在出口处明显低于其他三种; $M=2.936$ 时, 冷却效果继续增强, 各冷却通道对应的趋势不变.

另外, 吹风比较大时, 除矩形孔外, 其他三种冷却通道在冷却剂出口处都出现了冷却效率较低的区域, 在离出口一段距离后的区域才达到最大值. 这是因为, 除矩形孔外其它几种冷却通道的

计算模型出口($X=0$)处, 由于后台阶高度大于冷却通道直径, 都存在一个小台阶(0.5mm), 吹风比较小时, 冷却即在主流作用下可以作用到这一区域, 随着吹风比增大, 冷却剂流速增大, 由于惯性作用冷却剂要在出口一段距离后才能贴壁.

3.4 吹风比对冷却效果的影响

图 7 所示为不同吹风比作用下同种冷却通道下游冷却效果的分布.

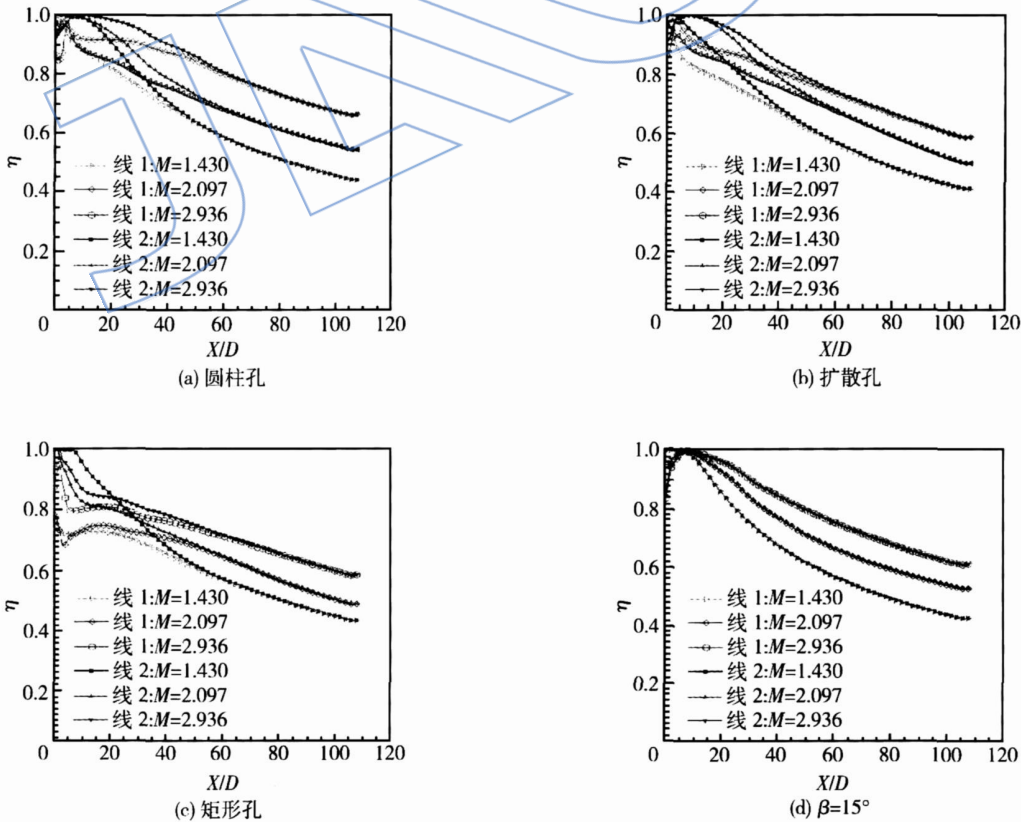


图 7 吹风比对冷却效果的影响
Fig7 Effect of blowing rate

由计算结果可见,随着吹风比的增大,各冷却通道的冷却效果都得到了增强.离散孔入射必然导致两条后处理线上冷却效果分布不同,因为冷却剂出口后并不能马上覆盖冷却通道之间的区域,这是与低速气膜冷却相同的^[6].图 7(a),(b),(c)所示的计算结果显示了这一特点,线 1 上的冷却效果存在一个先增大再减小的区域,在下游两条线上冷却效果达到一致.要消除这种不同,可以给冷却通道加上一定角度的侧向偏角 β ,图 7(d)的计算结果表明, β 角的加入,使得冷却剂的分布在纵向更加均匀,两条中心线上冷却效果的分布几乎一致,但 β 并不是越大越好, β 角的增大一方面使得冷却剂在上游停留的时间增加,从而影响了下游的冷却效果;另一方面还会使单位长度上冷却通道的数量下降.

3.5 壁面绝热温比分布

图 8 所示为吹风比 2.936 时被冷却面上绝热温比的等值线分布,为了更清楚地观察等值线,图中纵坐标为其实际尺寸的 4 倍.由绝热温比的分布,可以看出高吹风比下冷却剂出口处由台阶结构造成的高温区的存在;由于出口覆盖面积小,冷

却剂相对集中,导致矩形孔下游冷却效率在横向和纵向都较其余工况低;扩散孔冷却效果在上游较圆柱孔好,低温面积较大,但衰减快,因为冷却剂经过扩散孔后出口覆盖面积增大,速度增加,压力密度减小,与主流区掺混更快;引入侧向偏角后,冷却剂在单位长度上停留时间增加,覆盖面积更广,使上游冷却效率增大,且分布更加均匀,相应地其下游冷却效率下降快,因此侧向倾角的引入要视具体情况而定.

3.6 综合评价参数

表 2 为利用上文提出的三个评价参数对超声速气膜冷却进行评价的结果. $M = 1.430$ 时,圆柱孔平均冷却效果较好;扩散孔和 15° 倾角圆柱孔则在高吹风比时稍高,同时其冷却不均匀度都较高,这是由其下游冷却效果衰减快造成的.随着吹风比的增加,吹气平均冷却效率下降,这与积分壁面的长度相关,因为大吹风比在下游优势更为明显.由于流量不同,狭缝出射的超声速气膜评价参数不具备可比性,仅作为参照,但无论从出口覆盖面积还是均匀性看,狭缝出射无疑是最有效的冷却方式.

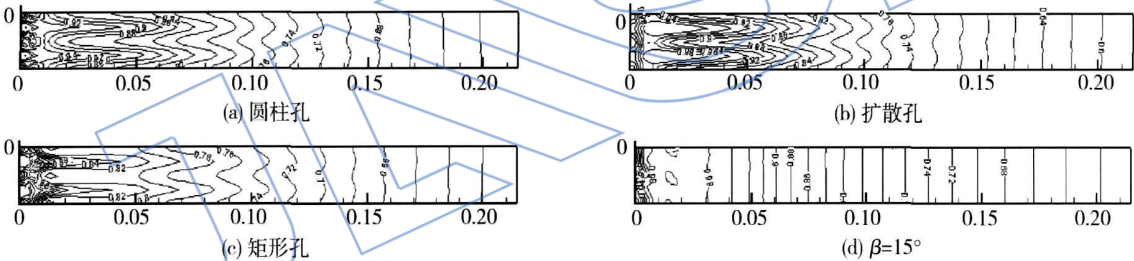


图 8 $M = 2.936$ 底面绝热温比分布
Fig 8 Distribution of effectiveness on the wall $M = 2.936$

表 2 超声速气膜冷却效果评价结果
Table 2 Results of evaluation parameters

	$M = 1.430$			$M = 2.097$			$M = 2.936$		
	$\bar{\eta}$	σ	$\bar{\eta}^*$	$\bar{\eta}$	σ	$\bar{\eta}^*$	$\bar{\eta}$	σ	$\bar{\eta}^*$
狭缝	0.856 0	0.147 5	0.598 6	0.928 1	0.088 5	0.442 6	0.972 1	0.034 8	0.331 1
圆柱孔	0.668 5	0.170 1	0.467 5	0.739 5	0.133 7	0.352 6	0.781 8	0.114 9	0.266 3
扩散孔	0.638 9	0.164 1	0.446 8	0.731 7	0.147 6	0.349 0	0.791 3	0.133 9	0.269 5
矩形孔	0.564 7	0.120 0	0.394 9	0.673 7	0.111 4	0.321 3	0.745 5	0.098 8	0.253 9
15° 倾角	0.660 5	0.183 6	0.461 9	0.742 0	0.154 7	0.353 9	0.810 7	0.135 8	0.276 1

对比上面的分析,可见本文引入的三个评价参数基本反映了实际情况,可以为比较各种不同的冷却方式提供参考.

4 结 论

本文通过数值模拟的方法对超声速气膜冷却

进行了研究,主要结论如下:

1) 通过计算狭缝出射的超声速气膜冷却,得到了与试验相近的结果,证明本文计算方法和计算结果可信;

2) 比较了相同吹风比下冷却通道形状对冷却效果的影响,在吹风比较低时,几种冷却通道在其下游中心线上的冷却效果非常接近,随着吹风比的增加,冷却效果都得到提高,此时矩形孔在冷却剂出口处出现了冷却效率较低的区域;

3) 比较了相同冷却通道在不同吹风比下的工况,吹风比的增加提高了冷却效果,离散孔入射方式导致冷却通道下游中心线和两条冷却通道之间的中心线上冷却效果分布不同,但在下游随着冷却剂的扩散两者趋于一致;

4) 扩散孔冷却效果在上游较圆柱孔好,低温面积较大,但衰减快;引入侧向偏角后,上游冷却效率增大,且分布更加均匀,相应地其下游冷却效率下降快;

5) 引入的三个评价参数基本反映了超声速气膜冷却的实际情况,可以为比较各种不同的冷却方案提供参考.

参考文献:

[1] Aupoix B, Mignosi A, Viala S. Experimental and numerical study of supersonic film cooling[J]. AIAA J, 1998, 36

(6): 916-923.

[2] 韩启祥, 何小明, 谈浩元, 等. 超声速射流气膜冷却效果的试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1998, 30(5): 491-495.

HAN Qixiang, HE Xiaoming, TAN Haoyuan, et al. Experimental investigation of supersonic gaseous film cooling effectiveness[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1998, 30(5): 491-495.

[3] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄. 气膜孔形状对排孔下游冷却效率的影响[J]. 航空学报, 2002, 23(1): 75-78.

ZHU Huiren, XU Duchun, LIU Songling. Effects of hole shape on film cooling effectiveness[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2002, 23(1): 75-78.

[4] YANG Xiaobo, Badcock K J, Richards B E, et al. A numerical study of hypersonic turbulent film cooling[C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: 2005, AIAA 2005-386.

[5] 刘江涛, 吴海玲, 陶涛, 等. 斜孔气膜冷却数值模拟分析[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(6): 1034-1036.

LIU Jiangtao, WU Hailing, TAO Tao, et al. Numerical simulation of film cooling[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(6): 1034-1036.

[6] 原和朋, 朱惠人, 孔满昭. 后台阶三维缝隙冷却效率的数值模拟[J]. 燃气轮机技术, 2006, 19(4): 38-42.

YUAN Hepeng, ZHU Huiren, KONG Manzhao. Numerical investigation of back step three dimensional slots on film cooling effectiveness[J]. Gas Turbine Technology, 2006, 19(4): 38-42.