

文章编号:1000-8055(2013)04-0813-06

圆直管中离散孔超声速气膜冷却实验

张 佳, 孙 冰, 郑力铭

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 以圆直管中的超声速高温燃气为主流, 以常温氮气为气膜介质, 用实验的方法研究了离散孔超声速气膜冷却规律, 主流马赫数为 2, 射流马赫数分别为 1, 2, 3. 结果表明: 射流流量是影响离散孔气膜冷却效果的最主要因素, 提高吹风比或者增大孔径, 都能显著提高气膜冷却效率; 在实验工况下, 冷却效率与吹风比和孔径的关系可以总结成实验关联式; 射流喉部直径相同、流量相同情况下, 射流马赫数对气膜冷却效果影响不大; 在气膜孔附近, 入射角为 30° 的射流比切向入射时的冷却效果差, 在下流远离气膜孔位置, 入射角为 30° 的射流冷却效果优于切向入射时.

关 键 词: 超声速气膜冷却; 冷却效率; 离散孔; 吹风比; 马赫数

中图分类号: V231.1; TK124

文献标志码: A

Experiment on discrete holes supersonic gas film cooling in cylindrical pipe

ZHANG Jia, SUN Bing, ZHENG Li-ming

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Experiments were made by using supersonic, high temperature gas in a cylindrical pipe as the mainstream and nitrogen at normal temperature as the injection medium to determine the rules of discrete holes supersonic gas film cooling. Mainstream Mach number was 2, and injection Mach number varied from 1 to 3. Results show that the mass flow of the injection is the most important influential factor. Film cooling effectiveness that could be fitted into a correlation equation is enhanced greatly along with the increase of blowing ratio or diameter of the injection hole, and the Mach number of the injection has little effect on it. Injection with angle 30° shows better effectiveness than the tangential injection at downstream distance far from the hole, but worse effectiveness dose by the hole.

Key words: supersonic gas film cooling; cooling effectiveness; discrete holes; blowing ratio; Mach number

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冷却薄膜, 用以将壁面与高温气体环境隔离^[1]. 气膜冷却技术广泛应用于航空发动机涡轮叶片、火焰筒等高温部件, 是现代航空发动机最主要的热防护方法. 国内外对气膜冷却规律做了大量的仿

真与实验研究, 这些研究大多集中于亚声速范围.

与亚声速气膜冷却相比, 超声速气膜冷却效果更好, 分析其原因, 主要是因为超声速入射的冷却流体动量较大, 出射后没有足够的时间与主流掺混, 可以在很长的距离内起到热防护作用^[2-3]. 超声速气膜冷却无论在导弹外壳热防护、传统火

收稿日期: 2012-05-02

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.813_013.html

作者简介: 张佳(1982—), 男, 河北吴桥人, 博士生, 主要从事火箭发动机热防护方面的研究.

箭发动机内冷却还是高超声速飞行器上都有广泛的应用前景^[4-7]. 国内外的专家学者针对超声速气膜冷却做了很多工作, 大多以二维槽缝模型为研究对象, 得出了不同参数对冷却效率的影响规律^[8-13]. 由于二维槽缝结构在实际应用过程中会受到加工工艺及结构方面的限制, 很难做到实际意义的二维槽缝, 而离散孔在加工工艺和结构方面更容易实现, 因此有必要对离散孔的超声速气膜冷却规律开展研究. 本文以圆直管中的离散孔模型为研究对象, 实验研究了吹风比、入口马赫数、入射角度等参数对超声速气膜冷却的影响.

1 实验系统

采用微型燃烧式风洞, 如图 1 所示, 气源中的氢气、氧气, 经减压、限流后进入燃烧室, 被燃烧室头部的火花塞点燃, 生成总温约为 1330 K, 总压为 0.92 MPa 的燃气. 燃气经喷管加速至马赫数为 2 后, 进入实验段作为高温高速主流. 气膜介质采用常温氮气, 气源的氮气减压后经小喷管加速到预定马赫数进入实验段, 沿切向或者以某一角度喷入. 射流压力由射流气源下游的减压器控制.

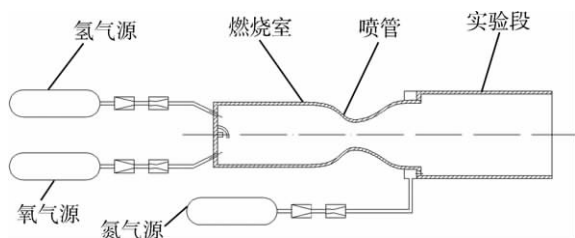


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Sketch of test system

实验段为圆柱形气流通道的, 如图 2 所示, 壁厚为 2.5 mm, 材料为不锈钢. 实验段的壁面温度分布采用热电偶背壁测温法测量. 在实验段背壁焊接热电偶, 并在外壁包覆 4 mm 厚的陶瓷纤维以创造绝热条件. 经多次实验测量, 实验状态下包覆层外表面温度平均为 67 °C, 按照文献^[14]中相关经验公式, 可以计算得到包覆层向大气环境对流散热及辐射散热的热流量为 12 W, 热损失远远小于热生成量, 可以认为绝热良好. 由于实验段壁厚较薄, 而且背壁绝热良好, 因此背壁测得的温度分布可以近似代替内壁的温度分布.

本文的实验工况均为单孔射流, 实验段沿轴向布置 15 个测点, 沿周向共布置 4 排, 每排间隔 15°, 射流孔的正下方为第 1 排测点, 第 2 排~第 4

排测点距离射流孔依次渐远.

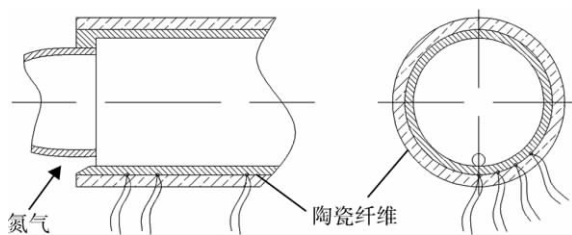


图 2 实验段示意图

Fig. 2 Sketch of test section

2 实验方法

评价冷却效果的最主要参数是冷却效率(绝热温比), 冷却效率的含义为: 被冷却表面所达到的温度与能达到的最低温度之比, 用下式表示:

$$\eta = (T_{\infty} - T_{aw}) / (T_{\infty} - T_2) \quad (1)$$

其中 η 为冷却效率, T_2 为射流恢复温度, T_{∞} 为主流恢复温度, T_{aw} 为被冷却面的绝热壁温.

影响冷却效率的一个主要参数是吹风比, 吹风比定义为

$$M = \rho_2 U_2 / (\rho_{\infty} U_{\infty}) = (q_{m2} / A_2) / (q_{m\infty} / A_{\infty}) \quad (2)$$

其中 ρ 为密度, U 为流速, q_m 为质量流量, A 为流道横截面积, 下标 ∞ 和 2 分别代表主流和射流.

为了描述主、射流都是超声速流的情况, 引入临界吹风比 M_c 的概念, 它指的是保证射流以设计马赫数入射的最小吹风比. 在临界吹风比下, 射流孔出口的静压与主流静压相等. 如果吹风比小于 M_c , 则主流静压大于射流静压, 将会在射流孔出口处出现激波, 波后马赫数下降. 如果吹风比大于 M_c , 则射流孔出口处会出现膨胀现象, 吹风比越大, 膨胀越明显, 膨胀一是会造成射流的局部温度降低, 二是会造成射流马赫数增加, 两者都是对冷却效果有利的.

依据气体动力学流量公式

$$q_m = K \frac{p}{\sqrt{T^*}} y(\lambda) A \quad (3)$$

其中 K , p , T^* , $y(\lambda)$, A 分别为流量系数、压力、总温、气动函数和流通面积.

由式(2)和式(3)知, 临界吹风比可以表示为

$$M_c = \frac{K_2}{K_{\infty}} \frac{\sqrt{T_{\infty}^*}}{\sqrt{T_2^*}} \frac{y(\lambda)_2}{y(\lambda)_{\infty}} \quad (4)$$

式中下标 ∞ 和 2 分别代表主流和射流. 根据本组

实验工况参数,可以得出理想情况下的临界吹风比,如表1所示.本组实验工况的吹风比都大于表1列出的临界吹风比.

表1 临界吹风比
Table 1 Critical blowing ratio

	$Ma=1$	$Ma=2$	$Ma=3$
M_c	0.945	2.315	4.331

实验时,射流先不工作,只吹主流,测量绝热壁温.待热平衡后,实验停止,得到没有气膜情况下的壁面温度分布.图3给出了无气膜状态下4排测点的分度分布,图中横坐标为流向位置 X ,纵坐标为绝热壁温 T_{aw} .由图3可以看出,沿流向同一个位置处,各排测点的最大值与最小值之差小于4%,说明流场的温度分布比较均匀.

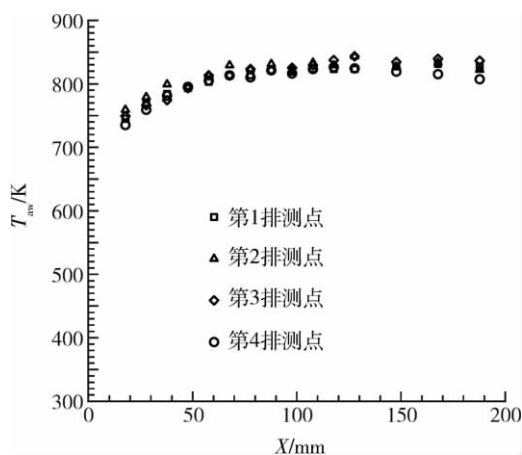


图3 无气膜温度分布

Fig. 3 Wall temperature without gas film

实验段自然冷却后,开启主流及射流,并测量壁面温度分布,达到热平衡后,实验停止,得到有气膜情况下的壁面温度分布.射流温度在气源位置测量,冷却效率和吹风比由式(1)、式(2)计算得到.

3 实验结果及分析

由于国内外实验及仿真均以二维槽缝结构为研究对象,为检验本文实验结果的可靠性,采用一个沿周向长为 45° 的狭缝孔来近似模拟槽缝结构,如图4所示.采用与文献[15]近似的吹风比进行实验,将实验结果与文献[15]的经验公式进行对比,如图5所示.图中横坐标为流向位置 X 与槽缝高度 S 的比值,纵坐标为冷却效率,由图5可以看出本文实验结果与文献[15]的结果误差小于

10%,且变化趋势相同,可以认为本文实验数据是可信的.

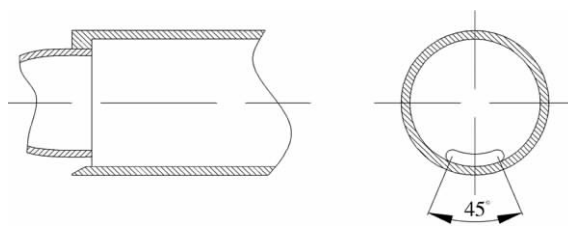


图4 45° 槽缝结构

Fig. 4 Sketch of 45° slot

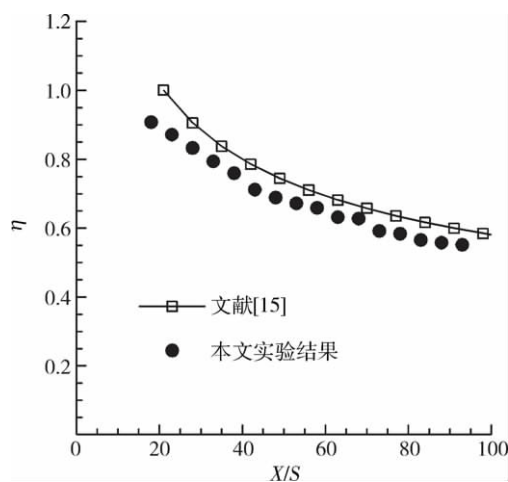
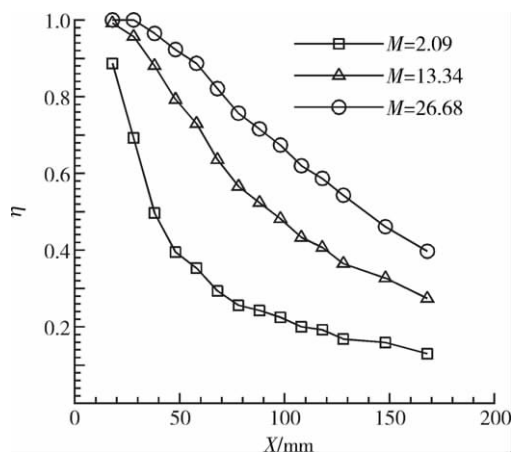
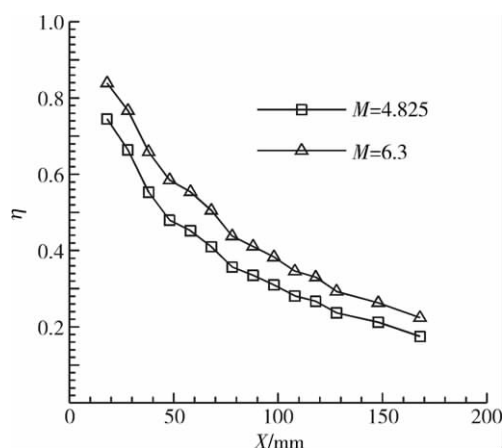


图5 实验结果与文献[15]的比较

Fig. 5 Comparison of experiment results with those of Ref. [15]

3.1 吹风比对冷却效果的影响

图6给出了射流马赫数 $Ma=1$ 、孔径 $d=2$ mm时,吹风比 $M=2.09, 13.34, 26.68$ 情况下气膜孔正下方沿流向的冷却效率分布,图7给出了射流马赫数 $Ma=3$ 、射流孔喉部直径 $d=1.0$ mm时,吹风比分别 $M=4.825, 6.3$ 情况下气膜孔正下方沿流向的冷却效率分布.可以看出,气膜孔正下方的冷却效率沿流向逐渐下降,小吹风比时,在靠近气膜孔的位置冷却效率下降迅速,越向下游,下降得越缓慢;大吹风比时,在气膜孔出口处有一段效率为1的区域,在此区域下游,几乎线性下降.这主要是因为大吹风比情况下,射流流量大,动量也大,能够在相当一段距离上起到保护作用.射流马赫数 $Ma=1$ 和 $Ma=3$ 的情况下,冷却效率均随吹风比的增大而增大,这与亚声速气膜冷却中的规律不同,在亚声速气膜冷却中,往往存在一个最佳吹风比,当吹风比大于最佳吹风比时,气膜与壁面发生分离,造成冷却效率迅速下降^[16],吹风比越大,下降越明显.而超声速气膜冷却,随

图6 吹风比对冷却效率的影响 ($Ma=1$)Fig. 6 Effect of blowing ratio on cooling effectiveness ($Ma=1$)图7 吹风比对冷却效率的影响 ($Ma=3$)Fig. 7 Effect of blowing ratio on cooling effectiveness ($Ma=3$)

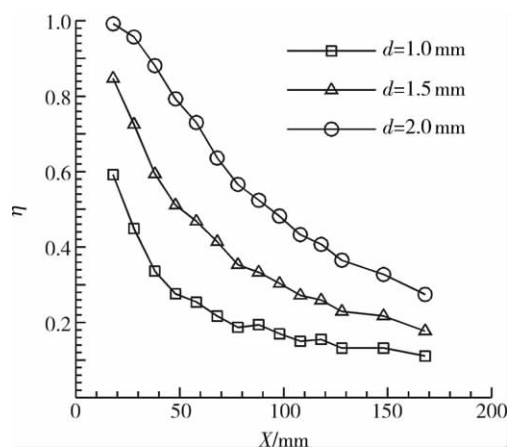
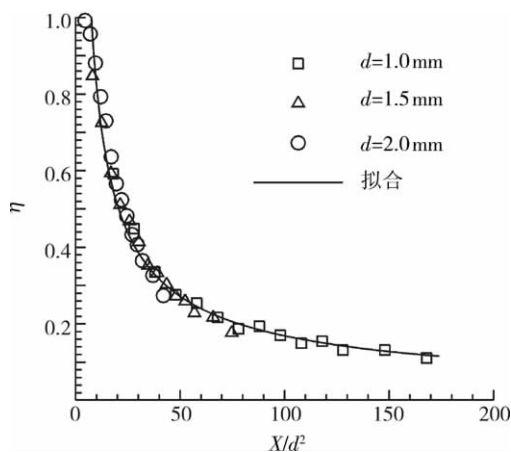
着吹风比的增加,流量在增加,射流动量也在增加,而且大吹风比的射流在出口处膨胀,降温增速,这使得无论在射流孔出口处还是在流向的下游,较高的吹风比都会带来好的冷却效果。

3.2 孔径(流量)对冷却效果的影响

同样吹风比下,增大孔径意味着增大流量,较大的流量会带来较好的冷却效果,图8给出射流马赫数 $Ma=1$,吹风比 $M=13.34$ 情况下,射流孔直径 $d=1.0, 1.5, 2.0$ mm 气膜孔正下方沿流向的冷却效率分布,可见随着孔径的增大,冷却效率显著提高。将图8的横坐标 X 换成 X/d^2 ,如图9所示,发现不同孔径下的冷却效率可以拟合一条曲线,在对数坐标系下具有良好的线性度。对吹风比 $M=9.17, 5.42, 2.085$ 情况下,不同孔径

的冷却效率与 X/d^2 的关系进行回归分析,具有与图9相似的曲线特性。将冷却效率同 X/d^2 与吹风比 M 做二元线性回归分析,可以将实验结果整理成统一的实验关联式(5),该关联式与文献[8-10,15]在二维槽缝结构实验中的拟合式具有相似的形式。在二维槽缝结构的关联式中,都以槽缝高度 S 作为特征参数,而关联式(5)中以 d^2 为特征参数,无论是二维结构中的槽缝高度 S 还是离散孔结构中的 d^2 都是射流流通能力的反应,在吹风比相同的情况下, S 或者 d^2 增加,都会带来冷却效果的增加。图10给出了关联式(5)与实测结果对比。

$$\eta = 1.758 \left(\frac{X}{d^2 M^{0.494}} \right)^{-0.7428} \quad (5)$$

图8 孔径对冷却效率的影响 ($M=13.34$)Fig. 8 Effect of diameter on cooling effectiveness ($M=13.34$)图9 不同孔径下 η 与 X/d^2 的关系 ($M=13.34$)Fig. 9 Relation between η and X/d^2 in different diameters of holes ($M=13.34$)

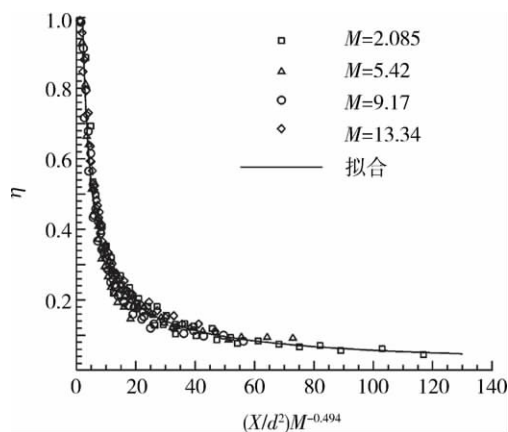


图10 冷却效率关联式拟合

Fig. 10 Correlation equation of cooling effectiveness

3.3 马赫数对冷却效果的影响

图11给出了同样流量下,气膜孔正下方沿流向的冷却效率分布.射流孔喉部直径为1.0 mm,入口总压均为4.9 MPa,马赫数 $Ma=1, 2, 3$ (对应吹风比 $M=20.43, 12.11, 4.825$).由于射流的入口总压相同,喉部直径相同,这决定了流量相同,从图中可以直观的看到,同样喉部直径、同样流量下,不同马赫数的冷却效果区别不大.

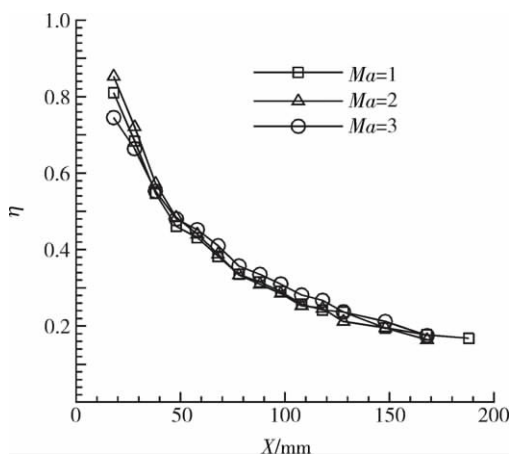


图11 同样流量下马赫数对冷却效率的影响

Fig. 11 Effect of Mach number on cooling effectiveness with same mass flow

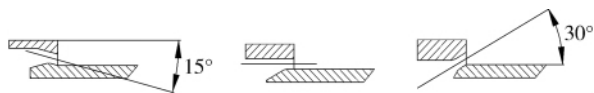


图12 入射角示意图

Fig. 12 Sketch of injection angle

3.4 入射角对冷却效果的影响

入射角 α 定义为射流孔轴线与主流流道轴线的夹角.图12示出的入射角分别为 $\alpha=-15^\circ, \alpha=0^\circ$ (切向入射), $\alpha=+30^\circ$.图13给出了孔径 $d=1.0$ mm, $Ma=1$, 吹风比 $M=20.43$ 时,入射角 $\alpha=-15^\circ, \alpha=0^\circ$ (切向入射), $\alpha=+30^\circ$ 情况下,气膜孔正下方沿流向的冷却效率分布.可以看出 $\alpha=-15^\circ$ 时效果最差, $\alpha=0^\circ$ (切向入射)效果略好, $\alpha=+30^\circ$ 时在靠近气膜孔出口处的效果要弱于切向入射.在下游某一区域,随着气膜被主流压回壁面, $\alpha=+30^\circ$ 入射的冷却效率的下降比切向入射要缓慢,因此在下游, $+30^\circ$ 入射的冷却效率要优于切向入射.

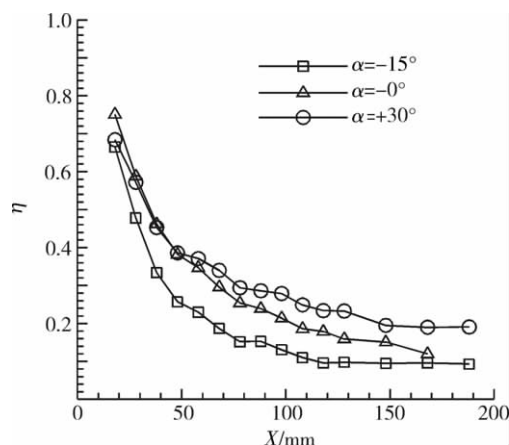


图13 入射角对冷却效率的影响

Fig. 13 Effect of injection angle on cooling effectiveness

4 结 论

通过上述离散孔超声速气膜冷却的实验研究,得出如下结论:

- 1) 吹风比和射流孔径增大,射流孔正下方的冷却效果显著改善.
- 2) 在本文实验工况下,射流马赫数为1的射流孔的冷却效率可以总结出一个关于孔径和吹风比的实验关联式.
- 3) 同样喉部直径、同样流量情况下,马赫数对冷却效果影响不大.
- 4) 在气膜孔出口处, $\alpha=+30^\circ$ 入射的射流冷却效率比切向入射效果差,但在孔的下游, $\alpha=+30^\circ$ 入射的射流冷却效果要优于切向入射.
- 5) 综合来看,射流的流量是影响冷却效率的最主要因素.

参考文献:

- [1] 葛绍岩,刘登瀛,徐靖中,等.气膜冷却[M].北京:科学出版社,1985.
- [2] Kanda T, Ono F, Takahashi M, et al. Experimental studies of supersonic film cooling with shock wave interaction [R]. AIAA-95-3141, 1995.
- [3] Takita K, Masuya G. Effects of combustion and shock impingement on supersonic film cooling by hydrogen [R]. AIAA-99-2246, 1999.
- [4] 唐奇,全宗凯,全栋梁.红外窗口气膜冷却数值研究[J]. 战术导弹技术, 2009(1): 24-29.
TANG Qi, TONG Zongkai, QUAN Dongliang. Numerical study of film cooling on infrared window [J]. Tactical Missile Technology, 2009(1): 24-29. (in Chinese)
- [5] Aupoix B, Mignosi A, Viala S, et al. Experimental and numerical study of supersonic film cooling [J]. AIAA Journal, 1998, 36(6): 915-923.
- [6] Modlin J M, Colwell G T. Surface cooling of scramjet engine inlet using heat pipe, transpiration, and film cooling [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1992, 6(3): 500-504.
- [7] Tsujikawa Y, Northam G B. Effects of hydrogen active cooling of scramjet engine performance [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 1996, 21(4): 299-304.
- [8] Goldstein R J, Eckert E R G, Tsou F K, et al. Film cooling with air and helium injection through a rearward-facing slot into a supersonic air flow [J]. AIAA Journal 1966, 4(6): 981-985.
- [9] Cary A M, Hefner J N. Film cooling effectiveness in hypersonic turbulent flow [J]. AIAA Journal, 1970, 8(11): 2090-2091.
- [10] Cary A M, Hefner J N. An investigation of film-cooling effectiveness and skin friction in hypersonic turbulent flow [R]. AIAA-71-599, 1971.
- [11] Parthasarathy K, Zakkay V. An experimental investigation of turbulent slot injection at Mach 6 [J]. AIAA Journal, 1970, 8(7): 1302-1307.
- [12] 王扬平,姜培学.超音速气膜冷却及其受斜激波的影响 [J]. 工程热物理学报, 2007, 28(1): 137-139.
WANG Yangping, JIANG Peixue. Supersonic film cooling with the incidence of oblique shock [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(1): 137-139. (in Chinese)
- [13] 王建,孙冰,魏玉坤.超声速气膜冷却数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 865-870.
WANG Jian, SUN Bing, WEI Yukun. Numerical simulation of supersonic gaseous film cooling [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 865-870. (in Chinese)
- [14] 杨世铭,陶文铨.传热学[M].北京:高等教育出版社,1998.
- [15] 韩启祥,何小明,谈浩元.超音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. Experimental study on film-cooling with supersonic injection [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 30(5): 491-495. (in Chinese)
- [16] 雷云涛,林智荣,袁新.不同吹比下平板气膜冷却数值模拟 [J]. 清华大学学报:自然科学版, 2008, 48(8): 1331-1334.
LEI Yuntao, LIN Zhirong, YUAN Xin. Numerical study of film cooling of a flat plate at different blowing ratios [J]. Journal of Tsinghua University: Science & Technology, 2008, 48(8): 1331-1334. (in Chinese)