

文章编号: 1000 8055(2008)09 1666-06

气膜孔形状对导叶冷却效果影响的数值研究

姚 玉¹, 张靖周¹, 郭 文²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 根据导向叶片的曲面结构, 运用剪应力输运方程(SST)湍流模型, 针对簸箕形、锥形和缝形气膜孔的流场和冷却特性同圆形气膜孔进行了对比研究. 研究结果为: 随着冷气入口压力的增加, 各种冷却结构的冷却效果也在增加; 而在相同的冷气入口压力条件下, 各种形状气膜孔的冷却流量和冷却效果不尽相同, 在该研究条件下, 簸箕形和缝形气膜孔的冷却效果最好, 锥形孔次之.

关 键 词: 涡轮叶片; 气膜冷却; 数值计算

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical study of cooling effectiveness of different film cooling holes on stator blade

YAO Yu¹, ZHANG Jing-zhou¹, GUO Wen²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The flow field and film cooling characteristics on the blade surface were numerically investigated using the shear stress transport (SST) two-equation turbulent model, so as to understand the influences of film cooling holes on cooling effectiveness. The flow and cooling effectiveness for four configurations of film cooling holes were compared. Results show that the cooling effectiveness for each film cooling hole increases with the increment of the coolant entrance total pressure. Under the same coolant entrance total pressure, the cooling effectiveness of the dustpan and slot film cooling holes are the best, followed by that of the taper film cooling hole.

Key words: turbine blade; film cooling; numerical computation

气膜冷却是通过缝隙或孔引入一股较冷的二次流体, 借以对紧接喷吹处下游表面进行保护的一种冷却方法, 是 70 年代开始在航空燃气涡轮发动机上使用的一种高效冷却方法, 目前仍然是现代燃气涡轮发动机高温部件的主要冷却措施. 大量研究表明, 气膜孔形状对于气膜的冷却效率和流动特性具有重要的影响, 因此针对气膜孔结构的优化一直是重要的研究内容^[1-8]. 本文通过数值

模拟的方法, 运用 FLUENT 软件, 根据某导向叶片的曲面结构, 对气膜冷却的流场及冷却特性开展机理性研究, 分析冷气进口压力变化的条件下, 气膜孔形状的改变对导向叶片冷却效果的影响.

1 计算模型

本文叶片采为单腔多级的气膜冷却, 计算时只考虑一个叶栅通道周期, 这样处理既不失研讨

的一般性,又可以减少网格数目,节省人力、物力。图 1 是本文的计算模型,叶栅通道长度为 90 mm,宽度为 54 mm,叶片展向高度为 18 mm。图 2 是叶片上各排气膜孔的编号示意图,各排孔按逆时针方向排列,1~ 3 排气膜孔分布在吸力面,4~ 9 排气膜孔分布在叶片前缘,10~ 15 排气膜孔分布在压力面,图 3 是各排气膜孔的排列方式示意图。

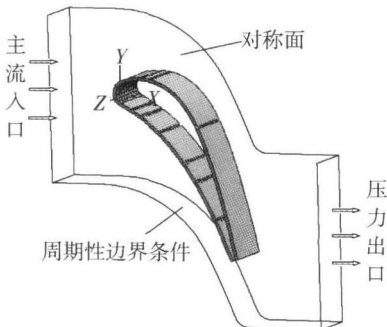


图 1 计算模型
Fig. 1 Computational model

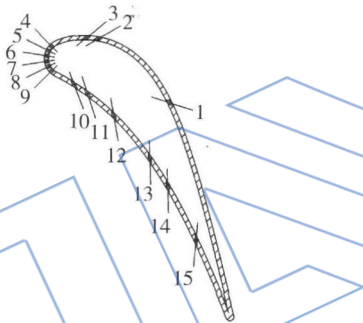


图 2 气膜孔编号
Fig. 2 No. of filmcooling holes

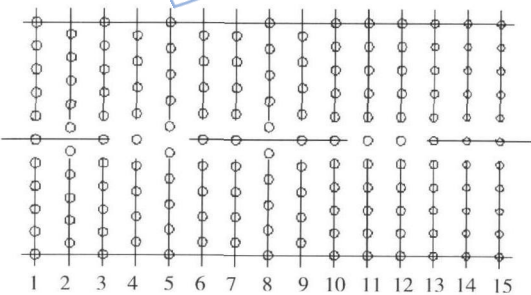


图 3 气膜孔的排列方式
Fig. 3 Arrangement of filmcooling holes

气体进出口条件: 叶栅通道进口总压力为 2 432 041 Pa; 温度为 2 213. 6 K; 冷气进口总压力共有 4 种: 2 484 480, 2 584 480, 2 684 480 和 2 784 480 Pa; 温度为 824. 3 K; 气体出口压力为 1 322 075 Pa。

图 4 是各种形状气膜孔的结构示意图。本文只改变吸力面上 3 排气膜孔的形状,且保证叶片内部开孔率不变,因而各种形状气膜孔的孔径与圆形孔保持一致。簸箕形气膜孔是在圆形孔的基础上加工而成,因其出口形状类似簸箕而命名;锥形气膜孔也是在圆形孔的基础上加工而成,孔前段为圆形,后段扩张为圆锥形;缝形气膜孔是一种理想的冷却结构,在实际情况中不可能在叶片上开连续的缝槽,因计算模型中叶片吸力面宽度为 18 mm,且吸力面上 3 排气膜孔的孔间距均为 1. 8 mm,故每排气膜孔都有 10 个气膜孔,所以缝槽宽度 $s=10\pi d^2/(4\times 18)$ 。

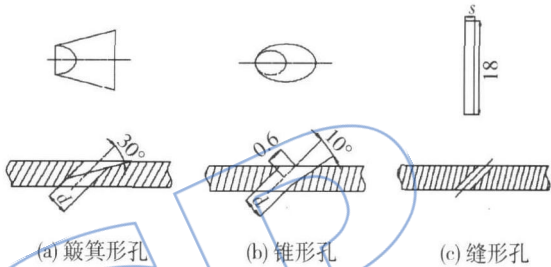


图 4 气膜孔形状示意图
Fig. 4 Sketch of film cooling holes

2 数值计算方法

2.1 湍流模型

在笛卡儿直角坐标系 (x, y, z) 下,计各自对应的速度分量为 u, v, w 时,剪应力输运方程 (SST) $k-\omega$ 湍流模型的控制方程如下^[9]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho k u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho k v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho k w) = \frac{\partial}{\partial x}\left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial z}\right) + G_k - Y_k + S_k \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho \omega u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho \omega v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho \omega w) = \frac{\partial}{\partial x}\left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial z}\right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \tag{2}$$

控制方程中, Γ_k 和 Γ_ω 分别是 k 和 ω 的广义扩散项; G_k 表示由于速度梯度而产生的湍动能生成项, G_ω 是 ω 的生成项; Y_k 和 Y_ω 分别是由于湍流而生成的 k 和 ω 的耗散项; D_ω 是横向扩散项; S_k 和 S_ω 是自定义的源项。

本文采用流固耦合的 FLUENT 分离隐式求解器进行稳态求解; 湍流模型采用 SST $k-\omega$ 两方程模型; 各物理量的离散格式均为二阶迎风格式;

压力-速度耦合采用 Simplec 算法;解收敛的标准是各项残差精度均小于 10^{-5} 、残差曲线趋于平直且叶片吸力面的平均温度变化不大.

2.2 网格分布和边界条件

网格分布:以圆形气膜孔为例,计算域整体采用非结构化网格,共有网格 191 万.由于气膜孔的孔径较小,所以气膜孔处的网格划分的较细密,平均每个孔约有 300 个网格;叶片作为一个整体进行了网格划分,因叶片壁厚仅有 1 mm,故叶片的网格分布也较密;叶栅通道节点间距为 2.0,由于网格的自动衔接性,从叶片外壁面到叶栅通道边缘呈现出由密到疏的网格分布;叶片内部的冷流体区域,由于被叶片内壁面较为密集的网格包围,故整个冷通道都分布着细密的网格.其余形状的气膜孔结构仅在吸力面被改变气膜孔形状处对网格进行了更加细密的处理,而对计算域的其余部分不加以改变.

计算域的边界条件设置:主流和二次流进口为压力进口;出口为压力出口;对称面为对称边界条件;周期性面为周期性边界条件;叶片固壁采用无滑移速度条件.

2.3 冷却效果

本文采用流固耦合进行计算,即叶片参与导热,存在对流冷却,这时热侧壁面的实际温度可能

低于、等于或高于绝热壁温,将“热侧-固壁-冷侧”作为一个整体进行传热计算来确定.在本文计算中,使用实际冷却效果这一概念^[10].

冷却效果

$$\eta = (T_{\infty} - T_w) / (T_{\infty} - T_2) \tag{3}$$

其中 T_{∞} 是主流温度, T_2 是冷气温度, T_w 是热侧被冷却叶片型面的实际温度.

3 结果与分析

图 5 是在冷气入口压力为 2 484 480 Pa, 各种形状气膜孔第 1 排孔中心截面的局部流线分布图. 由这些图可以观察到, 主流对冷气射流都有不同程度的阻塞效应, 冷气从气膜孔流出后, 在加速流动的主流挤压作用下逐渐向叶片型面偏转, 同时主流的流动被从气膜孔喷射的冷气所阻挡而向侧向和上下偏转. 冷气射流受主流的影响, 在出口附近可以很好的贴附在壁面上, 对热燃气起到阻隔的作用, 从而保护壁面, 而孔内则存在一个漩涡, 叶片内部冷气在气膜孔处的速度方向发生突变、气膜孔轴线与叶片型面法线方向的夹角较大等原因的共同作用造成了气膜孔内的漩涡. 孔内漩涡的存在, 强化了孔内冷气流与叶片的换热, 从而可以在孔上下游附近提高冷却效果. 簸箕形和锥形气膜孔均是在圆形孔的基础上扩展而成, 其

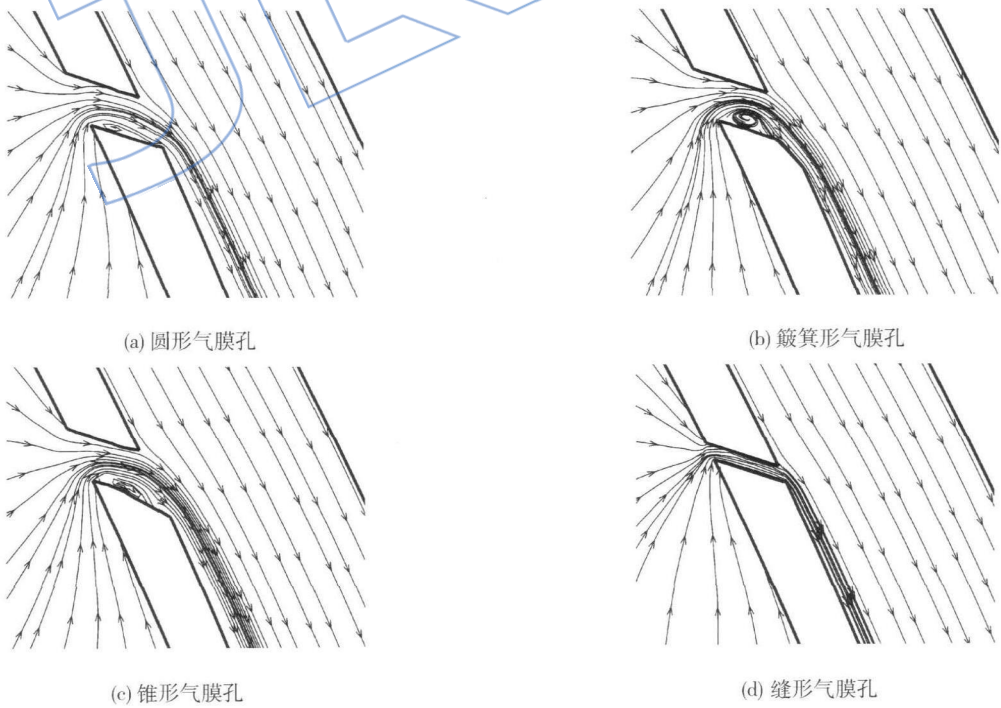


图 5 第 1 排气膜孔中心截面的局部流场分布 (冷气入口压力为 2 484 480 Pa)

Fig. 5 Distribution of local flow field at the center of film cooling holes in row one
(Coolant total pressure is 2 484 480 Pa)

横截面面积较大, 能将孔内的漩涡充分发展, 因而孔内漩涡的尺度较大; 缝形气膜孔内无漩涡的存在, 这是由于缝形孔的宽度非常小, 漩涡不能形成并发展, 而孔内没有漩涡则增强对流换热的作用要减弱.

图 6 是各种形状的气膜孔, 在不同冷气入口压力下流量的分布图. 由图可见, 所有气膜冷却结构的流量均随着冷气进口压力的增加而增加. 以圆形气膜孔的流量为基准, 簸箕形和锥形气膜孔的流量增加的最多; 缝形气膜孔仅有少量的加大. 在相同冷气进口压力条件下, 各种形状气膜孔流量不同的原因主要与气膜孔的扩展情况有关, 由于簸箕形和锥形气膜孔均为扩展孔, 从而增大了冷气流量; 而缝形气膜孔的出口面积与圆形孔一致, 因而两者的冷气流量相差不大.

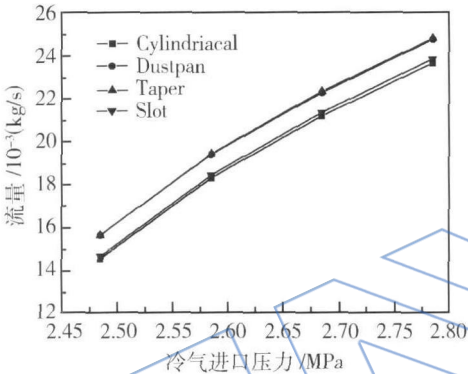


图 6 气膜孔入口流量随冷气进口压力变化的分布图

Fig. 6 Flow rate of the film cooling holes with the variety of the coolant total pressure

为了比较冷气流量对各种形状气膜孔冷却效果的影响, 本文引入吹风比.

定义吹风比为

$$M = (\rho_2 u_2) / \rho_\infty u_\infty = (Q_2 A_2) / (Q_\infty A_\infty) \quad (4)$$

其中 ρ 和 ρ_∞ 分别是气膜孔入口处冷气和主流的密度, u_2 和 u_∞ 分别是冷气和主流的速度, Q_2 和 Q_∞ 分别是冷气流量和主流流量, A_2 和 A_∞ 分别是叶片内部气膜孔面积和主流面积.

图 7 是各种形状的气膜孔, 在不同冷气入口压力下吹风比的分布图. 由于叶片内部开孔率保持不变, 故各种形状气膜孔和主流的面积不发生变化, 而主流的流量随冷气入口压力的变化不大, 因而吹风比同流量所反映的情况一致.

图 8 是在不同冷气入口压力条件下, 各种形状气膜孔吸力面的平均冷却效果分布图. 以圆形气膜孔为基准, 在整个吸力面范围内, 簸箕形和锥形气膜孔的冷却效果曲线均在圆形孔上面, 表明

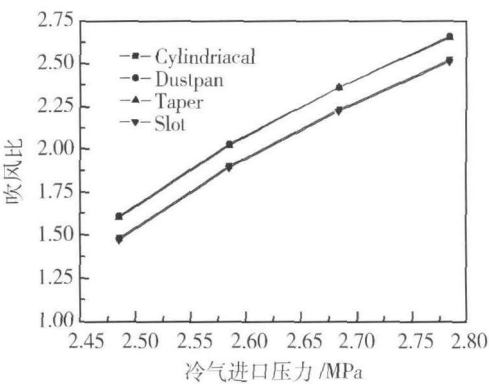


图 7 吹风比随冷气进口压力变化的分布图

Fig. 7 Blowing ratio with the variety of the coolant total pressure

这两种形状的气膜孔都可起到改善冷却效果的作用, 其中, 簸箕形气膜孔的冷却效果提高的更多; 缝形气膜孔在第 3 排孔上游的冷却效果曲线在圆形孔之下, 而其它区域的冷却效果则远远高于圆形孔, 说明理想情况的缝形气膜孔也有改善冷却效果的作用; 缝形气膜孔的冷却效果从第 3 排孔下游开始到吸力面结束, 时而在簸箕形孔之上时而在下, 其冷却效果在孔口处较簸箕形孔的大, 但下降趋势较簸箕形孔的稍陡些, 因而可说两种形状气膜孔的冷却效果相差不大.

由组图 8 可见, 随着冷气进口压力的增加, 各种形状气膜孔吸力面的平均冷却效果也在增加, 并未达到饱和的流量, 且其冷却效果的分布趋势相同: 在 3 排气膜孔处, 冷却效果发生突变急剧上升, 这是考虑了气膜孔出口处冷却效果的原因; 前缘气膜孔流出的冷气流受主流加速作用下的挤压及吸力面前缘部分凸面曲率较大和第 3 排孔内部的对流作用, 沿下游冷却效果反而在缓慢上升; 除缝形孔外, 其余形状气膜孔第 3 排孔出口下游的冷却效果与孔前一致, 并在小范围内基本保持不变, 而缝形孔在第 2, 3 排孔之间区域的冷却效果依然很高; 第 2 排气膜孔下游冷却效果缓慢下降, 但由于第 1 排气膜孔内部的对流使得第 1 排孔上游附近的冷却效果稍有提升; 第 1 排气膜孔下游由于气膜的贴壁性不够好, 冷却效果迅速下降直至最小值, 而后由于尾缘处叶片冷通道内部的对流换热增强, 使得冷却效果逐渐提高.

造成各种形状气膜孔冷却效果不同的原因不仅与孔形状的变化影响了气体的流动有关, 也与从气膜孔流出的冷气流量的大小有关, 由于在本文研究的冷气进口压力范围内各种形状气膜孔均未达到饱和的流量, 冷气流量大的情况下, 各气膜

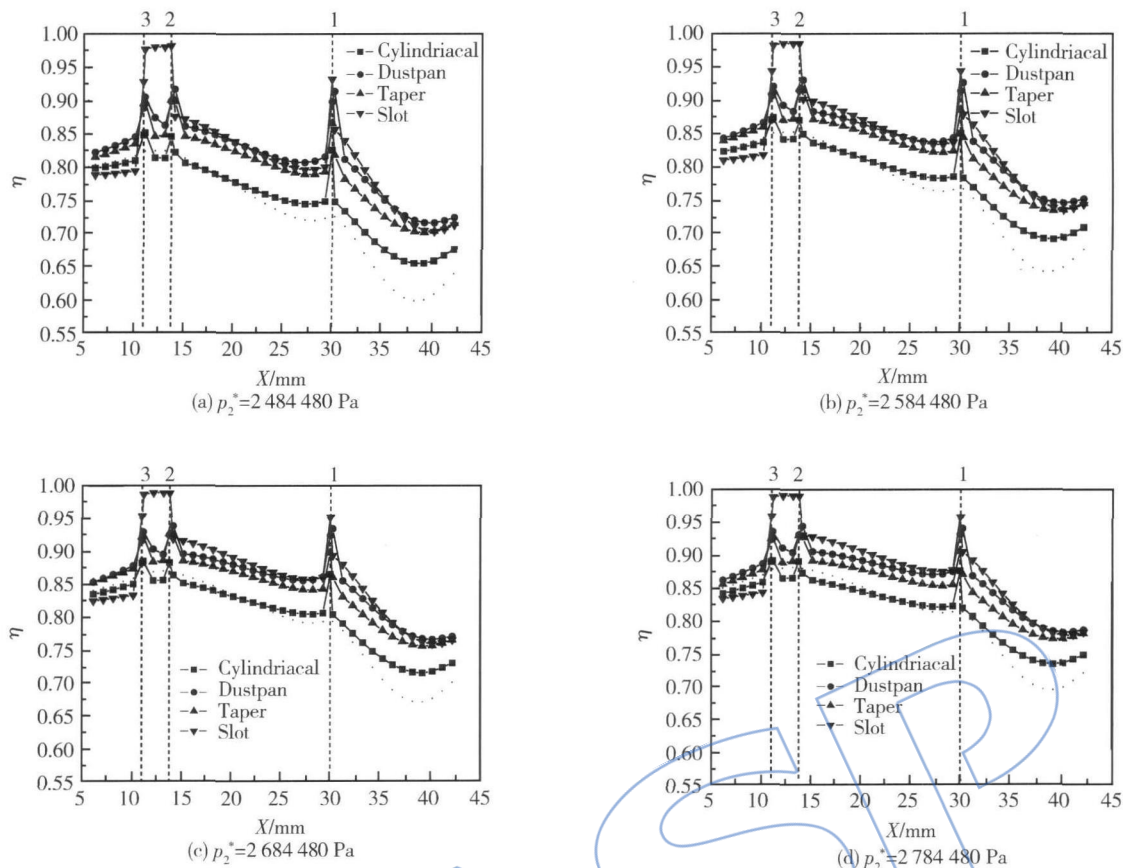


图8 气膜孔形状对吸力面平均冷却效果的影响

Fig. 8 Effect of different film cooling holes on averaged film effectiveness of suction

孔所对应的吹风比相应的就高,因而冷却效果相应的会高一些。

4 结 论

本文对冷气进口压力变化的情况下,不同形状的气膜冷却结构对流场和叶片吸力面冷却效果的影响进行了讨论.可得到以下结论:

- 1) 随着冷气入口压力的增加,各种形状气膜孔的冷却效果也在增加。
- 2) 在本文研究范围内,不同冷气进口压力的条件下,以圆形气膜孔为基准,簸箕形、锥形和缝形气膜孔吸力面的冷却效果可得到提高。
- 3) 在相同冷气入口压力条件下,4种形式的气膜孔结构中簸箕形和缝形孔的冷却效果最好,锥形孔次之;相同条件下,各种形状气膜孔进口的冷却流量也不相同,簸箕形和锥形孔的流量最大,缝形孔同圆形孔相差不多。

参考文献:

[1] Sargison J E, Guo S M, Oldfield M L G, et al. A converging slot hole film cooling geometry Part 1: Low-speed flat-plate heat transfer and loss[R]. ASME Turbo Expo

No. 2001-GT-0126, 2001.

- [2] Nasir H, Acharya S, Ekkad S. Improved film cooling from cylindrical angled holes with triangular tabs: Effect of tab orientations[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2003, 24: 657-668.
- [3] Goldstein R J, Eckert E R G, Burggraf B. Effects of hole geometry and density on three dimensional film cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1992, 17: 595-607.
- [4] Schmidt D, Sen B, Bogard D. Film cooling with compound angle holes: Adiabatic effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118: 807-813.
- [5] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄, 等. 簸箕形排孔气膜冷却实验研究[J]. 航空学报, 1997, 18(5): 535-538.
- ZHU Huiren, XU Duchun, LIU Songling, et al. Film cooling experimental investigation of a row of dustpan shaped holes[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1997, 18(5): 535-538. (in Chinese)
- [6] 李永康, 张靖周, 姚玉. 利用三角形突片改善气膜冷却效率的数值研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 83-87.
- LI Yongkang, ZHANG Jingzhou, YAO Yu. Numerical investigation on improvement of film cooling effectiveness using delta shaped tabs[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 83-87. (in Chinese)
- [7] 郭婷婷, 刘建红, 宋东辉, 等. 不同形状气膜孔对气膜冷

却效果的影响[J]. 动力工程, 2006, 26(3): 333-336.

GUO Tingting, LIU Jianhong, SONG Donghui, et al. Influence of jet orifice geometry on film cooling effectiveness [J]. Journal of Power Engineering, 2006, 26(3): 333-336. (in Chinese)

[8] 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. (in Chinese)

[9] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1992.

[10] 曹玉璋, 陶智, 徐国强, 等. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.