

文章编号: 1000 8055(2010)07-1524-06

全覆盖气膜孔阵列方式对冷却特性的影响

杨成凤, 张靖周, 杨卫华
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 运用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型对不同吹风比下正菱形、长菱形和超长菱形三种气膜孔阵列方式的多孔全覆盖气膜冷却的气膜出流场特性、气膜绝热冷却效率和气膜综合冷却效率进行了数值模拟对比研究. 结果表明: 气膜孔阵列超长菱形排布是较优的排布方案, 在该排布方式下, 气膜出流向主流的穿透相对较弱, 气膜沿展向的覆盖率也较高, 因而气膜绝热冷却效率相对最高; 气膜孔排布方式对气膜综合冷却效率的影响规律与气膜绝热冷却效率的基本一致, 超长菱形排布仍然是较优的排布方案.

关 键 词: 全覆盖气膜冷却; 流场; 气膜绝热冷却效率; 气膜综合冷却效率; 排布方式
中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Effect of the holes array arrangement on the full coverage film cooling characteristics

YANG Cheng-feng, ZHANG Jing-zhou, YANG Wei-hua

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The characteristic of flow field, adiabatic wall film cooling effectiveness and total film cooling effectiveness of full coverage film discrete holes wall were numerically investigated using the standard $k-\varepsilon$ two-equation turbulent model, in order to understand the effects of blowing ratio and holes array arrangement. The results show that holes array arrangement with long hole to hole downstream distance and short hole to hole lateral distance is the optimal arrangement. Under this arrangement, the penetration of film outflow is weaker and film coverage region is larger, while the adiabatic wall film cooling effectiveness is better. The total film cooling effectiveness is consistent with the adiabatic wall film cooling effectiveness, showing that the holes array arrangement with long hole to hole downstream distance and short hole to hole lateral distance is the optimal arrangement.

Key words: full coverage film cooling; flow field;
adiabatic wall film cooling effectiveness; total film cooling effectiveness;
holes array arrangement

多孔全覆盖气膜冷却是提高推进系统燃烧室的冷却效率的有效技术措施, 它是在火焰筒壁上密布大量的小孔(一般 $\phi 0.5 \sim 1.0 \text{ mm}$), 利用火焰筒内外压差, 冷却气流从这些孔中以一定的入

射角射入流过壁面的高温主流中, 从而将主流与壁面隔离, 起到冷却壁面的作用. 国外对该冷却方式的研究已经非常深入^[1-7], 且已广泛应用于航空发动机火焰筒壁面的冷却结构中^[8-10]. 国内对此

收稿日期: 2009 06 19; 修订日期: 2009 10 08

基金项目: 国家自然科学基金(50876041); 航空科学基金(2008ZB52014)

作者简介: 杨成凤(1980-), 女, 黑龙江克东人, 博士生, 主要从事传热与燃烧研究.

也开展了一定的研究^[1-13], 其中, 林宇震等研究了多孔全覆盖气膜冷却中有关流动和对流换热特性方面的问题, 在相似理论指导下进行实验, 对各种不同几何结构多孔壁实验板在不同流动参数下, 研究了多孔壁流量系数、多孔壁热侧表面传热系数、气膜绝热冷却效率、冷侧表面传热系数和小孔内部表面传热系数, 最后进行了多孔壁冷却总有效性研究。

为进一步认识多孔全覆盖气膜冷却结构的流动和传热特性, 本文通过数值模拟的方法对不同孔阵排布方式的多孔全覆盖气膜冷却方式的流动换热特性进行了对比研究, 总结了孔阵排布方式对多斜孔壁气膜绝热冷却效率和气膜综合冷却效率的影响规律。

1 数值计算方法

1.1 计算物理模型

多斜孔壁结构如图 1 所示. 包括 20 排气膜孔, 壁厚为 2 mm, 气膜孔倾角 $\alpha=30^\circ$, 气膜孔孔径 $d=1.0\text{ mm}$. 在相同开孔率条件下(开孔率定义为 $A_p=\pi d^2/(4PS)$, 取 $A_p=2.454\%$), 气膜孔排的横向间距比 P/d 和纵向间距比 S/d 存在特定的依变关系, 其排布方式有正菱形排布($P/d=8$, $S/d=4$)、长菱形排布($P/d=5.657$, $S/d=5.657$)和超长菱形排布($P/d=4$, $S/d=8$).

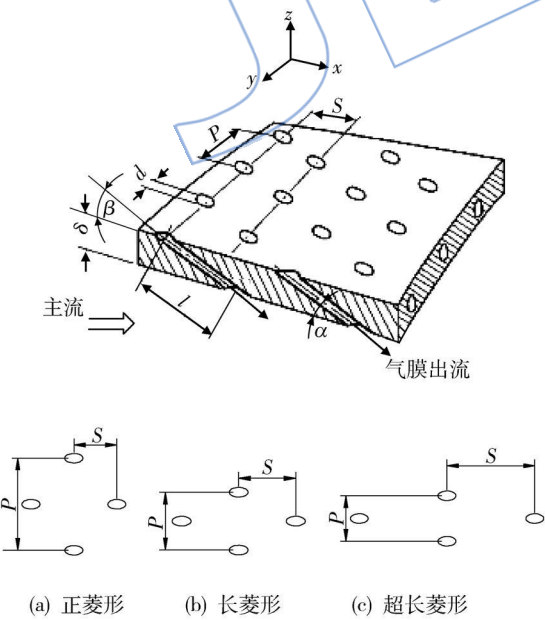


图 1 多斜孔壁气膜孔阵列方式

Fig. 1 Arrangement of full coverage film discrete holes

本文的计算物理模型包括两个:

1) 气膜绝热冷却效率计算物理模型

气膜绝热冷却效率计算模型被简化为主流通道区域和多斜孔区域两部分(如图 2(a)所示). 主流(热气流)由左侧进入; 不考虑多斜孔平壁的厚度, 二次流(冷气流)直接由倾斜圆柱形气膜孔的下底面进入, 之后与主流掺混, 混合流由主流通道的右侧流出. 主流通道高为 40 mm, 长度根据气膜孔的纵向间距 P 而定, 宽度根据横向间距 S 而定。

边界条件设置为:

主流入口为速度入口, $T_\infty=350\text{ K}$, $u_\infty=50\text{ m/s}$; 二次流入口为速度入口, 温度 $T_2=300\text{ K}$, 入口速度 u_2 根据吹风比 $M=\frac{\rho_2 u_2}{\rho_\infty u_\infty}$ (其中 ρ 为密度、 u 为流速, 下标 2 表示二次流、 ∞ 表示主流)得到; 出口为充分发展边界; 壁面设为绝热; 为减小计算域网格, 本文计算模型在展向上只包括一个完整的气膜孔, 流动通道的两侧面、多斜孔壁及两个半孔的外表面设置为对称性边界条件。

气膜绝热冷却效率的定义为

$$\eta=\frac{T_\infty-T_{aw}}{T_\infty-T_2}$$

式中 T_{aw} 表示绝热壁面温度。

2) 气膜综合冷却效率计算物理模型

气膜综合冷却效率计算模型被简化为主流通道、多斜孔壁和次流通道三部分(如图 2(b)所示). 二次冷流由次流通道的左侧进入冷侧腔, 然后经由多斜孔壁上的气膜孔流入主流通道, 与主流发生掺混后共同流出主流通道. 主流通道高 40 mm, 次流通道高 5 mm. 主流、次流和固体壁面的流动传热耦合计算, 流体域与固体域接触面为流固耦合面, 多斜孔壁材料为钢, 导热系数为 16.27 W/(m·K)。

边界条件设置基本同上. 当吹风比给定后, 即可根据吹风比的定义反算得到二次流入口速度 u_2 , 在此基础上, 根据质量守恒定律计算得到冷侧通道入口处的速度值, 以此给定气膜综合冷却效率计算中的次流入口速度 u_c 。

气膜综合冷却效率的定义为

$$\eta_l=\frac{T_\infty-T_w}{T_\infty-T_2}$$

式中 T_w 为热侧壁面温度。

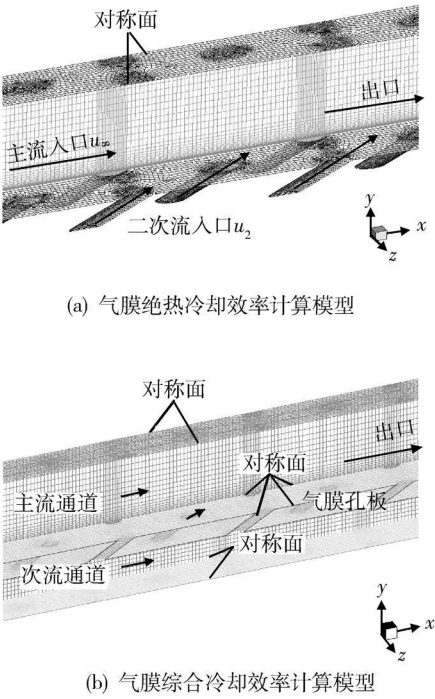


图 2 计算物理模型
Fig.2 Computational physics model

1.2 计算方法

整个计算域均采用非均匀结构化网格. 由于本文主要研究多斜孔壁的气膜冷却效率, 所以在孔内及多斜孔壁面上都划分了比较细密的网格. 在主、次流通道内, 第一层的网格布置在距多斜孔壁 0.1 mm 的位置, 此后每层的网格间距以 1.06 的比率增加, 整个计算域的网格在 80 万以上.

本文选取了标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型和非平衡壁面函数法进行数值模拟研究. 动量方程、湍流动能 k 方程、耗散率 ε 方程以及能量方程均采用二阶迎风差分格式进行离散, 压力场的求解采用 SIMPLEC(semiimplicit method for pressure-linked equations consistent) 算法进行压力速度耦合求解. 残差要求小于 1×10^{-4} .

2 算例验证

为验证计算方法, 对多孔全覆盖气膜冷却结构^[13]进行了计算并与实验结果加以对比. 结构参数为 $P/d=4$, $S/d=8$, $\alpha=30^\circ$.

图 3 为气膜孔中心线上气膜绝热冷却效率的计算值和实验值对比. 可见, 采用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型、壁面处理采用非平衡壁面函数法得到的计算结果与实验结果吻合得最好.

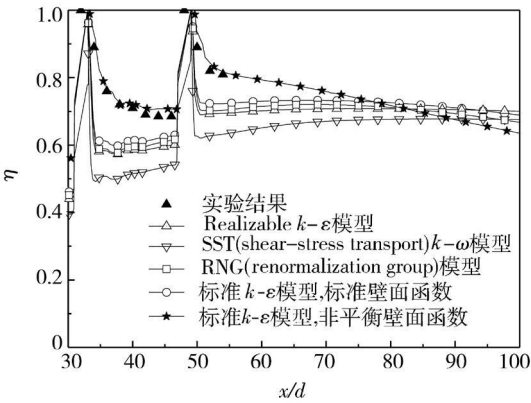


图 3 计算和实验结果对比
Fig.3 Comparison of computation and experimental results

3 结果与分析

3.1 流场和温度场特征

图 4 为在相同开孔率下, 正菱形排布($P/d=8$, $S/d=4$)、长菱形排布($P/d=5.657$, $S/d=5.657$)和超长菱形排布($P/d=4$, $S/d=8$)孔中心截面($z/d=0$)上的速度场. 冷却气流以一定倾角(30°)沿多斜孔壁热侧壁面流动, 并与主流逐渐混合. 由图可见: 正菱形排布方式的气膜出流速度矢量的垂直分量较大, 下游气膜出流对前方来流

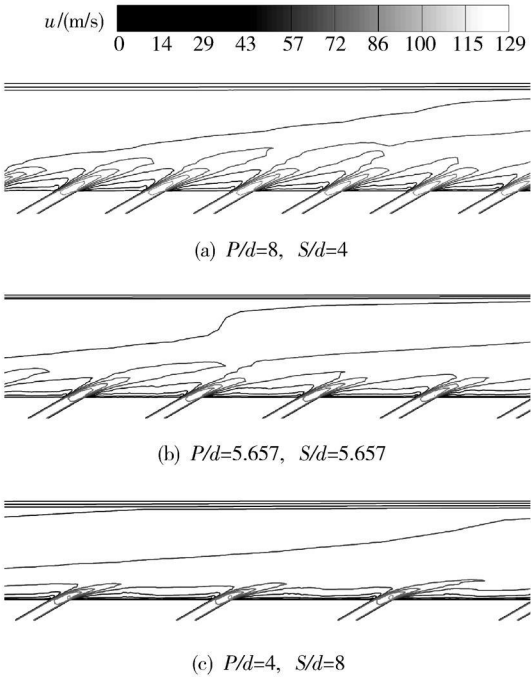


图 4 孔中心截面上的流场($M=2.5$)
Fig.4 Flow fields at $z/d=0$ under $M=2.5$

的抬升作用非常明显, 气膜出流向主流的穿透较强, 这将导致更多的冷却气流与主流发生掺混而耗散掉, 使气膜绝热冷却效率急剧下降; 超长菱形排布方式的气膜出流速度矢量的切向分量较大、垂直分量较小, 这意味着气膜出流向主流的穿透较弱, 气膜的贴壁性较好, 冷却气流可以得到有效利用, 进而提高气膜绝热冷却效率; 长菱形的流场特征介于两者之间。

为分析各种排布方式下气膜出流在多斜孔壁展向上的流场特征, 图 5 显示出了沿流动方向三个流向横截面上的速度场和温度场分布。图中的三个截面分别位于第 3, 8, 15 排孔后距各排孔中心 1.5 mm 的位置上。由图可见: 在多斜孔壁上游, 壁展向相邻气膜孔流出的冷却气流尚未形成

干涉, 多孔全覆盖气膜冷却过程类似于单排孔气膜冷却方式; 在多斜孔壁中部, 尽管冷却气流向主流的穿透能力与前几排孔相当, 但由于上游气膜出流的影响, 展向相邻多斜孔流出的冷却气流已形成干涉, 冷气在壁面上的覆盖率有明显改善, 导致壁面气膜绝热冷却效率的提高。这一现象在多斜孔壁下游更为明显。在相同孔排位置, 正菱形排布方式的横向间距较大, 气膜出流在孔间的相互作用较小, 所以气膜出流向主流的穿透较强, 导致更多的冷流体与主流掺混而消耗, 这对形成连续覆盖壁面的均匀气膜是不利的; 而对于超长菱形排布方式, 气膜出流在孔间的相互作用较强, 气膜出流向主流的穿透较弱, 沿流动方向, 随着冷气的不断注入, 近壁区的流体温度持续降低, 在第 15 排孔后, 壁面附近已形成均匀的低温气膜层。

3.2 气膜绝热冷却效率

由于超长菱形排布 ($P/d=4, S/d=8$) 方式的流场形态具有上述特点, 因此, 气膜绝热冷却效率得到很大提高, 且随着吹风比的增大, 优势越来越明显, 如图 6 所示。对于多斜孔壁开孔区域的前

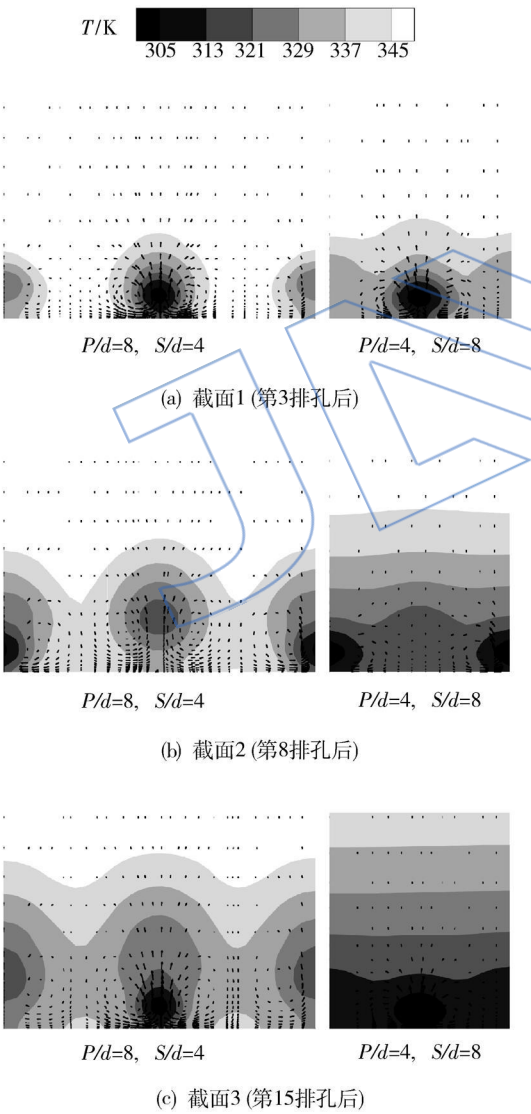


图 5 流向横截面上的速度场和温度场 ($M=1.0$)

Fig. 5 Cross sectional velocity fields and temperature fields under $M=1.0$

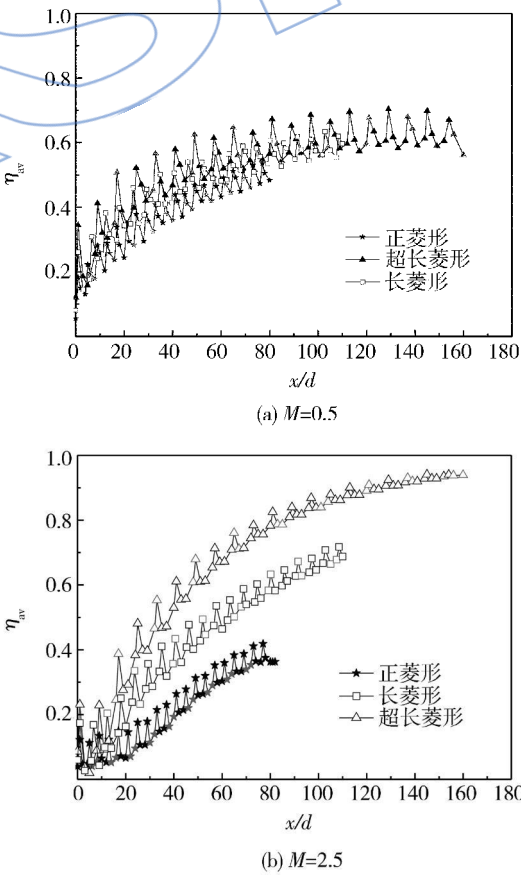


图 6 排布方式对气膜绝热冷却效率的影响

Fig. 6 Effect of the holes array arrangement on the adiabatic wall film cooling effectiveness

若干排孔,气膜绝热冷却效率相对较低,这是由于冷却气膜在前几排孔距离内并未在气膜孔展向形成均匀的覆盖,此时,气膜绝热冷却效率满足一定的叠加性^[14].沿流动方向,当气膜孔排增大到一定程度后,气膜绝热冷却效率随着下游气膜的继续注入基本保持定值,这意味着气膜冷却进入了充分发展段,此时的多孔全覆盖气膜绝热冷却效率类似于槽缝气膜冷却的气膜绝热冷却效率.吹风比不同、排布方式不同,则达到气膜充分发展段所对应的孔排数也不同,一般地,吹风比越大,相应的孔排数越大,在三种排布方式中,超长菱形排布相应的孔排数最小.

3.3 气膜综合冷却效率

多孔全覆盖气膜冷却过程可以认为包含以下三种机制:①由于多斜孔壁表面冷却气流的覆盖而使得主流与壁面的对流换热量减少;②多斜孔壁背面的对流冷却;③冷却气流流经气膜孔时对于固体壁的冷却作用.

多孔全覆盖气膜冷却气膜综合冷却效率计算

中考虑了多斜孔壁的导热,因此涉及到了流-固热耦合流动换热问题.本文保持开孔率不变,即单位面积的冷气流量一致,研究了孔阵排布方式对气膜综合冷却效率的影响规律,结果如图 7 所示.

与气膜绝热冷却效率不同,气膜综合冷却效率曲线的沿程变化斜率相对较小,且前几排孔的气膜综合冷却效率值均在 0.5 以上,孔阵排布方式的影响也不那么明显.这主要是因为多斜孔壁的导热作用使整个壁面的温度分布趋于均匀,在单位面积冷气流量一致的前提下,考虑冷侧换热和孔内换热之后,孔阵排布方式的影响被削弱.对于正菱形排布方式,虽然其气膜绝热冷却效率相对较低,但沿流动方向密集连续的气膜注入,增强了冷侧壁面相应区域的换热,加之壁面的导热作用,使该排布方式下的气膜综合冷却效率得到了明显改善.但从整体上来看,超长菱形排布方式的气膜综合冷却效率仍然较高,相同开孔率下,减小横向间距 P 同时增大纵向间距 S ,可以获得较高的气膜综合冷却效率.

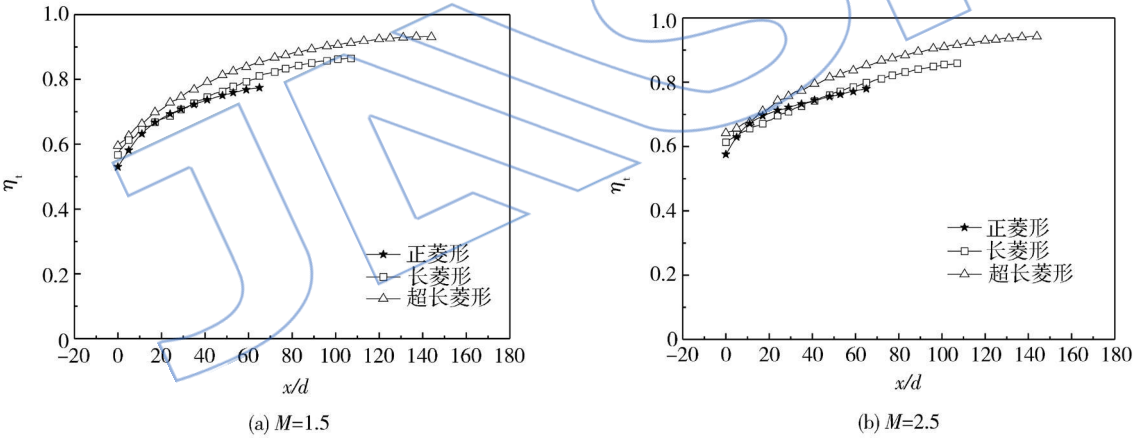


图 7 排布方式对气膜综合冷却效率的影响

Fig. 7 Effect of the holes array arrangement on the total film cooling effectiveness

4 结 论

本文对多孔全覆盖气膜冷却方式的气膜绝热冷却效率和气膜综合冷却效率进行了数值研究.研究结果表明:

1) 在相同开孔率下,气膜孔排采用超长菱形排布,气膜孔横向间距较小,气膜出流在横向更容易形成融合,气膜出流向主流的穿透最弱,这样不仅可以减小气膜出流与主流的相互作用,也有利于提高气膜在壁面上的延伸能力,形成较高的气

膜绝热冷却效率.

2) 多斜孔壁气膜绝热冷却效率在开孔区域的前若干排具有一定的叠加性,沿程线性增大,当进入气膜充分发展段之后,气膜绝热冷却效率基本保持不变.

3) 受多斜孔壁冷侧换热、孔内换热以及固壁导热等因素的影响,气膜综合冷却效率曲线的沿程变化斜率相对较小,孔排布方式对气膜综合冷却效率的影响被削弱,但超长菱形排布方式仍有优势.

参考文献:

- [1] Andrews G E, Khalifa I M, Asere A A, et al. Full coverage effusion film cooling with inclined holes[R]. ASME 95-GT-274, 1995.
- [2] Andrews G E, Asere A A, Gupta M L, et al. Full coverage discrete hole cooling: the influence of the number of holes and pressure loss[R]. ASME 90-GT-61, 1990.
- [3] Martiny M, Schulz A, Wittig S. Full coverage film cooling investigations: adiabatic wall temperatures and flow visualization[R]. ASME 95-WA/HT-4, 1995.
- [4] Fric T, Campbell R, Rettig M. Quantitative visualization of full coverage discrete hole film cooling[R]. ASME 97-GT-328, 1997.
- [5] Harrington M K, McWaters M A, Bogard D G, et al. Full coverage film cooling with short normal injection holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123: 798-805.
- [6] Bazdidi Tehrani F, Andrews G E. Full coverage discrete hole film cooling, investigation of the effect of variable density ratio[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1994, 116: 587-596.
- [7] Lin Y, Song B, Li B, et al. Investigation of film cooling effectiveness of full coverage inclined multihole walls with different hole arrangements [R]. ASME 2003-GT-38881, 2003.
- [8] Andrews G E, Alikhanpadeh M, Asere A A, et al. Small diameter film cooling holes: wall convection heat transfer [R]. ASME 86-GT-225, 1986.
- [9] Powell S F. On the leading edge: combining maturity and advanced technology on the F404 turbofan engine[R]. ASME 90-GT-149, 1990.
- [10] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
- [11] 胡娅萍, 吉洪湖. 孔阵列疏密度对致密多斜孔壁冷却效果的影响[J]. 推进技术, 2005, 26(1): 29-33.
- HU Yaping, JI Honghu. Effect of porosity of holes array on cooling effectiveness of effusion cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(1): 29-33. (in Chinese)
- [12] 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. (in Chinese)
- [13] 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 multihole walls with different patterns[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 91-94. (in Chinese)
- [14] Sellers J P. Gaseous film cooling with multiple injection stations[J]. AIAA Journal, 1963, 1: 2154-2156.