冲击与气膜的组合形式对冷却效果的影响

王 开 徐国强 孙纪宁 陶 智

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 通过数值模拟,研究了涡轮叶片弦中区所采用的新型双层腔冷却结构的冷却特性,系统分析了冲击与气膜的组合冷却流动换热的机理,讨论了冲击孔与气膜孔的组合形式对组合冷却效果的影响. 计算参数范围是: 吹风比 $M = 0.6 \sim 2.0$,冷气进口雷诺数 $Re = 2000 \sim 5000$. 计算结果表明: ①气膜孔与冲击孔的位置及其排列方式对双层腔结构的冷却效果的影响是非常明显的,且存在一个最佳的组合冷却形式; ②在狭小的封闭空间内,冲击靶面的努塞尔数分布呈明显的双峰结构,冲击滞止点处于两个峰值之间的峰谷.

关 键 词: 冲击; 气膜; 组合; 换热

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2008)07-0751-04

Effect of combined impingement cooling and film cooling on hybrid cooling effectiveness

Wang Kai Xu Guoqiang Sun Jining Tao Zhi

(National Key Laboratory on Aero-Engines, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The present study concentrates on the computational investigation of a new cooling configuration of a double-layer cavity in the middle section of modern turbine blade. A three-dimensional Navier-Stokes code with standard k-ε turbulence model as well as with wall functions was used to compute the flow and heat transfer characteristics for a combined impingement and film cooling configuration. The blowing ratios are from 0.6 to 2.0, and the Reynolds number based on the inlet velocity of the cooling air and hole diameter varied from 2000 to 5000. Additionally, the effect of the arrangement of both impingement hole and film hole on hybrid cooling effectiveness was discussed. Numerical results reveal that the maximum of hybrid cooling effectiveness is localized at a distance of 3.3d and 9d from the beginning of the cavity leading edge to film cooling hole and impingement hole, respectively. For the present computational domain, a double peak distribution of the Nusselt number on impingement target was demonstrated, and the stagnant point is localized at the valley between these two peaks.

Key words: impinging; film; hybrid; heat transfer

在现代航空发动机涡轮叶片冷却结构的设计中,为了达到较高的冷却要求,在涡轮叶片的外部常常布置有致密的气膜孔,形成全气膜覆盖,而在叶片的内部,则设计有复杂的冷却结构,比如冲击冷却、蛇形通道、肋片扰流冷却等. 对气膜冷却的研究始于上世纪70年代,早期文献[1]通过实验研究了射流对倾斜的单孔和孔排的换热系数的影响,结果表明当吹风比大于某一值时,换热系数会明显增加. 文献[2]针对在不同曲率下的气膜冷却效率进行了实验研究. 实验发现,凸表面的冷却效果比平板的要好,而凹表面的冷却效果比平板的要差. 文献[3]实验研究了带有复合倾角的气膜孔的冷却效果. 其结果显示,对于角度较大的气膜孔,增加复合倾角可以明显的改变气膜冷却效果,并可以增加局部换热系数. 通过近30年来对气膜冷却研究的发展趋势来看,经历了从简单到

收稿日期: 2007-06-07

作者简介: 王 开(1982-),男,河北秦皇岛人,博士生, wangkanbuaa@163.com.

复杂, 从一维到三维, 从静止到旋转, 从平板到曲面的过程, 使得人们对于气膜冷却的复杂机理认识不断加深, 气膜冷却的应用也日渐成熟. 在人们对气膜冷却研究的同时, 对叶片的内冷结构的研究也取得了很大的进展. 在叶片的内冷结构中, 冲击冷却无疑是最高效的冷却方式. 文献[4]实验研究了横向流对换热的影响, 虽然对流换热得到了加强, 但由于其使得射流偏离, 反而降低了冲击射流的冷却效果. 文献[5]实验研究了射流冲击带有气膜孔和不带气膜孔的叶片前缘的冷却性能. 结果表明, 气膜孔的存在可以大大提高内表面的换热系数.

综上所述, 目前针对涡轮叶片冷却方式的研究仅是针对一种冷却方式进行, 而对几种冷却方式作用在一起的组合冷却方式的研究尚未开展, 这在进行涡轮叶片“内冷-外冷”一体化设计中是远远不够的. 同时对于气膜冷却来说, 虽然致密的气膜孔有利于叶片的冷却, 但气膜出流的增加会导致叶片气动损失的增加, 因而降低了发动机的性能. 因此如何选用稀疏的气膜孔来满足发动机的冷却要求已成为涡轮叶片设计中的一项重要课题. 本文针对采用稀疏型气膜孔的“冲击-气膜”组合冷却方式进行了三维数值模拟, 主要研究当气膜孔和冲击孔处在双层腔的不同位置时, 所形成的不同组合方式对冷却效果的影响, 并进一步得到了气膜孔和冲击孔的最优的组合方式, 为以后更深入的研究奠定了基础.

1 数值方法

1.1 物理和数学模型

在封闭的有限空间的上下表面分别布置气膜孔和冲击孔, 得到了“冲击-气膜”组合冷却结构, 见图 1. 气膜孔排列稀疏, 在未布置气膜孔的下游区域布置有相同数量冲击孔, 用来弥补没有气膜覆盖的不足. 气膜孔和冲击孔沿叶片展向交错排列, 见图 2 但是冲击孔与气膜孔沿流向的最优距离尚不确定, 计算过程主要研究不同雷诺数 Re 和吹风比 M 下, 冲击孔与气膜孔沿流向距离不同时所形成的不同组合形式对组合冷却效果的影响.

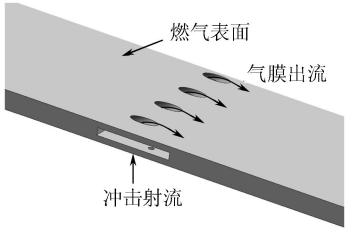


图 1 物理模型

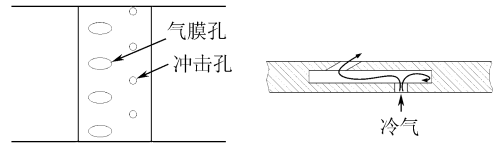


图 2 气膜孔和冲击孔分布示意图

由于这种冷却结构沿展向具有周期性, 所以在计算中选取一个周期单元, 单元之间的边界设为周期性边界条件. 为了使导热和气膜的作用在进出口处降到最低, 主流的进出口具有较长的延长段, 计算模型如图 3所示. 椭圆区域为双层腔结构的一个周期单元. 当气膜孔位置不变, 冲击孔距腔前缘的距离为 $3d$, $6d$, $9d$, $12d$ 时, 冲击孔和气膜孔就形成了 4种不同的组合冷却结构, 如图 4a~图 4d所示. 本文即针对上述 4种结构展开研究.

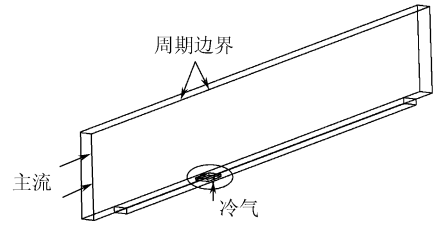
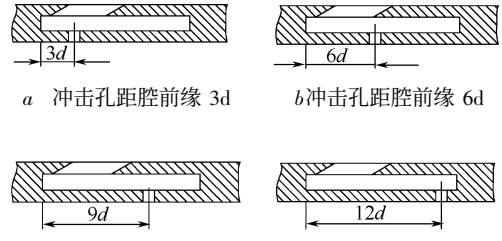


图 3 计算模型



a 冲击孔距腔前缘 3d　　*b* 冲击孔距腔前缘 6d

c 冲击孔距腔前缘 9d　　*d* 冲击孔距腔前缘 12d

图 4 冲击孔与气膜孔的不同组合结构

1.2 计算网格

由于计算模型是一种典型的大差异特征尺度的计算问题, 主流区的特征尺度远大于双层腔结构的特征尺度, 所以采用了四面体非结构化网格对流体域和固体域进行了整体网格划分, 并对冲击孔、气膜孔和双层腔内的小尺度区域以及换热表面进行了局部网格加密, 同时对于“流-固”耦合界面采用三棱柱网格, 主流区和固体区采用了较稀疏的网格. 生成后的网格节点数为 38万, 局部网格如图 5所示.

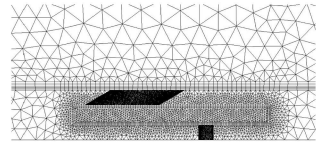


图 5 计算模型的局部网格

1.3　计算参数

计算中选取的雷诺数分别为 2 000, 3 000, 4 000, 5 000, 吹风比分别为 0.6, 1.0, 1.5, 2.0. 湍流模型选用了标准 k-ε模型, 壁面采用壁面函数来处理. 流体的粘性系数与导热系数由 Sutherland 公式确定, 固体物性与不锈钢材料的物性相同.

2　计算结果与分析

在对结果的分析中, 本文采用的主要评价指标为平板外表面展向平均的冷却效果, 定义为

$$\eta = \frac{T_g - T}{T_g - T_0} \tag{1}$$

式中, T_g 为燃气进口温度; T_0 为冷气进口温度; T 为平板外表面展向平均的温度值; η反映了各种冷却结构冷却效果的优劣.

图 6为吹风比 $M = 0.6$时, 不同雷诺数下冷却效果的沿程分布. 图 7为雷诺数 $Re = 4000$时, 不同吹风比下冷却效果的沿程分布. 可以看出, 随 Re和 M 的增加, 冷却效果的最高值逐渐增加. 在平板前缘, 冷却效果趋于 0, 而在平板尾缘冷却效果则趋于一个固定值. 这是由于在腔上游足够远的位置, 导热的影响很小, 而在腔的下游, 当流体充分混合后, 由进出口的能量守恒方程可以得到:

$$(m_c + m_g)C_p\overline{T} = m_cC_pT_0 + m_gC_pT_g \tag{2}$$

$$\overline{T} = \frac{T_0 + m_g/m_cT_g}{1 + m_g/m_c} \tag{3}$$

式中, m_c 和 m_g 分别为冷气和燃气的流量; $\overline{T}$ 为冷气和燃气充分混合后的温度值; C_p 为比定压热容. 由式(3)可知, 在腔下游足够远的位置, 冷气和燃气充分混合, 混合后的温度将趋近一个确定值, 这个值是由燃气和冷气的流量比 m_g/m_c 决定的.

从冲击孔距腔前缘的距离对冷却效果分布的影响来看, 在不同的 Re和 M 下, 随着冲击孔的后移, 高冷效的覆盖区域也随之后移, 同时冷却效果的最大值也随之升高. 从计算结果可以看出, 当冲击孔距腔前缘距离为 9d 时, 冷却效果的峰值最高. 这说明当气膜孔距腔前缘 3.3d, 冲击孔距腔前缘 9d时, 所形成的冲击与气膜的组合结构最优, 其所达到的组合冷却效果最高.

产生上述现象的原因可以从腔的内表面局部努塞尔数的沿程分布分析得到. 定义局部努塞尔数为

$$Nu = \frac{qd}{(T_w - T_0)\lambda_0} \tag{4}$$

式中, q为冲击靶面的热流密度; d为冲击孔直径;

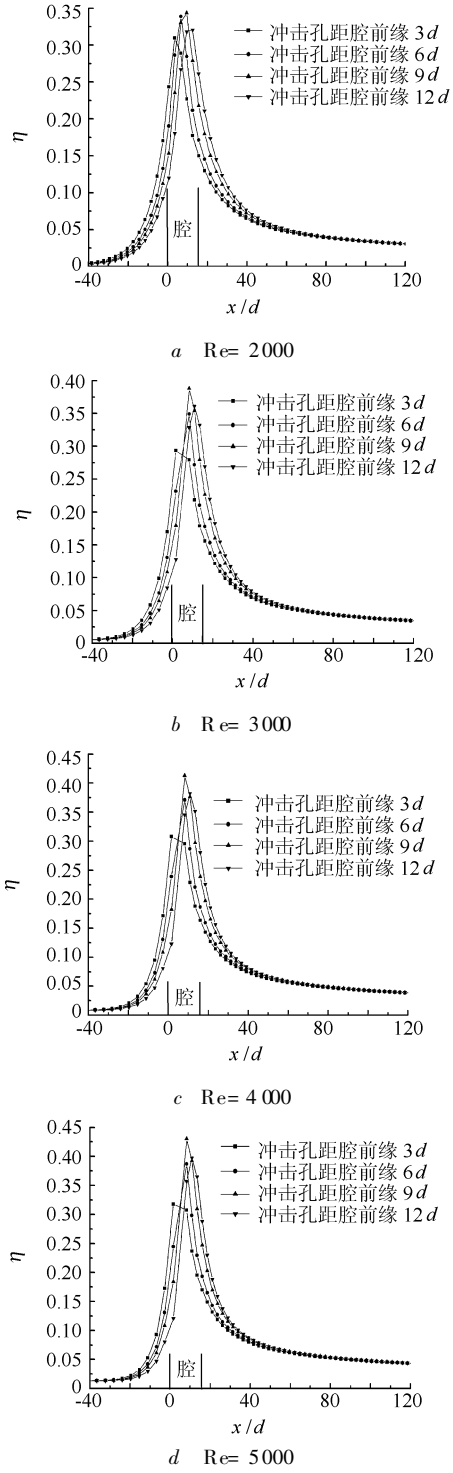
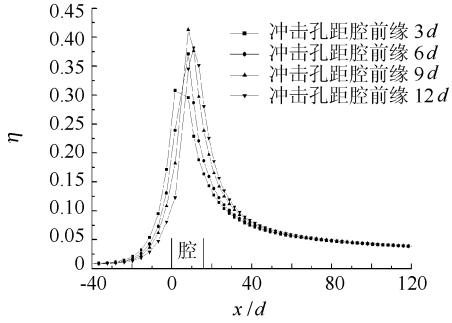


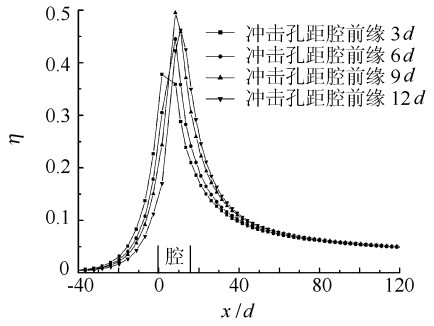
图 6　M = 0.6时不同雷诺数下冷却效果的沿程分布

T_w 为冲击靶面的局部温度值; λ_0 为冷气入口处的导热系数.

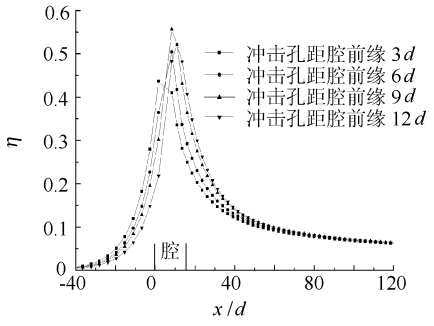
当冲击孔与气膜孔相距较近时, 由冲击所产生的高冷却区域中的一部分被气膜孔所占据, 削弱了冲击冷却的换热效果, 同时在腔的后部, 由于距离冲击孔和气膜孔都比较远, 存在着流动的死区, 使得腔后部的换热很差. 图 8为腔内冲击靶面 Nu数的沿程分布, 从图中可以看出, 冲击孔距腔前缘 3d 时, 腔后部的 Nu的值很低. 而随着冲击



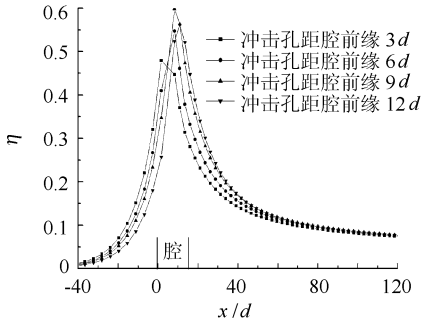
a M=0.6



b M=1.0



c M=1.5



d M=2.0

图 7 Re=4000时不同吹风比下冷却效果的沿程分布

孔的后移,冲击孔与气膜孔的距离逐渐增大,冲击产生的高冷效区域覆盖整个腔的内部,当冲击孔距腔前缘 9d时,高冷效区域覆盖的面积最大,所以此时的冷却结构可以产生最优的效果.

由于所研究的结构相对冲击距为 1.33d,属于封闭有限空间内的短距冲击冷却,从Nu数的分布曲线可以看出,冲击产生的Nu分布呈双峰的形式.而冲击点处在 2个峰值之间的峰谷.产生

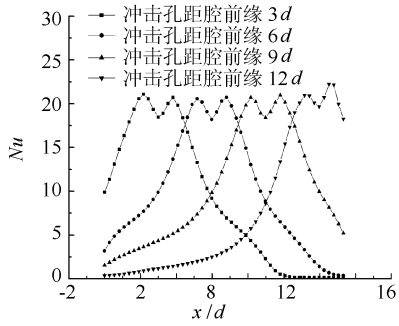


图 8 腔内 Nu的沿程分布

双峰的结构主要是因为小冲击距下,滞止区内高压力推动造成气流加速而引起的.双峰的出现使得高冷效区域的覆盖范围变大,这对于换热来说是十分有利的.

3 结 论

本文通过数值模拟的方法对“冲击-气膜”组合冷却结构进行了系统分析,得到了以下主要结论:

1)冲击孔位置对“冲击-气膜”组合冷却结构有很大的影响,当气膜孔距腔前缘 3.3d,冲击孔距腔前缘 9d时,冲击与气膜所达到的组合冷却效果最佳.

2)封闭有限空间内短距冲击冷却的冲击靶面Nu分布呈双峰结构,冲击滞止点位于两个峰值之间的峰谷.双峰的出现对于换热来说是十分有利的.

参考文献 (**References**)

[1] Eriksen V L, Goldstein R J. Heat transfer and film cooling following injection through inclined circular tubes [J]. J Heat Transfer, 1974, 96: 239-245

[2] Mayle R E, Kopper F C, Blair M F. Effect of streamline curvature on film cooling [J]. J Engineering for Power, 1977, 99(1): 77-82

[3] Nasir H, Ekkad S V, Acharya S. Effect of compound angle injection on flat surface film cooing with large streamwise injection angle [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2001, 25: 23-29

[4] Florschuetz L W, Su C C. Effects of crossflow temperature on heat transfer within an array of impinging jets [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1987, 109: 74-82

[5] Taslim M E, Khanicheh A. Experimental and numerical study of impingement on an airfoil leading edge with and without shower head and gill film holes [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2006, 128: 310-320

(责任编辑:张 嵘)