

文章编号:1000-8055(2012)06-1340-07

带肋横流通道中气膜孔位置对气膜冷却特性的影响

李春林, 朱惠人, 白江涛, 杜小琴, 周雷声
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用数值模拟方法研究了横流通道中气膜孔与肋的相对位置对气膜冷却传热系数和冷却效率的影响. 分析了吹风比为 0.5, 1, 2, 横流比为 0.39, 0.585, 0.78 时孔靠近上游肋、下游肋以及在两肋中间时对冷却效果的影响. 研究表明: 孔位于两肋中间时, 气体进入孔时受的冲击较大, 外表面传热系数和冷却效率较高; 孔靠近上游肋时, 气体孔内流动更加均匀, 外表面传热系数和冷却效率均较低.

关 键 词: 气膜冷却; 横流通道; 肋; 相对位置; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Effect of film cooling hole entrance position on film cooling characters in the cross-flow passage with ribs

LI Chun-lin, ZHU Hui-ren, BAI Jiang-tao,
DU Xiao-qin, ZHOU Lei-sheng

(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Effect of the relative position between film cooling holes and ribs on the film cooling effectiveness and heat transfer in a channel with cross-flow and ribs was investigated numerically. The effect of position where film cooling holes were close to upstream ribs, downstream ribs and in the middle region of ribs on the cooling effect was studied with blowing ratio of 0.5, 1 and 2, with cross-flow ratio of 0.39, 0.585 and 0.78. The results show that, in the case of the film cooling hole entrance in the middle of two ribs, the flow in the hole are influenced heavily by the entrance jet, the heat transfer coefficient and film cooling effectiveness are higher. In the case of the film cooling hole entrance near the upstream rib, the heat transfer coefficient and film cooling effectiveness are lower.

Key words: film cooling; cross-flow passage; rib; relative position; numerical simulation

航空发动机技术发展的历史表明, 涡轮入口温度一般要比其材料的可承受温度高出许多^[1], 这是因为采取了有效的冷却技术使金属涡轮温度低于其材料的可承受温度, 进而提高发动机的热效率. 气膜冷却技术是涡轮叶片广泛采用的冷却

技术之一^[2], 它通过高温部件表面开设小孔, 将冷却气体尽可能的覆盖于高温部件表面, 形成一个低温气膜, 从而对高温部件起到隔热和冷却作用.

一直以来, 国内外对气膜冷却都进行了大量

收稿日期: 2011-06-20

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120704.1152.201206.1340_020.html

作者简介: 李春林(1977—), 男, 河北唐山人, 博士生, 主要从事航空发动机高温部件冷却技术实验与数值仿真研究.

的研究工作,研究主要集中在主流与气膜孔内的主流雷诺数、主流湍流度、吹风比、密度比等参数^[3-5]以及气膜孔形状(圆柱型孔、扩张型孔)、气膜孔的喷射角度、孔长径比、孔的间距与孔直径比、孔排数与孔的排列方式^[6-8]等对于传热系数、冷却效率流量系数、流动损失的影响。近几年,冷气的输运方式也受到一定关注,Girtsch M 等人^[9]对冷气由顺流通道供气 and 交错通道供气情况进行了实验研究,给出了传热和冷却效率的分布云图,但没有进行详细的分析。文献^[10]采用交错肋和扰流柱结构,分别与两种纵向隔板组合进行实验,得到综合传热效果最优组合。文献^[11]数值研究了带肋变截面回转通道内流动与传热的特性。文献^[12]用 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 模型对涡轮叶栅通道内部的三维流场和圆形气膜孔叶片型面的冷却效果进行了数值研究。白江涛等^[13]研究了气膜孔在交错通道供气情况下的流动和冷却情况,详细分析了交错横流对气膜流动和冷却效率的影响。对于冷气输运通道内部的研究,郭涛,李广超,朱惠人等^[14-15]利用大尺寸低速线性叶栅风洞进行实验,测量了涡轮导向叶片表面不同位置单排气膜孔喷射时下游的传热系数,出流孔位置靠近下游时的流量系数要高于靠近上游时的情况;出流孔位置偏向下游时会使总压系数绝对值增大,流动损失增加。除了进行大量的实验研究外,在仿真研究中计算模型选择上,Silieti M 等^[16-17],Kassab A G^[18]等使用了标准 $k-\epsilon$ 模型(SKE)、RNG (renormalization group) $k-\epsilon$ 模型、可实现 $k-\epsilon$ 模型(RKE)、标准 $k-\omega$ 模型(SKW)、SST $k-\omega$ 模型以及雷诺应力模型(RSM)进行模拟,结果表明在预测表面温度分布从而得出气膜冷却效率的过程中,应用 RKE 模型更能符合实验结果。

本文则着重研究了横流通道内孔靠近上游肋、下游肋以及在两肋中间时对气膜冷却外表面传热系数的影响,并得出相应结论。

1 模型及网格划分

图1给出了本文计算模型。模型分为主流腔、横流腔和气膜孔等三部分。图中 Inlet 1, Inlet 2 分别是主流和横流入口;Outlet 1, Outlet 2 分别是主流和横流出口。横流腔上下表面共有 11 根方形肋,按错排布置,肋与流动方向垂直,肋间距与肋高比为 10 : 1,气膜孔入口到较近侧壁的距离与气膜孔直径的比是 5 : 1,通道的宽高比为 2.5 :

1. 在横流腔上表面第四和第五根肋之间布置有一个气膜孔入口,依据气膜孔靠近上下游肋位置可分为三种情况:模型 1 为气膜孔距上游肋为 $2L/3$ (L 为两根肋之间的距离),模型 2 为气膜孔在两个肋中间,模型 3 为气膜孔距上游肋为 $L/3$,如图 2 所示。气膜孔出口位于主流沿流动方向的中心线上,孔的长径比 10 : 3,气膜孔轴线与通道下壁面的夹角为 35° ,主流通道宽度为 10 倍孔径,高宽比为 1 : 1,长度为 50 倍孔径。

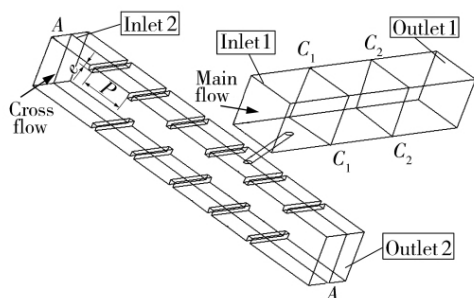


图1 模型结构简图

Fig. 1 Numerical simulation model

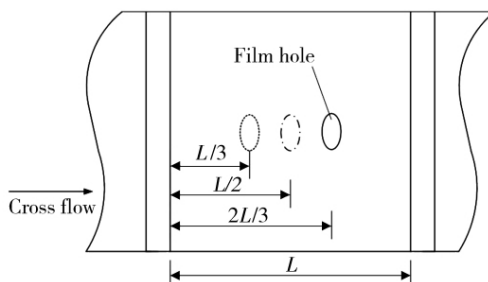


图2 横流通道内气膜孔与肋的几何特征

Fig. 2 Detail characters of the film cooling hole and ribs

本文对模型都采用了相同的混合网格生成方法,在气膜孔内部生成三角形四面体网格,其余部分生成四边形六面体网格,特别在气膜孔周围及肋的两侧对网格进行了加密处理。每种模型网格总数约为 190 万。紊流模型利用 FLUENT 软件提供的 Realizable $k-\epsilon$ 紊流模型。速度和压力的耦合采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equations) 算法处理,各参数的离散采用二阶精度的迎风格式。压力修正方程、连续方程、动量方程、 k 和 ϵ 方程都实施亚松弛因子。入口处给出湍流脉动动能和湍流能量耗散率。计算域的入口 Inlet 1, Inlet 2, 出口 Outlet 2 给定质量流量,出口 Outlet 1 给定出口压力。根据给定主流雷诺数 (Re) 计算出主流流量,由吹风比定义确定

孔内流量,再由横流比定义确定横流流量.比如:在吹风比为 0.5、横流比为 0.39 的工况下计算传热系数, Inlet 1 给定质量流量为 0.009 61 kg/s, Inlet 2 给定质量流量为 0.007 5 kg/s, Outlet 2 给定质量流量为 -0.007 42 kg/s.文中利用 FLU-ENT6.1 分离隐式求解器对 N-S(Navier-Stokes) 紊流时均运动方程进行求解,结果收敛的判断标准是相对残差小于 1×10^{-5} .

2 网格非相关性研究

对比在不同计算网格条件下的壁面传热系数分布,如图 3 所示.从图中可以看出,当网格总数大于 200 万后,计算结果几乎不再发生变化,因此,本计算最终选用的计算网格总数约为 190 万.

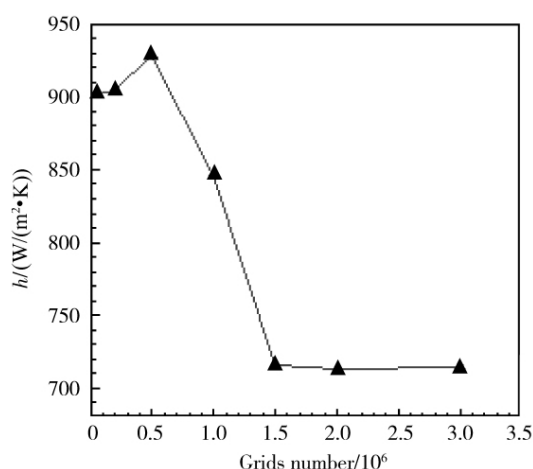


图 3 壁面传热系数与壁面网格数

Fig. 3 Wall heat transfer coefficient with different grid numbers

3 结果和讨论

横流比定义 $C_r = (\rho_{\text{cross}} v_{\text{cross}}) / (\rho_{\text{hole}} v_{\text{hole}}) = (\dot{m}_{\text{cross}} / S_{\text{cross}}) / (\dot{m}_{\text{hole}} / S_{\text{hole}})$, ρ 为气体密度, v 为速度, $\dot{m}$ 为质量流量, S 为横截面积, 下标 cross 代表横流, hole 代表气膜孔.

吹风比定义

$$M = (\rho_{\text{hole}} v_{\text{hole}}) / (\rho_{\text{main}} v_{\text{main}}) = (\dot{m}_{\text{hole}} / S_{\text{hole}}) / (\dot{m}_{\text{main}} / S_{\text{main}})$$

其中 main 代表主流.

传热系数采用绝热壁温定义

$$h = q / (T_{\text{aw}} - T_w)$$

式中 q 为热流量, T_{aw} 为绝热壁温, T_w 为壁温.

文中绝热冷却效率定义

$$\eta = (T_{\text{aw}} - T_g) / (T_c - T_g)$$

式中 T_g 为主流温度, T_c 为横流壁温.

3.1 模型流动情况分析

根据以往对带肋和出流孔通道壁面附近的主要流动特征相关研究可知,在带肋横流通道内,气体跨过扰流肋,在肋间再次附着在壁面,再附着区上游为回流区,再附着区之后的气流贴壁向下游流动.出流孔附近,受孔的入射角度的影响,孔上游的气流加速进入孔内.孔上方的流动向壁面偏转,在孔下游形成对壁面的冲击或斜冲击.肋间的流动受到下游肋的阻挡后与壁面分离,向上升起,同时在肋前诱导出指向壁面的角涡,如图 4(a) 所

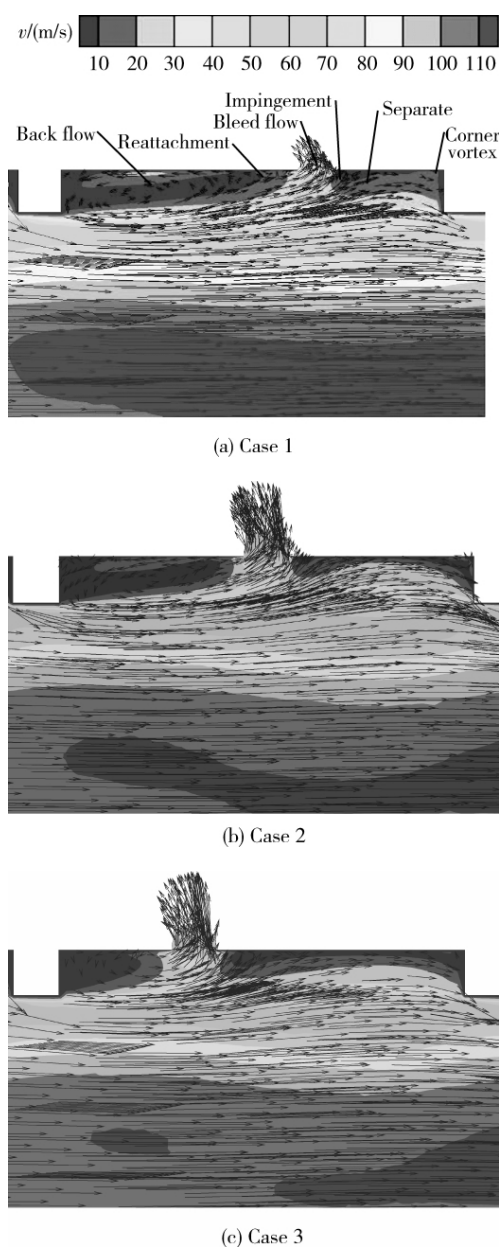


图 4 横流通道(A-A 截面)速度云图和矢量图

Fig. 4 Velocity contour and vector on the vertical section of cross flow passage (A-A)

示. 在文中三种模型中, 带肋壁面开孔位置的不同使各因素的大小和强度有所不同, 形成了不同的孔内流动结构并影响了外表面传热分布特征.

从图 4 中可知, 回流区域的大小取决于孔与上游肋的距离, 距离越小则回流区越小, Case 3 的回流区与出流区域相连接在一起. 但气体绕过肋再附着的区域、冲击区域与开孔位置关系不大. 因此, 孔位于两肋中间时, 孔出流位置与冲击区域靠近, 气体进入孔时的受冲击较大, 肋的扰动作用较大.

孔内流动结构主要受冷气在冷气腔中的流动情况和吹风比的影响. 当冷气进入气膜孔的流动方向与孔轴线有一定夹角时, 面法向与冷气流入

方向夹角为锐角的面相当于是收缩型面, 使气流加速; 面法向与冷气流入方向夹角为钝角的面相当于是扩张型面, 使气流减速而出现分离, 从而在孔中形成高速区和低速区. 由计算模型可以看出, 冷气进入气膜孔的流动方向与气膜孔轴线不平行, 因此图 5 显示出沿流动方向观测的各个孔内都出现了流动加速和分离造成的高速区与低速区. 高速气体集中于孔上方. Case 1 高速区集中于左侧, Case 2 高速区较大且集中于中间偏左处, Case 3 高速区则较为均匀. 而 Case 1 和 Case 2 的分离区发生在孔的左下方, Case 3 发生于右下方. 如前所述, Case 2 气体进入气膜孔时受冲击作用最大, 因此孔内气体高低速区域最明显.

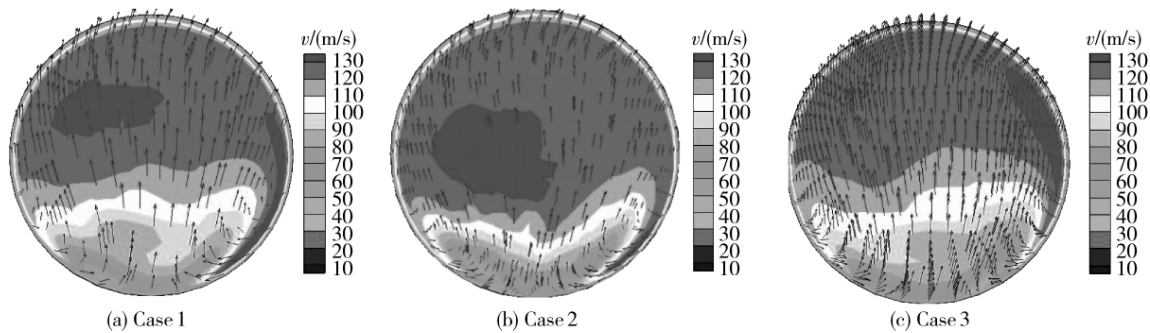


图 5 孔入口气体速度云图和矢量图

Fig. 5 Velocity contour and vector on the entrance of film cooling hole

从图 6 可以看出, 冷却气体沿主流流动方向射出后, 平铺在被冷却表面, 形成保护气膜. 三种模型孔的射流与主流相互作用形成的一对偶合涡. 它有两个不利影响, 一是在垂直方向上把整个冷却气膜抬起使之偏离表面, 使气膜的保护作用变差; 二是它把热的主流从气膜的两侧带到气膜

底下, 从而降低冷却效率. 偶合涡是射流与主流相互作用形成的. 如果射流的垂直外表面方向动量很大、且射流的厚度很厚, 主流在短的作用距离内很难减弱它. Case 2 与 Case 1, Case 3 相比, 气体射出速度更高、更加集中, 旋转涡更加明显, 冷却气体远离壁面.

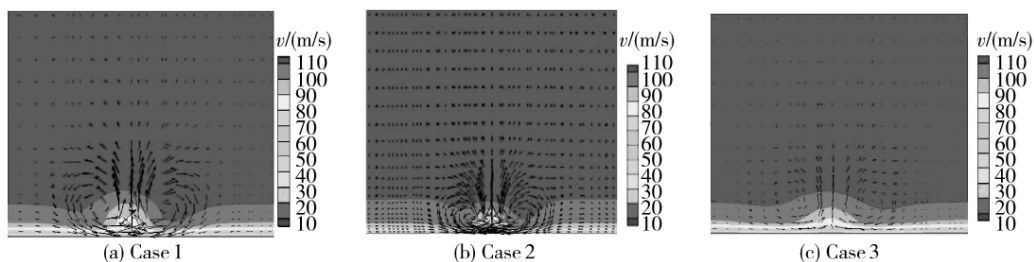


图 6 主流横截面(C_1-C_1 截面)速度云图和矢量图

Fig. 6 Velocity contour and vector on the vertical section of main flow passage (C_1-C_1)

3.2 对外表面气膜冷却的影响

图 7 是横流比为 0.39、吹风比为 1 时, 横流通光滑和三种带肋模型时的冷却效率云图, 气膜冷却表面取与主流垂直方向 3 倍孔径宽的范围

($-1.5 < x/d < 1.5$). 从图中可以看出, 横流通道壁面光滑模型被冷却的范围变窄, 同时明显偏离孔沿流向方向呈不对称分布. 在相同吹风比下, 三种横流通带肋模型冷却效率云图分布相差不

大,均是距孔较近区域冷却效率较高,沿流动方向逐渐下降;三种模型被冷却表面冷却效率在 $z/d < 6$ 时,冷却效率迅速下降;之后略有上升后缓慢下降.这是由于低吹风比时气体喷出后较好的覆盖

到了外表面,而高吹风比时气体与壁面分离,在 $z/d=12$ 处又覆盖到外表面,起到一定的保护作用.同时,在孔出口处 Case 2 冷却效率最高,Case 3 最低,之后三者相差不大.

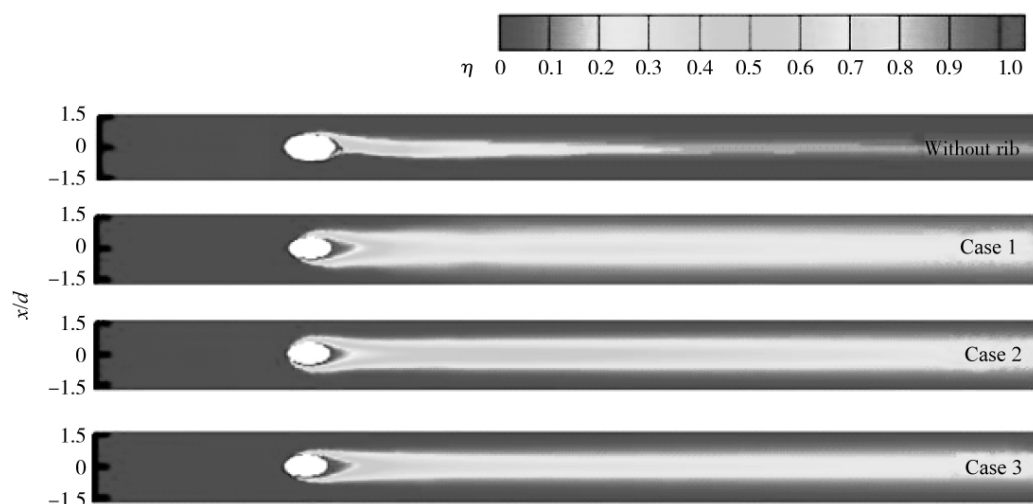


图 7 冷却效率云图 ($C_r=0.39, M=1$)

Fig. 7 Film cooling contour ($C_r=0.39, M=1$)

图 8 是三种模型结构在相同吹风比和横流比时传热系数的变化曲线,图中曲线上纵坐标数值表示被冷却表面上以主流中心线为中轴线,在 $-1.5 < x/d < 1.5$ 范围内冷却效率沿 x 方向的平均值, z/d 取孔下游 $(0, 40)$ 的范围.图中显示,三种模型均在空出口处传热系数较高,随着冷气向下游流动,传热系数迅速下降,在 $z/d > 6$ 处后,传热系数缓慢下降.显然,Case 2 传热系数最高,Case 3 居中,Case 1 略低于 Case 3.这是由于在低吹风比 ($M=0.5$) 时,冷却气体从孔中喷出后,在主流的挤压下平铺在冷却表面,受耦合涡的作用,

两股气流掺混剧烈,故传热系数较高,随着气体流动而冷却气体逐渐平铺后,传热系数降低. Case 2 中耦合涡作用作为强烈,加强了与主流的掺混作用,使传热系数比其他两种模型高.

经研究表明,低吹风比时横流比对三种模型外表传热系数和冷却效率分布影响不大,但在高吹风比时 ($M=2$) 时横流比对传热系数有一定影响,如图 9 所示:Case 1 情况下,传热系数随着横流比的增加而显著增大,在 $C_r=0.78$ 时,传热系数明显高于 $C_r=0.39$ 和 0.585 时的情况;而 Case 3 则在横流比为 0.585 时传热系数较高.

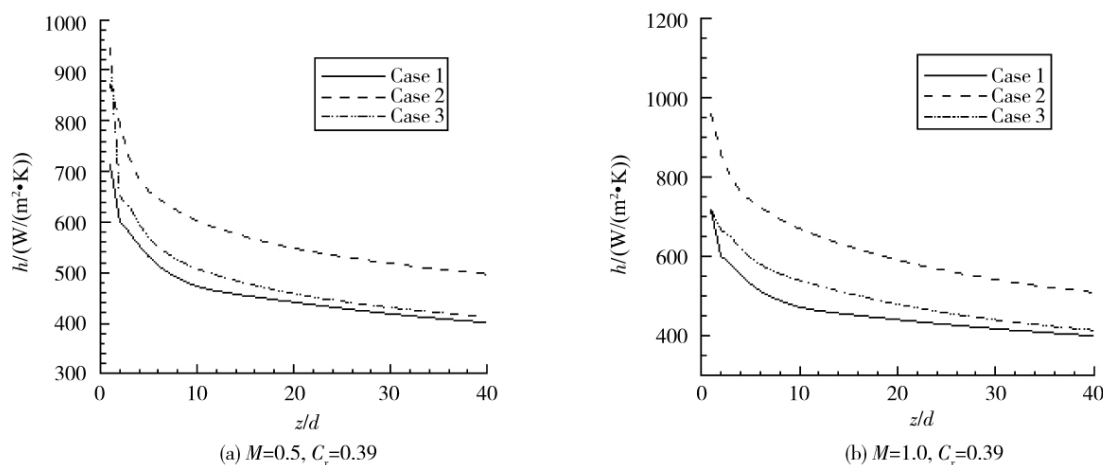


图 8 相同工况下传热系数变化曲线

Fig. 8 Heat transfer coefficient curves

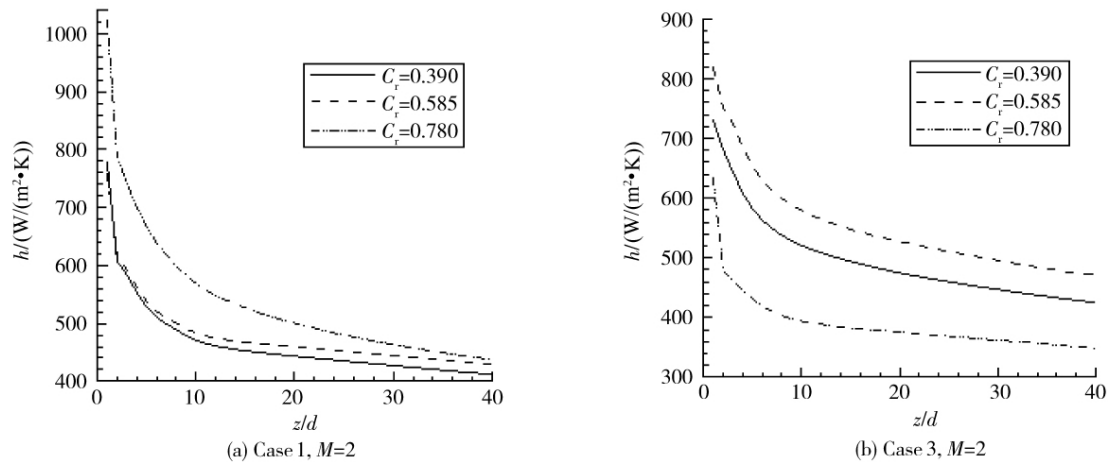


图9 高吹风比时传热系数变化曲线

Fig. 9 Heat transfer coefficient curves

4 结 论

1) 带肋横流通道中气膜孔与肋的相对位置变化对冷却气体流动有较大影响。孔位于两肋中间时,孔出流位置与冲击区域相靠近,肋的扰动作用越大;孔靠近上游肋时,孔出流的位置位于回流区,肋的扰流作用减弱,气体孔内流动更加均匀。

2) 对外表面传热系数和冷却效率有一定影响。孔位于两肋中间时,外表面传热系数最高;靠近上游肋时,传热系数最低,且主流腔内流动对称性有所提高,更加有利于对叶片的保护。同时,孔位于两肋中间时,外表面冷却效率最高;靠近上游肋时,冷却效率最低。因此,对于叶片气膜冷却冷却设计所需的高冷却效率、低传热系数要求,在模型选择上存在一个最佳结合点。

3) 横流比在低吹风比时对三种模型外表传热系数和冷却效率分布影响不大,但在高吹风比时横流比对传热系数有一定影响。

参考文献:

- [1] 林宏镇,汪火光,蒋章焰.高性能航空发动机传热技术[M].北京:国防工业出版社,2005.
- [2] 葛绍岩,徐靖中.气膜冷却[M].北京:科学出版社,1985.
- [3] Bogard D G, Thole K A. Gas turbine film cooling[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 249-270.
- [4] Hay N, Lampard D, Benmansour S. Effect of cross flows on the discharge coefficient of film cooling holes[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1983, 105(4): 791-798.
- [5] Burd S W, Simon T W. Measurements of discharge coefficients in film cooling[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1): 243-248.
- [6] Colban W, Gratton A, Thole K. Heat transfer and film-

cooling measurements on a stator vane with fan-shaped cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(1): 53-61.

- [7] Goldstein R J, Eckert E R. Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling[J]. International Journal of Heat Mass Transfer, 1974, 17(2): 595-607.
- [8] Ekkad S V, Huang Y, Han J C. Detailed heat transfer distributions in two pass square channels with rib turbulators and bleed holes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1998, 41(23): 3781-3791.
- [9] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Film cooling holes with expanded exits; near hole heat transfer coefficients[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2000, 21(2): 146-155.
- [10] 邓宏武,谭艳,王佳仁,等.带交错肋结构涡轮叶片复合通道的实验[J].航空动力学报,2010,25(9):1931-1937. DENG Hongwu, TAN Yan, WANG Jiaren, et al. Experimental study on the turbine blade cooling channel with crossed ribs[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 1931-1937. (in Chinese)
- [11] 朱剑琴,徐国强,陶智,等.带肋变截面回转通道内流动与传热的数值模拟[J].北京航空航天大学学报,2009,35(1):18-22. ZHU Jianqin, XU Guoqiang, TAO Zhi, et al. Numerical investigation of heat transfer and flow resistance in U-shaped variable cross-section channels with different rib heights[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(1): 18-22. (in Chinese)
- [12] 姚玉,张靖周,郭文.气膜孔角度对导叶冷却效果影响的数值研究[J].航空动力学报,2009,24(3):508-512. YAO Yu, ZHANG Jingzhou, GUO Wen. Numerical investigation on film cooling effectiveness of stator blade with different angles[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 508-512. (in Chinese)
- [13] 白江涛,朱惠人,刘存良.内通道交错横流对气膜冷却效率的影响[J].航空动力学报,2008,23(8):1353-1359. BAI Jiangtao, ZHU Hui ren, LIU Cunliang. Numerical

- study of the effect of internal coolant crossflow on film cooling effectiveness [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8): 1353-1359. (in Chinese)
- [14] 郭涛, 朱惠人, 许都纯. 带 90° 肋和双排出流孔通道传热特性的实验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2249-2254.
GUO Tao, ZHU Hui ren, XU Du chun. Heat transfer investigation of the channels with 90° rib turbulators and double row bleed holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2249-2254. (in Chinese)
- [15] 李广超, 朱惠人, 郭涛. 带 60° 肋和气膜孔矩形通道传热研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(6): 995-1001.
LI Guangchao, ZHU Hui ren, GUO Tao. Heat transfer in the rectangular passage with 60-degree ribs and film holes [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6): 995-1001.
- [16] Silieti M, Divo E, Kassab A. The effect of conjugate heat transfer on film cooling effectiveness[J]. Numerical Heat Transfer Part B, 2010, 56(5): 335-350.
- [17] Silieti M, Divo E, Kassab A. Numerical investigation of adiabatic and conjugate film cooling effectiveness on a single cylindrical film cooling hole [R]. ASME, IMECE 2004-62196, 2004.
- [18] Kassab A J, Divo E, Heidmann J D, et al. BEM/FVM conjugate heat transfer analysis of a three-dimensional film cooled turbine blade[J]. International Journal for Numerical Methods in Heat Transfer and Fluid Flow, 2003, 13(5): 581-610.