吹风比和曲率对旋转曲面气膜冷却效率影响

吴 宏 孟恒辉 赵振明 吴宏伟

(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：采用数值模拟方法，对旋转状态下曲率表面的气膜冷却进行研究.通过不同的曲率半径和吹风比，得到了冷却效率的分布情况，从而获得吹风比和曲率两因素对气膜冷却效率的影响规律.研究结果表明：低吹风比下，冷却效率较好；高吹风比下，气膜容易脱离壁面；凸表面的冷却效率随着曲率半径的增加而逐渐减小；而凹表面的冷却效率随着曲率半径的增加而逐渐增大；凸表面上曲率的影响作用随着旋转数的增加而逐渐弱化；而凹表面上曲率的作用随着旋转数的增大而逐渐增强.

关 键 词：气膜冷却；曲率；旋转；吹风比

中图分类号：V 231.1

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2009)07-0812-05

Numerical investigation of film cooling effectiveness over rotating curved surfaces: blowing ratio and curvature effect

Wu Hong Meng Henghui Zhao Zhenming Wu Hongwei

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

Abstract: Numerical method was conducted to investigate film cooling performance over different rotating surfaces. Compared different models, the influences of curve and blowing ration were obtained with different conditions. The results show that: more film cooling effectiveness is obtained in low blowing ratio, and less effectiveness is occurred in high blowing ratio; For convex surfaces, the increasing curvature radius bring less efficiency; and while for concave surfaces, the increasing curvature radius create more efficiency; The increasing Rotation number weakens curvature effect on convex surfaces, while strengthens curvature effect on concave surfaces.

Key words: film cooling; curvature; rotating; blowing ratio

随着航空发动机效率的提高，涡轮前温度在逐步提高.涡轮前温度已超过高温材料的熔点，需要采用先进的冷却技术对高温部件进行冷却.气膜冷却是应用最广的现有冷却方法之一，并结合其它冷却方式，如冲击冷却、发散冷却、肋片扰流冷却等措施，有效地保护高温部件.

对于静止状态下平板模型，国内外已经做了大量的研究.文献[1]采用一排单一角度气膜孔(孔沿主流方向倾斜35°)研究了吹风比对中心线上的气膜冷却效率的影响，结果表明在气膜孔附近 $x/D=5.19$ 处，冷却效率随着吹风比的增加而增加，达到一个峰值后，吹风比再增加，冷却效率开始下降.文献[2]等采用单孔排模型研究不同冷却工质密度比条件下，吹风比对气膜冷却效率侧向平均值的影响.在密度比低于1.0时，冷却效率随着吹风比的增大而减小.文献[3]研究了吹风比对气膜冷却效率影响的实验研究.实验结果表明吸力面和压力面存在不同的最佳吹风比，至于吹风比具体的数值，需要根据实际工况来测定.文献[4](1978)在一列叶栅上研究了涡轮叶片上的气膜冷却特性.通过将冷却工质射入到压力面和吸力面上，来确定吹风比对气膜冷却效果的影响，结

收稿日期：2008-06-13

基金项目：国家自然科学基金资助项目(59675022)

作者简介：吴 宏(1971—)，男，福建浦城人，副教授，wuhong@buaa.edu.cn.

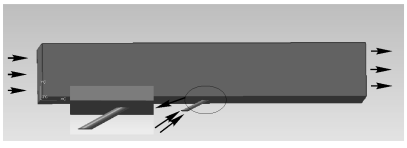
果表明吹风比对吸力面和压力面的影响规律不同,在不同的吹风比下,都可能发生分离再附壁现象.文献[5]研究了平板、凸表面和凹表面简单模型上气模冷却效率的分布,并同文献[6]此前所作的平板实验结果进行了对比,定性地研究了不同表面之间的差异.文献[7]对旋转状态下曲率对气膜冷却影响进行了理论分析,定性地研究局部曲率的影响规律.

总体而言,目前对旋转状态下曲率因素的研究甚少.本文通过数值模拟的方法,在主流和冷气密度比,主流雷诺数和旋转数一定时,改变不同的吹风比,对旋转状态下曲率表面的气膜冷却特性进行研究.

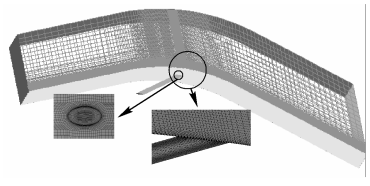
1　数值方法

1.1　计算模型

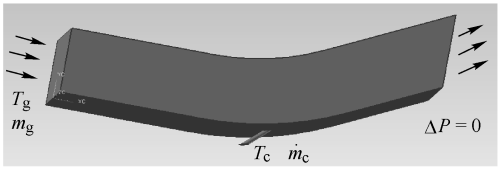
计算模型如图 1a 所示,用文献[8]的气膜孔射流与主流方向成 30°,并位于曲面圆弧中间部分,使其远离进出口,避免进出口边界效应的影响.周边固壁距气膜孔有 $6D$ 距离,保证流体出流不受壁面干扰.



a　计算模型示意图



b　网格示意图



c　边界条件

图 1　计算模型

计算模型采用六面体网格,在气膜孔处采用 O 型网格提高网格质量,在近壁面以及气膜孔及其下游区域进行局部加密,如图 1b,网格总节点数在 50 万左右,通过网格无关解验证.控制方程采用三维雷诺平均守恒型 Navier-Stokes 方程,湍流模型为 SST(Shear Strain Transport)模型,如图 1c,主流和冷气进口采用流量和静温边界条件,出口背压为 0 Pa,收敛标准为全场最大残差小于 10^{-5},采用 CFX 商业软件对流体域进行求解.

1.2　无量纲参数

$Re_D = u_g D/\upsilon_g$; $Rt = \omega D/u_g$; $M = (\rho_c u_c)/(\rho_g u_g)$; $r\% = 2R/D$.上述无量纲参数依次为主流雷诺数、旋转数、吹风比和当量曲率半径(u 为速度,D 为气膜孔直径,ν 为运动粘性系数,ω 为旋转角速度,ρ 为密度,下标 g 和 c 分别代表主流参数和冷气参数,R 为曲率表面的圆弧半径).

1.3　计算工况

本文固定主燃气与冷气的密度比为 0.95,主流雷诺数 $Re_D=4\,797$,旋转数 $Rt=0.009\,95$ 三参数,在吹风比 $M=0.2\sim1.2$ 范围内,对曲率半径为 100,130 和无穷大(平板)3 个模型进行气膜冷却特性研究.

1.4　评价指标

冷却效率:$\eta=(T_g-T_{aw})/(T_g-T_c)$.其中,$T_g$ 为主燃气进口温度,T_c 为冷气进口温度,T_{aw} 为弯曲表面的绝热壁温.η 值分布直接反映冷却效果优劣,用全场和局部方法,研究 η 在全场和沿无量纲参数 s/D(s 为曲面的弧长)的分布规律.

2　计算结果分析

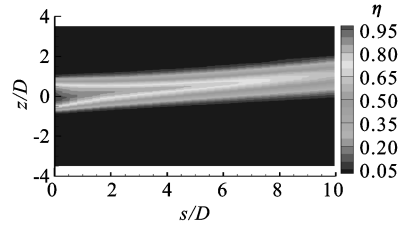
2.1　M 的影响

保持主流雷诺数和旋转数一定,改变 M,得到对应的 η 分布.

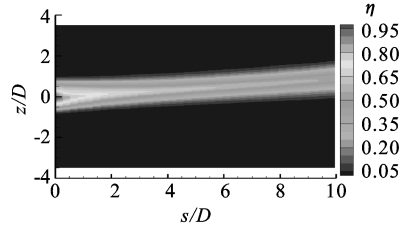
图 2 和图 3 是在 $Rt_D=0.009\,95$,$Re_D=4\,797$ 工况下,改变不同 M,曲率模型 100 所对应的 η 分布云图.其中 s/D(展开弧长)和 z/D(展向距离)为无量纲参数.从图中可看出 M 对 η 的影响是显著的:低吹风比 $M=0.4$ 时,气膜孔下游 10 倍 D 处还存在较高的 η;随 M 增大,气膜覆盖区域逐渐减小,到高吹风比 $M=1.2$ 时,气膜核心区轨迹只在孔下游 1 倍 D 处,其它区域 η 几乎接近于 0,气膜严重脱离壁面使 η 明显降低.

在相同 M 下,比较图 2 和图 3 中对应的凸表面和凹表面上的气膜 η 的分布云图.结果表明,凸表面的气膜轨迹分布区域远远高于凹表面的,尤其是随着 M 的增加,这种差别越明显.

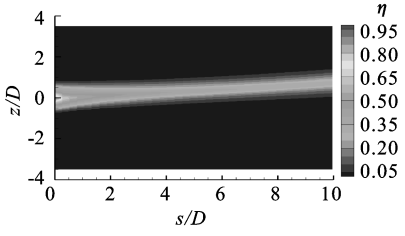
为深入研究吹风比的影响,采用侧向平均方法,对展向上的数据进行处理,得到不同 M 下 η 沿无量纲数 s/D 的分布.图 4 为 $Rt_D=0.009\,95$,$Re_D=4\,797$ 时,不同的曲率半径下,η 在不同的 M 下沿着气膜孔下游 s/D 的分布规律.结果表明,η 沿 s/D 的分布规律相似:



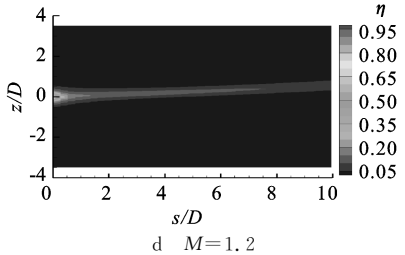
a $M=0.4$



b $M=0.6$

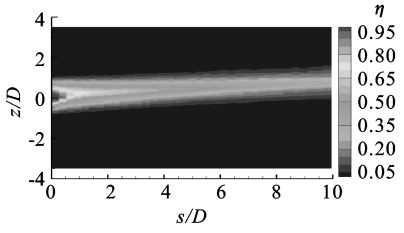


c $M=0.8$

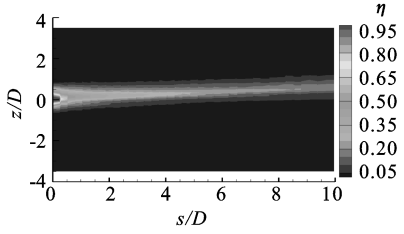


d $M=1.2$

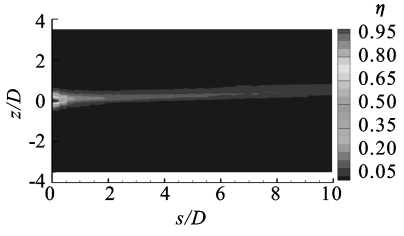
图2 不同 M 下，凸表面 η 的全场分布



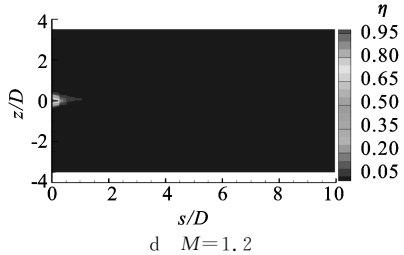
a $M=0.4$



b $M=0.6$



c $M=0.8$



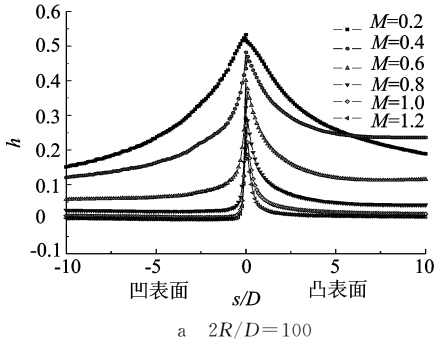
d $M=1.2$

图3 不同 M 下，凹表面 η 的全场分布

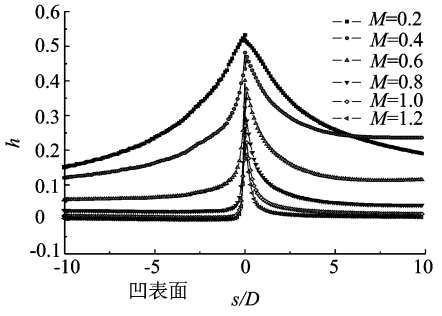
气膜孔处 η 最高，随着远离气膜孔，η 逐渐降低. 这是因为一方面在气膜孔下游，会产生肾形涡，使得冷气与主流掺混增强，降低冷气的冷却品质；另一方面，气膜孔下游的冷气会部分脱离壁面，因此不能很好的贴近壁面. 两方面的综合作用，使得 η 沿无量纲长度 s/D 递减.

图4a中，在小吹风比 $M=0.2$ 时，小流量冷气与主流掺混较弱，冷气能较好形成壁面覆盖，但 η 并不高；随 M 增加，使得 η 会相应的增加，同时冷气对主流的冲击作用增强. 当 M 增大到一定程度时，会在气膜孔后形成一个低压区，使得主流直接接触壁面，大大降低冷气的冷却效果. 在图4a中，凸表面 η 随着 M 的增加先增后减，最佳吹风比为 $M=0.4$；而凹表面 η 随着 M 的增加而单调递减. 因此可知，M 对凸表面和凹表面的影响规律不同.

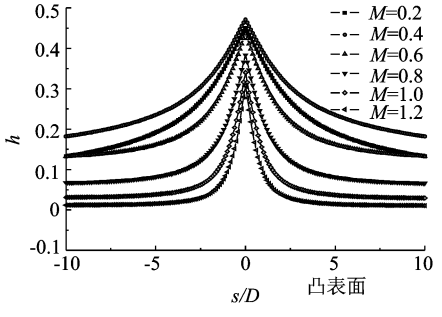
图4b与图4a中，两种不同的曲率半径下，M 对 η 的影响规律接近一致，但凸表面和凹表面呈现出不同的规律. 在凸表面中，$s/D<5$ 时，$M=0.2$ 工况下的 η 高于 $M=0.4$；而随孔下游距离的增加，η 逐渐小于 $M=0.4$ 对应工况下的结果. 由此可见凸表面最佳吹风比 M 在0.2～0.4范围内. 在图4c中，对平板而言，凸表面和凹表面的最佳吹风比都是 $M=0.4$. 综上所述，最佳吹风比对不同的模型而言数值是不同的，并要根据具体工况分析. 该结论与文献[3]相一致.



a $2R/D=100$

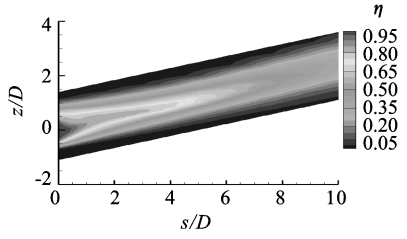


b　$2R/D=130$

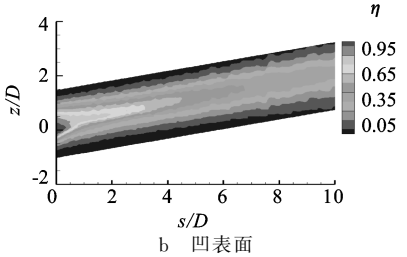


c　$2R/D=\infty$(平面)

图 4　不同吹风比下,冷却效率沿 s/D 的分布



a　凸表面



b　凹表面

图 5　曲率模型 100 的 η 分布云图

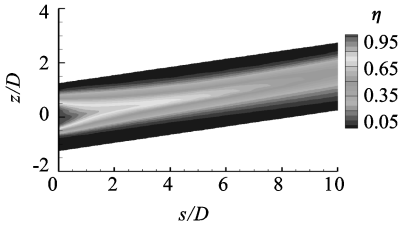
2.2　曲率对冷却效率的影响

在旋转数、吹风比和主流雷诺数一定的情况下,改变不同的曲率半径,得到相应气膜的分布情况,从而得到曲率对 η 的影响规律.

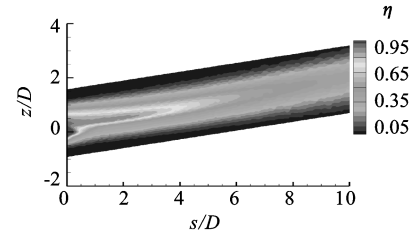
图 5～图 7 为不同曲率模型在 $Rt=0.0239$, $Re=4797$, $M=0.4$ 时所对应的 η 的全场分布. 在图 5～图 7 中可清楚的看到气膜在不同曲率模型中的偏转情况:对凸表面和凹表面而言,相同旋转数下,都随着曲率半径的增大,气膜轨迹的偏转程度递减. 相比较平板而言,弯曲表面的偏转更为明显. 这是由于曲率的作用,使得旋转坐标系下弯曲表面上所受到的哥氏力大得多,从而使得气膜轨迹的偏转较为明显.

气膜的偏转会使得 η 分布发生改变,尤其是在不同曲率下,其偏转规律是不相同的,因此相同工况下,不同曲率模型下的 η 分布也会发生变化. 通过侧向平均来具体研究 η 的变化规律.

图 8 为不同的曲率模型的 η 沿无量纲参数 s/D 的分布. 图 8 中 3 个模型 η 沿气膜孔下游的分布规律是相同的:沿着孔下游距离的增加,η 逐渐减小. 造成这种分布的原因与图 4 中相应部分的分析一致,在此不再重复.

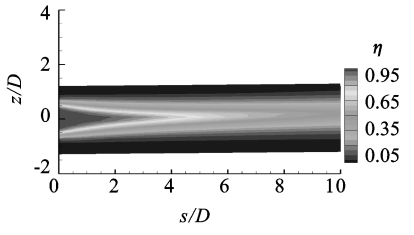


a　凸表面

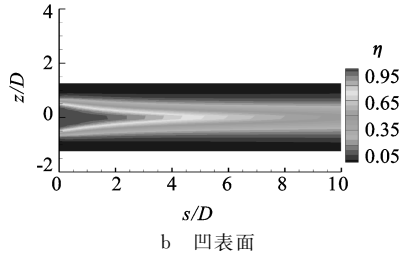


b　凹表面

图 6　曲率模型 130 的 η 分布云图



a　凸表面

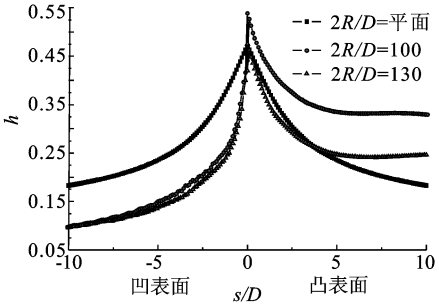


b　凹表面

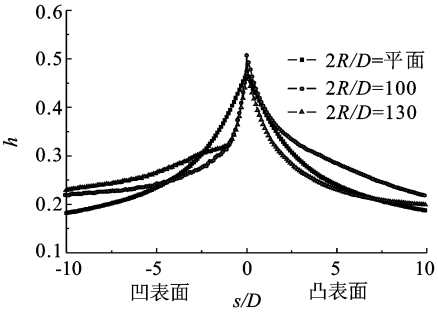
图 7　平板模型的 η 分布云图

在不同的旋转数下,模型之间的 η 分布是不同的:对凸表面,从图 8 可看出曲率半径为 100 和 130 时,对应的 η 比平板高得多,并随旋转的增加,曲率的影响作用减弱,不同曲率模型之间的差距在减小. 对凹表面,静止状态下两曲率模型的 η 比平板低. 因此,凸表面 η 高于平板,凹表面 η 低于平板. 该结论与文献[9]一致.

在凹表面中,随着旋转数的提高,孔下游会发



a $Rt=0$

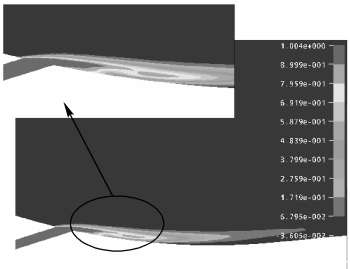


b $Rt=0.0239$

图 8 不同曲率模型 η 沿 s/D 的分布
($Re=4797$, $M=0.4$)

生强烈的分离再附壁现象,使得 η 明显升高. 如图 8b 所示,在气膜孔下游的一段区域($s/D>3$),弯曲表面所对应的 η 高于平板的. 为了更形象地观测气膜的分离再附壁现象,图 9 给出了 η 在垂直于曲面的气膜孔中截面上的分布,可明显的看到在气膜孔下游的分离再附壁现象. 正是由于该现象,使得 η 数值甚至高于对应工况下凸表面的数值. 之所以在凹表面出现这种现象,是由于凹表面自身的结构和旋转因素决定的:一方面表面的弯转方向与气膜脱离壁面方向相同;另一方面,凹表面的旋转方向与真实发动机压力面的旋转过程相一致,使得主流和冷气都有贴近壁面的趋势. 所以两方面的综合作用,使得凹表面在较强的旋转数下出现强烈的再附壁现象.

图 8a~图 8b 为 3 种不同曲率模型所对应的 η 随旋转数的变化图. 结果表明,凸表面 η 随着曲率半径增加而逐步减小,并随着旋转数提高,曲率影响作用逐渐减弱;然而在凹表面上,却恰恰相反,随着旋转数的提高,不同曲率下的 η 才逐渐分开,并且会出现很强的分离再附壁现象.



注:$M=0.4$, $Re=4797$, $Rt=0.0239$(凹表面, $2R/D=130$)

图 9 η 在气膜孔中截面的分布

3 结 论

通过详细探讨 3 个弯曲表面的结果,在研究范围内,得到了吹风比和曲率对气膜冷却效率的影响规律:①吹风比对冷却效率的影响明显,小吹风比时,气膜冷却效率高;高吹风比时,气膜分离严重. 不同工况下所对应的最佳吹风比不同. ②凸表面冷却效率高于平板的,而凹表面冷却效率却低于平板的. ③随着旋转数的增加,凸表面上曲率的影响作用逐渐减弱;而凹表面上,随着旋转数的增加,曲率的影响作用会逐渐增强.

参考文献 (References)

[1] Goldstein R J. Film cooling in advances in heat transfer[M]. New York, London: Academic Press, 1971:321-379

[2] Pedersen D R, Eckert E R G, Goldstein. Film-cooling with large density differences between the mainstream and secondary fluid measured by the heat-mass transfer analogy [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1977 ,99:620-627

[3] 韩振兴,末永洁,刘石. 吹风比对气膜冷却效率影响的实验研究[J]航空学报,2004,25(6):551-555
Han Zhenxing, Mo Yongjie, Liu Shi. Experimental research on film cooling effectivenesses at different blowing ratios[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004,25(6):551-555(in Chinese)

[4] Goldstein R J, Eckert E R G. Film cooling of a gas turbine blade[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1978, 100:476-481

[5] Lin Y L, Shih T I P. Film cooling over flat, convex, and concave surfaces[R]. AIAA-99-0344,1999

[6] Kohli A, Bogard D G. Adiabatic effectiveness, thermal fields, and velocity fields for film cooling with large angle injections[J]. ASME Journalof Turbomachinery, 1997, 119: 352-358

[7] 陶智,杨晓军,丁水汀,等. 旋转状态下曲率对气膜与主流掺混区域的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2007,33(2): 132-135
Tao Zhi, Yang Xiaojun, Ding Shuiting, et al. Curvature effects on the film cooling with the rotation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007,33 (2):132-135

[8] 葛绍岩,徐靖中. 气膜冷却[M]. 北京:科学出版社,1995
Ge Shaoyan, Xu Jingzhong. Film cooling [M]. Beijing: Science Press, 1995(in Chinese)

[9] 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,2005:108-110
Cao Yuzhang, Tao Zhi, Xu Guoqiang, et al. Aeroengine heat transfer[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005:108-110(in Chinese)

(责任编辑:张 嵘)