旋转状态下曲率对气膜与主流掺混区域的影响

陶 智 杨晓军 丁水汀 徐国强

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室，北京 100083)

摘 要：气膜冷却是应用于航空燃气轮机上的冷却技术，旋转及表面曲率是影响气膜与主流掺混区域的重要因素，通过数值计算方法对旋转状态下曲率对气膜与主流掺混区域的影响进行了研究，湍流模型选取了 k-ω 模型. 增加旋转速度，会引起吸力面气膜的分离；固定转速，降低表面曲率半径，压力面气膜发生分离，吸力面气膜冷却效果得到改善. 当动量流量比在小于 1 的范围内变化时，旋转只改变压力面气膜与主流掺混区域的分布，而对吸力面没有影响.

关 键 词：旋转；燃气轮机；气膜；冷却；数值分析

中图分类号：V 231.1

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2007)02-0132-04

Curvature effects on the film cooling with the rotation

Tao Zhi Patrick Young Ding Shuiting Xu Guoqiang

(National Key Laboratory on Aero-Engines, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A computational heat transfer analysis was carried out to comprehend the mechanism of rotation and the curvature effect on the film cooling which is important in understanding the mixing process between the film coolant and the hot stream air over the high pressure turbine blades. The CFX code was used to investigate the mixing effects of the rotation and the curvature. Turbulence model is k-ω model which has received wide application in the case of rotation. It was found that both rotation and curvature could affect the distribution of the film cooling. Rotation could lead to the departure of the film flow from the wall. The cooling effect will be improved on the suction side as the curvature strength decreases. But on the pressure side, the departure of the film flow could be found. With the coolant-to-mainstream momentum flux ratio increased under unity, the film trajectory on the pressure side will bend towards the blade tip. But on the suction side, there is no clear influence.

Key words: rotation; gas turbines; film; cooling; numerical analysis

气膜冷却是一种广泛应用于航空燃气轮机上的冷却技术，即在壁面附近以一定的入射角射入一股冷却气流，用以将高温气体与壁面隔离. 气膜冷却的好坏取决于冷却气体对叶片表面的覆盖程度，深入研究气膜冷却是航空发动机持续发展中重要的技术问题之一.

影响气膜冷却的因素是非常多的，如气膜孔的形状、湍流强度、冷却气膜和燃气的密度比等等. 叶片表面的局部曲率也是影响气膜覆盖区域的主要因素，只有知道了叶片流线方向的曲率对流动的影响才能了解表面曲率对气膜冷却的影响. Bradshaw[1] 最早进行了这方面的研究. Ito[2] 等通过考虑冷流体在弯曲表面沿程受到的离心力与静压力的平衡分析了他们的传质实验结果，指出当气膜与主流的动量流量比很小时，凸表面的气膜将贴近表面，而在高动量流量比时会从表面分离；对于凹表面趋势是相反的. Schwarz 及其同事[3-4] 在弯曲通道上对弯曲强度 R/D(表面曲率

收稿日期：2006-03-24

基金项目：国家自然科学基金资助项目(10377002)

作者简介：陶 智(1963—)，男，辽宁瓦房店人，教授，taozhi@buaa.edu.cn.

直径与气膜孔直径之比)进行了实验研究,指出气膜切向动量会减小凸表面的冷却效率,改善凹表面的冷却;气膜法向动量会引起分离,降低所有表面的冷却效率.

以上的研究都是在静止状态下进行的,并未考虑旋转的影响.而气膜与主流掺混对于高压旋转叶片,问题更加趋于复杂化,由于旋转的出现,流体微团在受到惯性系下常规力项的作用外,还有受到非惯性系附加力项的作用,离心力、哥氏力和离心衍生浮升力等都将严重影响气膜与主流的掺混过程,导致其呈现不同于静态气膜的流动和换热特征. Patrick[5] 指出旋转会引起气膜覆盖区域的变化.而对旋转状态下曲率的影响还未有相关的报道,所以有必要在旋转状态下对曲率的影响进行研究.

本文正是利用数值模拟的方法对旋转状态下叶片表面曲率对气膜与主流掺混区域的影响进行了基础性研究.

1　计算细节

本文采用商业软件 CFX5.7 作为计算程序.图 1 给出了典型的模型结构,每个模型都保证了通道长度、气膜孔圆心在流向位置的固定,气膜出流平行于 y 轴,出流角为 90°,同时吸力面与压力面所在圆柱面的轴线均位于 $x=0$ 面内.旋转轴平行于 x 轴,气膜孔圆心处的旋转半径为 450mm.针对模型的特点对所有模型均采用了结构化网格(见图 2),节点数均在 80 万左右.

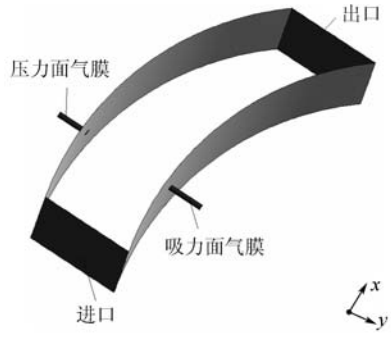

图 1　计算模型

在湍流模型的选取上,Vijay K. Garg[6-9] 指出并没有通用的合适湍流模型,但总体上讲,k-ω 模型得出的数据与实验拟合的较好. SatishUndapalli 和 James H. Leylek[10] 指出当吹风比很小,即气膜没有脱离壁面时两方程模型是可以准确预测曲率的影响的.因此在本文的研究中采用了 k-ω 模型,并且通过对计算工况的控制使得动量流量比小于 1,表 1 给出了典型计算工况下的参数.

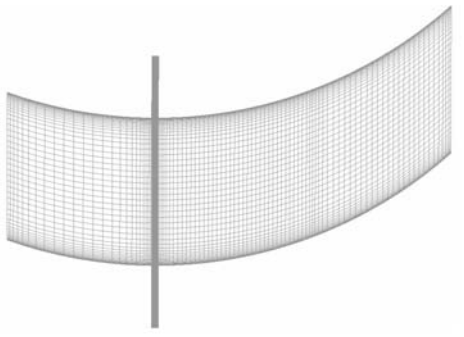

图 2　计算网格

收敛条件为残差均方根小于 1×10^{-4}.

2　计算结果

在本研究中采用绝热温比描述气膜效率,其定义式为

$$\eta_{ad}=\frac{T_m-T_{aw}}{T_m-T_f} \tag{1}$$

式中,T_m 与 T_f 分别是主流与冷却气体的温度;T_{aw} 为叶片表面的温度.此时叶片表面设为绝热边界条件.表 1 给出了典型计算工况下各参数的值.其中,V_m 是主流速度;V_f 为冷气速度;Ω 为旋转速度.动量流量比 I 定义为

$$I=\frac{\rho_f V_f^2}{\rho_m V_m^2} \tag{2}$$

式中,ρ_f 和 ρ_m 分别为冷气和主流密度.

表 1　典型计算参数

参数	$V_m/(m\cdot s^{-1})$	T_m/K	$V_f/(m\cdot s^{-1})$	T_f/K
数值	20	363	10	293
参数	$\Omega/(r\cdot min^{-1})$	D/mm	R/D	I
数值	3000	3	50	0.309

图 3 给出了典型计算工况下压力面的温度分布,从中看出气膜在脱离气膜孔后轨迹向大半径方向偏离.可以通过捕捉气膜出流中心线轨迹来描述这种偏转.首先定义壁面上原点位于气膜孔圆心处的自然坐标系 Osz,叶片表面气膜效率 $\eta_{ad}>0.15$ 的区域为气膜有效冷却区域,在这个区域中从气膜孔开始沿流线方向($s>0$)上每一个 s

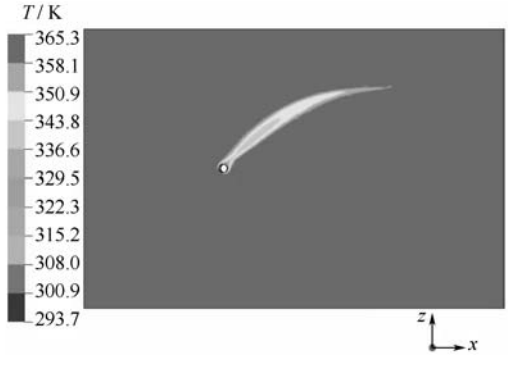

图 3　压力面温度分布

值都在展向 z 方向对应一个温度最低的点，连接这些点就得到了气膜有效冷却的曲线，即为气膜出流中心线轨迹.

2.1 不同 Ω 下的计算结果

图 4 和图 5 给出了 $R/D=50$ 时不同转速下压力面与吸力面的气膜出流轨迹变化情况. 其中，s/D 为曲表面流线方向的无量纲长度.

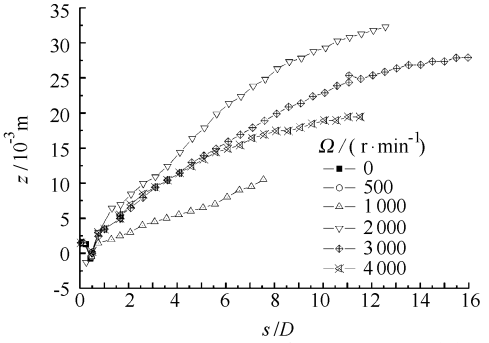

图 4 不同 Ω 下压力面气膜出流中心线轨迹

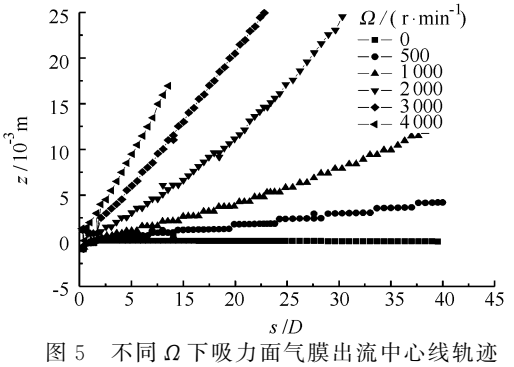

图 5 不同 Ω 下吸力面气膜出流中心线轨迹

随着转速的增加，两个表面的气膜出流中心线轨迹均向高半径方向偏转，这是离心惯性力场下浮升力不断增加的结果，但对于压力面，当转速大于 2 000 r·min^{-1}后，中心线轨迹会降低；相比压力面，吸力面的气膜出流中心线轨迹偏转的更为厉害，这是因为在吸力面上哥氏力对背向壁面的气膜气体作用方向正是指向高半径方向的. 另外在转速低于 1 000 r·min^{-1}时吸力面中心线轨迹更长，这说明气膜覆盖区域很大，可能的原因在于吸力面附近由于曲率而产生的离心力指向壁面，在动量流量比小于 1 的情况下吸力面的气膜更稳定；但当转速增加时，吸力面气膜出流偏转程度加剧，不稳定因素增加；在压力面则相反，当转速低于 1 000 r·min^{-1}时气膜出流出现了分离(见图 6).

2.2 固定转速时曲率变化计算结果

图 7 和图 8 给出了转速为 3 000 r·min^{-1}时，曲率半径发生变化时压力面与吸力面的气膜出流中心线轨迹变化情况.

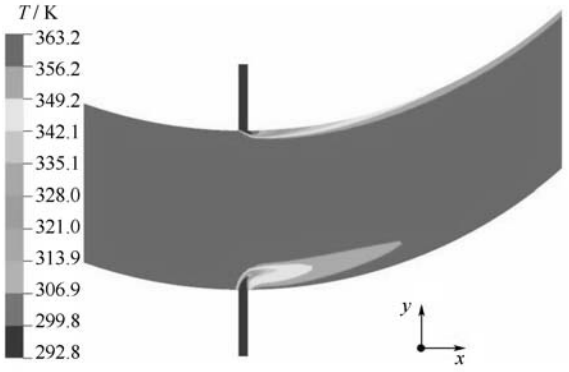

图 6 500 r·min^{-1}，$z=0$ 截面温度场

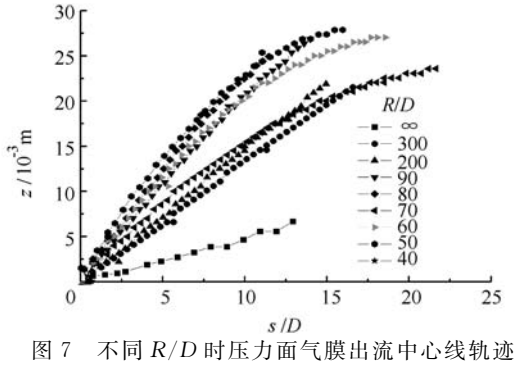

图 7 不同 R/D 时压力面气膜出流中心线轨迹

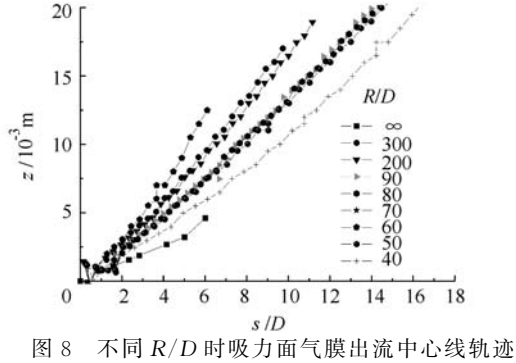

图 8 不同 R/D 时吸力面气膜出流中心线轨迹

随着 R/D 的减小，在压力面上气膜出流中心线轨迹先向高半径方向偏转，在 $R/D=70$ 时出现异常，中心线轨迹突然降低很多，随后又开始向高半径方向偏转，在 $R/D=40$ 时气膜出现了分离；在吸力面上气膜先是出现了分离，随后气膜出流中心线轨迹变长，气膜有效覆盖的区域不断增加，但在 $R/D=60$ 时出现异常，中心线轨迹变短，说明气膜有效覆盖的区域降低. 但随后中心线轨迹又开始延长，在 $R/D=40$ 时达到最长. 对比压力面，吸力面气膜出流在展向方向的变化不是很大，总体上呈现下降的趋势.

从上述的计算中发现，旋转状态下曲率的影响并不是线性的，尽管当 R/D 降低时，气膜出流沿壁面的切向分量都是增加的，但由于旋转的引入，在压力面上气膜冷却的效果并不是一直增加，

最终会出现分离;在吸力面上冷却效果也不是持续的变差,甚至最终有效冷却的覆盖区域得到了扩大.而且在这变化中间还出现了异常点,说明旋转状态下壁面曲率对气膜与主流掺混区域的分布有着非线性的影响,需要更深的研究.

2.3　不同动量流量比时的计算结果

图 9 和图 10 给出了转速为 3 000 r·min^{-1},$R/D=50$ 时不同动量流量比下压力面与吸力面的气膜出流中心线轨迹.

在压力面上,随着动量流量比的增加气膜出流轨迹不断向低半径方向偏转,而在吸力面上则几乎没有什么变化.气膜出流轨迹长度变化的不是很明显,说明改变动量流量比只会引起压力面气膜覆盖区域的变化.

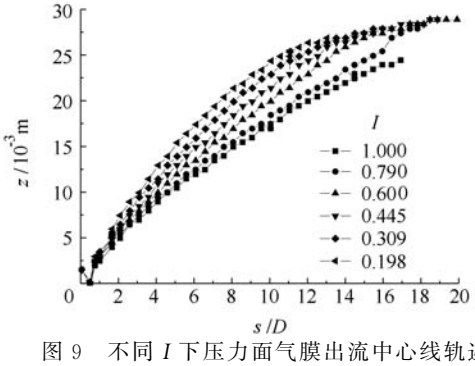

图 9　不同 I 下压力面气膜出流中心线轨迹

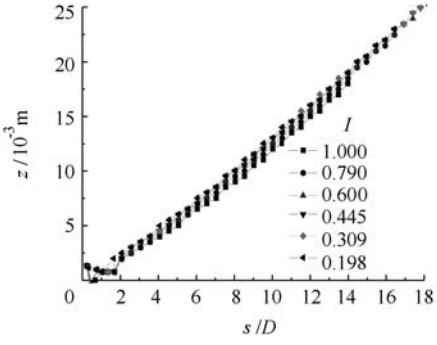

图 10　不同 I 下吸力面气膜出流中心线轨迹

3　结　论

1) 旋转及表面曲率都是影响气膜与主流掺混区域的重要因素.增加旋转速度,会使得气膜出流向高旋转半径方向偏转,并使得吸力面气膜分离;

2) 旋转状态下表面曲率对气膜与主流掺混区域的影响呈现与静态不同的特征,需要更进一步的研究;

3) 旋转状态下改变动量流量比,会引起压力面气膜覆盖区域的变化,但对吸力面没有影响.

参考文献(References)

[1] Bradshaw P. Effects of streamline curvature on turbulent flow[R]. A-GARDograph AG-169,1973

[2] Ito S, Goldstein R J, Eckert E R G. Film cooling of a gas turbine blade[J]. Journal of Engineering for Power, 1978, 100(3):476－481

[3] Schwarz S G, Goldstein R J. Two-dimensional behavior of film-cooling jets on concave surfaces[J]. ASME Journal of Turbo-Machinery, 1989, 111(2):124－130

[4] Schwarz S G, Goldstein R J, Eckert E R J. Influence of curvature on film cooling performance[J]. Journal of Turbo-Machinery, 1991, 113(3):472－478

[5] Young Patrick, Ding Shuiting, Tao Zhi. Numerical investigation of the rotation on the film cooling over a flat surface [C]//Proceedings of the ASME Tubo Expo 2005. New York: American Society of Mechanical Engineers, 2005:527－536

[6] Garg V K, Abhari R S. Comparison of predicted and experimental Nusselt number for a film-cooled rotating blade[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1997, 18(5): 452－460

[7] Garg V K, Ameri A A. Comparison of two-equation turbulence models for prediction of heat transfer on film-cooled turbine blades[J]. Numerical Heat Transfer Part A, 1997, 32(4):347－371

[8] Garg V K. Heat transfer on a film-cooled rotating blade using a two-equation turbulence model [J]. International Journal of Rotating Machinery, 1997, 4(3):201－216

[9] Garg V K. Heat transfer on a film-cooled rotating blade using different turbulence models[J]. International Journal of Heat Mass Transfer, 1999, 42(5):789－802

[10] Undapalli Satish, Leylek James H. Ability of a popular turbulence model to capture curvature effects: a film cooling test case[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2003. New York: American Society of Mechanical Engineers, 2003:527－539

(责任编辑:张　嵘)