旋转状态下温度比对气膜与主流掺混区域的影响

杨晓军 陶 智 丁水汀 徐国强

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为了研究在旋转状态下温度比对气膜与主流掺混区域的影响,采用了数值模拟的方法对此进行了分析. 结果表明:与静止状态相比,气膜出流在旋转状态下会发生偏转. 当温度比固定,随着转速的增加,吸力面上气膜覆盖区域向高旋转半径方向偏转;但在压力面上,覆盖区域向低旋转半径方向偏转. 在旋转速度固定时,随着冷却气膜和燃气温度比的增加,气膜覆盖区域向高旋转半径方向偏转. 旋转同时会降低气膜冷却效率,而温度比对此的影响却很小.

关 键 词: 旋转; 温度; 数值计算; 浮力

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)06-0658-04

Effect of temperature ratio on the film cooling with the rotation

Yang Xiaojun Tao Zhi Ding Shuiting Xu Guoqiang

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A computional heat transfer(CHT) analysis was carried out to comprehend the mechanism of rotation and the temperature ratio of the film and the main flow 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. It was found that both parameters could affect the distribution of the film cooling, which was clearly shown with the film cooling effectiveness distribution graph. On the suction side rotation leads to that the effective film trace bends centrifugally and on the pressure side it inclines centripetally, which is consistent with the direction of the Coriolis force. With the increase of the coolant-to-mainstream temperature ratio, the effective film trace bends centrifugally, which is determined by the increase of the centrifugal buoyancy force. Rotation could lead to the decrease of the film cooling effectiveness. Contrast to this, temperature ratio has little effect on the film cooling effectiveness.

Key words: rotation; temperature; numerical computation; buoyancy

气膜冷却是一种广泛应用于航空发动机上的冷却技术,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、气膜出流状况、叶片表面的局部曲率等等. 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.

旋转转速和冷却气膜与燃气的温度比是旋转状态下影响气膜覆盖区域的主要因素. 目前有关这方面的研究很少: Dring[1] 在低速旋转设备上的研究指出由旋转导致的气膜径向分量可以对冷

收稿日期: 2005-06-07

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10377002)

作者简介: 杨晓军(1981-),男,辽宁朝阳人,博士生, xiaojunyoung@sjp.buaa.edu.cn.

却效果产生影响;Abhari[2]在跨音涡轮级上的实验指出旋转时,气膜会降低吸力面的换热,而对压力面几乎没有影响,高的吹风比会使气膜冷却效率降低;Takeishi[3]在低速涡轮机上的传质实验指出旋转状态下压力面的气膜效率低. Garg[4]等指出旋转叶片的气膜绝热温比要高于静止叶片. 有关旋转状态下温度比影响的报道有:Garg 和 Gaugler[5]利用数值方法对 VKI 转子进行了研究,发现当冷却气温度增加时绝热温比降低;但是当冷却气与主燃气的质量流量比大于等于 5% 时,在叶片前缘吸力面上,冷却气温度越低冷却效率越高.

以上研究的缺陷在于:由于都是针对某一发动机上的涡轮级进行研究,因此转速都是不变的,未能提供转速变化时的气膜冷却规律,即未能提供有关旋转影响的基础性数据. 本文试图通过数值模拟的方法对此进行研究,同时对旋转状态下温度比对气膜冷却的影响进行了探讨.

1　计算细节

本研究中采用商业软件 CFX5.7 进行数值研究,为了减小其他可能因素的影响,对气膜孔的几何形状及气流条件进行了简化. 所采用的模型(图 1)为一个安装在梯形腔中带有垂直气膜孔的平板叶片. 气膜孔圆心为直角坐标系的原点,旋转轴平行于 x 轴,气膜孔圆心处旋转半径为 450 mm. 通过改变旋转方向可以分别得到压力面与吸力面的数据.

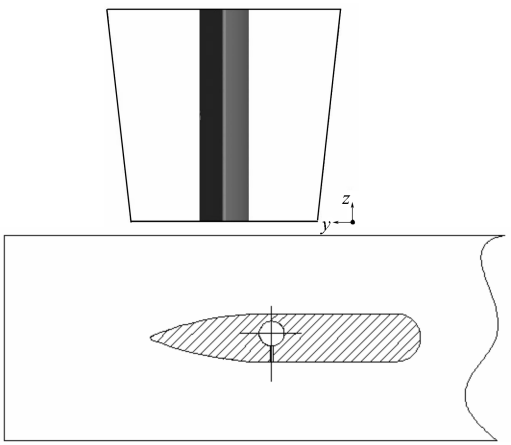


图 1　计算模型及气膜孔处横截面

由于模型结构并不复杂,决定采用六面体结构化网格,最终网格节点数为 162 852. 计算流体包括气膜气与主燃气均指定为理想气体. 对于湍流模型的选取, Garg 等[6-9]分别用 Baldwin-Lomax 模型、Coakley q-ω 模型、Chien k-ε 模型和 Wilcox k-ω 模型进行了三维气膜的计算流体力学(CFD)模拟,并且将结果同旋转和静止叶片的实验结果进行了比较,发现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很好. 因此在本文的研究中湍流模型选择 k-ω 模型. 能量方程为总能量方程. 收敛条件为残差的均方根小于 10^{-4}.

表 1 列出了典型计算工况下的各种参数值. 图 2 给出了在对网格进行加密后计算结果的比较,所提取的数据为气膜孔下游叶片表面沿流线方向的温度数据,从图 2 中可以看出最大的误差点出现在气膜孔处,为 0.86%,说明所采用的网格无关性很好. T_w 为壁面温度,x/D 为 x 方向的无量纲坐标.

表 1　典型计算工况下的参数

参数	主流进口速度/(m·s^{-1})	主流进口静温/K	冷气进口速度/(m·s^{-1})
数值	20	363	10
参数	冷气进口静温/K	冷气与主流的温度比	Ω/(r·min^{-1})
数值	300	0.826	3 000

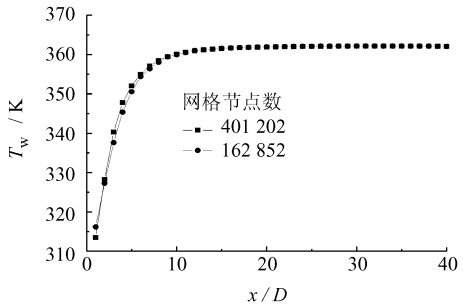


图 2　不同网格计算结果比较

2　计算分析

对于处于以转速 Ω 运动的旋转参考系中的流体,动量方程中会出现附加的源项(哥氏力与离心力):

$$S_{rot} = S_{Cor} + S_{cfg} \tag{1}$$

其中

$$S_{Cor} = -2\rho\Omega \times V_r$$

$$S_{cfg} = -\rho\Omega \times (\Omega \times R)$$

在本研究中,在温度比保持一定的基础上,由于气膜孔垂直于角速度方向,因此当气膜气从气膜孔中射出时,会受到哥氏力的作用而发生偏转;同时主流气体也会对气膜气的流动产生影响. 在本模型中,叶片的存在会使得主燃气速度分量中出现垂直于角速度方向的分量,在哥氏力作用下会在腔中出现涡(图 3). 在以上两者的作用下,压力面的气膜出流覆盖区域会向低旋转半径处偏

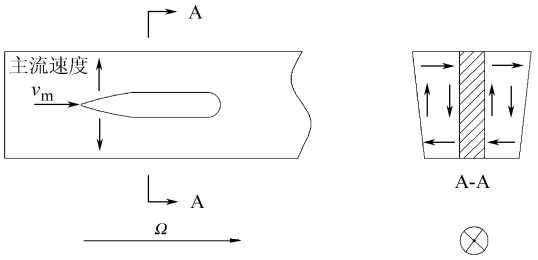


图3 旋转对主流气流的影响

转,而在吸力面会向高旋转半径方向偏转.

当降低冷却气膜和主流气体的温度比的时候,离心惯性力场下的浮升力作用将会显著增强,使得温度低的冷却气体出流逐渐向高旋转半径方向偏移.

4 计算结果和分析

4.1 数据处理方法

在本研究中采用绝热温比描述气膜效率,其定义式为

$$\eta_{ad}=\frac{T_m-T_{aw}}{T_m-T_f} \tag{2}$$

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. 在不改变其与初始条件的情况下,改变 Ω,就得到了在不同转速下的气膜覆盖区域及相应的 η_{ad}. 图4给出了典型计算工况下压力面绝热温比分布. 从中可以看到,气膜气在离开气膜孔后,向低旋转半径方向偏转,这是与静止状态最明显的区别,正是旋转导致了这种变化.

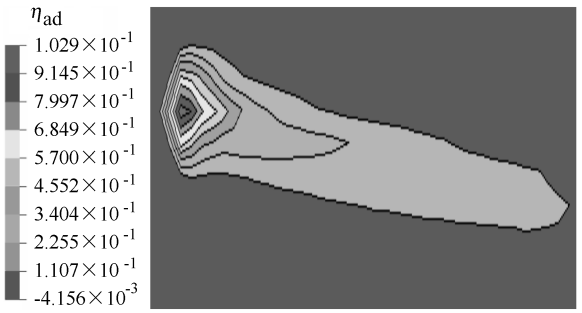


图4 典型工况下压力面绝热温比分布图

通过捕捉气膜出流轨迹可以描述这种由于旋转而产生的偏转. 其方法如下:首先定义叶片表面 $\eta_{ad}>0.15$ 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($x>0$)上每一个 x 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,定义其为气膜出流轨迹.

4.2 温度比固定时旋转计算结果

图5和图6给出了温度比为0.826时不同转速下压力面和吸力面上的气膜出流轨迹,从中可以看到在压力面上,轨迹向 $z<0$ 方向偏转;在吸力面,轨迹向 $z>0$ 方向偏转. 而且随着 Ω 的增加,偏转程度加剧. 这是与科氏力的作用方式一致的,可以说在目前的计算范围内,哥氏力占主要地位. 另外随着 Ω 的增加,气膜下游流向方向能被有效冷却的距离在缩短,除去气膜偏转造成的影响外,旋转引发的低温冷却气体与高温主流气之间的更加剧烈的掺混也是造成这种现象的原因. 说明旋转引起的哥氏力不仅仅造成气膜覆盖区域的变化,而且会降低气膜气体的冷却品质.

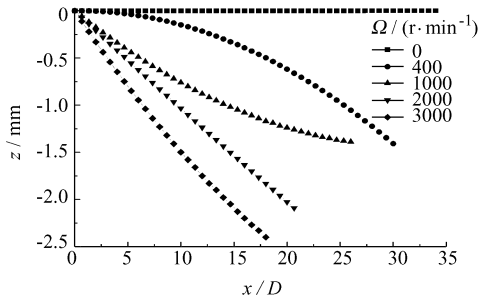


图5 不同 Ω 下压力面上的气膜出流轨迹

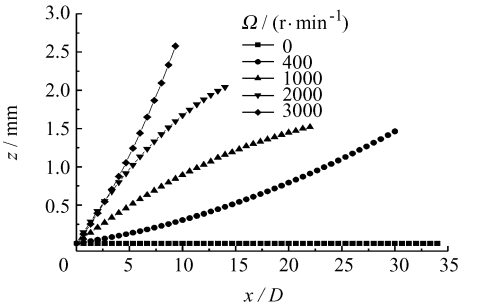


图6 不同 Ω 下吸力面上的气膜出流轨迹

4.3 Ω 固定时不同温度比计算结果

在本文研究范围内,通过改变典型工况下主流气体的温度来达到研究温度比的目的. 图7就给出了3 000 r/min转速下压力面和吸力面上的气膜出流轨迹变化情况. 从中可以看出,随着主流

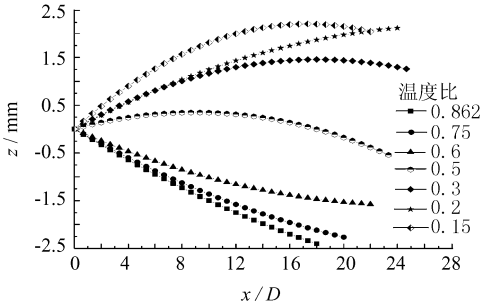


图7 不同温比时压力面上的气膜出流轨迹

温度的增加,温度比下降,轨迹逐渐向高旋转半径方向偏转,这是与离心惯性力场下的浮升力方向相一致的,这是导致出现这种情况的原因. 这种现象在压力面上非常明显,因为当温度比很小的时候,哥氏力及主流通道涡对气膜出流的影响占主要地位,随着温比的增加浮力作用开始显现,促使气膜出流向高旋转半径方向偏转. 另外随着温度比的增加,气膜下游流向方向能被有效冷却的距离并没有发生明显的变化,说明在将冷却效率大于0. 15作为气膜有效冷却的标准时,旋转状态下冷却气膜与燃气的温度差引起的离心浮升力对冷却效率的影响并不大,仅改变了气膜气体对壁面的覆盖区域.

5　结　论

由旋转而诱发的哥氏力对气膜气体与主流掺混区域是有很大影响的,同时会引起气膜冷却效率的降低;增加离心浮升力会使得气膜覆盖区域向高半径方向偏转,但对气膜冷却效率则没有明显的影响.

参考文献(**References**)

[1] Dring R P, Blair M F, Joslyn H D. An experimental investigation of film cooling on a turbine rotor blade[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1980, 102: 81-87

[2] Abhari R S, Epstein A H. An experimental study of film cooling in a rotating transonic turbine[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116: 63-70

[3] Takeishi K, Matsuura M, Aoki S, et al. Film cooling on a gas turbine rotor blade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 112:488-496

[4] Garg V K. Adiabatic effectiveness and heat transfer coefficient on a film-cooled rotating blade[J]. Numerical Heat Transfer, 1997,32(8):811-830

[5] Garg V K, Gaugler R E. Effect of coolant temperature and mass flow on film cooling of turbine blades[J]. Int J Heat Mass Transfer, 1997, 40(2):435-445

[6] Garg V K, Abhari R S. Comparison of predicted and experimental Nusselt number for a film-cooled rotating blade[J]. Int J Heat & 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[M]//Numerical Heat Transfer, Part A: Applications, 1997,32(8):347-371

[8] Garg V K. Heat transfer on a film-cooled rotating blade using a two-equation turbulence model[J]. Int J Rotating Machinery, 1998, 4(3):201-216

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

[10] Cutbirth J M, Bogard D G. Effects of coolant density ratio on film cooling performance on a vane[C]// Proceeding of the ASME Turbo Expo 2003, Volume 5A: Heat Transfer. New-York:ASME, 2003:385-394

[11] Garg V K. Heat transfer on a film-cooled rotating blade[J]. Int J Heat and Fluid Flow, 2000, 21(2):134-145

(责任编辑:张　嵘)