

吸力面上气膜冷却对涡轮叶栅流场影响的实验研究*

哈尔滨工业大学 陈 浮** 宋彦萍 王仲奇

【摘要】 利用气动探针测量和墨迹显示方法, 对不同实验方案下, 带吸力面气膜冷却的某型涡轮导向器叶栅流场结构进行了实验研究。结果表明, 冷气射流与燃气主流的掺混以及卵型涡的形成, 使得吸力面根部出现了与通道涡旋向相反的涡系; 卵型涡始终以一定形式存在于叶片表面, 直到叶栅出口与尾迹相互作用后才达到均匀状态; 冷气射流很难进入到通道涡分离线与端壁所形成的三角形区域中, 通道涡分离线明显向端壁方向下移。

主题词: 涡轮 叶栅 流场 实验
分类号: V 231. 3

自由词: 气膜冷却

1 引言

尽管目前关于气冷涡轮叶栅流场结构的系统研究成果仍较少, 但国内外一些研究者的工作已经表明, 对该问题的深入研究有助于全面理解冷气射流与燃气主流的掺混机理, 为将高效冷却技术应用于航空发动机中奠定良好基础^[1~4]。本文对带吸力面气膜冷却的某型涡轮导向器叶栅流场进行了实验研究, 探讨了从吸力面不同位置喷射冷气时射流与主流掺混所产生的“卵型涡”和叶栅流道中二次流涡系相互作用的关系。

2 实验装置

实验在哈尔滨工业大学发动机气体动力研究中心低速风洞实验台上进行。图1和图2为实验用叶片型线, 冷气

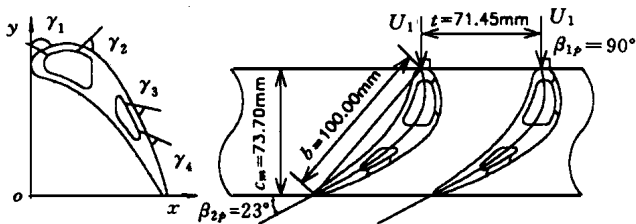


图1 叶型参数、冷气喷射孔位置

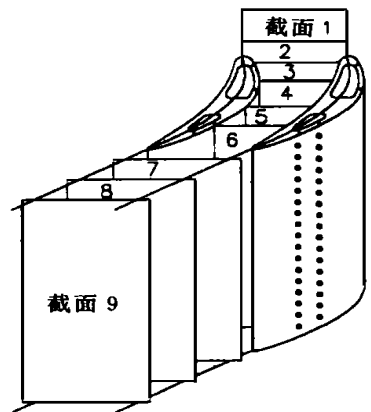


图2 测量截面分布

喷射孔位置及测量截面分布。喷射冷气与主流的质量流量比 β 为 0, 0.6% 和 1.2%, 实验进口弦长雷诺数约为 4.0×10^5 。有关实验装置的具体阐述参见文献 [5, 6]。实验中采用墨迹显示法进行流场显示研究。

3 气动测量结果分析

为了能够清晰表明冷气喷射对栅内外二次流速度场分布的影响, 将有/无冷气喷射时每一测量点处的速度矢量相减做图。由于射流与主流掺混形成的卵型涡尺度较小, 距叶片表面较近, 因而测量结果主要说明射流对主流流场的影响而非射流本身的结构, 但这也足以说明气冷涡轮叶栅流场结构的特点。

从图 3 可以看出, 栅内喷射孔所处位置的叶片表面附近有一列二次流矢量差值指向吸力面, 这表明射流对主流的滞止作用使得少部分主流绕射流发生回流, 大部分主流则由于卵型涡的产生而被挤向流道中间; 喷射孔下游, 卵型涡在主流作用下逐渐靠近叶片表面, 主流回流现象已很难测到, 矢量差值均指向流道中间。随着射流向下游发展, 吸力面根部出现了与通道涡旋向相反的涡系, 它对通道涡有“排挤”作用, 使其位置向压力面移动。

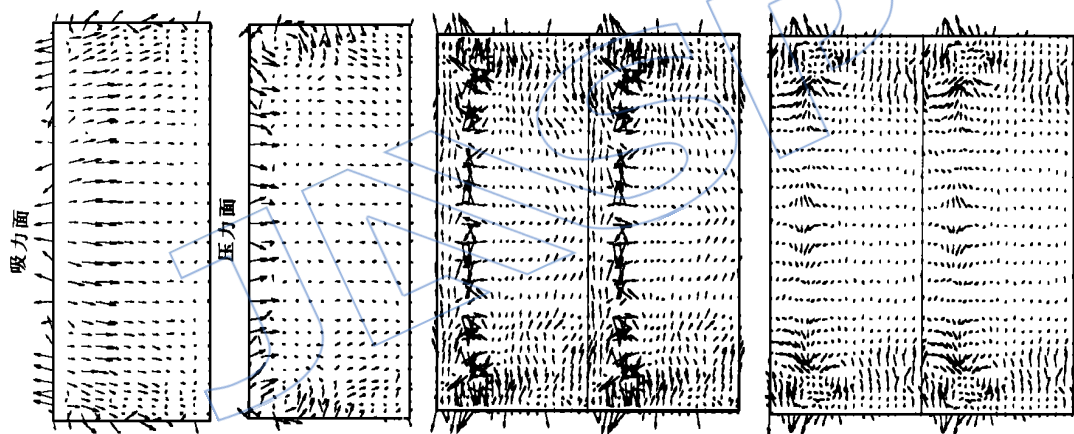
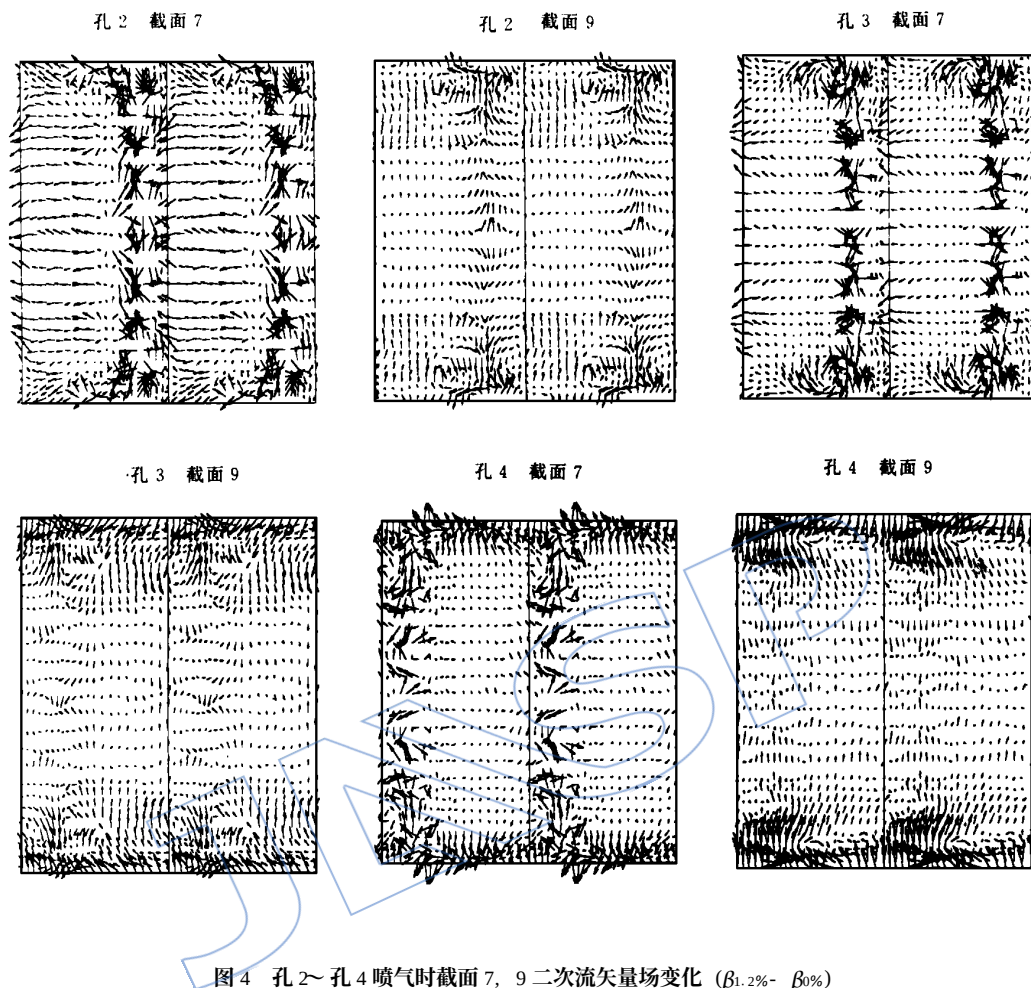


图 3 孔 1 喷气时截面 5, 6, 7, 9 二次流矢量场变化
($\beta_{1.2\%} \sim \beta_{0\%}$; 左侧为吸力面; 右侧为压力面)

图 3 和图 4 给出的孔 1~4 分别喷射冷气时, 叶栅出口测量截面 7, 9 处的二次流速度差值分布 ($\beta = 1.2\%$) 表明, 截面 7 处二次流矢量场沿叶高和节距方向的变化极为剧烈; 截面 9 处的变化则相对平缓且主要体现在端壁区域。许多研究者认为冷却空气逆或顺主流方向喷出时, 射流与主流的掺混均将在较短距离内完成, 并以处于均匀状态的混合气体的形式向下游发展。但本文的实验结果表明上述观点是有一定局限性的。在文中实验条件下, 叶栅出口测量截面 7 处二次流矢量差值沿叶高变化极为混乱, 端壁附近的变化也相当明显, 这就证明了如下结论: 即冷气射流与主流间的掺混所形成的卵型涡系始终存在于叶栅流道内, 在主流作用下射流沿主流方向弯曲, 卵型涡系较为贴近叶片表面向下游运动, 到达叶栅出口时它与紊乱的尾迹相互作用, 又一次发生掺混, 然后才达到均匀状态。



4 流场显示结果分析

流场显示提供的流谱能为建立涡轮叶栅内涡系模型提供依据。本文通过墨迹法研究了气冷涡轮叶栅端壁和叶片表面的气流流动状况。由于实验叶片为直叶片, 仅对二分之一叶高内的叶片表面和下端壁进行了流场显示实验。此外, 显示结果表明吸力面上冷气喷射对端壁和压力面表面的流线影响很小, 因此仅给出有冷气喷射时吸力面表面的显示结果。

图 5 为有/无冷气喷射时流场显示结果。由图可见, 孔 1 逆主流喷射冷气时, 叶片表面极限流线变化较小。由于气动测量表明吸力面附近二次流速度差值相当大, 因此该现象不能说明卵型涡强度小或射流与主流的掺混瞬间完成。而是由于吸力面上主流加速增加了其与射流间的剪切力, 使得卵型涡强度较大且距叶片表面有一定距离, 因而体现在叶片表面的卵型涡分离线不是很明显。距叶片表面较远且强度较大的卵型涡的存在, 导致射流与主流的掺混较剧烈且主要发生在主流区。孔 2~ 孔 4 顺主流喷气时, 没有逆向射流与主流的初始“碰撞”现象, 射流作为整体保持的能量、动量较大, 掺混导致的卵型涡强度也较大; 顺向射流易于被主流压弯, 卵型涡距叶片表面较近。因此叶片表面流线展向变化大, 卵型涡分离线很明显。

叶片表面不同位置的流态、压力梯度和型面压力等都不同, 因此从不同位置以不同角度

喷射冷气时形成的卵型涡尺度应该有所区别, 但孔 2~ 孔 4 喷气时的显示结果却表明卵型涡分离线型式大致相同。实际上这恰好说明上述三种方案下射流形成卵型涡尺度及其距叶片表面距离的不同。孔 2 喷射角度虽然较大, 但处于顺压力梯度区, 主流加速即使得卵型涡尺度较大, 也抑制了它离开叶片表面的趋势。孔 3 和孔 4 喷射角度较小, 但处于逆压力梯度区, 情形相反, 卵型涡尺度较小, 距表面较远。因此, 考虑到喷射角度、卵型涡尺度及其距叶片表面距离的相互关系, 做为空间涡系的卵型涡, 其在叶片表面上分离线型式很可能是大致相同的。此外, 从冷气喷射处一直到叶栅出口的卵型涡分离线的存在, 证明了从气动测量结果中得到的结论, 卵型涡并没有在短距离内消失, 而是始终存在于流道中, 贴近叶片表面向下游运动, 在叶栅出口与尾迹再次掺混破裂后才达到均匀状态。

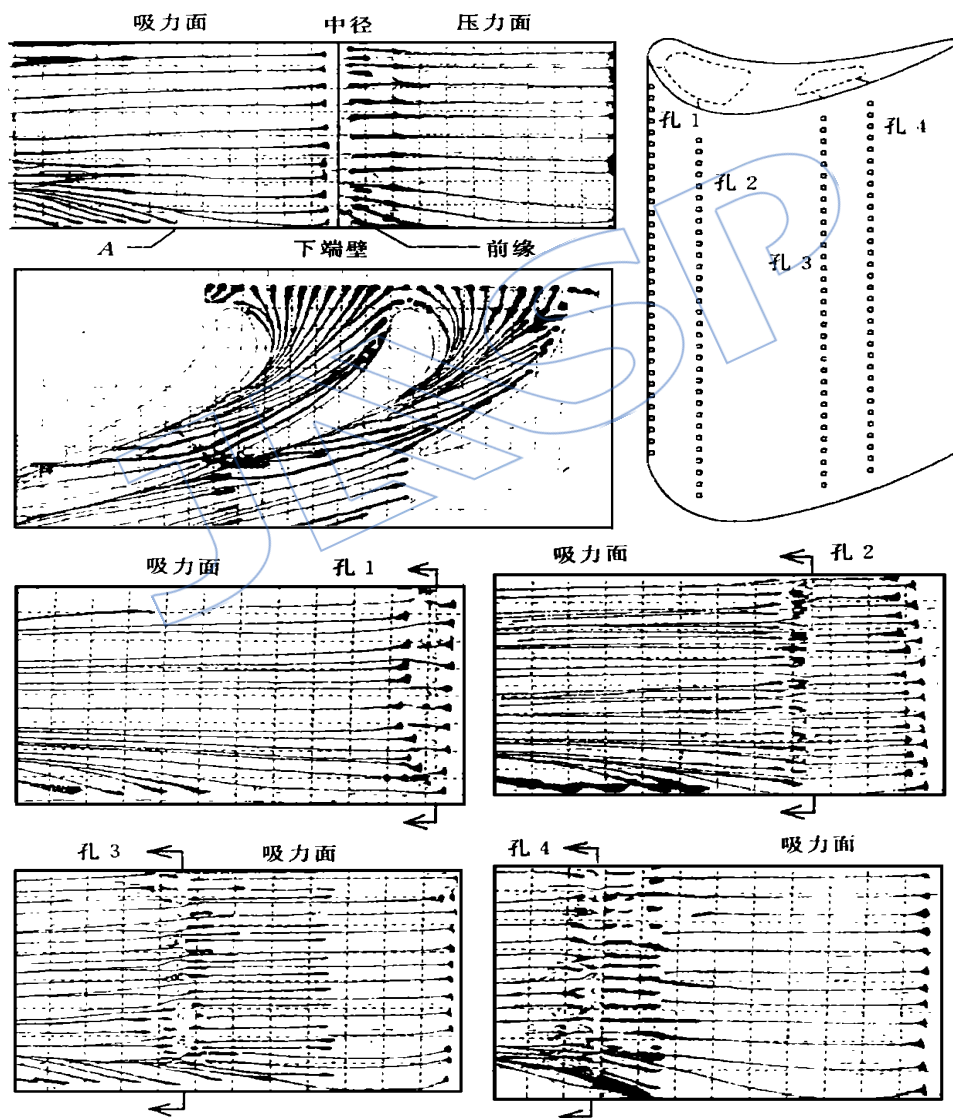


图 5 孔 1~ 孔 4 喷气时叶片表面流场显示结果 ($\beta_{1.2\%} - \beta_{90\%}$)

图 5 还表明, 喷射冷气明显改变了通道涡的发展趋势, 与无冷气喷射时相比, 不同方案下通道涡分离线向端壁方向下移约 15%, 20%, 40% 和 50% ($\beta=1.2\%$ 时)。通道涡的存在使得喷射冷气无法进入通道涡分离线和端壁所形成的三角形区域中, 破坏了冷却效果。根据显示结果可以认为, 如果从马蹄涡压力面分支与相邻叶片的吸力面分支交点 A 附近开设距端壁足够近的喷射孔, 在冷气喷射量较大的情况下可以避免上述情况的发生, 但该设计方案可能造成较大的掺混损失。此外, 所谓的喷射冷气改变通道涡的发展趋势是指卵型涡 (或喷射冷气) 占据了叶片表面附近原本由通道涡所占据的空间, 使通道涡略微远离叶片表面。

5 结 论

利用气动探针测量和墨迹显示方法, 对不同实验方案下, 带吸力面气膜冷却的某型涡轮导向器叶栅流场结构进行了实验研究。结果表明:

(1) 冷气射流与主流的掺混以及卵型涡的形成, 使得吸力面根部出现与通道涡旋向相反, 并对它有“排挤”作用的涡系。

(2) 卵型涡系始终存在于叶栅流道内, 在主流作用下贴近叶片表面向下游运动, 到达叶栅出口时与尾迹相互作用, 再次发生掺混后达到均匀状态。

(3) 冷气射流很难进入到通道涡分离线与端壁所形成的三角形区域中, 通道涡分离线明显向端壁方向下移。

(4) 喷射角度、压力梯度、主流速度等参数决定了卵型涡的强度、尺度和距叶片表面的距离。

参 考 文 献

- 1 Wilfert G, Fottner L. The Aerodynamic Mixing Effect of Discrete Cooling Jets With Mainstream Flow on a Highly Loaded Turbine Blade. A S M E, 1994: 94- GT- 235
- 2 Goldstein R J, Chen H P. Film Cooling on a Gas Turbine Blade Near the End Wall. A S M E Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107: 117- 122
- 3 Dring R P, Blair M F, Joslyn H D. An Experimental Investigation of Film Cooling on a turbine Rotor Blade. A S M E of Journal of Engineering for Power, 1978, 107: 81- 87
- 4 陈浮. 气冷涡轮叶栅内三维流场的实验研究与数值模拟. [博士学位论文]. 哈尔滨工业大学, 1997
- 5 陈浮, 杨弘, 龚存忠等. 冷气喷射对直叶栅型面压力及气动损失分布影响的实验研究. 工程热物理学报, 1998, 19 (1): 49- 52
- 6 陈浮, 杨弘, 龚存忠等. 冷气喷射对直叶栅型面压力分布影响的实验研究. 航空动力学报, 1998, 13 (1): 57- 60

(责任编辑 杨再荣)

was investigated through approximate simulation experiments. The plates had five different geometry configurations. The experimental results indicated that the convective heat transfer coefficient in the cooling hole, the adiabatic film effectiveness and geometrical configuration were the critical factors for the overall cooling effectiveness. The investigation plays an important role in designing the inclined multi-hole wall and selecting the geometry of these cooling configuration.

Key Words Combustion chambers Cooling efficiency Experiments

EXPERIMENTAL STUDY ON FILM COOLING ON A SUCTION SURFACE OF A PLANE TURBINE CASCADE

Chen Fu, Song Yangping, Wang Zhongqi

(Energy Science and Engineering School, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT The flow field structure of a film cooled turbine for a typical design with four rows of cooling holes on the suction surface has been investigated in a plane cascade rig by the aid of flow visualization techniques and pneumatic probe measurement. The experimental results showed that a little vortex in opposite direction of rotation emerged as the passage vortex existed at the root of suction surface. The vortex was induced mainly by mixing between mainstream and injecting air, and resulted from formation of kidney-shaped vortex. The injected air was essentially absent in a triangular region extending from near the region of peak curvature on the blade to its trailing edge, and the separation line of the passage vortex was skewed toward the end wall. A very complex three-dimensional flow occurred in the downstream of the jet exit, and remained near the blade surface at the exit of the cascade. The kidney-shaped vortex was kept near the blade surface, and mixed with the wake at the exit of the cascade.

Key Words Turbines cascades Flow fields Experiments

HOPF BIFURCATION OF A ROTOR- SLIDING BEARING SYSTEM

Yuan Xiaoyang and Zhu Jun

(Theory of Lubrication and Bearing Institute, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049)

ABSTRACT A new numeric-analytical method for Hopf bifurcation of a rotor-bearing system is presented according to the Hopf bifurcation theory and Floquet stability theory. The method comprises a modified shooting method for calculating periodic solutions, a calculation method for determining the stability of the solutions, and a prediction correction procedure for tracing the solutions, etc. The software package realized with these techniques was used for efficient and accurate study of Hopf bifurcation behaviors of rotor-sliding bearing systems. The results show that there exists an unstable subcritical limit cycle for small E_s , the journal center eccentricity ratio at a critical instability. A stable supercritical limit cycle exists for large E_s . When supercritical bifurcation occurs, limit cycle appears as soon as the rotor speed exceeds its threshold value, and the limit cycle does not become unstable until the rotor speed surpasses the threshold speed a lot. When subcritical bifurcation occurs, the