

冷气喷射对直叶栅型面压力分布影响的实验研究*

哈尔滨工业大学 陈 浮** 杨 弘 龚存忠 冯国泰 王仲奇

【摘要】 对一个具有典型涡轮导向器叶片型线的直叶栅,由叶片表面不同位置以不同的质量流量比喷射冷气,进行型面压力分布变化规律的实验研究。结果表明,前缘正对来流方向喷射冷气时压力变化较小。压力梯度和主流速度的不同使得压力面喷射冷气对压力分布的影响要小于吸力面喷射冷气时的情况。冷气射流对主流的滞止作用所造成的压力升高值比卵型涡导致的压力降低值小。从型面压力降低程度可以定性看出不同位置喷射冷气时卵型涡强度的大小。

主题词: 喷射冷却 表面压力 涡轮 导向叶片

分类号: V231.3

1 引 言

升高涡轮前燃气温度,可以改善航空燃气轮机性能,但必须对涡轮通道部分的部件进行强制冷却。Wilfert 和 Fottner^[1], Yamamoto^[2] 和 Goldstein 和 Chen^[3] 等分别研究了冷气喷射对直叶栅气动性能及流场结构的影响,但关于冷气喷射对叶栅型面压力分布影响的实验研究结果发表较少。冷气喷射对型面压力分布的影响显著地改变了叶型表面附面层的流态和附面层分离点的位置,进而影响了叶型损失的分布。本文就这一问题进行了研究,详细分析了冷气喷射对叶型型面压力分布的影响,得出了一些有意义的结论。

2 实验装置

实验是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的^[4]。图 1 示出了实验用某典型涡轮导向器叶片型线,冷气喷射孔位置(具体参数见表 1)及静压孔分布。叶片内部有两个分离的气腔,采用上下通气的方法以使喷射气流均匀稳定。

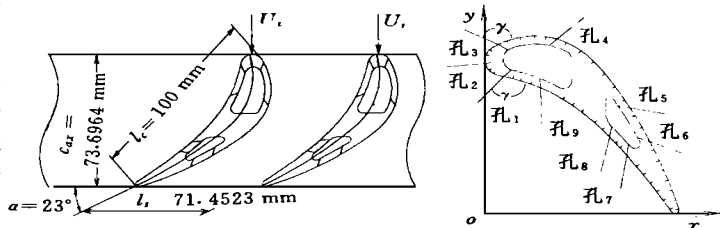


图 1 叶型参数、冷气喷孔和静压孔位置

叶片表面前缘、吸力面和压力面上开了 9 列孔, 每列孔沿展向数目为 33, 孔径 $D=1.5\text{ mm}$, 喷射孔相对间距 $S/D=3.0$, 叶高为 160 mm , 叶片展弦比为 1.6。型面压力通过叶型表面 39 个静压孔沿展向在 21 个均匀布置的高度上测得。实验中 0.6% 和 1.2% 的喷射质量流量比大约对应于 0.9 和 1.85 的喷射速度比(即冷气喷射速度与叶栅出口质量平均速度之比)。实验进口弦长雷诺数约为 4.0×10^5 。喷射冷气温度与主流温度同为室温。

表 1 冷气喷射孔坐标(型面上)及喷射角度(与型面切线夹角)

	前 缘			吸 力 面			压 力 面		
	孔 1	孔 2	孔 3	孔 4	孔 5	孔 6	孔 7	孔 8	孔 9
X(mm)	7.2256	0.1154	5.1799	27.6799	55.1799	62.6799	53.9756	47.4756	21.2256
Y(mm)	58.9375	64.6234	72.6928	75.0024	45.4132	30.9400	24.9685	32.8961	54.0140
$\alpha(^{\circ})$	120.0	90.0	120.0	60.0	50.0	45.0	45.0	50.0	60.0

3 实验结果和讨论

3.1 叶片前缘喷射

前缘孔 1, 2, 3 喷射冷气时型面压力分布曲线(图 2 中, * — $B=0.0\%$, $\square$ — $B=1.2\%$, $\square$ — $B=0.6\%$)表明喷射冷气对压力分布有明显影响。主流遇到冷气射流接近于遇到圆柱形障碍物时的情形, 即喷射气流前压力升高, 其后压力降低。大喷射流量比($B=1.2\%$)所造成的压力变化大于小喷射流量比($B=0.6\%$)所造成的变化。孔 1 喷射冷气所导致的压力变化量明显大于其它两种情况, 孔 2 喷射冷气时的压力变化量最小。

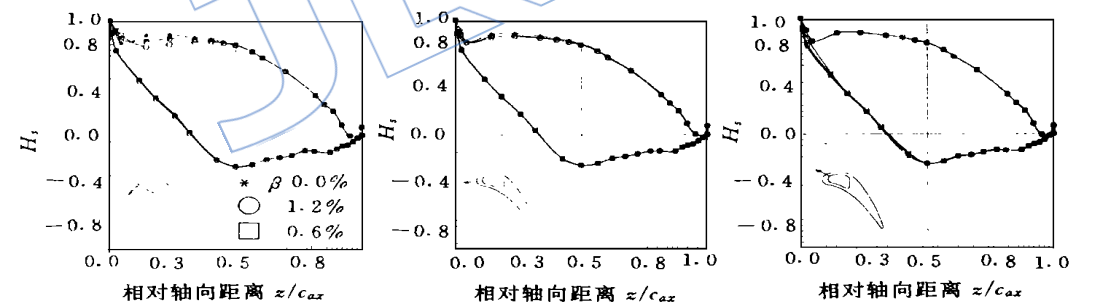


图 2 叶片前缘孔 1, 2, 3 喷射冷气时中径处型面压力分布图(H_s 为叶型型面静压系数)

作者认为喷射处主流速度和压力梯度的不同造成了这些差别。孔 1, 喷射气流与主流掺混降低了压力面侧前缘圆弧后一段型面上的压力, 在这一局部扩压区导致附面层的分离和再附, 对压力分布的影响较大。孔 2, 尽管喷气方向稍倾向于流经压力面一侧的主流流体, 但喷射气流基本上正对来流, 与主流的掺混较为强烈且完成较快, 将气流滞止点提前, 但对滞止流线两侧流经前缘附近的气体压力影响不大。由于吸力面在前缘附近有很长一段顺压区, 孔 3 的冷气射流对其附近的主流有一定影响, 但不能使附面层发生分离, 对压力的影响较小。涡轮入口处燃气温度很高, 前缘冷却很重要, 前缘正对来流方向喷射冷气对压力影响较小, 气腔内的对流冷却也可以很好的保护前缘。

3.2 叶片吸力面喷射

从图3(图中, * — $B=0.0\%$, $\bigcirc$ — $B=1.2\%$, $\square$ — $B=0.6\%$)可以看出吸力面上孔4, 5, 6喷射冷气时型面压力分布的变化很显著。孔4喷射冷气引起的变化量及变化区域最大。吸力面型面压力差值等值线分布图(图4)也表明了这一点(实线: 压力值升高; 虚线: 压力值降低)。

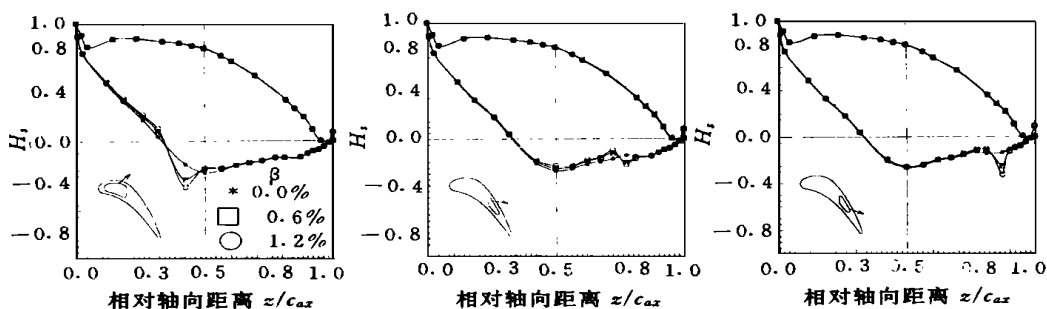


图3 叶片吸力面孔4, 5, 6喷射冷气时中径处型面压力分布图(H_s 为叶型型面静压系数)

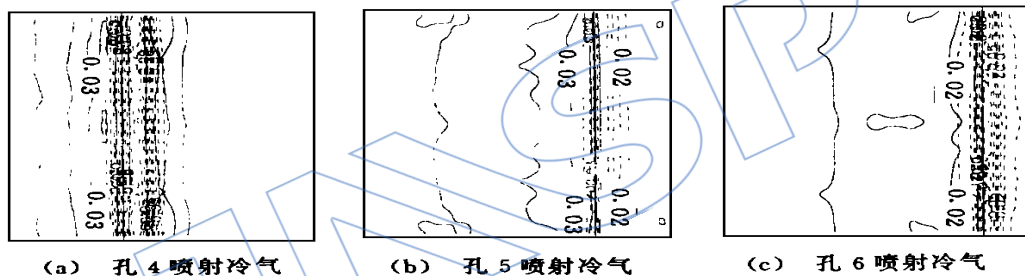


图4 叶片吸力面孔4, 5, 6喷射($B=0.6\%$)与不喷射冷气时型面压力差值等值线分布图

孔4从最低型面压力点前的位置喷射冷气, 压力降低较明显, 卵型涡^[5]降低压力的结果使最低压力点逆主流方向移动, 扩大了吸力面上的扩压段, 使叶型表面附面层增厚, 为它的脱离创造了有利条件, 增加了叶型损失。孔5, 孔6均位于喉部以后的扩压段上, 孔6处的主流速度较低, 喷射气流后的卵型涡强度较强, 对型面压力扰动较大。另外, 吸力面附近区域, 在通道涡的作用下, 流体向中径处积聚, 喷射冷气很难沿叶展方向形成冷却气膜并且保持较长距离。

3.3 叶片压力面喷射

图5(图中, * — $B=0.0\%$, $\bigcirc$ — $B=1.2\%$, $\square$ — $B=0.6\%$)为压力面上孔7, 8, 9喷射冷气

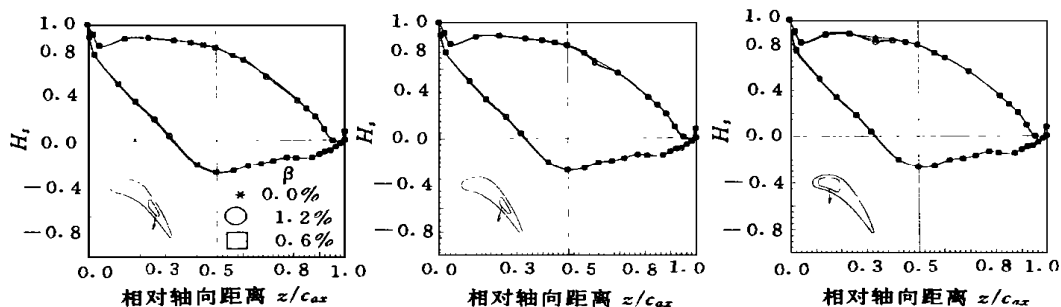


图5 叶片压力面孔7, 8, 9喷射冷气时中径处型面压力分布图

时型面压力分布图,可以看出喷射冷气对压力分布影响不很明显。冷气与主流掺混均发生在顺压力梯度区,卵型涡强度较小,附面层不易分离,因此喷射冷气对压力影响不显著。另外,压力面上的流动较为平缓,喷射冷气易于随着主流沿叶展方向形成覆盖在整个型面上的冷却气膜。

3.4 叶片型面压力分布变化量分析

图 6 (图中 $\bullet$ — $\text{MAX}(B_{1.2\%}-B_{0.0\%})$, $\square$ — $\text{MAX}(B_{0.6\%}-B_{0.0\%})$, $\triangle$ — $\text{MIN}(B_{1.2\%}-B_{0.0\%})$, $*$ $\text{MIN}(B_{0.6\%}-B_{0.0\%})$) 表明了不同位置喷射冷气时型面压力分布的变化量。多数情况下喷射孔前的压力升高值小于孔后的压力降低值,即冷气射流对主流的滞止作用造成的压力升高值比卵型涡导致的压力降低值小。型面压力降低越大,在一定意义上表明卵型涡强度越大,喷射冷气与主流掺混越剧烈,叶型损失越大。从图中可以定性看出不同位置喷射冷气时卵型涡强度的大小。

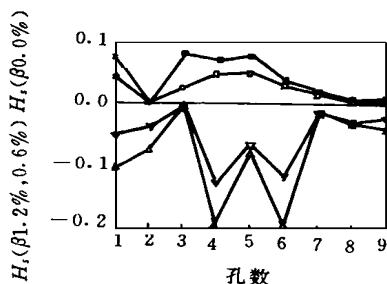


图 6 喷射孔前、后型面压力变化量

4 结 论

(1) 从不同位置喷射冷气均影响型面压力的分布。由于位于顺压力梯度区,压力面喷射冷气导致的变化量小于吸力面喷射冷气时的变化量。(2) 前缘正对来流方向喷射冷气既对压力分布的影响较小,气腔内的对流冷却又可以很好的保护涡轮前缘。(3) 吸力面上喷射冷气将使叶型表面附面层增厚,增加叶型损失。(4) 冷气射流对主流的滞止作用所造成的压力升高值比卵型涡导致的压力降低值小。

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. ASME, 1994: 94- GT- 235
- 2 Yamamoto A, Kondo Y, Murao R. Cooling- Air Injection Into Secondary Flow and Loss Field Within a Linear Turbine Cascade. ASME Journal of Turbomachinery, 1991: Vol, 113, pp. 375- 383
- 3 Goldstein R J, Chen H P. Film Cooling on a Gas Turbine Blade Near the End Wall. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107: 117- 122
- 4 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. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集, No. 962045, 1996
- 5 Lee S W, Lee J S, Ro S T. Experimental Study on the Flow Characteristics of Streamwise Inclined Jets in Crossflow on Flat Plate. ASME Journal of Turbomachinery, 1994: Vol, 116, pp. 97- 105

(责任编辑 魏星禄)

A GENERAL MODULAR METHOD FOR STATIC SIMULATION OF LIQUID ROCKET ENGINE

Huang Weidong, Zhu Hengwei, Wang Kechang, Chen Qizhi
(1st Dept. National University of Defense Technology, Changsha 410073)

ABSTRACT A new modular method is proposed for static simulation of liquid rocket engine. The modules of the engine system are calculated iteratively in a predetermined sequence, and a modified Newton method is used to find the unknown variables of the system. This method has generality for the static simulation of liquid rocket engine, and it can be applied to analyzing the effects of the disturbances on the performance of the engine. The number of the system unknown variables can be cut down by using this method, and the solution can be found quickly and accurately. The program based on the method is realized by the object-oriented programming. The static simulation results of a liquid rocket engine are obtained from this program.

Key Words Liquid rocket engines Static simulation Modularized programs

EFFECTS OF AIR COOLANT INJECTION ON CASCADE SURFACE PRESSURE DISTRIBUTION

Chen Fu, Yang Hong, Gong Cunzhong, Feng Guotai, Wang Zhongqi
(Energy Science and Engineering College, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT The effects on turbine blade surface pressure distribution were investigated experimentally with air coolant discharge from each of nine individual rows of coolant holes on the blade surface in a rectilinear cascade with typical turbine guide van profile. Mass flow ratios of air coolant to mainstream were 0, 0.6, and 1.2 percent, respectively. The experimental results showed that the variations of the surface pressure distribution were dependent chiefly on the amount of air coolant and the location of injecting holes. Injection from the blade leading edge right against the mainstream altered the surface pressure distribution slightly, and the pressure surface injection did not change the surface pressure distribution so obviously as the suction surface injection due to the difference of mainstream pressure gradients and mainstream velocity. In general, the surface pressure decrease caused by kidney-shaped vortex was more significant than the pressure increase due to the mainstream stagnation resulted from air coolant injection.

Key Words Spray cooling Surface pressure Turbines Guide vanes

DISCHARGE COEFFICIENTS OF INCLINED MULTI-HOLE WALL COOLING IN A COMBUSTOR

Fang Ren, Lin Yuzhen, Li Bing, Liu Gaoen
(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT Discharge coefficients are investigated with five inclined multi-hole test plates of different geometrical configurations. The physical nature and influential