

涡轮叶栅尾缘冷气喷射对主流场干扰的物理模型的研究

西安交通大学
西北工业大学

高丽敏** 王尚锦
刘波

【摘要】 本文分析了叶片尾缘喷气与主流干扰的机理,改进了二维、可压缩的涡轮叶栅尾缘喷气模型,并以能量损失系数 N_f 来反映冷气喷射对主流的气动影响。通过尾缘喷气模型与涡轮叶栅流场计算及附面层参数的关联,分析了冷气喷射后的气动损失。与实验结果的对比分析表明,该模型能较准确地反映叶栅尾缘冷气喷射与主流的掺混情况,适用于预测不同形式的叶栅尾缘喷气对叶栅气动性能的影响。

主题词: 叶栅层流 气动性能 能量损失
分类号: V232.4

1 前 言

德国的 Kost F H 等^[1]通过实验比较了尾缘喷气和压力面尾部喷气对气动损失的影响;Whitenoy 等人^[2]则探讨了叶片尾缘狭缝宽度对气动损失的影响;1994 年,Cornelis Kapteijin 等^[3]研究了不同形式的尾缘喷气对流场的影响,实验发现尾缘喷射并不影响喷孔前的上游流场,对出口气流角的影响也十分小。1996 年,中国燃气涡轮研究所^[4]也开展了涡轮叶栅尾缘喷射对气动性能影响的实验研究。在叶片尾缘冷气喷射对气动性能影响的理论研究方面,Hart-sel J E^[5]曾建立了二维、不可压缩的涡轮叶栅尾缘喷气模型。Goldman 等^[6]于 1980 年提出了可以用积分边界层参数法来计算由粘性、尾缘堵塞、尾缘喷射及基压引起的气动损失。

但就目前的研究现状而言,大部分研究工作仍以实验研究为主要手段,理论研究尚不够深入,尤其是在对冷气喷射与主流相互干扰机理研究方面还未找到一个合适的物理模型,有关尾缘冷气喷射对叶栅气动损失及叶栅流场参数变化规律的影响方面的研究还相当薄弱。

本文的研究目的是通过对冷气喷射对主流流场干扰机理的分析,改进了涡轮叶栅尾缘的喷射气流与主流掺混模型,通过尾缘喷气模型与涡轮叶栅流场计算及附面层参数的关联来分析冷气喷射后的气动损失,并与实验结果进行对比分析,初步提供尾缘冷气喷射对气动性能影响的理论预测方法。

2 叶片尾缘喷气模型

为了方便建立模型,本文作了以下假设:(1)忽略气体的摩擦阻力;(2)冷气与主流均为理

1998 年 11 月收稿;1999 年 3 月收到修改稿。
* * 女 26 岁 博士生 西安交通大学赛尔机泵中心 710049

想气体; (3)进口总压、静压不受冷气喷射的影响; (4)由于叶栅通道内的主流位于射流与主流掺混之前,因而叶栅通道内的主流速度不受冷气喷射的影响。

由于喷射在尾缘处发生,冷却气流与主流仅在尾缘处进行掺混,因而射流对叶栅通道内的主流流场影响很小,只使尾缘附近的流场有一些变化,主要会影响主流在尾缘处的流动参数和尾迹参数。所以,研究尾缘冷气喷射对叶栅主流场的影响,可以仅考虑射流与主流在尾缘处的掺混情况,假设射流对叶栅通道内的流动无影响。本文将用能量损失 N 来反映这一影响,它包括粘性、尾缘堵塞、冷气喷射及尾缘区的基压所引起的叶片性能损失。

图 1 即为二维可压流尾缘喷气射流与主流干扰的物理模型示意图。图中尾缘出口 1-1 截面的压力 p_1 、气流角 A_1 和叶栅尾缘出口处的速度 V_{1s} 沿周向为常数, 1-1 截面吸力面与压力面的边界层厚度分别为 D^* 和 D^* ; 冷气以速度 $V_{k,te}$ 与主流在 1-1 截

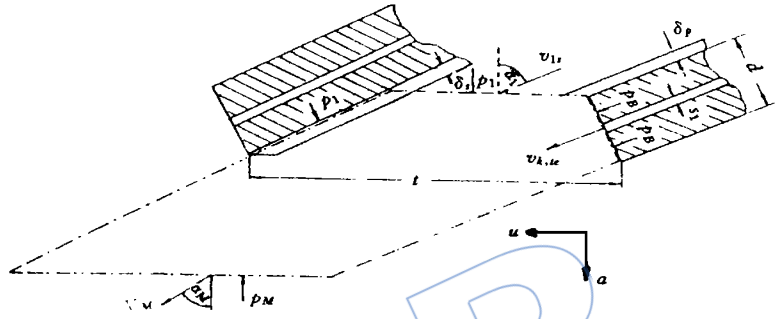


图 1 叶片尾缘冷气喷射模型(a 表示轴向, u 表示切向)

面和 M-M 截面(充分掺混截面)之间进行掺混,并在 M-M 截面达到充分掺混,速度为 V_M 。由此,取如图 1 的控制体,并列出守恒方程。方程中符号: d 为尾缘厚度, h 为叶高, Ma_{2t} 为等熵出口马赫数, s 为冷却孔的直径, n 为冷却孔的个数, p_B 为基压, C 为比热比, Q 为密度, D^* : 边界层位移厚度, D^* : 边界层动量厚度, D^* : 边界层焓厚度。下标: 1 为尾缘截面, k 为冷却气流, M 为混合后截面, P 为压力面, S 为吸力面, s 为等熵, te 为尾缘, t 为滞止参数。

在控制方程中: $Z_1 = D^*/\cos A_1$, $Z_2 = D^*/\cos A_1$ (1)

引入边界层参数: $D^* = (D_s^* + D_p^*)/(t\cos A_1)$ (2)

并且定义: $D_e = d/(t\cos A_1)$, $B_{te} = (Q_{k,te}V_{k,te})/(QV_{1s})$, $D_1 = (nPs_1^2)/(4ht\cos A_1)$ (3)

$J_{te} = (Q_{k,te}V_{k,te}^2)/(QV_{1s}^2)$, $D_e = d\cos A_1/t$, $E_{te} = (Q_{k,te}V_{k,te}T_{k,te})/(QV_{1s}T_{t0})$ (3)

对控制方程进行简化推导,可以得到:

质量守恒方程 $QV_{1s}\cos A_1 T_1 = Q_M V_M \cos A_M$ (4)

轴向动量方程 $QV_{1s}^2\cos A_1 T_2 + p_1(1 - D_e) + p_B D_e = Q_M V_M^2 \cos^2 A_M + p_M$ (5)

切向动量方程 $QV_{1s}^2\sin A_1 \cos A_1 T_2 + (p_B - p_1)D_e \tan A_1 = Q_M V_M^2 \cos A_M \sin A_M$ (6)

能量守恒方程 $QV_{1s}T_{t0}\cos A_1 T_3 = Q_M V_M T_{tM} \cos A_M$ (7)

这里 $T_1 = 1 - D_e - D^* + \overline{B_{te}D_s^*}$, $T_2 = 1 - D_e - D^* - D^* + \overline{J_{te}D_1}$ (8)

$T_3 = 1 - D_e - D^* - D^* + \overline{E_{te}D_1}$ (8)

由于采用了气膜冷却技术的涡轮叶栅尾缘在尾缘处开设了能让冷气流出的小孔或狭缝,因而相对普通无冷气喷射的叶栅尾缘会稍厚一些;而当尾缘较厚时,尾缘下游的压力(基压)与通常所采用的叶片出口处自由流的压力(背压)稍有一些不同,所以本文在轴向与切向动量方程中考虑了基压的影响。

从以上 4 个简化的控制方程可以求得 M- M 截面的出口速度系数:

$$K_{M,u} = \frac{\frac{T_{t0}}{T_{tM}} T 2 \sin A \cos A K_s^2 + \left(1 - \frac{C-1}{C+1} K_s^2\right)^{-1/(C-1)} \frac{p_B - p_1}{p_{t0}} \tan A \bar{D}_e \frac{C+1}{2C}}{T l \cos A K_s} \quad (9)$$

$$K_{M,a} = \frac{C}{C+1} A - \sqrt{\left(\frac{C}{C+1}\right)^2 A^2 - 1 + \frac{C-1}{C+1} K_{M,u}^2} \quad (10)$$

因此, $K_M = K_{M,a} + K_{M,u}$, 其中:

$$A = \frac{\frac{T_{t0}}{T_{tM}} T 2 \cos^2 A K_s^2 + \frac{C+1}{2C} \left(1 - \frac{C-1}{C+1} K_s^2\right)^{-\frac{1}{C-1}} \frac{p_B}{p_{t0}} + \frac{C+1}{2C} \left(1 - \frac{C-1}{C+1} K_s^2\right) (1 - D_e)}{T l \cos A K_s} \quad (11)$$

在表达式(9)和(11)中的温度比可由式(4)和式(7)推出: $T_{tM}/T_{t0} = T_3/T_1$; 因此冷气与

主流充分掺混后, 到达 M- M 截面时的速度 $V_M = K_M \sqrt{2 C R T_{tM} / (C+1)}$, 可以得知, V_M 是边界层积分参数和基压的函数。定义能量损失系数 $N = 1 - (1 + Y_k) V_M^2 / (V_{1s}^2 + V_{k,te,M}^2)$, 其中, V_{1s} 是出口 1- 1 截面处的速度, 是气流在涡轮叶栅通道中从进口等熵膨胀到该处的速度。 $V_{k,te,M}$ 是喷射的冷气未与主流掺混且等熵膨胀到截面 M- M, 静压为 p_M 时的速度, 其表达式为:

$$V_{k,te,M} = \sqrt{2 C R T_{k,te} \left[1 - (p_M / p_{k,te})^{(C-1)/C}\right] / (C-1)}$$

能量损失系数 N 的定义式表明: N 的大小与 $V_{k,te,M}$, V_M , V_{1s} 及 Y_k 有关; 并且从简化与推导的过程可以发现, 速度 V_M 和 $V_{k,te,M}$ 是以喷孔直径 S_1 , 冷气喷射速度 $V_{k,te}$, 冷气密度 $\rho_{k,te}$ 及喷孔个数 n 等来与喷气流量比 Y_k 产生间接关系, 因而能量损失系数与喷气流量比 Y_k 之间的关系取决于多种因素的影响, 而并不是一种简单的线性关系。

3 算例验证

为了验证本文建立的冷气喷射模型的有效性, 以中国燃气涡轮研究所的后缘喷气试验叶栅(对开缝叶栅和半开缝叶栅)^[4]为算例进行了理论预测。

图 2 是尾缘喷气的对开缝叶栅(尾缘开缝喷气)在等熵出口马赫数 $Ma_{2t} = 1.0, 1.17$ 时, 理

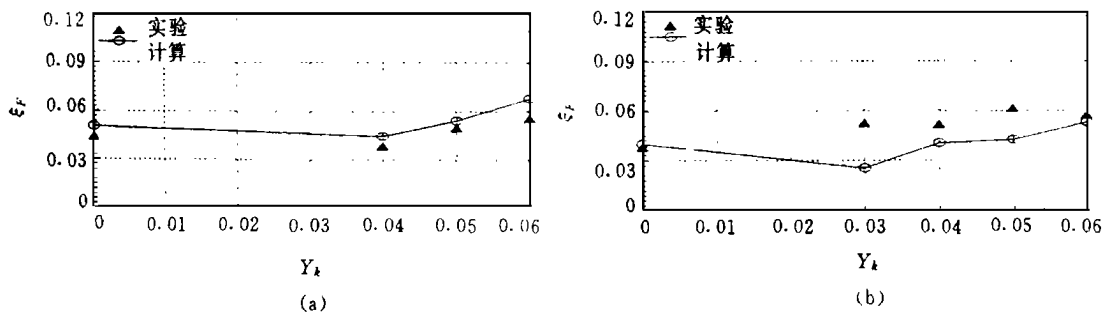


图 2 对开缝叶栅 N - Y_k 的试验与计算对比(a. $Ma_{2t} = 1.0$, b. $Ma_{2t} = 1.17$)

论预测与试验所得的能量损失系数随喷气流量比 Y_k 的变化曲线。在图 2(a) 中, 能量损失系数在喷气流量比 $Y_k = 4\%$ 附近最小, 随后 N 随着 Y_k 的增加而增大, 计算与试验结果在各流量比下均吻合相当好, 最大误差不超过 1%; 在 $Ma_{2t} = 1.17$ 时, 模型预测所得的能量损失系数 N 与

试验相比偏低一些,但随 Y_k 的增大而上升的趋势,是与试验结果完全一致的。

图 3 是尾缘喷气的半开缝叶栅(接近尾缘的压力面喷气)在等熵出口马赫数 $Ma_{2t}=1.17$ 和 1.23 时,理论预测与试验所得的能量损失系数 N 随喷气流量比 Y_k 的变化曲线。由图可见,在不同的出口马赫数 Ma_{2t} 下采用模型预测的能量损失系数 N 与试验值是相符的,且图 3(a) 中的能量损失系数 N 的最大差异不超过 0.5% ($Y_k=4\%$);理论计算的 N - Y_k 曲线表明,能量损失系数随喷气流量比的增加有增大的趋势,这与试验曲线的走势是相同的。

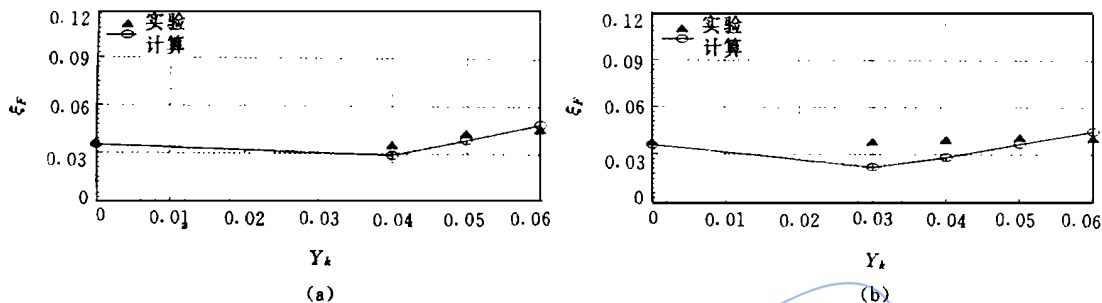


图 3 半开缝叶栅 N - Y_k 的试验与计算对比(a. $Ma_{2t}=1.17$, b. $Ma_{2t}=1.23$)

由以上的对比分析可见,采用本文建立的尾缘冷气喷射模型所预估的能量损失系数 N - Y_k 与试验值吻合得相当好,且能较为准确的预测能量损失系数随喷气流量比的变化趋势。

4 结束语

本文分析了叶片尾缘喷气与主流干扰机理,认为射流在尾缘处发生,对叶栅通道内的流动影响很小;改进了二维、可压缩的涡轮叶栅尾缘喷气模型,将冷气喷射对主流的气动性能影响反映到能量损失系数 N 的计算中。对两种不同形式的尾缘喷气叶栅的在不同喷气量、不同出口马赫数下的能量损失系数进行了预估;结果表明:该冷气喷射与主流干扰模型能正确反映叶栅尾缘冷气喷射与主流的掺混情况,较为准确的预测对开缝叶栅和半开缝叶栅尾缘喷气对叶栅气动性能的影响。从模型建立的过程及能量损失系数 N 的推导过程可以看出,本文所改进的尾缘喷气模型可用来预估冷却气流一些参数对主流能量损失系数的影响:喷孔的面积,冷气喷射的速度、温度和冷气喷射量等对涡轮叶栅气动性能的影响。

致谢 中国燃气涡轮研究所为本文进行的叶片尾缘冷气喷射对涡轮叶栅气动性能影响的理论研究提供了实验数据,在此表示感谢。

参 考 文 献

- 1 Kost F H, Holmes A T. Aerodynamic Effect of Coolant Ejection in the Rear Part of Transonic Rotor Blade. AGARD- CP - 390, Heat Transfer and Cooling in Gas Turbines, 65th PEP Symposium, Bergen
- 2 Whitney W J, Zsanza E M, Monroe D E. Cold- Air Investigation of a Turbine for High- Temperature- Engine Application: I- Turbine Design and Overall Stator Performance. NASA TN D- 3751, 1967
- 3 Cornelis Kapteijn, Jochen Amecke. Aerodynamic Performance of a Transonic Turbine Guide Vane with Trailing Edge Coolant Ejection: Part I- Experimental Approach. ASME PAPER 94- GT- 288
- 4 后缘喷气对叶栅性能影响试验报告. 中国燃气轮机研究所, 1997
- 5 Hartsel J E. Prediction of Effects of Mass- Transfer Cooling on the Blade- Row Efficiency of Turbine Air foils. AIAA Paper No. 72- 11, 1972
- 6 Goldman L J, Gaugler R E. Prediction Method for Two- Dimensional Aerodynamic Losses of Cooled Vane Using Integral Boundary Layer Parameters. NASA TP- 1623, 1980

(责任编辑 杨再荣)

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF PIT- ARRAY- PLATE COMPRESSOR CASCADE

Zhang Shunong, Yan Ming, Ren LiYun, Peng Zeyan

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT An experimental investigation of end wall flow control for pit- array cascade plate in a compressor cascade wind tunnel has been completed. The experimental comparison of pit- array- plate with original cascade plate shows that: (1) The movement of flow along pitchwise could be obstructed. It delays the formulation or reduces the intensity of passage- vortex; (2) The flow mixing around the end wall region of the cascade could be moderately increased. The accumulation of lower- level- energy air in the corner may be reduced. (3) The flux across cascade increases obviously at a higher incidence. It is beneficial to improve compressor characteristic map and engine performance.

Key Words Compressors Cascades Experiments

2- D MODEL FOR INFLUENCE OF TRAILING EDGE EJECTION ON AERODYNAMIC PERFORMANCE OF A TURBINE CASCADE

Gao Limin and Wang Shangjin

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Liu Bo

(Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049)

ABSTRACT In accordance to analysis of interaction mechanism between the ejection and the main flow, a 2- D compressible model of the turbine blade trailing edge ejection has been improved, which uses energy loss coefficient for representing the effect of the ejection on the aerodynamics of the main flow. The aerodynamical loss after the ejection has been analyzed through correlation of the model with the numerical calculation of the cascade main flow field and boundary layer parameters. The comparison between calculation results and experimental data shows that the improved model can exactly describe the mixing process between the main flow and the ejection, and predict the energy loss coefficient for the ejection on the pressure side near the trailing edge and through the trailing edge holes.

Key Words Cascades wakes Aerodynamic characteristics Energy loss

A STUDY ON BREAKUP AND ATOMIZATION OF HIGH PRESSURE LIQUID JETS

Zhang Yurong, Jin Zhiming, Yu Yonggang

(8th Dept. Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094)

ABSTRACT In order to find an exact description of jet formation process for the high pressure liquid injection, it is difficult to photograph the mechanism of the liquid jet breakup in the vicinity of the nozzle, because the jet core is hidden behind a curtain of spray cloud. The system built by authors uses flash X- rays to study the liquid jet breakup pro-