

气膜冷却涡轮叶栅气动损失数值计算

西北工业大学 江涛* 范卫红 刘松龄

【摘要】 在二维气膜冷却边界层流动和传热计算方法^[1]基础上,引入边界层积分参数法^[2],计算叶栅的气动损失。结果表明,这种方法较适用于低吹风比和边界层较厚处有气膜冷却的情况。作者将边界层积分参数法与叶栅损失计算的另一种方法进行数值计算的比较,表明两种方法各有长处与适用范围,实际应用中应考虑两者的结合使用。

关键词: 气膜冷却 损失 计算 边界层

1 前言

对于具有气膜冷却的叶片,虽然注入冷气降低了叶片表面温度,但同时也使燃气的动能和总压降低,造成气动损失,降低涡轮的有效功。因此,如何估计气动损失的问题越来越受到人们的重视。John F. Kline^[3]等就孔径和孔的角度对气动损失的影响进行了实验研究。Harman W. Prust^[4]等的气动损失实验包括:单排孔的冷却;压力面、吸力面 12 排孔冷却;不同尾缘厚度、尾缘狭缝宽度的组合。Louis J. Goldman^[2]等人提出用边界层积分参数计算二维冷却叶栅气动损失的方法;这种方法对气膜冷却边界层的计算比较仔细。另一种计算叶栅气动损失的方法是 Hartsel^[5]提出的 TOTLOS 法。它把叶栅的三部分损失:边界层损失、尾缘损失和冷气掺混损失分别计算,然后叠加。以上两种数值计算方法各有特点。为了检验它们在工程上的实用价值,作者重点用积分参数法对几种气膜冷却涡轮叶栅的气动损失做了计算,并和实验结果对比,然后,对相同的冷却叶栅用两种方法分别进行数值计算。

2 控制方程、湍流模型及气动损失的计算

计算用的控制方程是二维、可压缩流体的边界层方程,包括质量、动量和能量方程:

$$\partial \rho u / \partial x + \partial \rho v / \partial y = 0$$

$$\rho u \partial u / \partial x + \rho v \partial u / \partial y = - dp / dx + \partial \partial y (\mu_{eff} \partial u / \partial y)$$

$$\rho u \partial^* / \partial x + \rho v \partial^* / \partial y = \partial \partial y (\mu_{eff} / Pr_{eff}) \partial^* / \partial y + \mu_{eff} (1 - 1 / Pr_{eff}) \partial (u^2 / 2) / \partial y$$

μ_{eff} 和 Pr_{eff} 分别为有效粘性系数和有效普朗特数。控制方程的座标变换和差分求解同文献[1]。气膜冷却的冷气喷射改变了边界层内的平均流场和湍流强度。修正计算方法见文献[6]。叶栅效率定义为: η_{th} = 混合气体实际出口动能 / 冷气与主流理想出口动能。

本文作者用的计算叶栅效率的边界层积分参数法,是根据有气膜冷却的叶型上边界层计算得到后缘处边界层位移厚度和动量厚度,再考虑到叶片尾缘厚度和可能的喷气来估叶栅的气动损失。为求叶栅效率,须先求出叶栅出口的各状态参数。假设: (1) 流场和叶型都是

二维的; (2) 叶型进口处 (第 0 站) 进气均匀; (3) 喷射的冷气保持在边界层内与燃气掺混; (4) 叶型尾缘处 (第 1 站), 由于叶型摩擦及冷气总温、总压与主流不同, 从而造成第 1 站处总温、总压沿周向不均匀, 但静压 p_1 与气流角 α_1 恒定; (5) 在第 2 站, 假设气体完全混合, 各种参数均匀恒定。

叶型尾缘处压力面、吸力面边界层流动参数, 由上一节介绍的气膜冷却流动和换热计算方法求得。在第 1 站与第 2 站之间 (见图 1) 应用质量、动量和能量守恒方程并对其进行变换和整理, 得到最终的效率公式 (详见文献 [2]):

$$\eta_h = [1 + Y_c \cdot (V/V_{cr})^2] / [(V_{pr, id}/V_{cr})^2 + Y_c(V_{c, id}/V_{cr})^2], \quad Y_c = \dot{m}_c / \dot{m}_{pr}$$

其中, 下标 “c” 和 “pr” 分别表示冷气和主流。

这种方法求出的气动损失包括了叶型损失、冷气喷射损失和尾缘损失。

3 计算结果与分析

数值计算所用的叶型如图 2, 具体参数见文献 [7]。为了便于与文献 [7] 中实验数据比较, 先介绍 “主流效率” 的概念:

$$\eta_p = (m_c + m_{pr}) V^2 / (m_{pr} \cdot V_{pr, id, 2}^2), \quad \Delta\eta_p / \eta_0 = \eta_p / \eta_0 - 1$$

η_0 为无气膜冷却叶型的主流效率。

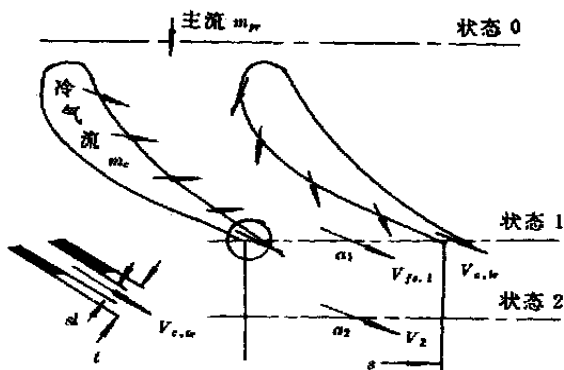


图 1 气膜冷却叶栅示意图

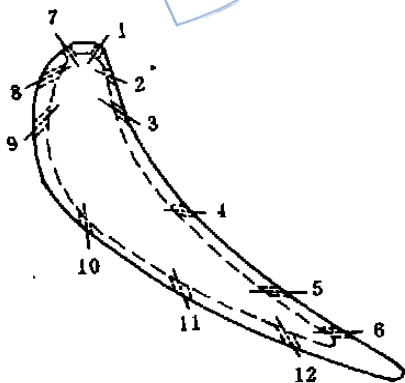


图 2 气膜冷却损失计算叶型

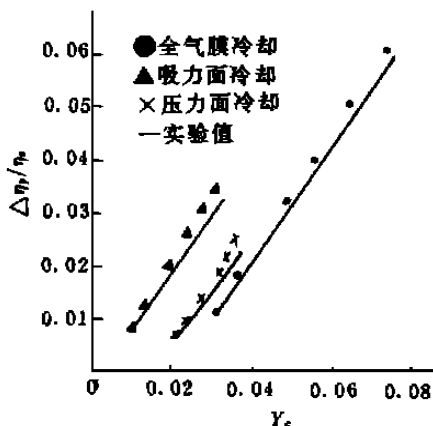


图 3 计算与实验对比

图 3 为全气膜冷却和吸力面、压力面冷却条件下的计算结果与实验的比较, 两者吻合较好, 且 $\Delta\eta_p$ 随冷气量的增加而增加。

图 4 是部分冷却情况下的计算结果。孔 1、2 位于压力面靠近前缘的位置，此处边界层较薄。孔 12 在吸力面尾缘附近，边界层较厚。可以看出，当边界层较厚区域受冷却时，计算与实验值之间的误差较小，反之则误差较大。

由于边界层积分参数法设定冷气必须保留在边界层内，导致计算出的边界层过厚、损失过大，使 $\Delta\eta/\eta_0$ 的计算值在以上几种情况下都大于实验值。当冷气吹风比较大时，计算与实验的差别也就越大。

从图 4 看出，吸力面扩压区冷却时， $\Delta\eta$ 随冷气量的变化不再是单调变化，而呈抛物线形规律。当 Y_c 在 0.04 以下时，注入冷气几乎不影响叶栅的主流效率。

4 边界层积分参数法与 TOTLOS 法的比较

TOTLOS 法与边界层积分参数法之间的区别在于：它假设冷气全部进入主流，形成一所谓的“混合层”，混合层以外的主流完全不受影响。关于这种方法，本文作者已进行过一定的数值计算研究，在此，将两种方法就相同的叶型和冷却情况进行比较。

计算用叶型如图 5，具体参数见文献 [3]。

由图 6a 和 b 给出了不同区域冷却情况下的叶栅效率计算值与实验值的比较。PAT 区和 D 区分别位于边界层较薄和较厚处。由图中可以看出，在吹风比较小或边界层较厚处有冷却时，边界层积分参数法的计算更接近实验值；反之，则 TOTLOS 法计算误差较小。原因就在于两种方法对于冷气是否保留在边界层中假设不同。TOTLOS 法要求冷气完全吹出边界层，而这个条件只有在吹风比较大或边界层较薄时，才能得到较好的满足，从而使计算误差较小。从图中还可看出，当 $p_c^*/p_o^* < 1.3$ 时，边界层积分参数法的误差较小，而大于这个值时 TOTLOS 法的结果误差较小。所以可认为 $p_c^*/p_o^* = 1.3$ 是一个转折点。这个值也许是叶型条件、主流条件和喷孔形状与尺寸的函数，这只有以更多的实验与计算的对比中才能确定。在实际情况下，冷气只能是部分混入主流、部分保留在边界层中。因此计算气动损失最好能够将两种方法结合使用。

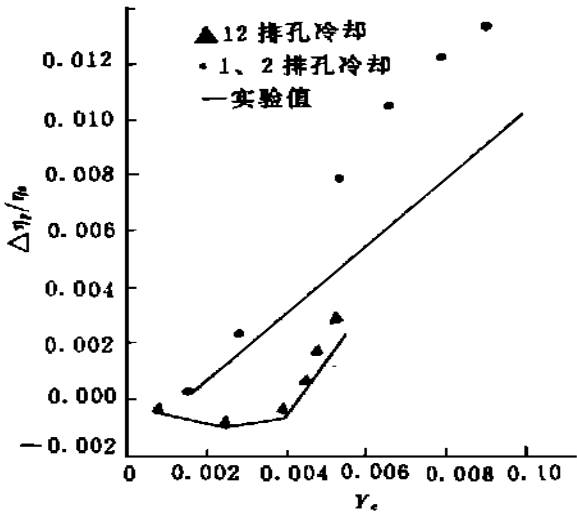


图 4 孔 1、2 及孔 12 冷却时的效率

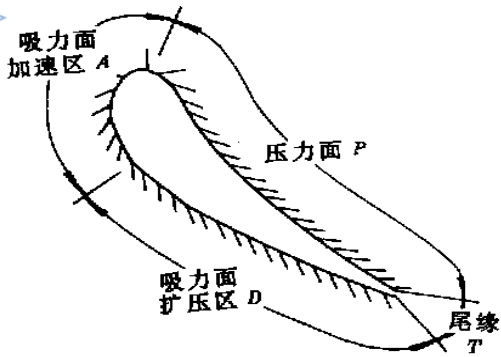


图 5 气膜冷却叶型喷孔位置

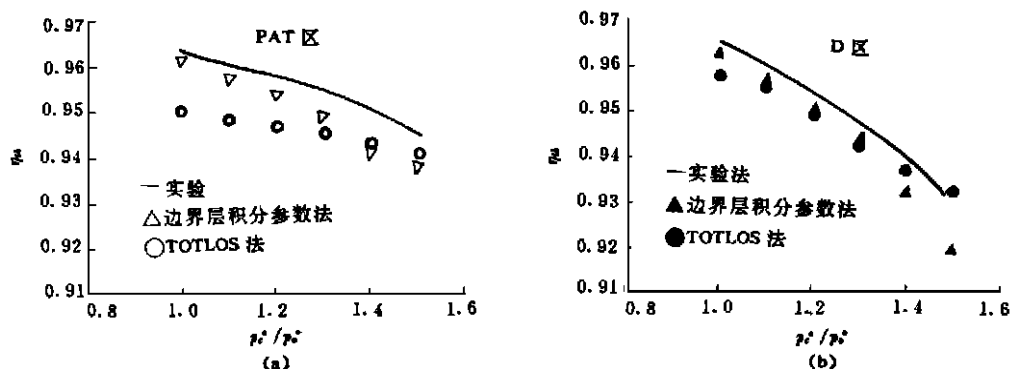


图 6 PAT 区, D 区有冷却时的效率

5 结 论

(1) 边界层积分参数法在低吹风比和边界层较厚区域有冷却的情况下, 很好地模拟了冷气的流动, 计算与实验符合较好。在高吹风比和边界层较薄处有冷却时, 计算存在一定的误差。

(2) 边界层积分参数法的效率计算值大于实验值。

(3) 与边界层积分参数法相反, TOTLOS 法对高吹风比和薄边界层处有冷却情况的计算结果较好。

(4) 两种方法的比较表明: 两者各有长处与不足, 最好将两者结合使用来计算气动损失。

(5) 决定使用何种方法, 本文作者认为可以取 p_c^*/p_o^* 和边界层厚度的关系作为判据。

参 考 文 献

- 1 Crawford M E, Kays W M. STAN5- A Program for Numerical Computation of Two-Dimension Internal and External Boundary Layer Flows. NASA-CR-2742, Nov. 1976
- 2 Louis J. Goldman, Raymond E. Gauler. Prediction Method for Two-Dimensional Aerodynamic Losses of Cooled Vanes Using Integral Boundary Layer Parameters. NASA Technical Paper 1623, 1980
- 3 John F. Kline, Roy G. Stabe, Thomas P. Moffitt. Effect of Cooling-Hole Geometry on Aerodynamic Performance of a Film-Cooled Turbine Vanes with Cold Air in a Two-Dimensional Cascade. NASA TP-1136, 1978
- 4 Herman W. Prust Jr. Two-Dimensional Cold-Air Cascade Study of A Film-Cooled Tests. NASA TM X-3153, 1979
- 5 Hartsel J E. Prediction of Effects of Mass-Transfer Cooling on the Blade-Row Efficiency of Turbine Airfoils. AIAA Paper 72-11 Jan. 1972
- 6 江涛, 刘松龄. 曲壁气膜冷却数值计算的研究. 航空学报, 1991, 12 (5)
- 7 Herman W. Prust Jr. Two-Dimensional Cold-Air Cascade Study of A Film-Cooled Turbine Stator Blade, A Comparison of Experimental and Analytical Aerodynamic Results for Blade with 12-Rows of 0.038-Centimeter Diameter. NASA TP-1204, 1979

(责任编辑 杨再荣)

TECHNICAL NOTES

INFLUENCE OF RADIATION HEAT LOSS OF ENCLOSURE ON WALL TEMPERATURE OF JET NOZZLE

Zhang Qingfan, Wu Yanming, Zou Jianjun

(Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT

Using the apparent emissivity, the net heat loss of the radiation from the enclosure surface due to passing through the open end of the enclosure was calculated. The influence of the net heat loss on surface temperature was also discussed. Results showed that the net heat loss on the downstream side of the jet nozzle could reach 20 ~ 30% of total heat flux. Therefore it can not be neglected in calculating the wall temperature.

NUMERICAL ANALYSIS OF AERODYNAMIC LOSSES IN FILM-COOLED VANE CASCADE

Jiang Tao, Fan Weihong, Liu Songling

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

"Integral Boundary-Layer Parameter" method based on a 2-dimensional film-cooling flow and heat transfer prediction program STANCOOL is provided to predict the aerodynamic losses in the film-cooled vane cascade. The comparison of the numerical analysis with the corresponding experimental data demonstrates that the present method is more suitable to the case when blowing rates are low or the film cooling is located at thick local boundary layer. Finally this method is compared with another loss predicting method, named "TOTLOS", and it is concluded that both methods have their own advantages and extent of application. In practice it is reasonable to use the two methods in combination.

EXPERIMENTAL STUDY ON HEAT TRANSFER OF SEPARATED IMPINGEMENT JETS IN SHORT DISTANCE

Kang Ying, Qiu Xuguang, Zhou Wei

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

In actual cooling construction of turbine blade the relative distance between circular jets c_n/d_n is less than 3 and the relative distance of nozzle exit to target surface is also less than 3. But the available empirical formulas were achieved on the basis of very large range of these geometric parameters. Obviously, these formulas may be inaccurate in the practical narrow range of these parameters, in particular when the temperature of the turbine is very high, and on the surface of the blade exist many rows of film-cooling holes. So an experimental research on the heat transfer of impingement jets has been carried out in the actual range of the geometric parameters and new empirical formulas have been