

具有弯曲叶片涡轮级的性能预估方法

北京航空航天大学 于 清*

【摘要】 给出了一个以 S_2 流面流函数为主控方程的具有弯曲叶片的涡轮级性能预测的通流计算方法。此方法的损失计算中叶型损失采用 S_1 流面数值模拟方法得到, 叶栅端部区域附近的二次流损失以及动叶叶尖漏气损失采用经验数据的方法估算。其中二次流损失的计算考虑了叶片弯曲对其大小以及节距平均的径向分布的影响。通过与实验数据的对比, 表明此损失模型是可信的。

主题词: 性能分析 预测技术 涡轮 弯曲 叶片

分类号: TK473. 71

1 S_2 流面通流分析方法

通流分析是通过求解建立在任意半正交曲线坐标系下的 S_2 流面上流函数形式的主控方程, 确定各计算节点的流函数值, 根据流函数同速度的关系, 得到各点的速度分量, 再由气动热力学参数关系式, 可方便的求出各点的压力、温度、密度、熵、焓等参数。滞止参数在叶栅间隙通道内沿流线保持不变, 满足径向平衡方程; 沿流线静子叶栅内的滞止焓不变, 转子叶栅内滞止转焓不变, 而总压由损失模型给出栅后的分布, 叶栅内沿流线取线性变化规律。经验损失模型给出的是节距平均损失值, 由于二次流损失沿径向分布是不均匀的, 因此总压在不同流线上的值是不同的, 因此, 对于每一叶片排而言, 进口流场是不均匀的。在涡轮叶栅计算中, 由于通道中温度变化较大, 比热的取法对参数计算的影响也就很大, 本文各参数的计算采用完全变比热方法, 详见文献 [1]。

S_2 流面的取法很多, 本文假设 S_2 流面为流道中心曲面, 也就是叶片不同半径处叶型中心线所构成的曲面, 为提高计算精度, 在叶栅出口附近, 对 S_2 流面进行了局部修正, 以确保 S_2 流面法向同气流方向垂直。对流面若每次迭代都进行修正, 计算很难收敛, 若流面修正次数过少, 其结果就难以准确, 有时将产生波动, 迭代也不收敛。通过数值试验得知, 每迭代 20 次左右对流面进行修正一次, 效果最佳。

为了防止流函数求解过程中密度双值问题, 本文采用引入人工可压缩性, 对速度进行 SIMPSON 数值积分的方法处理。

2 损失模型

叶栅内的损失通常分为叶型损失、二次流损失以及动叶顶部漏气损失三部分, 这种划分是为了研究流动方便。损失实质是由于粘性流体流动中旋涡的存在, 使得流体的动能、压力能耗散转化为其内能的结果。在叶轮机气动计算中认为流体的流速足够快, 不考虑流体同外界的热

交换,即流动过程是绝热的。本文三部分损失计算方法如下:

(1) 叶型损失 由于是叶片各截面的叶型是确定的,因此本文采用数值计算的方法,即首先求解 S_1 流面的主流场以及叶型吸力面和压力面附面层,由附面层特征参数计算栅后产生的掺混损失作为叶型损失,各不同半径截面的能量损失系数 ζ 为:

$$\zeta = 1 - (V_2^2 / V_{th}^2) = [(P_0^* / P_2^*)^{m_1} - 1] / [(P_0^* / P_2^*)^{m_1} - 1] \quad (1)$$

其中:

$$P_2 = \bar{M}_a - D\bar{m}(2m_3\bar{E}/\bar{m})^{1/2}, \quad P_2^* = P_2 / (1 - \bar{M}_t^2 / 2\bar{m}\bar{E} - m_3D^2)^{1/m_1}$$

$$D = (m_2\bar{M}_a^2 / 2m_1\bar{m}\bar{E})^{1/2} - [(m_2\bar{M}_a^2 / 2m_1\bar{m}\bar{E}) - 1 + (\bar{M}_t^2 / 2\bar{m}\bar{E})]^{1/2}$$

$$m_1 = (k - 1) / k, \quad m_2 = k / (k + 1), \quad m_3 = (k - 1) / (k + 1)$$

k 为燃气的比热比, $\bar{m}$, $\bar{M}_a$, $\bar{M}_t$, $\bar{E}$ 是叶栅出口由主流场和附面层参数决定的质量、轴向动量、切向动量以及能量。详见文献[2]。

(2) 二次流损失 二次流损失是同叶栅流动的通道涡紧密相连的,二次流损失在栅后的径向分布并不均匀,多数情况下,在叶栅端壁附近存在一个或两个峰值,近几年的研究表明^[3],高损失峰值位置基本上对应于通道涡的涡心处。损失大小同叶栅负荷、稠度以及展弦比等参数有关,进口附面层厚度也是影响二次流损失的一个重要因素,对叶栅流道内的详细测量表明^[4],进口附面层损失并没引起总损失的进一步增加,因此可将进口附面层损失从二次流损失计算中分离开,二次流损失大小对直列叶栅可由下式估算:

$$Y_{ps} = a_0(S/h)Z \quad (2)$$

其中 Y_{ps} 为总压损失系数, S 为叶片栅距, h 为叶片高度, Z 为叶栅的气动负荷, a_0 为经验系数。

当考虑到叶片弯曲对二次流的影响,由试验可知,对不同形式的涡轮叶栅,叶片弯曲角度存在一个最佳值,当弯曲角度大于或小于最佳角度时,损失都不是最小,若将直列叶栅与弯曲叶栅的试验二次流损失相关联,可用下式表示:

$$Y_{ps} / Y_{ps}' = [\sin(f_1\gamma + f_2) - f_3] / (\sin f_2 - f_3) \quad (3)$$

Y_{ps} 为弯曲叶片叶栅的二次流总压损失系数, γ 为叶片弯曲倾斜角度,其定义为当叶片向吸力面(叶背方向)倾斜时为正,反之为负的弯曲角度; f_1 , f_2 和 f_3 是与弯角无关的叶栅几何参数和气动参数的函数,它们是气流攻角、转折角以及叶栅通道收敛度的函数,其经验公式如下:

$$f_1 = \frac{a_1 \cos \beta_2}{\cos \beta_1} + a_2 \sin(i), \quad f_2 = \frac{1}{2} \left[\Theta + \frac{\pi}{2} \right], \quad f_3 = \sin \Theta + a_3 \sin \left[\frac{\alpha_e - \alpha_i}{2} \right]$$

其中, β_1 , β_2 和 Θ 为叶栅设计几何进出口角以及叶型的转折角, α_i 和 α_e 为气流进出口气流角, i 为进口气流攻角, a_1 , a_2 和 a_3 为经验系数。二次流损失在栅后具有一定的分布规律,可由损失影响范围及损失峰值位置两个参数以及分布曲线形式决定。通过对直列叶栅和环形叶栅实验数据的分析可知,二次流的影响范围同进口附面层厚度、叶栅气动负荷、稠度、通道收敛度以及展弦比等有关,二次流损失影响范围的相对值 $Z_e(Z_e/h)$ 可由下式估算:

$$Z_e = b_0 Z(C/S)(\cos \alpha_e / \cos \alpha_i) + b_1(\delta_0/h) \quad (4)$$

其中, δ_0 , Z , C 和 S 分别为进口附面层厚度、气动负荷、弦长及栅距, b_0 和 b_1 是经验系数。

通过对弯曲叶片的试验表明^[5],弯曲角度的大小对损失峰值离壁面的相对位置影响很大,根据实验结果,峰值离壁面的位置 Z_p 与叶片轴向弦长 C_z 之比,可按式近似估算:

$$Z_p / C_z = b_2 \epsilon / CR(1 + b_3 \gamma) \quad (5)$$

其中, ϵ 为气流转折角, CR 为叶栅通道收敛度, b_2 和 b_3 为经验系数。

而二次流损失在栅后的分布曲线函数可取为:

$$F(x/h) = 1/(a \sqrt{2\pi}) \cdot e^{-[(x/h-b)^2/2a^2]} \quad (6)$$

其中 $a = Z_e/2h$, $b = Z_p/h$

x 为任意半径离端壁的距离。此位置上的二次流总压损失值为平均损失值按分布规律在保持总损失不变的前提下进行的再分布。

(3) 叶尖漏流损失 动叶顶部间隙的流动十分复杂, 漏流引起的能量损失到目前为止还没有一个很好的方法来估算, 这与对其流动认识还不深刻密切相关, 本文采用文献[6]给出的损失模型, 此模型对常规设计的动叶具有一定的适用性。在本文计算中损失在叶尖按二次曲线规律分布, 其影响范围为三分之一叶高。

叶栅任意半径处的总压损失系数为该截面处上述叶型损失、二次流损失及叶尖漏流损失三部分损失之和, 即:

$$Y_{\text{total}} = Y_{\text{profile}} + Y_{\text{secondary}} + Y_{\text{tip}} \quad (7)$$

其中, 叶型总压损失系数可由下式通过叶型能量损失系数获得。而涡轮级的效率为涡轮获得的有效功与涡轮级等熵总焓降之比。

3 几个算例

应用上述的损失计算模型, 对一环形低速导向器叶栅实验测试结果进行了验证计算, 如图 1 所示, 实验结果以及试验件模型详见参考文献[7], 本模型的损失预测值是十分令人满意的。

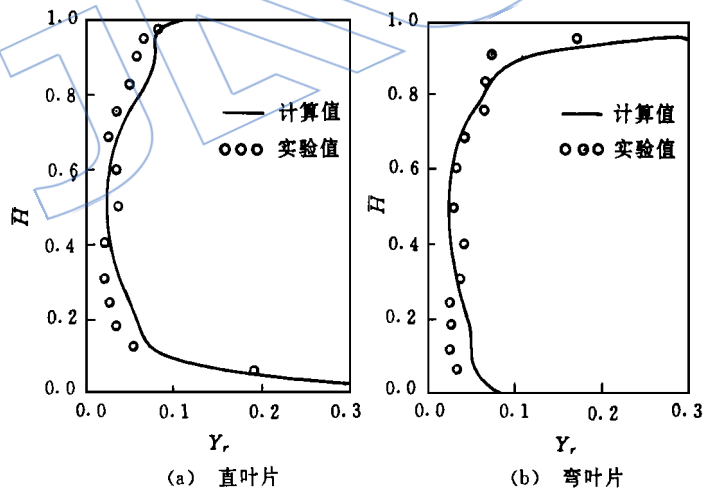


图 1 叶栅出口总压损失系数的径向分布

在此基础上, 我们应用上述计算方法对由导向器构成的单级涡轮进行了进一步的叶片弯曲优化设计, 其叶型的形状以及叶栅的通道尺寸保持不变, 只改变叶片积叠线与叶栅通道根部和顶部壁面的倾斜弯曲角度, 对应的级效率优化结果如图 2。从图上可以看出, 叶栅根部的最佳弯曲角度应在 24° 左右, 而顶部的最佳弯曲角度在 18° 附近。同时从上述图中还可以看出, 就本算例而言, 涡轮级效率对叶片在叶栅顶部处的弯曲要比在叶栅根部处的弯曲更敏感。

采用弯曲优化设计的新的涡轮导向器, 没有进行吹风实验, 而在进行的整机发动机台架试

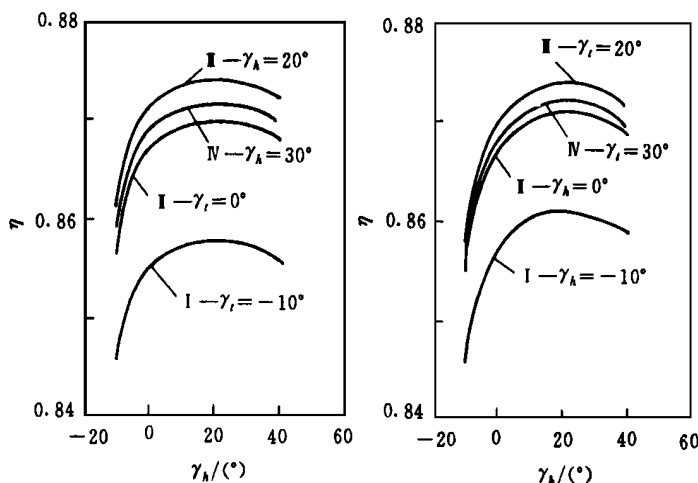


图 2 涡轮级效率随叶片倾角的变化关系

车中,通过串装实验表明,涡轮的作功能力明显增加,使得发动机耗油率下降了近 4%。

4 结 论

本文给出的涡轮性能预测方法是建立在求解 S_2 流面的流函数方程上的无粘经验损失模型准三元计算方法。它可应用于三维叶片成型设计的涡轮级性能的预测。通过算例的计算结果分析可知,准确的弯曲叶片损失大小的计算方法和合理损失栅后分布规律是正确预测涡轮级性能的关键。另外,此计算方法还可以用于初始弯曲优化设计。

参 考 文 献

- 1 于清. 弯扭叶片栅中损失的预测及在燃气轮机设计中的应用: [学位论文]. 哈尔滨工业大学二系, 1994
- 2 于清. 涡轮叶栅叶型损失数值模拟方法. 航空动力学报, 1997, 12(2): 197
- 3 Denton J D. Loss Mechanisms in Turbomachines. ASME Paper 93- GT- 435, 1993
- 4 Gregory- smith D G, Grave C P. Secondary Flows and Losses in a Turbine Cascade- Viscous Effects in Turbomachines. AGARD CP 351, 1983
- 5 谭春青. 透平叶栅中叶片的弯曲对流场性能影响的实验研究: [学位论文]. 哈尔滨工业大学动力工程系, 1993
- 6 Yaras M I, Sjolander S A. Prediction of Tip- Leakage Losses in Axial Turbines. Transactions of the ASME Journal of Turbomachinery, 1992, 114
- 7 徐文远, 于清, 杨弘, 王仲奇. 弯扭静子叶片的环形叶栅试验. 工程热物理学报, 1994, 15(3): 280

(责任编辑 魏星禄)

Numerical Simulation

PERFORMANCE PREDICTION OF BOWED VANE AXIAL- FLOW TURBINES

Yu Qing

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 210016)

ABSTRACT

A method for the performance prediction of axial- flow turbines with bowed and conventional vanes is presented, which uses flow function as control equation on S2 surface. Profile loss is calculated by numerical method on several S1 flow surfaces. Secondary loss and tip- leadage loss are empirically estimated with pitch- wide average loss- es along the cascade blades. The effect of the blade bowed angle on the secondary loss is tak- en into account. The comparison of the predicted results with experimental data confirms the feasibility of the method.

Key Words Performance analysis Prediction techniques Turbines

MEASUREMENT AND DETERMINATION OF AEROENGINE THRUST

Du Heling

(Chinese Gas Turbine Establishment, Jiangyou 610500)

ABSTRACT

It is difficult to measure the flight thrust of Aeroengine directly. It is determined now by calculation with mathematical relationships of the flight thrust to the physical quantities which can be measured directly. According to the definition and the expression of the thrust, as well as the conditions derived from them, a method of aeroengine thrust determination and its program are provided on the basis of engine part tests, model tests, engine ground test, altitude- simulation tests, and flight tests. At the same time, the important function of the altitude- simulation facility is also analyzed in respect of correct flight thrust determination.

Key Words Aircraft engines Thrust Measurement method

VALIDATION TESTS WITH A SCALE- MODEL FOR SURFACE SOUND PRESSURE PREDICTION OF PROPELLER AIRCRAFT

Wang Tongqing

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

ABSTRACT

An experimental research with a propeller aircraft scale model has been completed to obtain reasonably comprehensive data for validating its improved sound field model. Instead of the tests in anechoic windtunnel as abroad, the scale- model tests was accomplished in outdoor conditions. In the predicton of propeller noise in free field with the improved sound field model, the load data on the propeller blade surface were obtained from calculation of inverse problem. The measured results of sound pressure on the scale- model have been compared with that predicted by the improved sound field model in a reasonable a-