

涡轮叶栅叶型损失的数值模拟方法

北京航空航天大学 于 清**
哈尔滨工业大学 杨 弘

【摘要】 给出了一个计算亚、跨音涡轮叶栅叶型损失的数值计算方法。主流采用时间推进有限体积法求解积分型欧拉方程,并采用了局部网格修正技术;附面层采用全隐格式求解有限差分方程;在叶栅出口与远后方均匀流之间进行了叶片尾迹与主流的掺混损失计算。算例表明本文的数值方法可准确地预测涡轮叶栅的叶型损失。

主题词: 叶型损失 数值模拟 涡轮 叶栅流动
分类号: V231.3 V211.19

1 前 言

要正确预测叶栅的气动性能关键在于对流道内部各种损失的合理确定。工程设计中广泛应用的损失计算方法仍然是建立在大量实验数据基础上的经验计算公式^[1,2],所有的经验公式都只反映部分叶栅几何参数和气动参数同损失的变化关系。大量的数值计算及实验表明,叶片型面设计对叶栅流道内的损失有很大影响,局部型面的变化有可能引起叶片表面气流分离的发生。因此,损失经验计算公式的适用性就受到了很大的限制。本文数值模拟求解叶型损失的方法分为三步:(1)主流区无粘流场的计算,求得叶片表面的压力分布和速度分布;(2)叶片表面附面层的计算,确定附面层的特征参数以及叶栅出口附面层的速度形分布;(3)栅后的气流掺混计算。主流流场的求解是关键,合理的叶片表面压力分布,是附面层求解的前提,而附面层的计算结果又是掺混计算的出发点。

2 计算方法

2.1 主流场的求解

基本方程是建立在任意回转面的正交曲线坐标系下,不考虑气体的粘性,其中 $\theta = \text{const}$, 为子午面, $0 \leq \theta \leq 2\pi$, $n = \text{const}$, 为旋成流面, l 是与上述旋成流面正交的旋成面。根据流面假设,对于任意气流参数均有: $\partial/\partial n = 0$, $w_n = 0$ 。这样就将流动控制方程简化为二维,在绝热、无质量力的假设条件下,微分型的连续方程、运动方程和能量方程可由矩阵表示为:

$$Q_1(\partial/\partial a) + Q_2(\partial/\partial b) + Q_3(\partial Z/r\partial\theta) + Y = 0 \quad (1)$$

Z 为变量向量, Q_1, Q_2, Q_3, Y 为系数及常量矩阵^[3]。

方程组的定解条件为进口边界给定滞止总压 P^* , 滞止总温 T^* 及进口气流角 β_0 , 出口边

界当 $W_l \geq a$ 时不必给定, 当 $W_l < a$ 时, 给出口反压, 叶片表面给定固壁条件, 叶片前、后周期性区域边界给定周期性条件。

有限体积法的离散方程是从积分方程展开的, 将上述方程改写成散度形式, 再应用 Gauss 积分公式, 可得到相应的积分方程组。能量方程在均匀进口总温的条件下 ($h^* = \text{const}$) 可采用^[3]:

$$p = [(k-1)/k] \rho [h_0^* - (1/2)(W^2 + W_l^2) + (1/2)\omega^2 r^2] \quad (2)$$

计算域网格采用 H 型网格, 节点取为 17×61 , 叶片槽道内取 17×33 。为提高叶片前缘流场的计算精度, 对叶片前缘进行了局部 C 型网格修正计算, 它的初场来自 H 型网格计算结果。

2.2 附面层参数确定

叶片吸力面和压力面的附面层计算是在 STANT5 程序基础上完成的, 其基本算法采用的是有限差分法, 差分格式为全隐格式, 紊流模型则采用混合长度模型, 转捩点是按动量厚度雷诺数达到临界值为标志, 完全发展成紊流流态的假定在 2 倍转捩雷诺数 Re_{tran} 以后, 而转捩雷诺数取为 $Re_{tran} = 200.0$ 。在叶片前缘, 由于压力梯度很大, Coussa 流假设条件不再成立, 此时可以采用圆柱绕流的 Blasius 解来处理, 叶片前缘解析解的区域取在前缘楔角与叶片的交点处, 附面层的数值计算是从切点后开始的, 初始速度剖面采用圆柱绕流 Blasius 解析解的值。由于气流温度场不均匀, 定义了一个附面层焓损失厚度 Δ^* , 其表达式为:

$$\Delta^* = \int \frac{\rho u}{\rho_\infty u_\infty} \frac{h^* - h_\infty^*}{h^* - h_\infty^*} dy \quad (3)$$

2.3 栅后掺混损失计算

对栅后掺混计算取图 1 所示的控制体, 假定流片厚度不变, 有如下守恒型积分控制方程:

$$\left[\int_{-\Delta T}^{\Delta T} \rho u_x dy \right]_{te} - (\rho_\infty w_\infty \delta^*)_{p, te} - (\rho_\infty w_\infty \delta^*)_{s, te} = (\rho u_x S)_{exit} \quad (4)$$

$$\left[\int_{-\Delta T}^{\Delta T} (\rho u_x^2 + p) dy \right]_{te} - [\rho_\infty W_\infty^2 (\delta^{* *} + \delta^*) \cos \beta]_{p, te} + p_b \Delta T - [\rho_\infty W_\infty^2 (\delta^{* *} + \delta^*) \cos \beta]_{s, te} = [(\rho u_x^2 + p) S]_{exit} \quad (5)$$

$$\left[\int_{-\Delta T}^{\Delta T} (\rho u_x u_y) dy \right]_{te} - [\rho_\infty W_\infty^2 (\delta^{* *} + \delta^*) \sin \beta]_{p, te} - [\rho_\infty W_\infty^2 (\delta^{* *} + \delta^*) \sin \beta]_{s, te} = (\rho u_x u_y S)_{exit} \quad (6)$$

$$\left[\int_{-\Delta T}^{\Delta T} (\rho u_x h^*) dy \right]_{te} - [\rho_\infty u_\infty h_\infty^* (\delta^* + \Delta^*)]_{p, te} - [\rho_\infty u_\infty h_\infty^* (\delta^* + \Delta^*)]_{s, te} = (S \rho u_x h^*)_{exit} \quad (7)$$

上述方程左端参数取主流与附面层参数计算结果, 补充一个状态方程和热力学第一定律关系式, 就不难求出远后方出口的参数: $p, \rho, u_x, u_y, h^*, T$ 。 $F_1 F_2$ 截面的能量损失系数 ζ 为:

$$\zeta = 1 - V_2^2 / V_{th,2}^2 = [(p_0^* / p_2^*)^{[(k-1)/k]} - 1] / [(p_0^* / p_2^*)^{[(k-1)/k]} - 1] \quad (8)$$

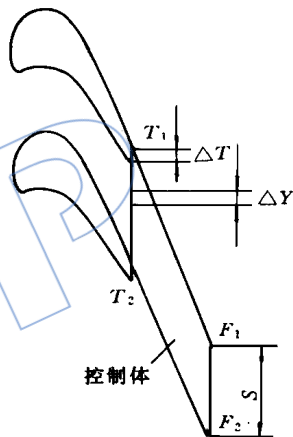


图 1 控制体示意图

3 几个验算算例分析

应用上述的计算方法求解了一高亚音涡轮静子叶栅(简称 NASA 叶栅^[4])、一跨音涡轮转子叶栅(简称 Hodson 叶栅^[5])和一小型发动机涡轮静子叶栅,(I31 叶栅)它们的特征参数如表 1。

表 1 叶栅的特征参数

参 数	Hodson 叶栅	NASA 叶栅	I31 叶栅
设计进口气流角(轴向)	38.8	0.0	0.0
设计出口轴向气流角(轴向)	- 53.9	- 57	- 58
安装角(轴向)	- 19.6	24.6	- 18.2
稠度(S/C_x)	0.6	0.98	0.86
喉道比(O/S)	0.585	0.52	0.5
前缘半径比(R_{le}/C_x)	0.016	0.0895	0.0798
后缘半径比(R_{te}/C_x)	0.01	0.0336	0.0252
设计等熵出口马赫数	0.71	0.82	0.78

图 2 是 NASA 叶栅出口处附面层特性参数随叶栅出口马赫数的变化,计算结果小于实验测量结果,这是由于实验叶栅高度较小造成的。图 3 给出了 Hodson 叶栅能量损失系数随出口

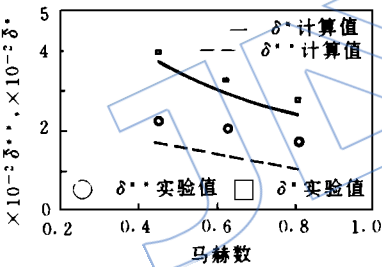


图 2 附面层相对参数随 Mach 的变化

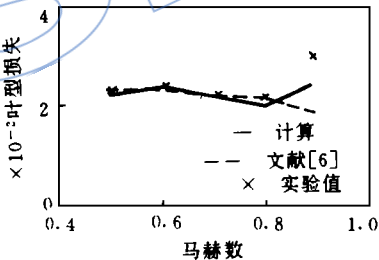


图 3 叶型损失随出口等熵 Mach 的变化

马赫数的变化,当出口马赫数大于 0.8 以后,能量损失值将增加,同试验趋势是吻合的,损失值

表 2 不同叶型损失模型的计算值比较

模 型	$Ma=0.3$	$Ma=0.73$	$Ma=0.766$	$Ma=0.8$
强国芳模型 ^[1]	0.025	0.0256	0.0257	0.0257
MB 模型 ^[2]	0.0278	0.0283	0.0287	0.0287
Alim 模型 ^[7]	0.0071	0.00676	0.0073	0.0073
KO 模型 ^[8]	0.0149	0.0141	0.0141	0.0141
本文计算结果	0.0158	0.0115	0.0117	0.0114

相差较大,这说明在较高出口马赫数的情况下,叶片表面及尾缘有可能存在分离,本文的计算方法,还不能考虑具有分离的流动。图上还给出了文献[6]考虑数值粘性后的计算结果。

对一小型发动机涡轮静子叶栅中部的叶型进行了叶型损失计算,同时还采用多种经验计算模型进行了计算,结果对比如表 2,多数经验公式给出的叶型损失预测值偏大,只有文献[7]的半经验附面层损失计算结果偏小,它是由于没有考虑栅后掺混造成的能量损失。文献[8]的叶型损失计算值同本文的计算结果相当。多数经验公式中都没有对出口马赫数进行修正。

4 结 论

给出了一个通过求解叶栅内无粘主流流场、叶片表面附面层特征参数及栅后掺混损失大小的涡轮叶栅叶型损失的数值计算方法,它适用于无分离的高亚音、跨音涡轮叶栅、反映在叶片表面参数变化上较平缓。任意回转面叶栅流场的计算可用作对叶片造型的修正设计,分析叶片表面参数分布,以此来判定叶片造型结果的好坏。而附面层参数及掺混损失计算结果可用对叶型性能的预测,同二次流等损失计算一起用于对级性能的评估。本文叶型损失的计算方法在能量方程的处理上考虑了温度场不均匀造成的能量损失。无粘主流计算方法在叶片尾缘处的处理有待于进一步完善。

参 考 文 献

- 1 Qiang K F, Chen N X. New Corections of the Two- Dimensional Turbine Cascade Aerodynamic Performance. J. Engineering for Power, Trans. of ASME, 1982, 104
- 2 Martelli F, Boretti. Development of an Experimental Correlation for Transonic Turbine Flow. ASME Paper 86- GT- 108
- 3 于清. 弯扭叶片栅中损失的预测及在燃气轮机设计的应用:[学位论文]. 哈尔滨工业大学博士论文, 1994
- 4 Warren J W, Edward M S, Thomas P M, Daniel E M. Cold- air Investgation of a Turbine for High- Temperature- Engine Aplication. NASA TND- 3751, 1967
- 5 Hodson H P, Doming, R G. Three- Dimensional Flow in a Low Pressure Turbine Cascade at its Design Condition. AM SE Paper 86- GT- 106. 1986
- 6 Xu L, Denton J D. Numerical Prediction of Turbine Profile Loss ASME Paper 90- GT- 311, 1990
- 7 Alim A. A Semi- analytical Blade Loss Predicton Method for High Subsonic and Supersonic Exit Flow. ASME Paper 84- GT- 2, 1984
- 8 Kacker S C, Okapuu U. A Mean Line Prediction Method for Axial Flow Turbine Efficiency. ASME Paper 81- GT- 58, 1981

(责任编辑 魏星禄)

interface coherent layer enhances the combination strength between TBC and substrate significantly, increases the thermal burst resistance, improves the surface smoothness. The operating temperature of the blades with TBC is enhanced up to 200°C– 300°C higher than that of the blades without TBC. The thermal barrier coating not only can be applied to turbine blade, but also has a significant effect on the surface protection of the combustor and jet exhaust nozzle of aeroengine.

Key Words Aircraft engines Heat insulation layer Mechanical properties

TECHNICAL NOTES

A MODEL EQUATION FOR SIMULATING FLOW- FIELD IN MULTIROW AXIAL TURBOMACHINES

Ji Lucheng, Guo Enmin, Meng Qinguo, Zhou Sheng

(4th Dept. *Beij ing University of Aeronautics and Astronautics, Beij ing* 100083)

ABSTRACT In order to simulate the flow- field in multirow turbomachines, a model equation, named Time- averaged Effect Navier- Stokes equation, (hereafter referred to as TENS equation) has been firstly deduced. This TENS equation was obtained from ensemble average and time average processes in succession. As distinguished from Renolds- averaged N- S equation, the TENS equation has time- averaged stresses and time- averaged energy source terms to consider the zero order unsteady effect. As a result, it gives a better engineering method to transmit parameters across the interface of neighbour blade rows.

Key Words Turbomachines Flow field simulation Multistages

A NUMERICAL METHOD FOR PREDICTING TURBINE PROFILE LOSS

Yu Qing

(4th Dept. *Beij ing University of Aeronautics and Astronautics, Beij ing* 100083)

Yang Hong

(2th Dept. *Harbin Institute of Technology, Harbin* 150001)

ABSTRACT A new numerical method for predicting the profile loss of turbine blades in subsonic and supersonic flows is presented. The profile loss consists of two parts: friction loss in the boundary layer on pressure and suction surfaces and mixing loss due to the interaction between wake and mainstream. A time- marching finite- volume Euler solver is used for mainstream calculation while a finite- difference computation for the boundary layer. A local C- grad correction is used in mainstream calculation and a full implicit difference scheme is applied to the boundary layer calculation. On the basis of mass, momentum and energy consrvation laws, the mixing loss is obtained between cascade exit and the far uniform downstream and compared with several experimental data. It is shown that this numerical method can make quite precise prediction of turbine blade profile loss.

Key Words Profile losses Numerical simulation Turbines cascade flow