

两级涡轮三维无粘定常流场的数值模拟

哈尔滨工业大学 顾发华* 刘凤君 冯国泰 王仲奇

【摘要】 采用三阶精度 TVD 格式和隐式近似因子分解方法, 求解了某型航空发动机两级低压涡轮的三维稳态流场。控制方程为欧拉方程组, 流动损失以分布体积力的形式加入到方程组中。动静叶之间的参数传递采用了一种新的周向平均模型, 基于连续流场的假设, 各列叶栅的进出口条件采用了新的给定方法。为了证实本文方法的可靠性, 与 S_2 流面计算的结果进行了比较。

主题词: 涡轮 稳态流场 数值模拟

分类号: O357.5

1 计算方法

多列叶栅三维无粘流场计算与单列叶栅相比, 优点在于它不需要人为给定叶栅后的静压在展向的分布规律。文献 [1] 已证实栅后静压分布规律对流场的性质和计算的收敛性有很大的影响。与通流计算或准三维计算相比, 多列叶栅三维流场的连算不需要对流面形状做任何假定和修正, 所以, 多列叶栅三维流场的计算能够比较真实有效地模拟叶轮机内的流动状况。根据各列叶栅的流场在各自的相对坐标系中是定常的假设^[2], 提出了一种新的周向平均方法, 使得在比较短的轴向间隙的情况下, 周向平均对上游叶栅流场的影响大大减小。据此模型采用三阶精度 TVD 格式和隐式近似因子分解时间推进方法求解了某型航空发动机两级低压涡轮的跨音三维流场。

采用的控制方程为任意曲线坐标系 (ξ, η, ζ) 中以柱坐标速度分量 (u, v, w) 表示的弱守恒型三维欧拉方程:

$$(\partial U / \partial \alpha) + (\partial E / \partial \xi) + (\partial F / \partial \eta) + (\partial G / \partial \zeta) = H \quad (1)$$

其中

$$= D \cdot \begin{pmatrix} \rho & \rho \bar{u} & \rho \bar{v} & \rho \bar{w} & -\rho v / r \\ \rho u & p \xi_x + \rho u \bar{u} & p \eta_x + \rho u \bar{v} & p \zeta_x + \rho u \bar{w} & \rho (-uv + f_x) / r \\ \rho v & p \xi_r + \rho v \bar{u} & p \eta_r + \rho v \bar{v} & p \zeta_r + \rho v \bar{w} & \rho [(w + \Omega)^2 - v^2 + f_r] / r \\ \rho w & p \xi_\theta / r + \rho w \bar{u} & p \eta_\theta / r + \rho w \bar{v} & p \zeta_\theta / r + \rho w \bar{w} & \rho [-2v(w + \Omega) + f_\theta] / r \\ e & (e + p) \bar{u} & (e + p) \bar{v} & (e + p) \bar{w} & \rho v \Omega^2 - (e + p) v / r \end{pmatrix}$$

1994 年 3 月收到; 1994 年 5 月收到修改稿。 * 本项目受国家自然科学基金和国家教委基金资助。

** 哈尔滨工业大学动力工程系 241 教研室 150001

$\bar{u}, \bar{v}, \bar{w}$ 分别为 ξ, η, ζ 三个方向的速度逆变物理分量。

$$(\bar{u}, \bar{v}, \bar{w})^T = J^{-1}(u, v, w)^T \quad (2)$$

J 为雅可比转换矩阵, $J = \alpha_{x,r,\theta} / \alpha_{\xi,\eta,\zeta}$, J^{-1} 为其逆, D 为 J 的行列式。由于燃气的比热比变化不大, 这里近似采用了理想气体状态方程:

$$e = p / (Y - 1) + \rho / 2 \cdot (u^2 + v^2 + w^2) \quad (3)$$

每列叶栅的控制方程在各自的相对座标系中表示, 即座标系随叶栅一起绕透平轴 x 转动, 其转速为 Ω 。因此本文的方法能够计算多轴轴流式燃气涡轮的流场。

(1) 式中 $\vec{f} = f(f_x, f_r, f_\theta)$ 为单位质量流体受到的粘性力。假定在考虑损失的无粘流场中沿流线滞止(转)焓不变, 并且假定粘性力的方向与流线的切线方向一致, 那么可以得到粘性力的表达式^[3]。方程(1)的求解采用了隐式近似因子分解时间推进方法, 通量项采用三阶精度有限差分 TVD 格式表示。详细的差分和求解过程参见文献[4]。

计算网格采用了近似 H 型网络, 尽量保证网格在壁面上的正交, 以减少壁面的数值粘性。在轴向间隙中相邻两列叶栅的网格不重迭, 如图 1 所示。

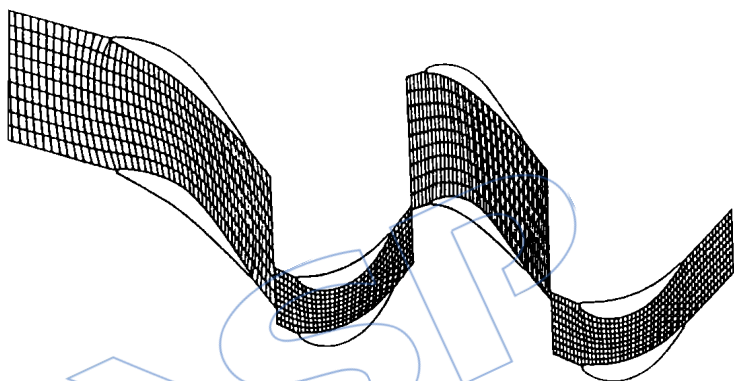


图 1 计算网格

为了计算上下游叶栅相互影响的平均效应, 采用的方法有别于文献[1, 2]。基于多列叶栅的时间平均稳态流场是连续的(除各种强弱间断外)假设, 只给定第一列叶栅进口边界条件(总温、总压和气流角)和末列叶栅的出口边界条件(静压及其沿叶高分布)。流场内部各排叶栅的进口全部(ρ, p, w)由交界面上游相应参数质量加权周向平均得到; 各排叶栅的出口只给出静压沿高分布, 由交界面下游静压按同样平均方法得到。由于叶栅出口参数的周向分布规律只有静压是人为规定的, 所以本文的平均方法对交界面上游流场的影响较小。但缺点是如果轴向间隙很短, 不足以消除流场的周向不均匀性, 那么流场在交界面上是间断的。

本文的算例由于轴向间隙较小, 从图 2 可以明显看出周向平均对交界下游叶栅进口流场的影响。

2 计算结果及 S_2 流面计算的对比

计算了某型航空发动机低压两级涡轮的三维流场, 其上游的高压涡轮反向旋转, 因此该低压涡轮的进口参数沿叶高是不均匀的。在 486/66 微机上, 在比较好的初场基础上迭代 800 步收敛, 收敛残差的无穷范数为 $1.0E-4$, 计算单元数为 $192 \times 9 \times 9$, CFL 数取 4.0, 耗时约两小时。表 1 列出了本文方法和俄罗斯中央航空发动机研究院 S_2 流面程序计算的涡轮总体性能参数。可以看到, 本文方法计算的流量, 稍大于 S_2 流面, 总功几乎相等, 但两级功的分配有所不同。这种差别的原因是三元方法加入的损失较小, 使涡轮效率偏高。如果涡轮效率相近, 三元方法的流量低于 S_2 流面方法 2%~3%。

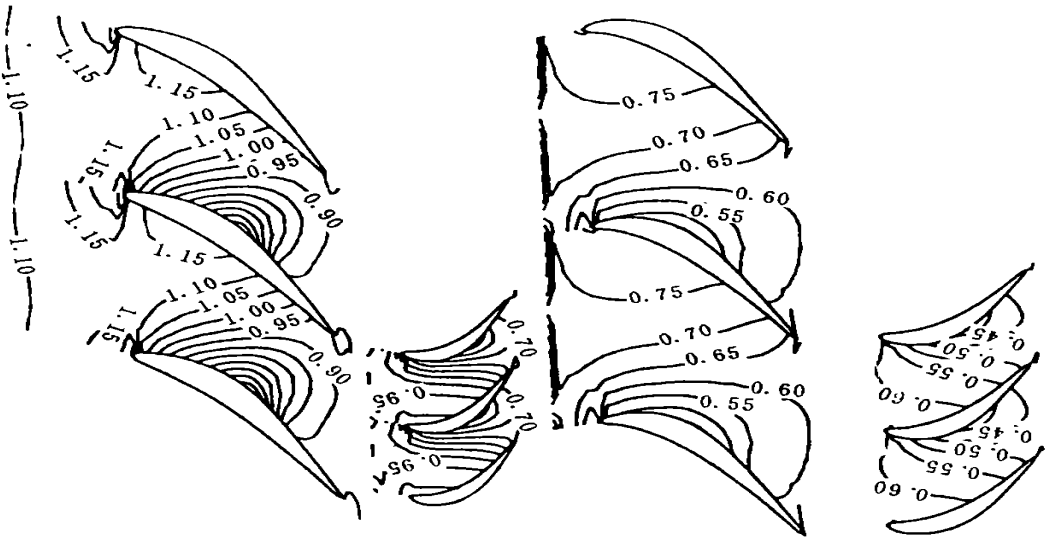


图 2 中部截面静压分布

表 1 涡轮总体性能参数

计 算 方 法	功 率		流 量			
	1 级	2 级	1 列	2 列	3 列	4 列
本文方法	1.072	0.726	1.0237	1.0263	1.0293	1.0295
S ₂ 流面	1.000	0.824	1.0000	1.0000	1.0000	1.0000

本文方法得到的效率是在通过粘性力 $\vec{f}$ 引入的能量损失系数低于 S_2 流面计算的情况下得到的,这说明本文方法具有一定的数值粘性。产生数值粘性的原因有两个:一个是有限差分方法引起的截断误差,但本文采用了三阶精度格式,有限差分引起的数值粘性是很小的,这正是本文降低数值粘性采取的措施;第二个原因,也是主要的原因是网格畸变引起的计算误差。与通流形状相比,三元流道形状复杂,结构网格造成的畸变难以避免。

图 3、4 分别比较了本文方法和 S_2 流面计算得到的反动度、出口气流角沿叶高的分布(图 3 中—、—分别为第 1 级、第 2 级 S_2 流面,*、 Δ 分别是第 1 级、第 2 级本文计算。图 4 中—、—分别为 S_2 流面计算的 α 、 β ,*、 Δ 分别为本文计算的 α 、 β)。由图可见,第 1 级反动度吻合的相当好,而第 2 级反动度大于 S_2 的计算结果,产生的原因可以从气流角的对比分析中得到。第 1 级导叶进口没有攻角,因此两种方法的出口气流角相当吻合(图 4a)。第 1 级动叶出口相对气流角 β_2 基本一致,而叶片上半部三元计算的出口绝对气流角 α 小于 S_2 流面计算结果,这说明三元计算得到的气流出口速度大于 S_2 的计算结果,也就是三元计算动叶顶部气流膨胀程度较大,因此第 1 级的反动度三元计算稍大于 S_2 流面计算。这是由于 S_2 流面计算过

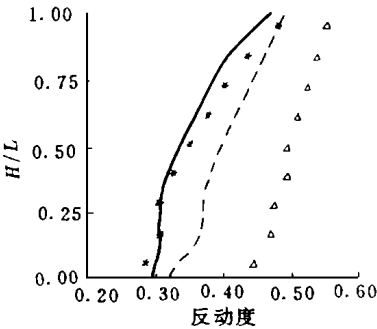


图 3 反动度比较

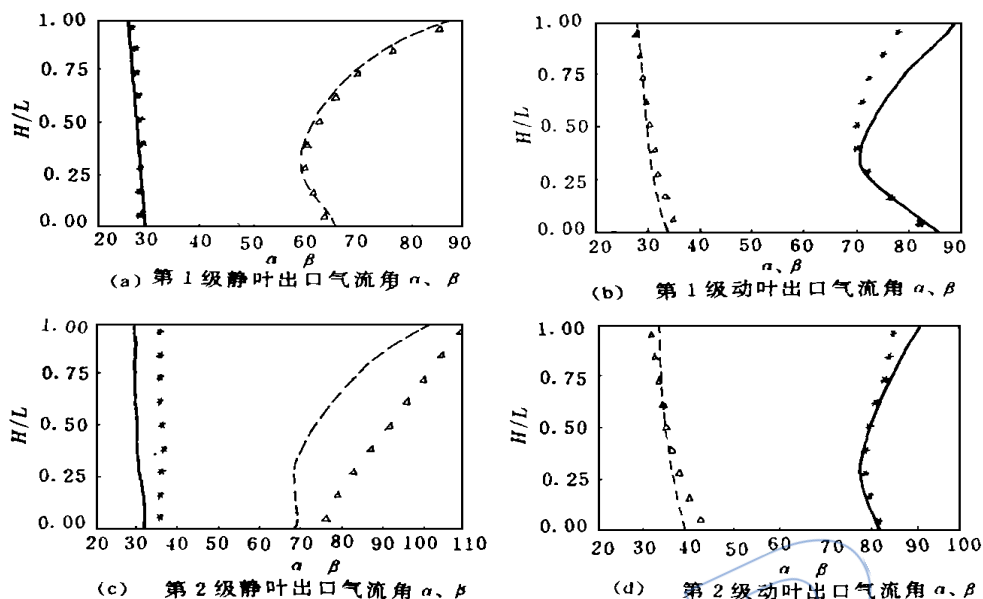


图 4 出口气流角比较

程中顶部考虑了漏气损失,而三元计算未考虑。第 2 级静叶两种计算方法都存在正攻角, S_2 流面计算由于流面形状基本与流道中心线一致,所以不能反映攻角的存在,因而计算得到的第 2 级导叶出口气流角基本与有效几何出气角一致。与此形成对比,三元计算表明,由于正攻角的存在,使第 2 级导叶中的膨胀程度减弱,所以出口气流角大于 S_2 流面计算结果。第 2 级动叶对攻角不敏感,因此其出口气流角基本吻合于 S_2 流面计算结果。

结束语 采用三阶精度 TVD 格式计算了某型航空发动机两级低压涡轮的三维定常流场。与 S_2 流面计算结果的比较证实了本文方法的可靠性,同时也说明对于攻角比较敏感的叶栅,其流场的三元计算更能反映叶栅的真实流动。由此我们可以推论,进行变工况的多级三元流场计算将会明显优于 S_2 流面计算。

多级计算由于轴向间隙的限制,网格畸变会导致较大的数值粘性,因而在给定同等损失的情况下,三元多级计算的涡轮效率会低于 S_2 流面的计算结果。所以在多级流动情况下,采用高精度差分格式和比较合理的交界面处理方法,构造小畸变网格是提高计算精度的有效措施。

参 考 文 献

- 1 Dawes W N. Toward Improved Throughflow Capability: The Use of Three- Dimension Viscous Flow Solvers in a Multi-stage Environment. Transaction of the ASME, J. of Turbomachinery, 1992, 114: 8- 17
- 2 Arts T. Calculation of the Three- Dimensional, Steady, Inviscid Flow in a Transonic Axial Turbine Stage. Transaction of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107: 286- 292
- 3 Jennions I K. A Quasi- Three- dimensional Turbomachinery Blade Design System: Part I - Throughflow Analysis. Transaction of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107: 301- 307
- 4 顾发华, 王仲奇, 杨弘, 冯国泰. 一种求解透平叶栅三维流场的高精度 TVD 格式. 航空动力学报, 1994, 9(1): 10- 14

(责任编辑 魏星禄)