

某型两级涡轮变比热容三维定常 流场的数值模拟^{*}

袁 宁 张振家

王松涛 顾发华 冯国泰

(航天工业总公司 31 所, 北京, 100074)

(哈尔滨工业大学动力系, 哈尔滨, 150001)

摘 要: 通过求解由粘性力引入损失的 Euler 方程, 模拟了某型两级双轴涡轮的内部稳态流场。计算采用了变比热容, 用“混合平面法”对叶列间的相互干扰进行了处理, 结果表明总体参数的计算值与发动机试验相吻合。

主题词: 二级涡轮, 三维流, 定常流, 流动分布, 比热, 数值仿真

分类号: V235.113

NUMERICAL SIMULATION OF THREE-DIMENSIONAL STEADY FLOW FIELD WITH VARING SPECIFIC HEAT IN A TWO-STAGE TURBINE

Yuan Ning Zhang Zhenjia

(The 31st Research Inst., Beijing, 100074)

Wang Songtao Gu Fahua Feng Guotai

(Dept. of Power Engineering, Harbin Inst. of Technology, Harbin, 150001)

Abstract: The internal flow field of a two-stage turbine with double shafts was simulated by solving the steady Euler equation with loss model. The varying specific heat was considered because the range of temperature in multistage turbine was very wide. The interaction between the stator and the rotor was dealt with the method of “mixing plane”. The results show that the total parameters agree well with the experiments, The internal flow field is shown in detail.

Subject terms: Two-stage turbine, Three dimensional flow, Steady flow, Flow distribution, Specific heat, Numerical simulation

1 引 言

多级涡轮的内部流动是极其复杂的三维流动,而且叶列间存在着非常强烈的相互干扰,以往准三元计算与单个叶栅排计算对此无法考虑,因而它们描述的多级涡轮流场结构同真实的物理流动存在着比较大的偏差。同时多级涡轮在很大的温度范围内工作,比热容变化的因素对流场气动参数的影响也是非常大的。所以本文采用了多级变比热容三元计算方法对某型两级双轴涡轮进行了数值模拟。

^{*} 收稿日期: 1998-04-21, 修回日期: 1998-08-21, 本课题系国家自然科学基金资助项目, 编号: 59636189

2 数值方法

本文所采用的工程计算方法忽略了动、静叶间非定常流动的干扰,认为各叶栅内部流动是相对稳定的。各叶片排在同一个时间层被看作是相对独立的系统,通过“混合平面”传递参数。同时考虑到变比热容的情况。

2.1 基本方程

用考虑粘性力的 Euler 方程组求解多级涡轮三维稳态流场。方程组在任意曲线坐标系中以柱坐标速度分量 (u, v, w) 表示成弱守恒形式^[1]。式中 $f = (f_z, f_r, f_\theta)$ 为单位质量流体所受到的粘性力矢量。假定粘性力 f 方向与流线的切线方向一致,则粘性力 $f = \frac{\tau w}{W^2} \cdot T \Delta S$, 式中: $W^2 = u^2 + v^2 + w^2$ 。熵增 ΔS 由能量损失系数 ζ 给出。现有各损失模型或实验数据只能提供损失系数 ζ 在出口截面周向平均值沿叶高的分布。采用人为的半经验方法将损失系数 ζ 分配到三维空间的计算单元上。微分方程的离散采用了三阶精度的 Godnov 格式,它具有 TVD 的性质。

2.2 叶列间处理

叶列间处理是多级计算的重要环节。一个好的叶列间处理可以更好地描述动、静叶之间的相互干扰现象。本文采用的是“混合平面”法。着眼于流量、动量、总能量、焓和熵的守恒性,选取 $\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho p$ 作为平均处理量。这种平均模型可以保证流量、动量在混合前后保持守恒,同时总能量在混合后减小的幅度和熵在混合后增加的幅度都很小。

由于涡轮中动、静叶在通常的情况下的间隙比较小,这样动、静叶的进出口边界就十分靠近前后缘,从而引起附加误差。采用无反射边界条件可以很好的解决这一问题。Giles^[2]曾提出了一个完善的无反射边界条件,但使用起来比较复杂。本文采用的是 Dawes^[3], Denton^[4]的一个简化的近似无反射边界条件——外推边界条件。但“混合平面”法只考虑叶片展向流场的不均匀性变化,而忽略了周向的不均匀性变化。由于进出口边界与叶片的前后缘距离很近,在边界上存在着很强的周向不均匀。所以采用了外推周向不均匀性的做法,在混合平面上只保证其周向平均值等于上(下)游传递来的周向平均值,使本列的周向不均匀性在进出口边界上得到体现。

2.3 变比热容计算

崔济亚教授曾指出了变比热容在叶轮机械计算中的必要性和可行性^[5]。在定比热容计算中,认为比热容是与温度无关的常数,其比热容可以选取某一温度(如平均温度、状态的起始温度或终止温度)的比热容值。但当起始温度或终止温度的差异较大时,比热容值的差异也较大,计算的准确性也就降低了。在多级涡轮计算中,尤其当级数越多时这种差异就越大。所以采用变比热容计算是十分必要的。本文所指的变比热容计算是在求解气动热力参数时,比热容是随温度变化的,任意一个温度都有与其对应的热力参数。在气动计算时,函数关系只能通过积分的关系来表达。这样计算的准确性提高了,计算速度要慢一些。

3 计算结果与分析

三维计算网格为 $137 \times 11 \times 11$,这对于无粘计算是足够的。由于是双轴涡轮,所以高低压涡轮转速不一致,其中高压涡轮动叶转速为 49.04 kr/min,低压涡轮动叶转速为 29.5 kr/min。两级流量的计算结果是,高压涡轮静叶为 5.64 kg/s,动叶为 5.67 kg/s;低压涡轮静叶

为 5.51 kg/s, 动叶为 5.56 kg/s。两级涡轮各叶栅排的流量最大相对偏差为 2.8%。这充分说明这种级间处理和变比热容的计算方法可以很好地保证流量守恒性。以往的单列叶栅排三维计算需要给定远方来流和出口条件, 而这一条件在实际叶栅中是不存在的, 所以动、静叶和各级之间的流量相差很大; 并且动、静叶进出口参数分布也无法体现它们之间的相互干扰。从算例可以看出本文的计算方法很好地解决了这一问题计算值与发动机试验值 5.7 kg/s 相吻合。

从图 1 沿相对弦长 r 马赫数在叶片表面的分布可以看出, 在高压导叶根部、中部、顶部截面, 3 叶片气流无论在吸力面还是压力面加速平缓, 没有出现较大的逆压梯度, 基本上属于均匀加载叶型。高压动叶根、中部存在着正攻角, 气流在吸力面前缘大曲率作用下加速较快, 在压力面气流加速平缓 (见图 2)。在低压导叶根、中部存在着正攻角, 在根部 80% 弦长处气流膨胀加速形成激波, 激波后速度降低、压力升高, 损失较大; 在中部 70% 弦长以后也存在着一个较大区域的扩压段 (见图 3)。低压动叶沿叶高根、中、顶部均存在着较大的正攻角, 其中根部气流在前缘加速形成较强激波; 在中部、顶部叶栅出口处 (80% 弦长以后) 也存在较大的逆压梯度 (见图 4)。

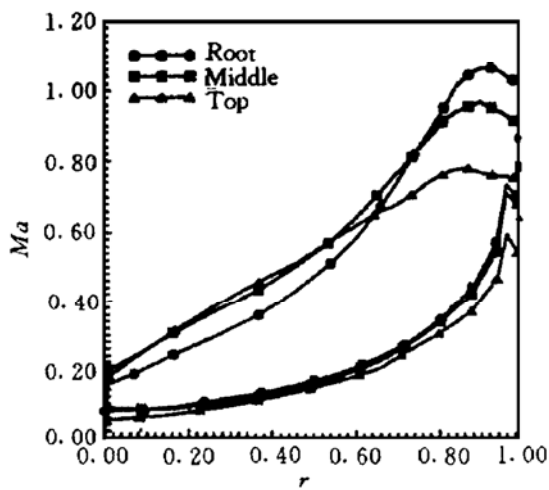


Fig. 1 Ma profiles in the first stage stator

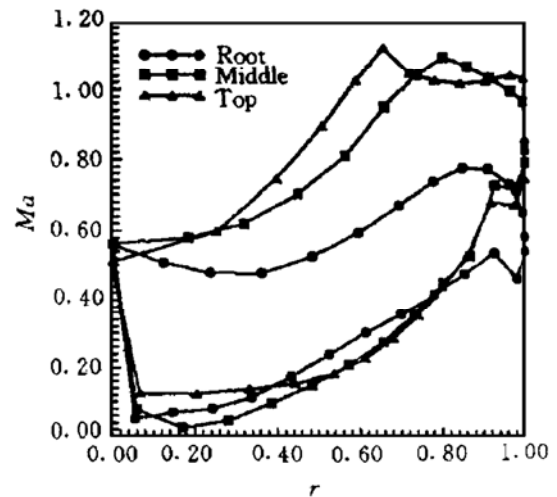


Fig. 2 Ma profiles in the first stage rotor

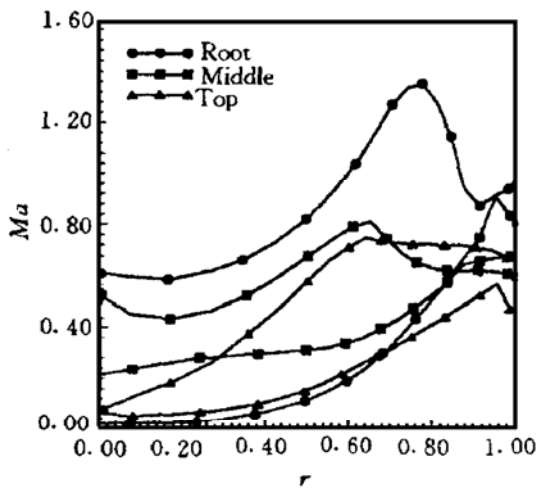


Fig. 3 Ma profiles in the second stage stator

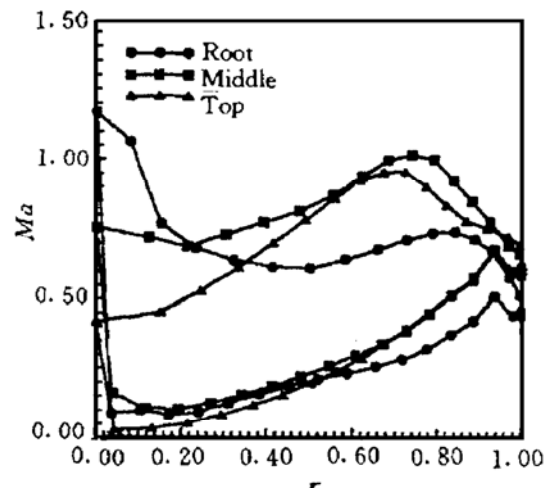


Fig. 4 Ma profiles in the second stage rotor

从图 5 中无量纲静压等值线在通流槽道中部的分布可以看出, 在高、低压涡轮的动、静叶之间, 以及高、低压涡轮之间的静压的等值线具有良好的连续性。这说明本文的这种级间处理方法很好地解决了由于级间平均传递参数而造成的在叶栅进出口边界上的参数的不连续性。

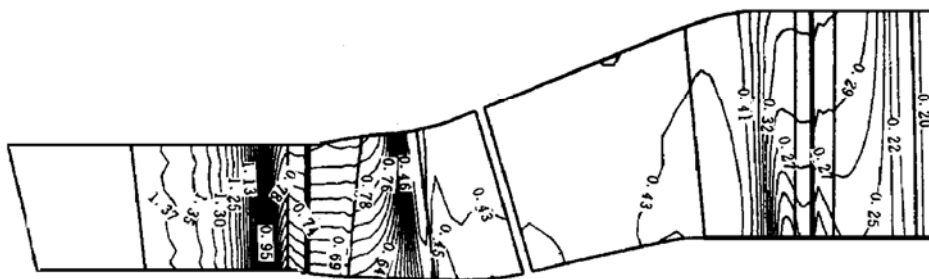


Fig. 5 Contours of non-dimensional static pressure on meridional plane in the middle of the channel

图 6 为叶片中部及叶片与叶片流道内马赫数的等值线分布。可以看出各叶栅排进出口周向不均匀性。低压涡轮静叶由于子午流道扩张造成的静叶进口正攻角较大而在叶盆前缘形成的驻点, 以及高、低压涡轮动叶背弧后缘气流加速过快而形成的扩压段都清晰地显示出来。

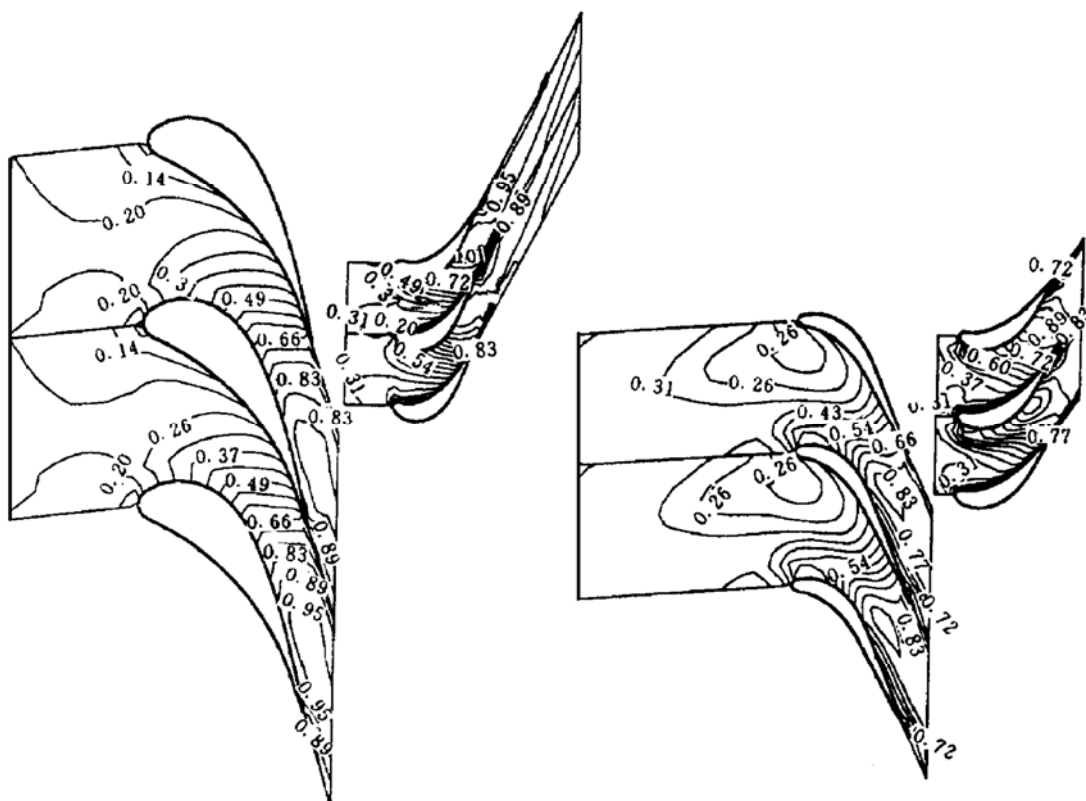


Fig. 6 Contours of Mach number at the mid-span

从图 7 的流线在 S_2 流面近壁面的分布可以看出, 在低压导叶顶部进口由于高、低压涡轮过渡段在顶部的非常大的扩张角, 使得气流在顶部扩压流动十分激烈。在强大的逆压梯度作用下低压导叶压力面顶部前缘有可能产生分离现象。

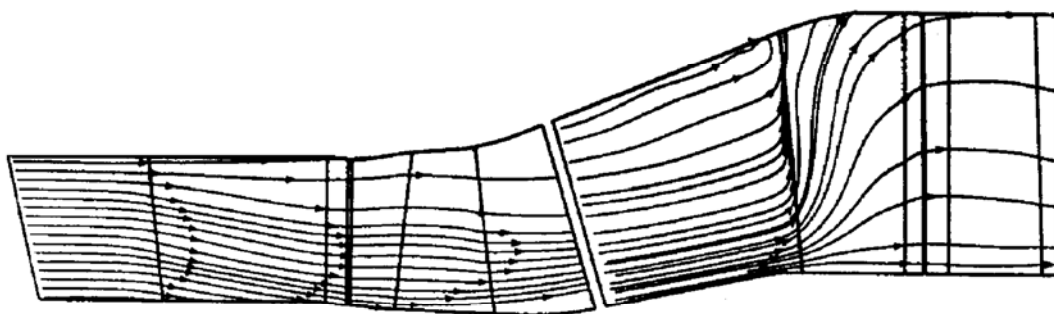


Fig. 7 Streamline on the blade surface (the suction surface of stator and the presser surface of rotor)

参 考 文 献

- 1 顾发华. 采用高精度 TVD 格式的涡轮三维流场求解方法及其应用: [学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1994.
- 2 Giles M B. Nonreflecting boundary condition for Euler equation calculation. AIAA Journal, 1990, 28, (12): 2 050~2 058
- 3 Dawes W N. Toward improved throughflow capability: the use of three dimensional viscous flow solvers in multistage environment. ASME J of Turbomachinery, 1992, 114: 8~17
- 4 Denton J D. The calculation of three dimensional viscous flows through multistage turbomachines. AMSE J of Turbomachinery, 1992, 114: 18~26
- 5 崔济亚. 变比热气动函数式及计算的精确解和近似解. 工程热物理学报, 1986, 7 (3)

简 讯

固液火箭发动机设计新概念

为提高固液火箭发动机固体燃料药柱的衰减速率(燃速), 美国轨道科技公司(ORBITEC)报道了一个新的设计概念。新设计不用有许多燃烧通道的车轮形药型, 而在一个圆柱形单中心通道燃料药柱中, 采用一个正旋转的、逆流燃烧旋涡体, 使喷注的氧化剂能沿壁迅速旋转, 造成很大的加速燃烧, 然后逐渐迁移至通道中心位置, 旋转减缓并排出喷管。这种设计可使固体燃料的燃速提高到原来的 10 倍, 从而使燃料的装填系数和燃烧效率都有比较大的提高。这种设计还实现了只有用二次喷注才能管理混合比的能力。

ORBITEC 计划在 1998 年底进行这种 2.22 kN 推力固液发动机的热试车。若采用的旋涡体设计能达到预期的目的, 则在许多助推发动机和二级发动机的应用中, 固液发动机就安全、简单、重复使用和低成本方面更具有竞争性。

另外, ORBITEC 还研究了以固相深冷气体为药柱的固液发动机, 这类深冷凝固气体有氢、甲烷、氨、乙炔或过氧化氢。采用这种深冷固化推进剂, 在密度方面可得到大约 30% 的益处, 同时还可以使用高能量密度材料作为支撑网格。美国空军火箭推进管理局正在进行类似的实验, 结果令人满意, 已经开始提供这种先进固液发动机设计的依据和工作经验。

莫 宫 供稿