

含湍流和多种三维作用的 多级轴流压气机子午流计算程序

清华大学

李士明^{*}

北京航空航天大学

陈矛章

【摘要】 径向掺混计算在高级负荷和低展弦比结构的多级轴流压气机流场分析和设计中具有重要作用。作者已用严格理论表明,这一掺混是由湍流和多种三维流动因素作用决定的。本文给出将这一严格理论转化成为工程计算程序的方程组、数值方法及有关细节。其中,给出耗散项的关联项、压力—速度关联项、密度周向非均匀变化量的处理方法,同时,引入一个新的转焓表达式以简化问题。计算结果与 5 台压气机的试验结果相吻合,而且表现为优于其它理论的结果。此程序计算速度快,收敛性好。在一定的亚音流范围内可以投入实际应用并可望能获得好的结果。

关键词: 径向掺混 子午流 周向非均匀 湍流 计算机程序

1 前言

近期,作者用严格的理论得到了多级轴流压气机子午流场的方程组^[1],这一方程组包含许多相关项,这些相关项表明了压气机子午流场径向掺混的确切机制:即这一径向掺混是由分子运动、小尺度的湍流、大尺度的周向非均匀三者决定。其中,小尺度的湍流脉动是三维流场剪切结构产生的,而不仅仅是子午二维流场本身。另一方面,周向非均匀也包含多种大尺度三维流动因素作用。然而,这些相关项使对这一方程组求解带来困难。作者在研究求解这一方程组中同时规划了两种途径,一是通过引入掺混系数使方程组不含未知相关项从而求解方程组,如文献[2]。另一是本文所采取的途径,即通过逐一模拟或分析处理这些相关项后求解方程组。本文引用作者在文献[3、4]中分别发展的多级轴流压气机流场周向非均匀对子午流场的作用模型和子午流场计算中考虑三维剪切作用的湍流模型对这些关联项进行处理,计算结果与 5 台压气机的试验结果进行了对比。

2 基本方程组及其关联项的处理

多级轴流压气机子午流场基本方程组采用文献[1]中(9)~(15)式(在文献中已说明了符号)。柱坐标系下的基本方程组是

连续方程
$$\frac{\partial}{\partial r}(\lambda r \tilde{\rho} \bar{w}_r) + \frac{\partial}{\partial z}(\lambda r \tilde{\rho} \bar{w}_z) = 0 \quad (1)$$

各个方向的动量方程

$$\frac{D\bar{w}_r}{Dt} - \frac{\bar{v}_\theta^2}{r} = -\frac{1}{\lambda \tilde{\rho}} \frac{\partial(\lambda \tilde{p})}{\partial r} + \frac{1}{\lambda r \tilde{\rho}} \left[\frac{\partial}{\partial r}(\lambda r M a_{rr}) + \frac{\partial}{\partial z}(\lambda r M a_{rz}) - \lambda M a_{\theta\theta} \right] + \frac{F_{rl} + F_{rv}}{r \tilde{\rho}} \quad (2)$$

$$\frac{1}{r} \frac{D(r\bar{V}_\theta)}{Dt} = \frac{1}{\lambda\tilde{p}} \left[\frac{\partial}{\partial r} (\lambda r Ma_\theta) + \frac{\partial}{\partial z} (\lambda r Ma_{\theta z}) + \lambda Ma_{\theta\theta} \right] + \frac{F_\theta + F_{\theta v}}{r\tilde{p}} \quad (3)$$

$$\frac{D\bar{W}_z}{Dt} = -\frac{1}{\lambda\tilde{p}} \frac{\partial(\lambda\tilde{p})}{\partial z} + \frac{1}{\lambda\tilde{p}} \left[\frac{\partial}{\partial r} (\lambda r Ma_{zr}) + \frac{\partial}{\partial z} (\lambda r Ma_{zz}) \right] + \frac{F_{zI} + F_{zV}}{r\tilde{p}} \quad (4)$$

其中,切向叶片力采用 $F_v = -r\tilde{p}\bar{T}(\partial S_L/\partial m)$ 模拟, S_L 是叶片总压损失对应的熵。熵方程

$$\bar{T} \frac{DS^m}{Dt} = \frac{1}{\lambda\tilde{p}} \frac{(\bar{a})}{\nabla} \cdot \left(\frac{(\bar{a})}{\lambda K \nabla T} - \frac{(\bar{a})}{\lambda \rho h \bar{W}} - \frac{(\bar{a})}{\lambda \rho h \bar{W}} \right) + \frac{1}{\tilde{p}} \left[\Phi_m + \Phi + \Phi + \frac{Q}{\lambda} \right] \quad (5)$$

由于文献[1]中得到的转焓方程(13)式包含许多以前未研究的相关项,本文计算中不引用它。

$$\text{焓方程} \quad \frac{D\bar{h}}{Dt} = \frac{1}{\lambda\tilde{p}} \frac{D(\lambda\tilde{p})}{Dt} + \bar{T} \frac{D(S^m)}{Dt} + \frac{1}{\tilde{p}} \left[\frac{(\bar{a})}{\bar{W} \cdot \nabla P} + \frac{(\bar{a})}{\bar{W} \cdot \nabla \tilde{p}} \right] \quad (6)$$

其中,湍流脉动速度与压力关联项一般计算中假设它很小并忽略不计^[5];另一周向非均匀速度与压力关联项用量级分析可知它的量级较小,也可以忽略。另外,为了便于方程组的求解,本文定义一个计算平均转焓 I^m , $I^m = \bar{h} + \bar{W}^2/2 - \omega^2 r^2/2$ 。这一计算平均转焓与子午流场的转焓 $\bar{I}$ (指实际流场转焓通过质量加权概率平均和质量加权周向平均的量)不同。通过上述各个方程式,我们可以导出计算平均转焓的方程为:

$$DI^m/Dt = W_o + \bar{T}(D/Dt)(S^m - S_L) \quad (7)$$

其中

$$W_o = \frac{1}{\lambda\tilde{p}} \left\{ \bar{W}_r \left[\frac{\partial}{\partial r} (\lambda r Ma_{rr}) + \frac{\partial}{\partial z} (\lambda r Ma_{rz}) - \lambda Ma_{\theta\theta} \right] + \bar{W}_\theta \left[\frac{\partial}{\partial r} (\lambda r Ma_{r\theta}) + \frac{\partial}{\partial z} (\lambda r Ma_{\theta z}) - \lambda Ma_{\theta\theta} \right] + \bar{W}_z \left[\frac{\partial}{\partial r} (\lambda r Ma_{zr}) + \frac{\partial}{\partial z} (\lambda r Ma_{zz}) \right] \right\}$$

显然,这一转焓方程包含比文献[1]中转焓方程(13)式少得多的未知关联项。

对不可压流动,密度周向非均匀的大小为零。在可压二维子午流框架中,密度周向非均匀大小的较好估算是很困难的。但是,当流动马赫数 Ma 小于 0.6 时,从一维动量方程出发,可以得到,只要速度非均匀部分大小不大于主流场速度值大小的 20%,密度的非均匀部分所占密度平均值的百分比在量级上比速度的相应百分比小。这种条件在许多压气机的中间级和出口级的流动中是能满足的。为此,在本文的计算中,假设密度的周向非均匀作用忽略不计。在这一假定下,通过引用湍流计算研究中常引用的粘性假定,有效粘性应力可表示为:

$$M_{ij} = 2(\mu + \mu_{ij})\bar{e}_{ij} - (2/3)\delta_{ij}q_t^2 - \frac{(\bar{a})}{\tilde{p}W_iW_j} \quad (i, j = r, \theta, z) \quad (8)$$

其中, μ 、 μ_{ij} 、 $\bar{e}_{ij}$ 和 q_t^2 分别为流场的分子粘性系数、湍流粘性系数、子午流场的应变率及湍流脉动动能。同样,引用湍流计算研究中常引用的湍流传热系数假定,熵方程中的有效传热项可表示为:

$$\begin{aligned} & \frac{(\bar{a})}{\nabla} \cdot \left(\frac{(\bar{a})}{\lambda K \nabla T} - \frac{(\bar{a})}{\lambda \rho h \bar{W}} - \frac{(\bar{a})}{\lambda \rho h \bar{W}} \right) \\ &= \frac{1}{r} \left\{ \frac{\partial}{\partial r} \left[\lambda r (K + K_t) \frac{\partial \bar{T}}{\partial r} - \lambda r \tilde{p} h \bar{W}_r \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\lambda r (K + K_t) \frac{\partial \bar{T}}{\partial z} - \lambda r \tilde{p} h \bar{W}_z \right] \right\} \quad (9) \end{aligned}$$

其中, K 和 K_t 分别为流场的分子传热系数和湍流传热系数。

为了避免周向非均匀粘性耗散 Φ 的求解困难, 用总压损失对应的熵增表示各个耗散项

$$(1/\bar{p})(\Phi_m + \Phi_t + \Phi_s) = \bar{T}(DS_L/Dt)$$

基本方程组经过上述处理, 与无粘方程比较, 除了分子粘性系数和分子传热系数外, 只有动量方程组和转焓方程中的涡粘性系数和周向非均匀应力以及熵方程中的湍流传热系数和周向非均匀传热是未知的。本文引用作者在文献[3]中发展的周向非均匀作用模型计算周向非均匀应力和周向非均匀传热, 采用文献[4]发展的子午流场计算中考虑三维剪切作用的湍流模型计算涡粘性和涡传热; 分子粘性系数和分子传热系数由普遍采用的 Sutherland 公式给出。

3 计算与试验的对比

本文选用流线曲率法将方程的形式尽可能化为与已有的无掺混程序的方程相同的形式。流向导数采用后差, 径向导数采用中心差。简化分析表明, 这样的格式能保证这里的方程的数值过程绝对稳定, 实际的计算过程也证明如此。在两个端壁上的边界条件是无动量和能量的径向掺混(沿壁面的法向无掺混)。

在压气机进口, 给出进口总温、总压、气流角三者的径向分布, 此外, 其它给定气动条件与无掺混的同样目的计算基本相同, 这样编出的计算机程序收敛性好, 一般只需 2~7 次大循环迭代便可收敛, 对初场给定不好的流场, 也最多只需 36 次迭代达到收敛。在所进行 5 台压气机的流场计算中, 每个算例在 IBM 4341 机上只需几分钟便可算出收敛结果。

计算了 5 台压气机, 均与试验测量附合得很好(详见文献[6]), 限于篇幅, 仅举两例。

3.1 四级压气机^[7]

这是 GE 公司低速压气机中的 C 转子与 B 静子的组合, 试验测量仅在第 3 级进行。文献[8]中图 2(a)、(b) 是该转子和静子出口气流角的分布。图 1 是轴向速度的分布。由于本计算

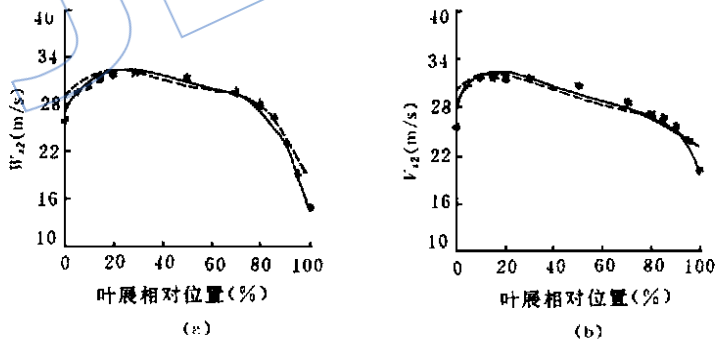


图 1 (a) 第 3 级转子 (b) 第 3 级静子出口轴向速度分布 (* 试验; — 本文理论计算; - - 用 G-C 系数计算)

程序含二次流落后角的计算功能, 使得在两个端壁的过转和亏转能预测出来, 这是本程序计算的一个特点。由图可见, 在各径向位置本文气流角和速度计算值都得到了好的结果。

3.2 两台三级压气机^[9]

这是用于研究出口级特性的 3S1 压气机和 3S2 压气机。3S1 和 3S2 出口总温分布, 计算结果与文献[2]中计算的总温分布十分接近。图 2(a)、(b) 则是对应的出口总压分布。图中含掺

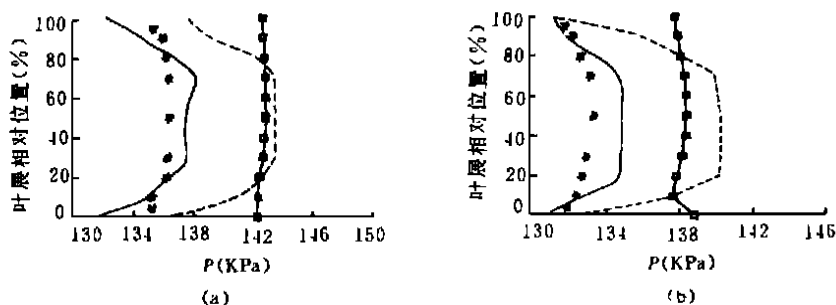


图 2 (a) 3S1 (b) 3S2 压气机出口总压分布 (—无掺混计算; * 试验; □ Gallimore 结果; —本文理论计算)

混和不含掺混的计算输入数据与 Gallimore^[10] 的计算输入数据是相同的。由图可见, 在不考虑掺混时, 两端壁处总温和总压变化都较大, 而试验数据则平坦得多。考虑掺混的计算能得到符合实际的较平坦的分布。由图还可见, Gallimore^[10] 的计算虽然也能得出平坦的分布, 但无论是总温还是总压都比试验数据高得多, 而作者所计算的结果则未出现这种情况。

4 讨论和结论

本程序的计算结果与 5 台压气机的试验结果相吻合, 而且表现为优于其它理论的计算结果。此程序计算速度快, 收敛性好。在一定的亚音流范围内可以投入实际应用并有望能获得好的结果。本文基本方程组显然广泛适用, 但要使这一程序在马赫数大于 0.6 以上流动范围 (包括跨音流和超音流) 广泛有效的使用, 必须从以下两方面加以改进: (1) 改变周向非均匀密度的处理方法; (2) 验证并改进目前流动的周向非均匀因素对子午流场的作用模型以及湍流模型, 以使这两个模型适用于有激波的流场。

参 考 文 献

- 1 李士明, 陈矛章. 多级轴流压气机的径向掺混. 航空学报, 1991, 12(11): A 592-A 599
- 2 李士明, 陈矛章. 多级轴流压气机湍流和二次流径向掺混的简单统一模型及其应用. 航空动力学报, 1992, 7(4)
- 3 李士明, 陈矛章. 多级轴流压气机流场周向非均匀作用模型. 航空动力学报, 1992, 7(2)
- 4 李士明, 陈矛章. 轴流压气机子午流面计算中三维剪切作用的湍流模型. 航空学报, 1992, 13(5)
- 5 Cebeci T, Bradshaw P. 对流传热的物理特性和计算. 朱自强译, 清华大学出版社, 1988 年
- 6 李士明. 多级轴流压气机流场掺混的研究: [学位论文]. 北京航空航天大学, 1990 年 8 月
- 7 Wisler D C. Core Compressor Exit Stage Study, Vol. V - Data and Performance Report for Rotor C / Stator B. NASA - CR - 165358, 1981
- 8 李士明, 陈矛章. 多级轴流压气机二次流和落后角计算. 航空动力学报, 1993, 8(2)
- 9 Behlke R F, Burdsall E A, Canal E Jr, Korn N D. Core Compressor Exit Stage Study, 2. Final Report. NASA - CR - 159812, 1980
- 10 Gallimore S J. Spanwise Mixing in Multistage Axial Compressors. Ph. D. Dissertation. University of Cambridge, Sept. 1985

FULL- LENGTH PAPERS

AN EXPERIMENTAL STUDY ON BLADE NEGATIVE CURVING IN A TURBINE CASCADE WITH A LARGE TURNING ANGLE

Wang Zhongqi, Tan Chunqing, Han Wanjin, Zhou Mochun
(*Harbin Institute of Technology*)

ABSTRACT Turbine rectangular cascades with conventional straight blades and negative curved ones at obtuse angles between their pressure surfaces and both endwalls were investigated in a low speed plane cascade wind-tunnel. The measuring planes with five-hole micro-spherical probes were arranged as 3 before, 6 in and 1 after the cascades. The experimental results show that the origination and development of horseshoe vortices and passage vortices as well as the meeting of the passage vortices in the midspan region almost dominate the whole flow field of conventional straight cascade. In comparison with those of conventional straight cascade, blade negative curving improves the flows around blade leading edges near both the endwalls, and reduces the intensities and viscous dissipation losses of leading edge vortices and passage vortices. As a result, the flux capability of the cascade increases by 3.2%, the mass flux averaged overall loss coefficient is cut down by 19.1%, at the same time the good inlet condition is provided for the rotor cascade.

A COMPUTER PROGRAM FOR MERIDIONAL FLOWS IN MULTISTAGE AXIAL FLOW COMPRESSORS WITH TURBULENCE AND MULTI- EFFECTS OF 3- D FLOWS

Li Shiming (*Tsinghua University*)

Chen Maozhang (*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT It has been shown early by the authors that the spanwise mixing is caused by turbulent diffusion and different kinds of three-dimensional flow effects. This paper introduces a computer program based on this theory. A new kind of rotary enthalpy has been defined and its related equation has been derived to simplify the present problem. The details for modeling all the unknown correlation mixing terms involved in the computations and the numerical scheme have been also presented. The results obtained agree well with the experiments for five compressors. The results also show some improvement over the previous theories.

A BLADE ELEMENT METHOD FOR PREDICTING THE OFF- DESIGN PERFORMANCE OF COMPRESSORS

Tang Diyi (*Northwestern Polytechnical University*)

Wang Yongming (*Sichuan Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT A method for predicting the off-design performance of an axial flow compressor is presented. The fundamental of the calculation is incorporation of three flow phenomena: the annulus flow, the cascade flow and the flow of annulus wall boundary layer. The calculation of the annulus flow is based on the radial equilibrium of mainstream