

文章编号: 1000-8055(2009)07-1616-06

轴流压气机动态失速过程三维计算

屠宝锋, 胡 骏, 赵 勇

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 基于三维非定常欧拉方程和三维激盘模型发展了一种用于研究轴流压气机动态失速过程的三维计算方法. 利用该计算方法研究了某型高压压气机第一级的动态失速过程, 并就转子总静压升特性的三种不同径向分布对失速过程的影响进行了分析. 计算结果表明该方法能够反映出压气机的三维动态失速过程、失速团的三维空间结构, 并能有效地表现出转子沿径向的特性变化对压气机气动稳定性的影响, 而且还能够用于判断压气机的危险截面.

关 键 词: 轴流压气机; 旋转失速; 激盘模型; 危险截面; 数值计算

中图分类号: V231

文献标识码: A

Three-dimensional numerical research on stall inception in axial compressor

TU Bao-feng, HU Jun, ZHAO Yong

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A 3-D dynamic stall inception analysis method was developed based on the 3-D unsteady Euler equations and the 3-D actuator-disk model. The stall inception of the first stage of a high compressor was studied using this method. The compressors were designed using 3-D method, showing that the characteristics of the rotor are different in the radial direction, so three different static-to-total pressure ratios of rotor were studied in this paper, and the effects on the stall inception were investigated. The results show that this method can compute the 3-D stall inception of the axial compressor, the 3-D space configuration of stall cell, and also the effects of 3-D characteristic of rotor on the stability. This method is also able to detect the dangerous section of the compressor which is helpful to study the stability in multi-stage compressors.

Key words: axial compressor; rotating stall; actuator-disk model; dangerous section; numerical simulation

压气机在运行过程中,随着流量的降低会进入两种不稳定工况:旋转失速和喘振,此时其性能急剧降低,甚至无法正常工作.气动稳定性研究的目的是保证压气机具备高压比、高效率的同时具有足够的稳定性.目前该领域的主要研究内容大致如下^[1-8]:对应两类失速先兆的失速起始形式或

者称为动态失速过程的研究;旋转失速和喘振两种不稳定流态特性的研究;旋转失速和喘振的主动抑制研究;机匣处理等被动扩稳技术的研究;均匀进气和多种进气畸变形式下稳定边界的确定方法研究;气动失稳物理机理的研究等.

压气机动态失速过程的研究主要采用试验和

收稿日期: 2008-07-09; 修订日期: 2008-09-01

基金项目: 国家 973 项目(2007CB210301)

作者简介: 屠宝锋(1981-),男,浙江嵊州人,博士生,主要从事叶轮机气动力学、稳定性方面的研究.

数值计算两种方法. 试验内容包括检测低速压气机和高速压气机试验器上的失速先兆类型, 以及研究压气机结构参数和进气畸变等对失速先兆的影响. 相对于高速压气机试验, 大尺度低速压气机试验以其成本低、风险小、可靠性高以及尺寸大便于测量等优点受到科研人员的青睐, 借助于先进的测量技术, 可以进行流场的精细测量和可视化研究, 探索失稳的物理机理.

由于现阶段采用三维非定常有黏 CFD 方法研究多级轴流压气机的动态失速过程以及旋转失速等大尺度不稳定流态还不太现实, 数值计算主要采用的是基于彻体力模型/ 激盘模型的时间推进法, 可研究有限幅值扰动对气动稳定性的影响及其发展情况以及压气机失速后两类失速流态——旋转失速和喘振的性质. 现有的研究表明, 旋转失速具有很强的空间三维性, 关于尖脉冲初始扰动发展的研究更是需要从空间三维出发, 才能比较准确地模拟其特性. 由 Gong 发展的三维计算模型^[9], 可以计算尖脉冲式失速起始过程. 现阶段, 在国内发展和完善基于彻体力模型/ 激盘模型的压气机动态失速三维计算方法具有重要意义.

1 物理模型

压气机气动稳定性分析的物理模型一般以压缩系统作为研究对象, 包括: 多级轴流压气机, 压气机进口管道、出口管道, 压气机后的集气箱以及排气管道和节流阀, 如图 1 所示.

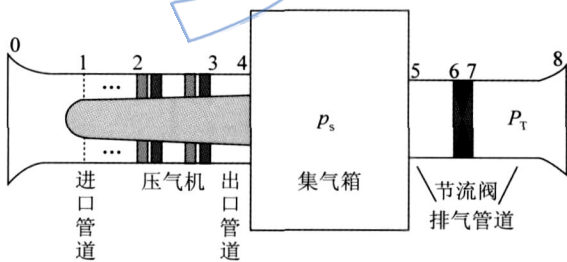


图 1 轴流压缩系统示意图

Fig. 1 Sketch of axial compressor system

图 1 中的“1”为压气机远上游截面, “2”为压气机进口截面, “3”为压气机出口截面, “4”为压气机远下游截面.

本文的计算域为截面“1”至截面“4”的区域, 而将压气机远下游后面的集气箱、节流阀影响模型化, 根据它们的特性处理为对集气箱内压力 p_s 的影响. 在该计算域中, 压气机每个叶排分别用三维激盘模型来代替, 并将该流动区域分为两类: 无

叶片区和有叶区. 无叶区流动属于三维、非定常、无黏, 无能量交换的流动, 可以直接采用 Euler 方程计算. 有叶区需要考虑叶片对气流的影响, 包括粘黏作用和非黏性作用: 非黏性作用主要使气流增压并改变其方向; 黏性作用主要局限在附面层内部或者分离区, 主要是产生流动损失, 并使气流掺混. 本文通过给定各叶排不同半径处的总静压升特性以及气流角的方法来表示叶片对气流的增压、改变气流方向及造成流动损失的作用.

集气箱内的流动可以近似看成是一个均匀的等熵、非定常流动, 压力均匀分布. 阀门用来控制压缩系统的流量, 气流通经阀门产生的压降采用阀门特性来模型化.

2 控制方程

公式(1)到(5)分别给出了欧拉方程柱坐标形式的连续方程、径向、周向和轴向动量方程、能量方程, 用以描述无叶区流动. 本文采用了 Jameson 中心差分法加人工黏性项进行求解.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_r}{\partial r} + \frac{\partial \rho u_\theta}{r \partial \theta} + \frac{\partial \rho u_z}{\partial z} + \frac{\rho u_r}{r} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u_r}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_r^2 + p)}{\partial r} + \frac{\partial \rho u_\theta u_r}{r \partial \theta} + \frac{\partial \rho u_z u_r}{\partial z} - \frac{\rho u_\theta^2}{r} + \frac{\rho u_r^2}{r} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho u_\theta}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_\theta u_r}{\partial r} + \frac{\partial (\rho u_\theta^2 + p)}{r \partial \theta} + \frac{\partial \rho u_z u_\theta}{\partial z} + \frac{2 \rho u_r u_\theta}{r} = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho u_z}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_z u_r}{\partial r} + \frac{\partial \rho u_z u_\theta}{r \partial \theta} + \frac{\partial (\rho u_z^2 + p)}{\partial z} + \frac{\rho u_r u_z}{r} = 0 \quad (4)$$

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial (p + E) u_r}{\partial r} + \frac{\partial (p + E) u_\theta}{r \partial \theta} + \frac{\partial (p + E) u_z}{\partial z} + \frac{(p + E) u_r}{r} = 0 \quad (5)$$

彻体力模型是将叶排对气体的有黏和无黏作用转化为沿径向、周向和轴向的体积力, 并将三个方向的体积力作为源项加入欧拉方程中对有叶区进行计算, 但是目前还没有特别好的彻体力求解方法. 本文在特征相容理论及 Moore-Greitzer 理论的基础上发展了一种三维激盘模型, 通过给定各叶排径向不同的总静压升特性以及进出口气流角, 采用激盘方程和相容方程来关联叶排进出口的气流参数, 然后将叶排的进出口参数作为无叶区欧拉方程的边界条件. 通过激盘模型和欧拉方

程的迭代求解,求出整个计算域的流场。

公式(6)到(10)给出了转子激盘方程,令其中的牵连速度为零就可得到静子激盘方程。

$$\frac{\partial \rho_1}{\partial t} + \frac{\partial \rho_2}{\partial t} = \frac{2(A_1 \rho_1 w_{z1} - A_2 \rho_2 w_{z2})}{V_R} \quad (6)$$

$$\frac{(w_r \rho I A)_1 - (w_r \rho I A)_2}{V_R / 2} =$$

$$\left[\frac{1}{k-1} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\rho}{2} \frac{\partial w^2}{\partial t} + \frac{w^2 - U_R^2}{2} \frac{\partial \rho}{\partial t} \right]_1 +$$

$$\left[\frac{1}{k-1} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\rho}{2} \frac{\partial w^2}{\partial t} + \frac{w^2 - U_R^2}{2} \frac{\partial \rho}{\partial t} \right]_2 \quad (7)$$

$$\frac{\partial u_{z1}}{\partial t} = \left[\psi_{C,R}(\phi, r) - \frac{2(p_2 - p_1^*)}{\rho_0 U_{RM}^2} \right] \cdot$$

$$U_R \cdot \alpha_R - \lambda_R \cdot U_{RM} \frac{\partial u_{z1}}{r \partial \theta} \quad (8)$$

$$u_{i2} = u_{z2} \tan \zeta_2 \quad (9)$$

$$u_{\theta 2} = u_{z2} \tan \gamma_2 \quad (10)$$

公式中的 $\psi_{C,R}(\phi, r)$ 是转子叶排的轴对称总静压升特性,是半径 r 和当地流量系数 ϕ 的函数; ρ_0 是压气机远上游截面的滞止密度; U_{RM} 为压气机中径处的牵连速度; α_R 为转子叶片通道非定常响应的时滞常数倒数的倒数; λ_R 为压气机转子周向不均匀度参数,用以描述周向不均匀在转子和静子中平衡的影响,该值大小能够影响失速团的旋转频率^[10]; ζ_2 是转子出口径向气流角; γ_2 是转子出口周向气流角。

压气机远上游给定总温、总压和气流角;固壁边界为绝热、法向速度为零;压气机出口边界按照集气箱-阀门模型给定,如式(11)所示。

$$\frac{dp_s}{dt} = \frac{\rho_0 U_{RM}^3}{4B^2 l_c} \left(\phi_E - \frac{\sqrt{\psi_T}}{\sqrt{K_T}} \right) \quad (11)$$

B 参数由 Greitzer 提出,该值决定了压缩系统的失速类型,当小于临界 B 参数时,失速类型为旋转失速,当大于临界 B 参数时,失速类型为喘振; ϕ_E 为压气机出口边界处的平均流量系数; l_c 为压气机的特征长度; K_T 为阀门系数,表征阀门的开度,值越小表示阀门的开度越大; ψ_T 为阀门的总静压升系数。

3 计算模型和计算方法

本文以某型高压压气机第1级作为算例,该压气机的设计转速为13860 r/min,轮毂比为0.84,设定压气机进出口为平直管道,计算网格为 $11 \times 61 \times 51$,如图2所示。

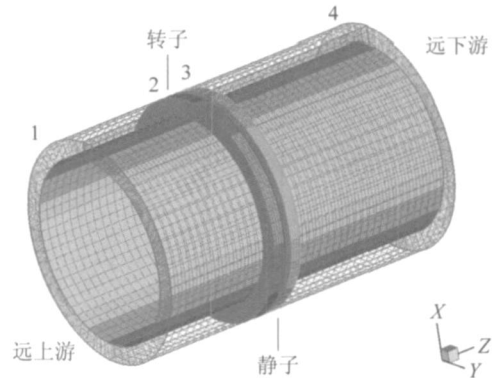


图2 第一级压气机计算网格示意图

Fig. 2 Mesh of the first stage

压气机内部的流动本质上是空间三维性很强的有黏非定常流动,尤其是现代高性能风扇和压气机,气体参数沿叶高变化较大,加功量沿径向也不相同,流动的三维性很强。

采用二维计算方法无法体现径向设计参数变化对其失速动态过程的影响。本文针对该压气机设计了3种不同的总静压升特性沿径向分布,如图3所示,以考察压气机设计参数的径向变化对其失速动态过程的影响,同时验证本文发展的三维计算方法的合理性。

第一种轴对称特性形式 Charac 1 是参照了二维计算方法^[10],转子和静子的轴对称总静压升特性沿径向保持不变,而且进口气流角关联方法也保持不变。转子叶排总静压升特性左右支交接点又可称为峰值点,其坐标是(0.5, 0.14)。若是二维气动稳定性计算,该点就是均匀进气时的失速边界点。Charac 2, Charac 3 轴对称总静压升特性的给法强调了转子叶排总静压升特性沿径向的差异。给定转子根、中、尖三个截面的轴对称总静压升特性,其他径向位置的总静压升特性可以通过线性插值而获得。Charac 2 叶中峰值点是(0.5, 0.14),叶尖和叶根的峰值点总静压升系数相对于叶中分别偏置 42.8% 和 -42.8%。Charac 3 的叶尖峰值点和叶根峰值点位置刚好和 Charac 2 互换了一下。虽然3种特性的尖、中、根各截面的总静压升特性差别较大,但是计算所得面平均的级总静压升特性相差不大。

时间推进法分析气动稳定性一般需要在计算时施加人为的扰动,其形式主要有两种:第一种是由于调节阀门系数改变出口背压而产生的轴向不对称扰动;另一种是在压气机进口或者其他截面施加周向不对称扰动,可以是正弦波形式的长波

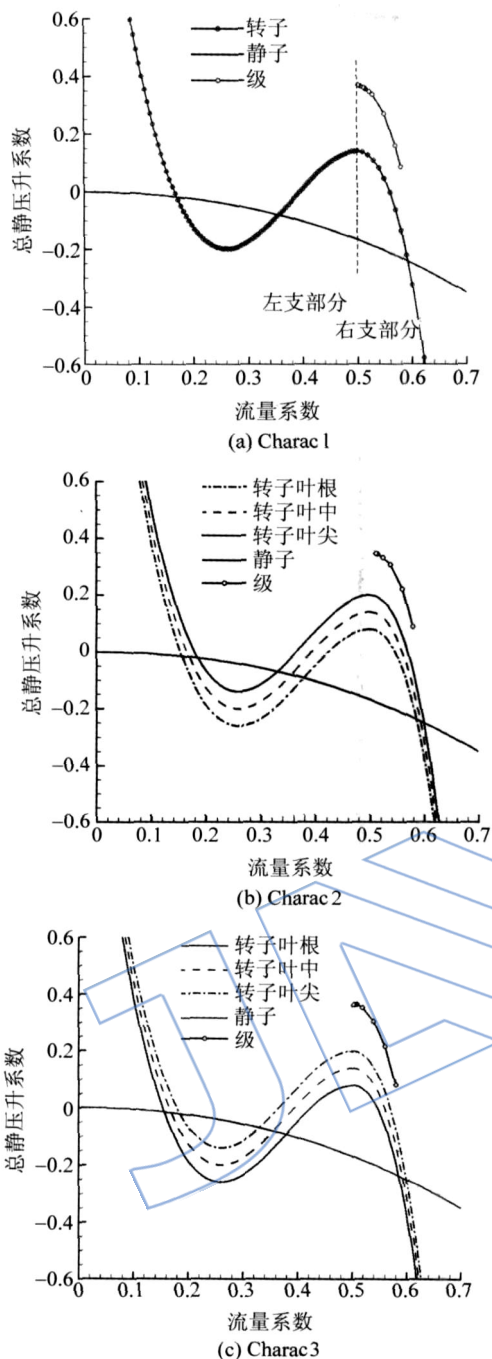


图 3 第一级压气机转子和静子的轴对称特性曲线
Fig. 3 Axisymmetric characteristic of the rotor and the stator with 3 different situations

扰动,也可以是局限于 1~2 个通道范围的短波扰动.本文在计算时引入了小幅值的正弦波周向扰动,观察其扰动的发展情况以判断其稳定性.若施加扰动后,扰动能够被抹平表明系统是稳定性的;若引入扰动后,扰动逐渐发展,引起非轴对称流态,表明压气机进入不稳定工况.在计算时为了防止添加周向扰动后,流场气动参数的梯度过大导致发散,扰动的幅值需要从零到目标值缓慢增加,

经过 0.1 个转子周期后撤消人为扰动信号.扰动的形式如式(12)所示

$$\rho u_z = \overline{\rho u_z} + A \sin \theta \quad (12)$$

其中 A 是周向扰动的幅值, θ 取值范围 $0 \sim 2\pi$.

计算的主要步骤如下:①首先给定一个较大的流量系数,如 0.52,利用一维管流法得到一个初场,通过求解三维欧拉方程和激盘模型可以得到一个稳定解;②以该稳定解为初场,通过增大阀门系数的方法关闭阀门,进行节流,得到下个稳定解;③继续节流,并在计算开始时施加周向不均匀的正弦波扰动信号,若计算能够继续保持稳定,则初始点为稳定工作点,若出现旋转失速,则为失速边界点.

4 计算结果及分析

本文在计算前首先考察了正弦波扰动幅值对失速点流量系数的影响,如图 4 所示.正弦波扰动幅值越大对压气机稳定性的影响也就越大,可以发现随着扰动幅值的增加,失速边界点的流量系数也逐渐增大.通过观察认为正弦波扰动幅值在小于压气机进口周向平均轴向密流绝对值的 1.0% 时,可避免因扰动幅值给得过大而产生对计算结果的影响.

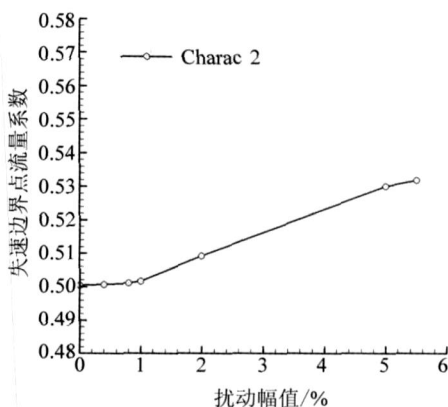


图 4 正弦波扰动幅值对失速边界点流量系数的影响
Fig. 4 Effects of amplitude of disturbance on the stall boundary

为了观察动态失速过程,在压气机静子出口截面均布了 6 个检测点,记录轴向密流随时间的变化.图 5 分别给出了 3 种特性下旋转失速产生和发展的动态过程,本文以 Charac 2 为例来说明该压气机的动态失速过程.由于根部轴对称特性左右支交点总静压升系数较小,在失速边界点处稳定性较差,阻尼较小,扰动施加后出现气流脉动,在 6.89 转数时,根部出现了小失速团,其范围

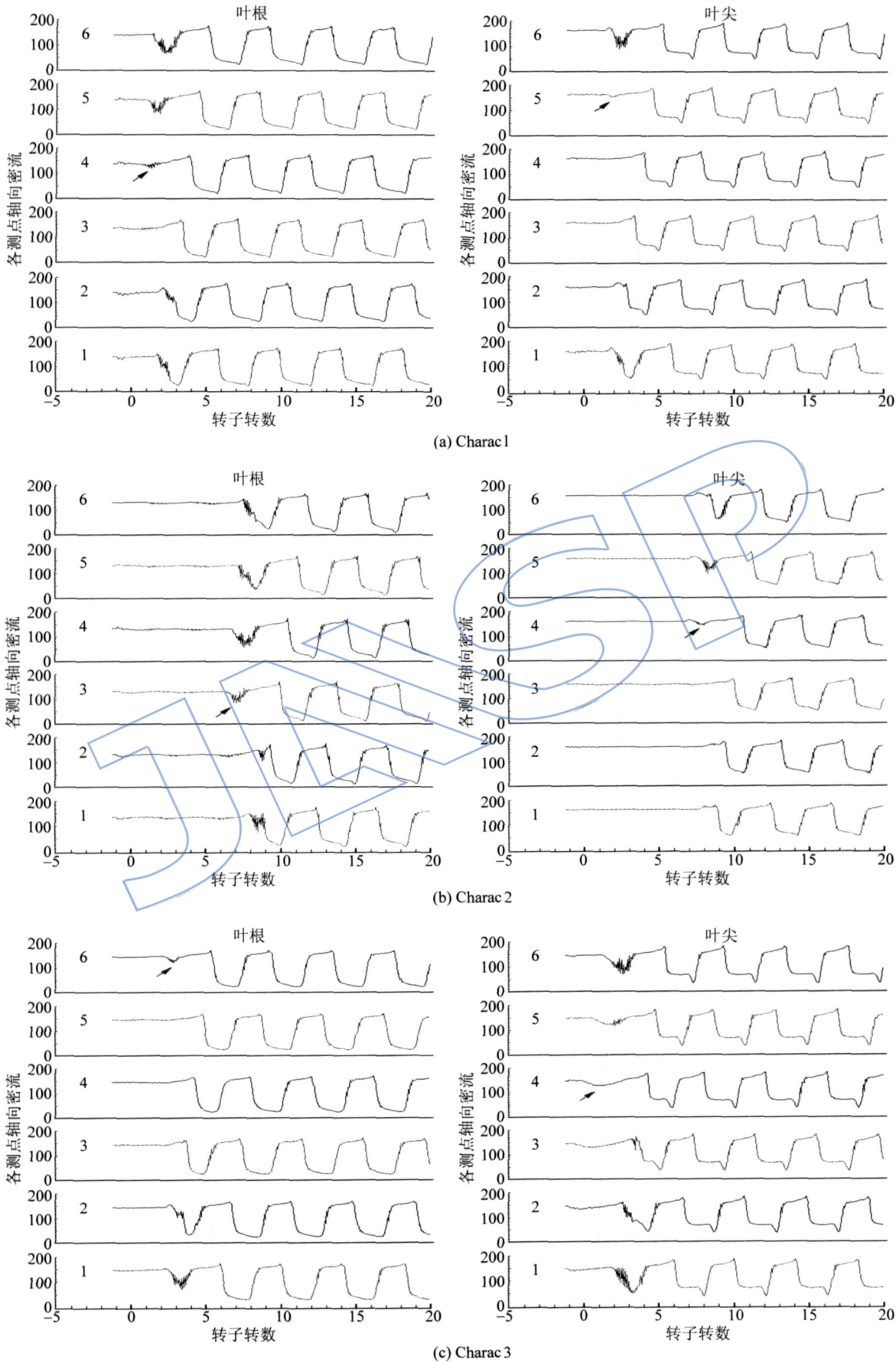


图 5 压气机静子出口截面叶根和叶尖处动态失速过程

Fig. 5 Stall inception both of hub and tip of different characteristic at the outlet of stator

小转速低,只有 23.86 % 转子转速.小失速团在沿周向传播过程中,其周向范围逐步增加,经过约 3 个转子周期后变成完全发展失速团.

这里需要给出一些说明,所谓的小失速团是指在失速动态过程中出现的失速团的早期形式,周向范围比较小,轴向密流亏损也比较小,其形态不稳定性;完全发展失速团是失速团的稳定形式,其旋转速度保持不变.

从图 5 中可以看出 Charac 1, Charac 2 都是叶根处首先出现小失速团,随后进入完全旋转失速状态,而 Charac 3 是叶尖先失速.虽然 3 种特性形式的静子轴对称特性沿径向保持不变,但是由于转子沿径向分布的形式不同,失速的始发截面位置即危险截面也会相应的发生变化.

一般认为喘振是一维空间结构,旋转失速团具有三维空间结构.本文的计算结果表明该压气机为全叶高失速,具有典型的三维空间结构,如图 6 所示.失速团在出口管道出口面的相位约滞后进口面 72° ,失速团周向的边界线也不是径向线,根部比较靠前. Charac 2 计算结果的失速团根部范围要略微大于尖部,根部区的周向范围约等于 223.41° ,尖部的周向范围约为 213.01° .

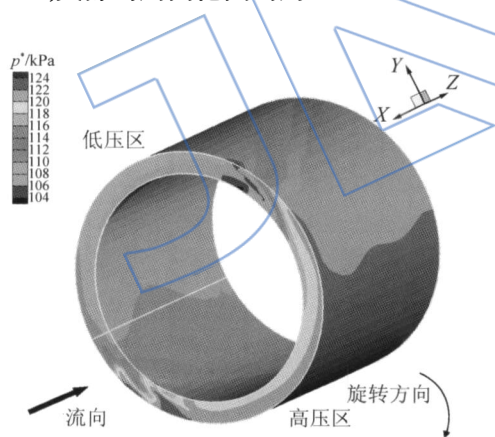


图 6 完全失速后压气机出口段总压分布

Fig. 6 Distribution of total pressure during rotating stall

由于现有的试验数据无法判断该计算结果的可靠性,后期需要进行大量的试验来验证压气机失速过程的三维特性及该数值计算结果.

5 结 论

本文发展了一种基于时间推进的压气机动态失速过程三维计算分析方法,采用三维欧拉方程和三维激盘模型的方法,可用于分析多级轴流压气机的动态失速过程.主要得到以下结论:①本计算方法在计算时需要施加周向不均匀正弦波扰

动,扰动幅值的大小对结果有较大的影响,低于 1.0 % 的幅值比较理想;②在加入正弦波扰动后,首先出现形态不稳定的小失速团,在周向旋转过程中,范围不断增加,经过约 3 个转子周期后变成完全失速形式;③Charac 1, Charac 2 都是叶根处先失速, Charac 3 是叶尖先失速,证明了本计算方法具有描述失速团径向和周向发展过程的能力,是真正的动态失速过程三维计算方法;④失速团具有明显的三维空间结构,根部比尖部的周向范围约大 10° ,且失速团在根部的相位要比尖部提前,出口管道出口面的相位要滞后进口面约 72° .

参考文献:

- [1] Day I J. Stall inception in axial flow compressors[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115(1):1-9.
- [2] Silkowski P D. Measurement of rotor stalling in a matched and a mismatched multistage compressor[R]. GTL Report No 221, Gas Turbine Laboratory, 1995.
- [3] Camp T R, Day I J. Study of spike and modal stall phenomena in a low-speed axial compressor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120(2):393-401.
- [4] Day I J, Breuer T, Escuret J, et al. Stall inception and the prospects for active control in four high-speed compressor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1):18-27.
- [5] Behnam H B, Joao A T, Paul C, et al. Parametric study of tip clearance casing treatment on performance and stability of a transonic axial compressor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2004, 126(3):527-535.
- [6] 王永明,胡骏,屠宝锋,等.带处理机匣的跨声速风扇非定常数值模拟[J].南京航空航天大学学报,2006,38(5):540-544.
WANG Yongming, HU Jun, TU Baofeng, et al. Unsteady numerical simulation of transonic fan with casing treatment[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 38(5):540-544. (in Chinese)
- [7] 屠宝锋,胡骏,王永明.机匣处理的非定常数值分析[J].航空动力学报,2007,22(9):1475-1480.
TU Baofeng, HU Jun, WANG Yongming. Unsteady numerical analysis for casing treatment[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9):1475-1480. (in Chinese)
- [8] 于巍巍,王晓宇,孙晓峰.包含处理机匣影响的压气机旋转失速稳定性模型[J].航空动力学报,2005,20(5):873-881.
YU Weiwei, WANG Xiaoyu, SUN Xiaofeng. Investigation on the theoretical model combined with the novel casing treatment with rotating stall[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5):873-881. (in Chinese)
- [9] Gong Y, Tan C S, Gordon G S, et al. A computational model for short wavelength stall inception and development in multistage compressors[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4):726-734.
- [10] HU Jun, Peters T, Fottner L. Numerical simulation of flow instabilities in high speed multistage compressors[J]. Journal of Thermal Science, 1999, 8(1):23-31.