

文章编号: 1000-8055(2000)03-0229-04

均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算一周向畸变的影响

胡 骏

(南京航空航天大学 动力工程系, 江苏 南京 210016)

摘要: 本文重点介绍采用二维可压缩非定常的 Euler 方程描述回转面上无叶区的流动, 并利用二维可压缩“激盘”取代压气机的转子和静子叶排, 分析进气周向畸变对轴流压气机性能影响的模型。该模型中各叶排的损失和转折角直接由与均匀进气子系统完全相同的方法计算确定, 从而克服了在解决此类问题时通常需要给定各叶排损失和转角特性的困难。本文还重点分析了进口周向总压畸变经过 RB-199 高压压气机的衰减和对该压气机性能的影响, 并分析了气动负荷的影响。

关键词: 压气机; 气动特性; 物理模型

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

自由词: 周向畸变; 激盘; 可压缩

1 前言

叶轮机的气动设计通常是在均匀边界条件下进行的, 即认为上游的气流参数是均匀的。可是在实际应用中, 叶轮机几乎无一例外地必须在非均匀进气条件下工作, 亦即在进口流场畸变下工作。进气畸变对叶轮机械的性能有一定影响—压比和效率比均匀进气条件下的有所降低, 但更重要的是进气畸变对压气机及其所在的压缩系统的气动稳定性有重大影响, 使之提前失速, 从而引出了推进系统的相容性问题。这种相容性问题, 突出表现在飞机作战时发动机进口流场更加恶化。尤其是对 90 年代先进战斗机, 战术技术要求更为苛刻, 非常规机动性和超音速机动性要求更高, 使发动机进口的流场品质进一步恶化, 因而对进气畸变问题要给予特别的关注。

2 基本方程

2.1 无叶区内流动控制方程

当由均匀进气子系统计算获得压气机子午通道内不同半径处的流线后, 分别分析各流线形成的回转面内的流动时, 可将所需分析的压缩系统

简化为图 1 所示的 $X - Y$ 平面内的二维系统。这

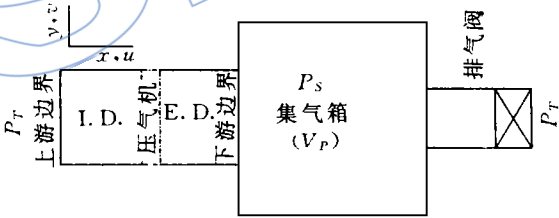


图 1 $X - Y$ 平面内压缩系统简化模型

里还假设压气机的进、出口管道以及各叶排间管道为等截面直管, 而各叶排的进出口面积可以不等。此时, 在压气机上、下游管道内和在各叶排之间轴向间隙中, 若忽略气流粘性的影响, 则气流的流动遵循二维、可压缩、非定常的控制方程:

$$\frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{u}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{u}}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

控制方程(1)的性质以及其定解问题的提法在文献[1]中均有详细论述, 这里不再赘述。本文中未提及的边界条件也与文献[1]中的相同。

2.2 上游进口边界

在上游进口边界上, 需要给定 3 个物理条件。利用这 3 个物理条件, 可以描述所关心的各类畸变问题。对于目前经常遇到的也是人们最为关心

收稿日期: 1999- 07- 28; 修订日期: 1999- 10- 25

作者简介: 胡骏(1959-), 男, 南京航空航天大学动力工程系教授

的总压、总温和方向畸变问题,我们可以抽象地给定上游进口的总温 T_0^* , 总压 p_0^* 和进气角 α_0 为周向角 θ 的函数:

$$p_0^* = p_0^*(\theta); T_0^* = T_0^*(\theta) \\ \alpha_0 = \alpha_0(\theta) \quad (2)$$

2.3 转子“激盘”补充方程

$$\frac{\partial u_1}{\partial \alpha} = \left[\Psi_{ST,R}(\Phi_1, M a_1, \alpha_1, \dots) - \frac{p_2 - p_1}{\rho_0 U_R^2} \right] * U_R * \tilde{\alpha}_R - \lambda_R * U_R \frac{\partial u_1}{\partial y} \\ \left(\frac{1}{k-1} \frac{\partial p}{\partial \alpha} + \frac{W^2}{2} \frac{\partial \rho}{\partial \alpha} + \frac{\rho}{2} \frac{\partial W^2}{\partial \alpha} \right)_1 + \left(\frac{1}{k-1} \frac{\partial p}{\partial \alpha} + \frac{W^2}{2} \frac{\partial \rho}{\partial \alpha} + \frac{\rho}{2} \frac{\partial W^2}{\partial \alpha} \right)_2 = \frac{(\rho u i_r^* A)_1 - (\rho u i_r^* A)_2}{V_R/2} \\ \frac{\partial \rho_1}{\partial \alpha} + \frac{\partial \rho_2}{\partial \alpha} = \frac{\rho_1 u_1 A_1 - \rho_2 u_2 A_2}{V_R/2}; \quad \beta_2 = \beta_2(\beta_1, M a_1, \dots)$$

其中: $\partial/\partial \alpha$ 为相对坐标系中的时间偏导数, 而下标 1 和 2 分别表示转子的进、出口, 下标 R 表示转子; W , β 和 i_r^* 分别为相对速度、相对气流角和相

对于转子进出口或静子进出口的内边界, 均需要补充给定 4 个物理条件。针对本文所研究的问题, 分别根据转子叶排和静子叶排的特性, 应用动量守恒、质量守恒和能量守恒原理, 给出适用于转子“激盘”和静子“激盘”的补充方程。

对总焓; A 和 V_R 分别为转子叶片通道的截面积和容积; $\tilde{\alpha}$ 为叶片通道非定常响应时间滞后常数的倒数。

2.4 静子“激盘”补充方程

$$\frac{\partial u_3}{\partial \alpha} = \left[\Psi_{ST,S}(\Phi_3, M a_3, \alpha_3, \dots) - \frac{p_4 - p_3}{\rho_0 U_R^2} \right] * U_R * \tilde{\alpha}_R - \lambda_R * U_R \frac{\partial u_3}{\partial y} \\ \left(\frac{1}{k-1} \frac{\partial p}{\partial \alpha} + \frac{C^2}{2} \frac{\partial \rho}{\partial \alpha} + \frac{\rho}{2} \frac{\partial C^2}{\partial \alpha} \right)_3 + \left(\frac{1}{k-1} \frac{\partial p}{\partial \alpha} + \frac{C^2}{2} \frac{\partial \rho}{\partial \alpha} + \frac{\rho}{2} \frac{\partial C^2}{\partial \alpha} \right)_4 = \frac{(\rho u i_r^* A)_3 - (\rho u i_r^* A)_4}{V_S/2} \\ \frac{\partial \rho_3}{\partial \alpha} + \frac{\partial \rho_4}{\partial \alpha} = \frac{\rho_3 u_3 A_3 - \rho_4 u_4 A_4}{V_S/2}, \quad \alpha_4 = \alpha_4(\alpha_3, M a_3, \dots)$$

其中: 下标 3 和 4 分别表示静子的进、出口, 下标 S 代表静子; C , α 和 i 分别为绝对速度、绝对气流角和总焓; A 和 V_S 分别为静子叶片通道的截面积和容积。

在转子和静子叶排“激盘”补充方程中分别利用了转子和静子叶排的总静压升特性以及出气角特性。在以往的此类方法中, 通常需要提供用户压气机的此类特性数据, 这是很困难的。尤其是用户难以提供包含来流马赫数和入气角等参数影响的充足数据。由于这些均为轴对称特性, 所以该系统可以采用与均匀进气子系统完全相同的方法直接计算获得^[2], 从而大大提高了此类方法应用的灵活性以及预测结果的精度。

3 进口周向总压畸变影响算例分析

3.1 进口稳态总压畸变

这里暂且分析进口稳态方波总压畸变的影响。为了描述此种畸变, 可将上游进口补充条件

$$(2) \text{ 改写为: } p_0^*(\theta) = \begin{cases} p_T & \theta \in \theta_p \\ p_{0,min}^* & \theta \in \theta_p \end{cases}$$

$$T_0^*(\theta) = \text{Constant}, \quad \alpha_0(\theta) = \text{Constant}$$

其中: θ_p (图 2) 称为总压畸变周向畸变角, 并定义总压畸变度 $DA_{PT} = (P_T - P_{0,min}^*)/P_T$ 。

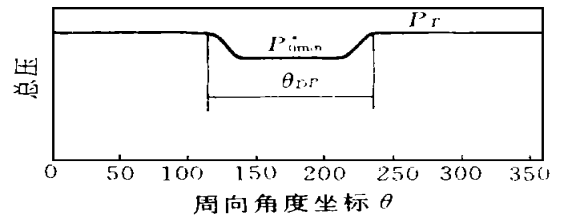


图 2 进口方波总压畸变分布

3.2 总压畸变通过压气机的衰减

作为一个简单的算例, 我们首先分析进口总压畸变经过 RB-199 五级高压压气机的衰减以及对该压气机性能的影响, 并给定 $\theta_p = 120^\circ$, $DA_{PT} = 10\%$ 。

图 3 中的结果反映了进气畸变研究中的一个基本特性, 亦即由于压气机以及压气机和上游非均匀流场相互作用的影响, 压气机进口的参数分布不同于其远上游进口的参数分布。其主要特征表现为: 上游管道中粘性影响很小, 压气机进口和远上游边界的总压分布基本相同, 只是由于高总压区的静压值也较大, 在高、低总压区之间静压差的作用下, 压气机进口处低压区的周向范围有所减小; 此外, 由于与压气机的相互作用以及下游边

界条件的限制,往往远上游静压分布的不均匀度要小于压气机进口截面处的不均匀度,而轴向速度分布的不均匀度则大于压气机进口截面处的。

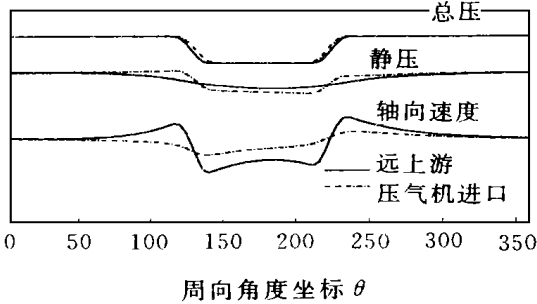


图3 压气机进口总、静压和轴向速度的重新分布

图 4 示出了该五级轴流压气机各级进口 (IR1~ IR5) 以及压气机出口 (IA) 总压和总温的周向分布。图 4 中结果表明总压畸变沿压气机逐级衰减,至出口总压畸变度最小。图 5 中各级进口

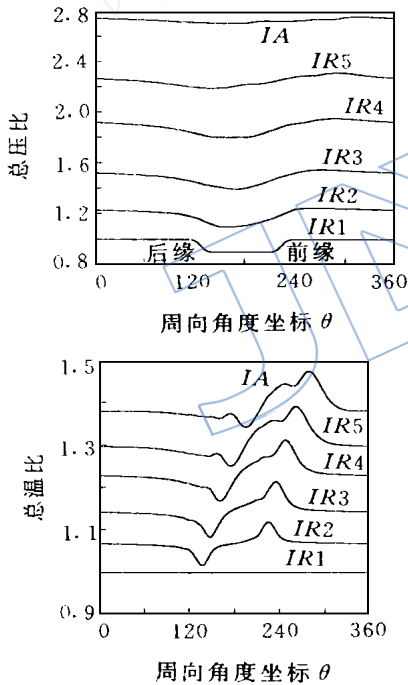


图4 压气机各级进口及压气机出口总压和总温的分布

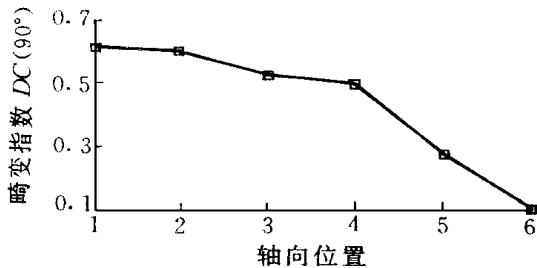


图5 畸变指数沿压气机的变化

及压气机出口的总压畸变指数 $DC(90^\circ)$ 的分布更

好地反映了这一点。

图 4 中的结果还表明,虽然此时压气机进口的总温分布均匀,但由于总压畸变的存在,导致各转子叶排沿周向的加功量分布不均匀,从而使得第一级下游各级进口及压气机出口的总温分布都很不均匀。一般情况下,对应低总压区,由于轴向速度较小,攻角较大,转子叶排的加功量也较大,使得转子出口的总温较高。而图 4 中各级出口总温分布呈现的另一个明显特征就是在高、低压区交界的前缘和后缘附近转子出口的总温变化最大。前缘附近的总温增大,而后缘附近的总温减小。这与平行压气机模型简单地将高、低压区分解为两个互相独立的平行工作的子压气机所得到的结果不同。该结果应与前、后缘附近各参数的周向梯度较大有关,并与文献[3]中实验测量的某压气机出口总温分布是一致的。

3.3 总压畸变对压气机特性的影响

仍然针对上述五级轴流压气机,分析进口总压畸变度 DA_{PT} 变化对其特性的影响。图 6 给出了

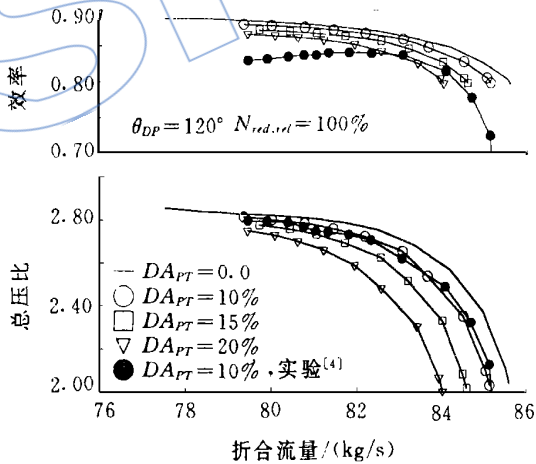


图6 进口总压畸变对压气机特性的影响

$\theta_{DP} = 120$ 而总压畸变度 DA_{PT} 分别为 10%, 15% 和 20% 时特性线的变化。显然,随着 DA_{PT} 的增大,特性线的下移越大,亦即压气机的性能损失越大。而且图中 $DA_{PT} = 10\%$ 的计算和实验结果^[4]十分一致,验证了该模型的可靠性。至于效率误差较大,是由于均匀进气时的计算结果即与实验结果有较大的误差^[3]所致。

3.4 叶排负荷变化的影响

上述图 5 给出了总压畸变指数 $DC(90^\circ)$ 的逐级衰减,而图 7 给出了其各级的压比分布。结合图 7 和图 5 的结果不难看出,此时总压畸变指数 DC

(90°)通过增压比最小的第4级的衰减最大,通过增压比较小的第5级的衰减次之。图8中另一工作点的计算结果也充分说明了这一点。此时总压畸变指数 $DC(90^\circ)$ 通过增压比最小的第5级的衰

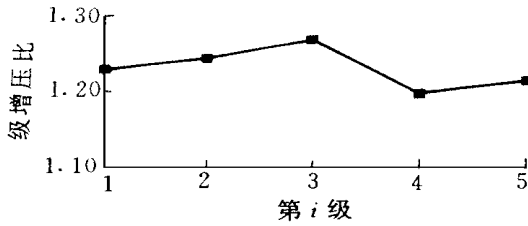


图7 增压比的逐级分布

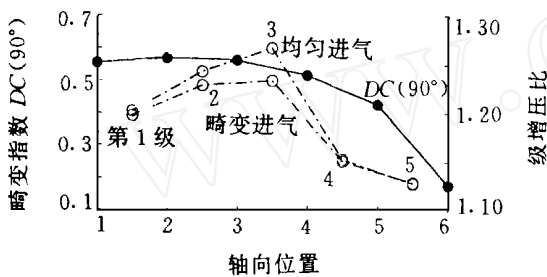


图8 总压畸变指数的衰减和级增压比分布

减最大,而且总压畸变对气动负荷较大的级的性能影响较大。上述结果表明较低的气动负荷能改善畸变的衰减。

4 结 论

本文重点介绍了分析进气周向畸变对轴流压

气机性能影响的二维可压缩模型。该模型中各叶排的损失和转折角特性直接与均匀进气子系统完全相同的方法计算获得,从而克服了在解决此类问题时通常需要给定各叶排损失和转角特性的困难。尤其是在实际使用中很难充分给出如来流马赫数和雷诺数等影响的数据,使得此类方法的应用以及预测结果的精度都受到很大的限制。本文还对进口稳态周向总压畸变经过RB-199高压压气机的衰减以及对该压气机性能的影响进行了分析。所得结果表明该模型灵活、可靠,可应用于此类工程问题的分析研究。尤其是其与均匀进气子系统组成一个较完整的分析轴流压气机非设计点性能的系统,有着广泛的工程应用前景。

参 考 文 献

- 1 Hu J, Peters Th, Fottner L. Numerical Simulation of Flow Instabilities in High Speed Multistage Compressors [J]. Journal of Thermal Sciences, 1999, 8(1): 23- 31
- 2 胡骏 均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算均匀进气及径向畸变的影响[J]. 航空动力学报, 2000
- 3 Mazzawy R S. Multiple Segment Parallel Compressor Model for Circumferential Flow Distortion [J]. Journal of Engineering for Power, 1977, 99: 288- 296
- 4 Jähnen W. Untersuchung von Strömungsinstabilitäten in einem Mehrstufigen Axialverdichter unter den Einfluss von Eintrittsstörungen. Universität der Bundeswehr München, Doctor Dissertation, 1998

(责任编辑 杨再荣)

Calculation of off-Design Performance of Multistage Compressor with Circumferential Distorted Inlet Flow

Hu Jun

(2nd Dept Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A model is proposed to analyze the influence of inlet circumferential distortion on axial flow compressor off-design performance. The model describes the flow fields in blade free sections using two-dimensional, compressible unsteady Euler equations, and replaces each blade row of the multistage compressor with a compressible "actuator disk". The axisymmetric characteristics of each blade row in the model is directly calculated with the help of same method as in the subsystem with uniform inlet flow. Thus there is no difficulty in the model to give the characteristics of each blade row of the compressor calculated. Attenuation of an inlet circumferential total pressure distortion through a five-stage high-speed compressor and its influence on the compressor performance are analyzed in detail. The comparison of the analyzed results with the available experimental data demonstrates that the model is reliable.

Key words: compressor; aerodynamic characteristics; physical models