

文章编号: 1000-8055(2007)12-2031-05

周向稳态总压畸变在多级轴流压气机中 传递的逐级模拟研究

芮长胜, 吴 虎

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 基于多级轴流压气机的逐级特性, 建立了进口周向稳态总压畸变在多级轴流压气机中传递的逐级计算模型. 对总压畸变条件下转子叶片攻角变化、级间周向流动和压气机出口耦合效应进行了数值分析, 讨论了周向稳态总压畸变沿轴向衰减、级间周向侧流变化、失稳首级和压气机出口耦合效应对压气机特性的影响. 应用本模型方法对 8 级轴流压气机进行了详细的数值分析, 计算结果表明, 该模型方法是合理、可行的.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 总压畸变; 轴流压气机; 传递; 周向侧流; 失稳

中图分类号: V 231. 3

文献标识码: A

Study of staged propagation of circumferential steady total pressure distortion in axial flow compressors

RUI Chang sheng, WU Hu

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the stage characteristics of axial flow compressor, a new model was established for calculating the propagation of circumferential steady total pressure distortion in multistage axial flow compressors. The inlet angle of attack, circumferential flow of stages and coupled compressor diffuser flow were also analyzed numerically. Meanwhile, the influences of axial attenuation of circumferential steady total pressure distortion, unsteady primary level and coupling performance of compressor outlet on the characteristic of compressor were discussed. Based on this model, the multistage axial flow compressors were analyzed numerically, proving that this model is reasonable and feasible.

Key words: aerospace propulsion system; total pressure distortion; axial flow compressor; propagation; circumferential flow; instability

随着新一代飞机机动性的进一步提高和飞行包线范围的进一步扩大, 使得压气机进口流场品质进一步恶化, 尤其表现为进气总压畸变程度的增加, 从而引起压气机性能降低、稳定裕度的下降, 因此提高现代多级轴流压气机容畸变性能, 在航空发动机设计过程中所起的作用日显突出和重要. 自平行压气机模型提出以来, 计算进气畸变对

风扇/压气机气动性能和稳定的影响也得到了较快的发展^[1-3]. 文献[4]主要发展了采用基于平行压气机理论模型的准一维时间相关的动态模型方程, 对压气机稳定边界的变化进行了预估, 级间参数的变化还未进行深入研究. 文献[5]采用三维 N-S 方程的方法将是进一步研究畸变进气对多级轴流压气机性能及稳定性影响和分析畸变传递特性的发展方向, 但由于计算量大, 目前仅限于单转

收稿日期: 2006-11-28; 修订日期: 2007-03-19

基金项目: 国家自然科学基金(10377013); 航空科学基金(02C53022)资助课题

作者简介: 芮长胜(1977), 男, 内蒙古五原人, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机总体设计及推进系统气动热力学方向研究.

子/单级以及对设计点性能影响的情况。通过压气机级特性和级失稳的判别来研究压气机的稳定性,仍是许多研究者在继续研究的课题。为此本文基于多级轴流压气机逐级特性,建立了进口周向稳态总压畸变在多级轴流压气机中传递的逐级计算模型,对多级轴流压气机的设计具有参考价值。

1 逐级模型

逐级模型以多级轴流压气机的逐级特性为基础,计算过程中考虑转子叶片动态效应、级间周向侧流和轴流压气机出口耦合效应的影响,按照两个子压气机研究稳态总压畸变在多级轴流压气机中逐级传递特性。

1.1 级叠加计算

级叠加计算方法是基于叶片平均半径上的气流参数,按照流量连续方程从压气机进口到出口进行各级参数逐级计算的方法。一般情况,轴流压气机单级的级特性由流量系数、压力系数、温度系数之间的关系形式来表示。其具体的定义如下:

$$\text{流量系数 } \varphi: \varphi = V_z / U_m \quad (1)$$

$$\text{压力系数 } \psi^p: \psi^p = \frac{c_p T_i}{U_m^2} (\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1) \quad (2)$$

$$\text{温度系数 } \psi^T: \psi^T = \frac{c_p \Delta T}{U_m^2} \quad (3)$$

式中 U_m 和 T_i 分别表示转子叶尖轮缘速度和总温。

1.2 转子叶片动态响应

在进口畸变条件下,由于转子叶片的旋转引起转子叶片上相对流速和攻角的变化,虽然进口畸变为稳态畸变,但对于转子叶片在旋转过程中不断交替地扫过高/低压区来说,在不同的压力区,气流的进口速度三角形是不同的,因此必须考虑转子叶片的动态效应。基于文献[6]中“有效进气攻角”的假设来分析转子叶片的动态响应,假设中给出了升力传递函数,通过 Laplace 变换将有效进气攻角与瞬时进气攻角之间建立联系。

升力传递函数

$$f(x) = 1 - e^{-x/\tau} \quad (4)$$

τ 是与叶片弦长和气流速度有关的时间常数。

转子进口瞬时进气攻角

$$\alpha(t) - \alpha_0 = \frac{d\alpha}{dt} \quad (5)$$

转子进口有效进气攻角

$$\alpha_e(t) - \alpha_0 = \frac{d\alpha}{dt} \left[\frac{1}{\tau} - 1 - e^{-t/\tau} \right] \quad (6)$$

为了直观地反映转子叶片进口的气流流动状况,将有效进气攻角的变化转换为有效相对气流角为

$$\frac{\beta_e - \beta_h}{\beta_l - \beta_h} = 1 - e^{-\Delta t/\tau} \quad (7)$$

式中 $\beta_h, \beta_l, \beta_e$ 分别为高压区相对气流角,低压区相对气流角和有效相对气流角; Δt 为转子叶片扫过低压区的时间。

1.3 级间周向侧流

在实际的流动过程中,由于两个子压气机进口压力存在差异,必然使两个子压气机在级间的交汇截面处产生静压差异,气流将从高压区流向低压区,这种流动在级间产生周向质量流量。

通过 Kimzey 提出的孔流模型^[7],利用孔的不可压缩流的基本假设和有小的压降的孔流可以被处理为不可压缩流的假设,从连续方程和 Bernoulli 方程可以推导出用压差和孔流截面参数表示的周向侧流流量为

$$W_{\infty} = K A_m \sqrt{2 \rho (p_1 - p_2)} \quad (8)$$

式中 K 是与级进口雷诺数有关的周向流系数。大量研究计算表明,对于有明显的收缩断面和高雷诺数的孔,周向流系数可按 0.6 计算。

1.4 出口耦合效应

平行压气机模型以各子压气机出口静压达到平衡为条件,但由于压气机下游存在扩压器,在压气机出口必然产生静压畸变,因此压气机的出口条件,应该由扩压器与高压压气机出口流场间的耦合模型确定。本文基于文献[8]中的压气机出口-扩压器流动耦合模型,对进气畸变流动推导出压气机进/出口畸变间存在如下关系

$$\frac{p_{Te}}{p_{Ti}} = \frac{1}{1 - \frac{1}{\rho_{Z_i} \sqrt{1 - Ma_i^2}} (1 + \xi) \frac{d\Delta p_T}{dV_z} \left(\frac{A_i}{A_e} \right)} \quad (9)$$

式中下标 i, e 分别表示压气机的进口和出口。可看出,压气机总压畸变衰减不仅与压气机特性有关,而且与压气机子午流道设计和其出口静压畸变与当地总压畸变之比值 ξ 都有关系;从压气机特性知, $\frac{d\Delta p_T}{dV_z}$ 一般为负值,故随着 ξ 的增加,总压畸变衰减程度增加,因此当 $\xi = 0$ 即认为各子压气机出口静压平衡明显降低了总压畸变衰减程度。

1.5 失稳首发级判别

为获得进口畸变条件下压缩系统的不稳定工作点(喘点), 以公式(7)为失稳判别条件, 在压气机出口采用缓慢节流的方式, 逐渐减小畸变区空气流量, 增大压气机出口静压, 使压气机工作点缓慢向压气机的喘点移动. 在一定的换算转速下, 随着低压区流量的减小, 气流轴向流速减小, 低压区的相对气流角不断增加, 进而有效相对气流角也不断增加, 当有效相对气流角 β_E 达到无畸变状态下该换算转速下最下流量点 W_{min} 对应的相对气流角 β_{max} 时, 则认为压气机出现失稳(图 1).

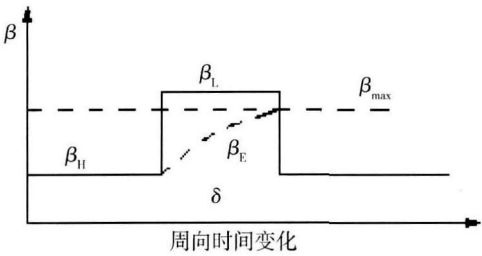


图 1 有效相对气流角的变化情况

Fig. 1 Variation of the effective relative flow angle

2 算例与结果分析

应用本文的逐级计算模型, 首先对进口周向稳态总压畸变在单级轴流压气机中的传递进行了数值模拟, 在计算结果与畸变试验结果能够很好吻合的基础上, 并通过对 J85-13 8 级轴流压气机无畸变状态的验算, 再应用于该 8 级轴流压气机的周向稳态总压畸变的计算. 本文以文献[9]中给出的 J85-13 8 级轴流压气机试验得到的逐级特性为基础, 对该轴流压气机在设计转速, 最大流量点, 进口施加 180° 周向总压畸变下, 总压畸变沿周向的衰减/增加特性、周向流系数、失稳首发级以及耦合效应的影响进行了详细计算. 计算输入条件有: 进口总压畸变大小、畸变范围、压气机工作状态、相应状态下叶排进/出口流动角以及各级叶排的几何参数等. 文中总压畸变度定义为: $D_{p_T} = (p_T - p_{T,AVE})/p_{T,AVE}$, 总温畸变度定义为: $D_{T_T} = (T_T - T_{T,AVE})/T_{T,AVE}$.

2.1 总压畸变的衰减

图 2 给出了 8 级轴流压气机第 1, 4, 8 级进口总压畸变沿周向分布, 由于各级转子的抽吸作用, 随着畸变不断向后面级传递, 总压畸变度沿轴向不断衰减, 且低压区的范围也在不断的减小. 从图 3 和表 1 可以看出, 当第一级转子叶片从高压区

进入低压区时, 由于流量变小, 轴向速度相应减小, 由速度三角形知, 绝对气流角将相应地增加; 由低压区进入高压区时, 进气流绝对气流角将进一步减小, 随后逐渐变大, 在压气机后面级绝对气流角也表现出这种变化趋势, 其变化幅度有所减小, 这与文献[6]中得到的试验点结果比较, 变化趋势是一致的. 同时由于周向总压畸变的存在, 虽然进口总温均匀, 但各级叶排进口绝对气流角分布的不均匀, 使得转子叶排沿周向的加功量不均匀, 从而总温畸变度沿轴向却逐渐增加.

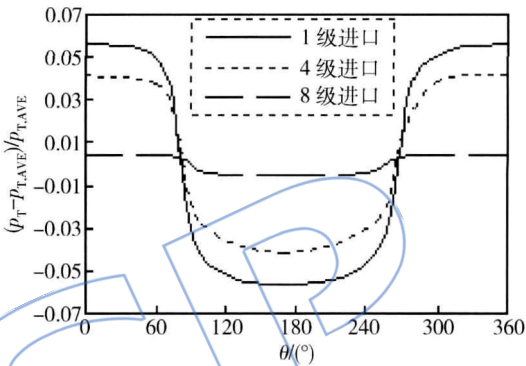


图 2 第 1, 4, 8 级进口总压畸变沿周向分布

Fig. 2 Circumferential distributions of total pressure distortion at the 1, 4, 8 stage

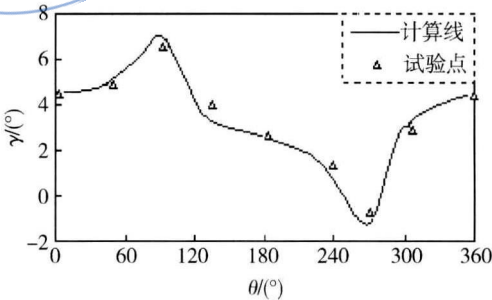


图 3 第 1 级转子进口绝对气流角沿周向分布

Fig. 3 Circumferential distributions of the absolute flow angle at the first rotor inlet

2.2 级间周向侧流

图 4 给出了计算的周向流系数沿轴向的变化, 可以看出, 在压气机前面级, 由于叶排之间轴向距离和叶片径向高度较大, 级间的周向侧流流量也较后面级大, 前 3 级周向流系数大于 0.6, 后面级基本保持 0.6, 因此周向流动对压气机前面级的影响较大, 这与文献[7]中的试验结果是相符的. 另一方面, 从进气攻角沿周向的变化和低压区范围不断减小也说明周向流动对畸变的传递特性确实是有影响的.

表 1 各级进口总压/总温畸变度沿轴向的变化

Table 1 Circumferential variation of the inlet total pressure/ total temperature at every stage

轴向第 n 级 进口位置	进口总压畸变度 $D_{p_T} / \%$	进口总温畸变度 $D_{T_T} / \%$
1	5.6	0.0
2	4.98	- 0.21
3	4.55	- 0.65
4	4.13	- 0.68
5	3.76	- 1.21
6	2.42	- 1.78
7	1.77	- 2.49
8	0.47	- 3.29

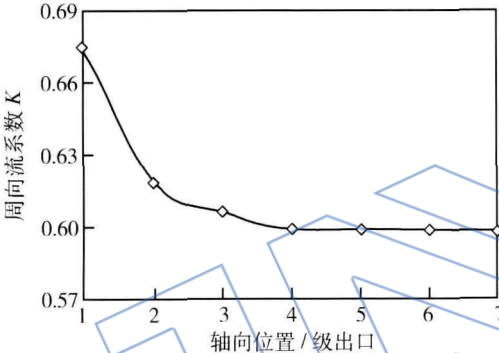


图 4 周向流系数沿轴向的分布

Fig.4 Axial distributions of the circumferential flow coefficient

2.3 耦合对特性影响

在考虑流动耦合和不考虑流动耦合情况下对 8 级轴流压气机畸变时特性的计算(图 5)表明,随着畸变强度的增加,考虑耦合影响的压气机特性与无耦合的特性相比,其特性线相对向左边移动。

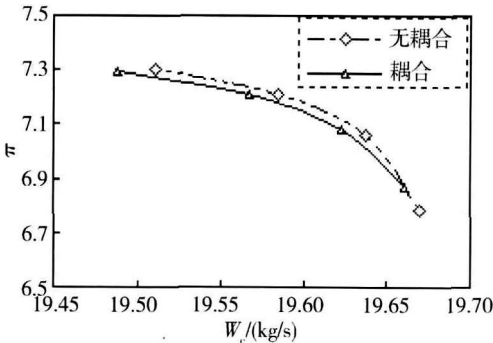


图 5 耦合对多级轴流压气机特性线的变化

Fig.5 Characteristics variation of multistage axial flow compressor with coupled distortion

即压气机的工作点更加向喘振边界靠近,使压气机的喘振裕度下降,对压气机的稳定工作带来更不利的影响. 计算结果还表明,当进口总压畸变度大于 10% 以后,对比考虑耦合与不考虑耦合的情况,考虑耦合计算得到的压气机特性变化更加明显,使轴流压气机的性能急剧降低。

2.4 级负荷的影响

图 6 给出了各级的进口畸变度和级增压比的分布,从图中可以看出,在靠近前面级的级增压比较高,畸变的衰减却较小,而后面几级的级增压比相对较小,却使得畸变衰减程度很明显,这表明较低的级增压比(级负荷较小)能够改善畸变的衰减。

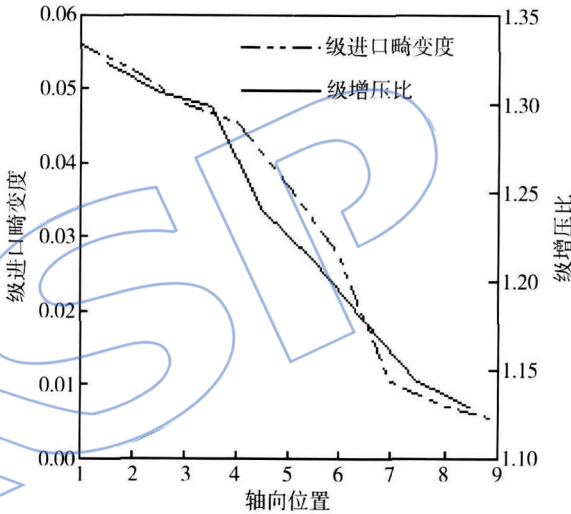


图 6 级进口畸变度与增压比沿轴向的分布

Fig.6 Axial distributions of the stage inlet distortion and the pressure ratio

2.5 失稳首发级

根据本文给出的失稳判别方法,该 8 级轴流压气机在设计转速下的计算结果表明,第 4 级的有效相对气流角最先达到无畸变状态下最小流量点对应的相对气流角,即该级最先出现失稳,因此第 4 级就是该转速下的失稳首发级。

3 结 论

本文重点介绍了周向进口稳态总压畸变在多级轴流压气机中传递的逐级计算模型,应用该模型对 J85-13 多级轴流压气机在畸变条件下转子叶片的动态效应、级间周向流动和压气机出口耦合效应进行了详细数值研究. 计算结果表明,该 8 级轴流压气机的前面 3 级,周向流系数大于 0.6,其级间周向流动也相应较大,同时压气机出口耦合将使轴流压气机的性能进一步降低,且较低的

级负荷有利于改善畸变的衰减, 在设计转速下第 4 级是失稳首发级. 计算结果同时验证了本模型的合理性、可行性, 对实际工程问题研究具有参考价值.

参考文献:

[1] Rabe D. Influence of inlet distortion on transonic compressor blade loading[R]. AIAA 95-2461.

[2] Marshall J G. Prediction of low engine order inlet distortion driven response in a low aspect ratio fan[R]. ASME Paper 2000-GT-0374, 2000.

[3] 吴虎, 冯维林. 周向总压畸变在轴流压气机中传递特性分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 725-730.
WU Hu, FENG Weilin. Propagation of circumferential pressure distortion in axial flow compressors[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 725-730.

[4] 董金钟, 王苗苗. 总压总温组合畸变对压气机稳定性影响的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 788-793.
DONG Jinzhong, WANG Miaomiao. Effect on stability of compressor with total temperature and pressure distortions[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 788-793.

[5] Hah C. Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor [J]. ASME J Turbomach, 1998, 12: 233-246.

[6] Lecht M. Improvement of parallel compressor by consideration of insteady blade aerodynamics[R]. AD-P005467, 1987.

[7] Kimzey W F. An analysis of the influence of some external disturbances on the aerodynamic atability of turbine engine axial flow fans and compressors [R]. AEDG-TR-77-80, August 1977.

[8] 吴虎, 黄智涛, 廉小纯. 某型发动机对畸变进气响应的流动耦合分析[J]. 推进技术, 2003, 24(3): 219-235.
WU Hu, HUANG Zhitao, LIAN Xiaochun. Coupled compressor diffuser flow model for predicting response of a twin spool turbine engine to inlet pressure distortion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(3): 219-235.

[9] Edward J M. Performance of a J85-13 compressor with clean and distortion inlet flow [R]. NASA TM X-3304, 1975.