

文章编号: 1000-8055(2006) 03-0437-05

跨声速双级轴流压气机对周向进气总压畸变的响应特性分析

吴 虎, 贾海军, 黄 健
(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 基于所建立的总压畸变矩阵传递模型, 对周向总压畸变下某型跨声速双级轴流压气机容畸变特性进行了详细的数值分析, 揭示出了多级环境下轴流压气机对进气畸变的衰减/增益变化规律, 这对理解增强多级轴流压气机抗压力畸变能力机理, 提高多级轴流压气机性能和扩大其稳定工作范围意义明显。

关键词: 航空、航天推进系统; 轴流压气机; 总压畸变; 传递特性; 数值模拟

中图分类号: V 231

文献标识码: A

Response of an Transonic Two-Stage Compressor to Steady Circumferential Total Pressure Distortions

WU Hu, JIA Hai-jun, HUANG Jian
(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: An important component of the gas turbine engine is its axial flow compressor system. With the advent of high maneuvering aircraft with weapon release in the vicinity of the engine inlets, there will always exist inlet total pressure distortions. So, in today's military turbine engines, their axial compressors must be capable of stable operation despite of severe inlet total pressure distortion. Many experimental and analytical investigations have been conducted in the past four decades to quantify the effects of distorted inlet flow on axial compression system stability. A transfer matrix model was used to predict the response of a transonic two-stage axial flow compressor to steady circumferential total pressure distortions. The effects of multistage environment on the response of an axial flow compressor to steady circumferential total pressure distortion were found. Comparison with those of the two-stage compressor, great attenuation of the total pressure distortion, static pressure distortion and the weakening of the incidence angle changes were produced by isolated single stage. A good agreement was obtained by comparing the numerical results with experimental data. Suggestions were also made to utilize this method for the design of distortion-tolerant multistage axial compressors.

Key words: aerospace propulsion system; axial flow compressor; total pressure

收稿日期: 2005- 06- 08; 修订日期: 2005- 09- 30

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

作者简介: 吴虎(1963-), 男, 安徽肥东人, 西北工业大学动力与能源学院教授, 博士生导师, 主要从事叶轮机气动热力学和发动机总体设计的研究

distortion; transmitting characteristic; numerical simulation

随着新一代飞机机敏性的进一步提高及其飞行包线范围的进一步扩大,其推进系统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,从而引起发动机性能降低、稳定裕度的下降^[1,2]。因此提高现代多级轴流压气机容畸变性能在现代航空发动机设计过程中所起的作用日显突出和重要^[3,4]。在这一方面,建立进气总压/总温畸变在多级轴流压气机中衰减/增幅特性,以便作为设计具有高抗畸变特性多级压气机气动和结构参数筛选基础,具有重要实际意义^[5~7]。文献[6]进一步用三维N-S方程对跨声速轴流压气机单个转子叶排在进气压力畸变下的流动结构、损失分布及失稳诱发过程进行了详细的数值模拟,这对于深入理解压力畸变在轴流压气机中的传递特性及影响规律,揭示畸变诱发失稳机理具有重要意义。因此这一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,但若用于单级甚至多级环境分析由于计算模型存在一定的不确定性及计算量大,现阶段还难于直接用于多级轴流压气机畸变传递特性的模拟分析。为此本文基于轴流压气机叶排特性,应用所建立的总压畸变矩阵传递模型对周向总压畸变下某型跨声速双级轴流压气机容畸变特性进行了详细的数值分析,以期在设计具有高抗畸变能力的多级轴流压气机提供分析基础。

1 模型方程

在周向畸变下,轴流压气机中任何位置的畸变量(扰动)均由如下扰动量描述:

$$P_t^* = \sum_{n=-j}^j P_n e^{in\theta} \quad (1)$$

$$T_t^* = \sum_{n=-j}^j T_n e^{in\theta} \quad (2)$$

$$c_x^* = \sum_{n=-j}^j U_n e^{in\theta} \quad (3)$$

$$c_\theta^* = \sum_{n=-j}^j V_n e^{in\theta} \quad (4)$$

上方程中:

$$c_\theta^* = c_\theta' / \bar{c}_x, \quad c_x^* = c_x' / \bar{c}_x$$

$$P_t^* = P_t' / P_t, \quad T_t^* = T_t' / T_t$$

式中, c_x' , c_θ' , P_t' 和 T_t' 分别表示轴向速度,切向速度,总压和总温的扰动量。 P_n , T_n , U_n 和 V_n 为扰动

量第 n 个谐波系数,引入状态矢 $[Sv]$,一旦状态矢确定,那么扰动量就可以用方程(1)求得。其中:

$$[Sv] = \begin{bmatrix} P_n \\ T_n \\ U_n \\ V_n \end{bmatrix} \quad (5)$$

基于文献[8],在已知叶排特性数据条件下,基于小扰动假设,可得到在进口存在周向畸变时轴流压气机转子、静子和间隙叶排畸变传递矩阵:

(1) 转子叶排传递矩阵:

$$\begin{bmatrix} P_2 \\ T_2 \\ U_2 \\ V_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & r_{12} & r_{13} & r_{14} \\ 0 & r_{22} & r_{23} & r_{24} \\ 0 & r_{32} & r_{33} & r_{34} \\ 0 & r_{42} & r_{43} & r_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_1 \\ T_1 \\ U_1 \\ V_1 \end{bmatrix}$$

$$[Sv]_2 = [R] \cdot [Sv]_1 \quad (6)$$

(2) 静子叶排传递矩阵:

$$\begin{bmatrix} P_2 \\ T_2 \\ U_2 \\ V_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s_{12} & s_{13} & s_{14} \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & s_{32} & s_{33} & s_{34} \\ 0 & s_{42} & s_{43} & s_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_1 \\ T_1 \\ U_1 \\ V_1 \end{bmatrix}$$

$$[Sv]_2 = [S] \cdot [Sv]_1 \quad (7)$$

(3) 转子叶排进口前、转子叶排和静子叶排之间间隙和静子叶排下游间隙传递矩阵:

$$\begin{bmatrix} P_2 \\ T_2 \\ U_2 \\ V_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & g_{22} & 0 & 0 \\ g_{31} & g_{32} & g_{33} & g_{34} \\ g_{41} & g_{42} & g_{43} & g_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_1 \\ T_1 \\ U_1 \\ V_1 \end{bmatrix}$$

$$[Sv]_2 = [G] \cdot [Sv]_1 \quad (8)$$

对于单级或双级轴流压气机,其整个压气机的传递矩阵为:

$$[St]_1 = [S] \cdot [Gs] \cdot [R] \cdot [Gr] \quad (9)$$

$$[Sv]_2 = [St]_1 \cdot [Sv]_1 \quad (10)$$

$$[St]_2 = [S]_2 \cdot [Gs]_2 \cdot [R]_2 \cdot [Gr]_2 \cdot$$

$$[S]_1 \cdot [Gs]_1 \cdot [R]_1 \cdot [Gr]_1 \quad (11)$$

$$[Sv]_2 = [St]_2 \cdot [Sv]_1 \quad (12)$$

不同的 n , 其谐波系数之间是独立的,一旦 n 给定,谐波系数也就可以唯一确定。

静压扰动量及转子进口绝对流动角用下式计算:

$$P_s^* = P_t^* + \frac{k}{2} M_x^2 (1 + \bar{a}^2) T_t^* - k M_x^2 c_x^* - k M_x^2 \bar{a} c_\theta^*$$
$$\alpha(\theta) = \arctan[(\bar{a} + c_\theta^*)/(1 + c_x^*)]$$
定义畸变强度为 D :

$$D = (P_{AV} - P_{AVL}) / P_{AV}$$
$$P_{AV} = \frac{1}{360} \int_0^{360} P(\theta)_i d\theta$$
$$P_{AVL} = \frac{1}{\theta_i} \int_i P(\theta)_i d\theta$$

以下计算结果及其分析中有关变量及符号定义为:

$$d_{Pt} = \frac{P_t - \bar{P}_t}{P_t}$$
为相对于平均总压的总压扰动;

$$d_{Ps} = \frac{P_s - \bar{P}_s}{P_s}$$
为相对于平均静压的静压扰动;

$$d_{Tt} = \frac{T_t - \bar{T}_t}{T_t}$$
为相对于平均总温的总温扰动;

$$h = \frac{r_t - r}{r_t - r_h}$$
为相对于叶尖的展向位置

2 计算结果及其分析

本文首先计算了文献[9]一个单级跨声压气机算例。由于本传递模型引用了该文献所给的各叶排进、出口径向计算站几何尺寸、叶型总压损失系数与叶型几何参数关联关系和叶排进、出口气流角关联关系的实验数据, 因此畸变传递模型所计算的各叶排的总压畸变衰减规律隐含了各叶排

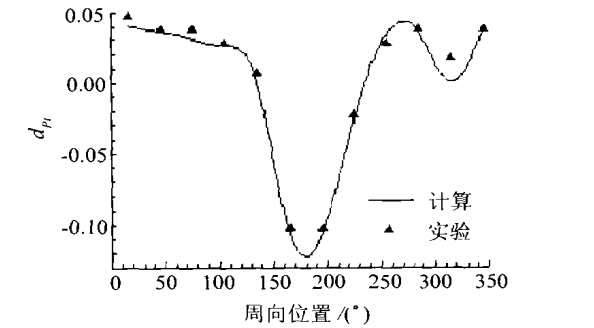


图1 单级压气机进口总压畸变谱

Fig.1 Predicted and measured circumferential total pressure distributions at inlet of the isolated rotor

几何参数的影响。若无法获取这些实验数据, 则可

以基于压气机子午流道尺寸和叶排各展向位置上的叶型类型及尺寸应用预测压气机特性的流线曲率法来求得。该压气机在进口90°总压畸变沿转子进口、转子出口和级(静子)出口传递特性的模型计算值与实验值如图1~图3所示。

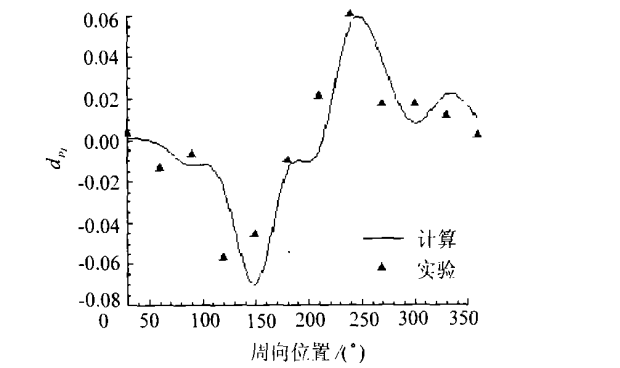


图2 单级压气机转子出口总压畸变谱

Fig.2 Predicted and measured circumferential total pressure distributions at exit of the isolated rotor

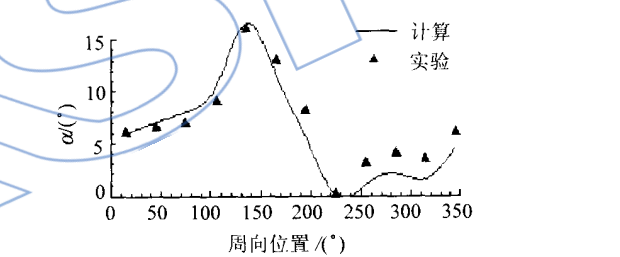


图3 单级压气机转子进口绝对流动角

Fig.3 Predicted and measured circumferential flow angle at the isolated rotor inlet

可见, 模型计算值与实验结果较为符合, 这表明了本文畸变传递模型的可行性。该实验压气机进口总压畸变度高达12%, 可见应用小扰动导出的模型对具有较高畸变条件也具有令人满意预测精度。其次基于文献[10]所给的9个径向位置($h = 0.10 \sim 0.90$)实验测得的第1、第2级压气机转子和静子叶排特性, 本文应用同样的畸变传递分析模型计算并比较了这些径向位置下进气总压畸变条件下双级跨声速轴流压气机畸变响应特性的影响, 重点给出在多级环境下轴流压气机对进气畸变的衰减/增益变化规律。本文给出的是在设计转速和 $h = 0.10$ 下的分析结果, 其它径向位置下的规律与之相类似。计算取该压气机第1级转子进口流量系数为0.444, 该状态接近该压气机设计状态。

图4~图9 为在相同进口畸变条件下孤立第1级和第1级后加装第2级,即是在双级环境下第1级畸变响应特性的比较。如图所示,在双级环境下第1级畸变响应特性与孤立第1级畸变响应明显不同;首先是转子或静子对进气畸变衰减/增益特性不同,与双级环境相比,孤立第1级的转子叶排对进口畸变产生更大衰减,二者衰减率分别为0.93和0.615,但无论是孤立第1级还是双级环境,第1级静子叶排均对压力畸变产生增益作用,其增益率分别为1.058和1.028,双级环境下第1级静子增益率更低一些。尤其值得注意的是对于孤立第1级,其出口静压畸变显著低双级环境下第1级出口静压畸变,如图6所示。

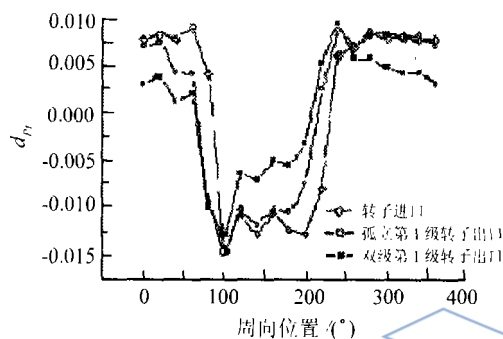


图4 双级与孤立单级压气机进口/转子出口总压畸变谱比较

Fig. 4 Comparison of total pressure distortion pattern at inlet or outlet of the first rotor between isolated stage and two-stage compressor

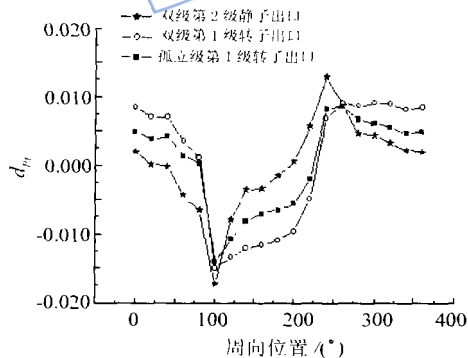


图5 双级与孤立单级压气机静子出口总压畸变比较

Fig. 5 Comparison of total pressure distortion pattern at outlet of the first stator between isolated stage and two-stage compressor

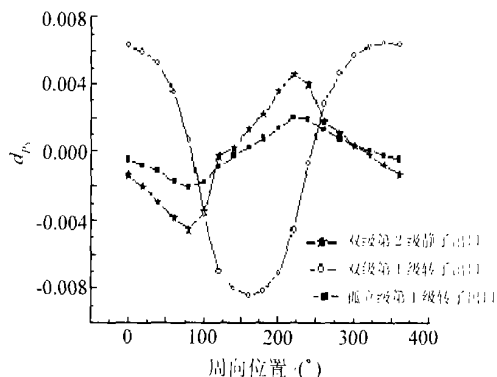


图6 双级与孤立单级压气机转子出口静压畸变比较

Fig. 6 Comparison of static pressure distortion pattern and two-stage compressor

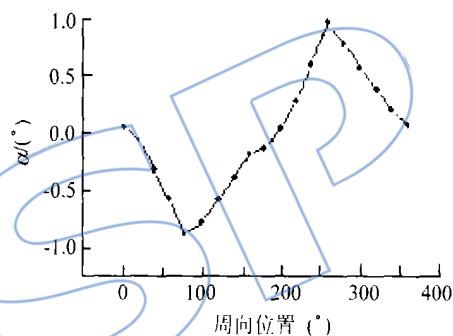


图7 实验测得的DFVLR转子出口静压分布

Fig. 7 Experimental static pressure distribution at outlet of the first rotor between isolated stage outlet of isolated DFVLR-rotor with 180° total pressure distortion

图7给出的是文献[9]给出的在进口周向总压畸变下实验测得的DFVLR转子出口静压分布,其分布规律与本文给出的孤立第一级转子出口静压分布定性一致。由此表明,在进气畸变条件下,下游级对上游级畸变传递特性影响十分明显。即使在双级出口,其静压畸变仍高于孤立第1级出口静压畸变。此外,由图9可以看出,在双级出口,其总压畸变强度低于孤立第1级出口总压畸变强度,这表明,在双级压气机对总压畸变产生更大衰减的同时,并不能同时使静压畸变得更大衰减。比较图3与图8可以看出,转子进口绝对流动角周向变化规律基本一致。另外由图8还可以看出,在相同进口周向总压畸变强度下,孤立级和双级所造成的进口绝对流动角的周向分布规律也存在差异。在低总压区,孤立级所造成的进口绝对流普遍小于双级对应值,由所建立的流动模型可

知,绝对流动角愈大,对应转子的相对流动角愈小,这表明在这一流动区域孤立级所造成的转子进口相对流动角普遍高于双级对应值,但对于孤立级,其产生的最小绝对流动角位于转子离开畸变网处,即绝对流动角从最大变化到最小的周向

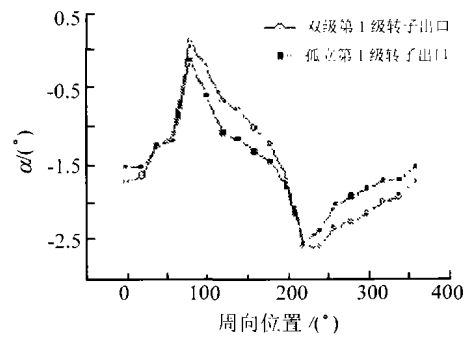


图8 双级与孤立单级压气机进口绝对流动角比较
Fig. 8 Comparison of inlet flow angles between isolated stage and two-stage compressor

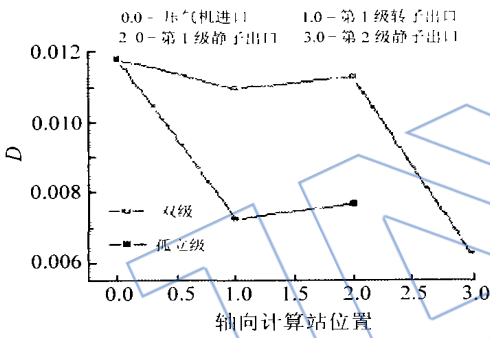


图9 双级与孤立单级总压畸变强度沿程变化
Fig. 9 Comparison of total pressure distortion levels along along compressor stations between isolated stage and two-stage compressor

范围与总压畸变网范围基本相同;而对于双级环境,其绝对流动角在转子离开畸变网初始周向约时仍继续减小,即相对于总压畸变网,转子进口绝对流动角发生周向相位偏离,并且其绝对流动角最小值小于孤立级对应值。相对于孤立级,由于双级压气机造成了更大的第1级转子进口相对流动角,并且高相对流动角变化范围足够大(从周向约 $218^{\circ}\sim 360^{\circ}$),因此对第1级转子气动稳定性会产生更不利的影响。

3 结 论

在相同进口周向总压畸变强度下,孤立单级

压气机与多级压气机畸变响应特性明显不同,孤立单级转子叶排产生更大的总压畸变和静压畸变;

进口周向畸变经过第1级静子叶排产生了放大,表明其静子叶排容总压畸变能力差;

虽然与孤立单级压气机相比,双级环境下的第1级容总压畸变能力较差,但进口总压畸变经过双级作用后仍然得到了更大的衰减;

双级环境下的静压畸变衰减能力明显降低。无论是第1级出口还是双级出口,其静压畸变强度总是高于孤立单级压气机出口对应值。这表明,虽然多级能产生更大的总压畸变衰减,但并不能同时产生更大的静压畸变;

双级环境下其第1级转子进口流动角发生了周向偏离,而且产生了更大的转子进口相对流动角,这对第1级转子气动稳定性产生更加不利的影响。

参考文献:

[1] Mokelke H. The Prediction of Steady, Circumferential Pressure and Temperature Distortions in Multistage Axial Flow compressors[J]. *ASME J. for Power*, 1980, 102, 448~458.

[2] Rabe D. Influence of Inlet Distortion on Transonic Compressor Blade Loading[R]. *AIAA Paper* 95- 2461.

[3] Marshall J G. Prediction of Low Engine Order Inlet Distortion Driven Response in a Low Aspect Ratio Fan [R]. *ASME Paper* 2000- GT- 0374.

[4] Jahnen W. Stall Inception in a 5- Stage HP- Compressor with Increased Load Due to Inlet Distortion[R]. *ASME Paper* 99- GT- 440, 1999.

[5] Hall E J. Performance Prediction of End Wall Treatment Fan Rotors with Inlet Distortion[R]. *AIAA Paper* 96- 0244.

[6] Hah C. Effects of Inlet Distortion on the Flow Field in a Transonic Compressor Rotor[J]. *ASME J. Turbomach*, 1998, 120: 233~246.

[7] Messenger H E. Two- Stage Fan- Data and Performance with Redesigned Second Stage Rotor, Uniform and Distorted Inlet Flow[R]. *NASA CR- 134710*, 1974.

[8] 吴虎. 进口压力畸变对多级轴流压气机稳定性与流动损失影响研究[R]. 西安: 西北工业大学, 2003.

[9] Sanger N L. Performance of a 1.57-Pressure-Ratio Transonic Fan Stage with a Screen - Induced Circumferential Inlet Flow Distortion[R]. *NASA TND- 8163*, 1976.

[10] Cunnan W S. Design and Performance of a 427-M eter -Per- Second Tip Speed Two-Stage Fan Having a 2.40 Pressure Ratio[R]. *NASA TP- 1344*, 1978.