

# 带周向槽叶尖处理机匣轴流压气机容总压畸变特性\*

吴 虎, 高双林, 黄 健

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

**摘 要:** 基于叶尖处理机匣轴流压气机叶排实验特性, 应用畸变传递的矩阵分析模型, 对轴流压气机叶尖处理机匣容总压畸变特性进行了详细分析, 并建立了处理机匣对总压畸变及其沿轴流压气机叶排衰减特性影响规律。计算结果表明, 叶尖处理机匣虽能有效提高转子叶排抗总压畸变能力, 但对其后的静子叶排抗畸变产生了明显不利影响, 这对设计合理的扩大轴流压气机稳定裕度处理机匣结构尤为重要。

**关键词:** 轴流压气机; 处理机匣; 压力畸变; 响应特性

**中图分类号:** V231.3      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2005) 04-0324-04

## Response of an axial flow compressor tolerant to steady circumferential pressure distortions with casing treatment of circumferential grooves

WU Hu, GAO Shuang-lin, HUANG Jian

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

**Abstract** A model of distortion transfer matrix was presented for predicting the response of an axial flow compressor rotor, stator and axial clearance to steady circumferential pressure distortion with two casing configurations: solid case and circumferential groove case, based on blade row experimental characteristics. With inlet total pressure distortions, it is found that the casing treatment of circumferential grooves that improves the stall margin of axial flow compressors under uniform inlet conditions is still superior to the solid case. By using this kind of casing treatment, great attenuation of total pressure distortion, weak incidence angle changes and low total temperature distortion production through the rotor was obtained. It is apparent that the effective improvement in stall margin can be achieved with this casing treatment under conditions of inlet circumferential pressure distortions. Some suggestions were made to design axial compressors high tolerant to inlet steady distortions.

**Key words** Axial flow compressor; Casing treatment; Total pressure distortion; Response characteristic

### 1 引 言

随着新一代飞机机动性的进一步提高及其飞行包线范围的进一步扩大, 进气总压畸变程度的增加, 从而引起发动机性能降低、稳定裕度下降<sup>[1~4]</sup>。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。文献[5]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。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。况且, 在进口有畸变条件下带叶尖处理机匣的轴流压气机单级三维欧拉和三维粘性流动模拟研究目前尚未见报道。因此, 为在多级轴流压气机设计阶段提供带叶尖处理机匣条件下的压气机容总压畸变特性的工程分析模型与方法, 本文基于带叶尖处理机匣下轴流压气机转子/静子叶排实验特性, 应用所建立的畸变传递的矩阵分析模型, 对带处理机匣的轴流压气机级容总压畸变特

\* 收稿日期: 2004-09-16 修订日期: 2004-11-25

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

作者简介: 吴 虎 (1963—), 男, 教授, 研究领域为叶轮机气动热力学和发动机总体设计。

Email: wuhu@nwpu.edu.cn

性进行了详细分析,以期建立叶尖处理机匣对总压畸变及其沿轴流压气机叶排衰减特性影响规律,并为设计具有高抗畸变性能的轴流压气机提供理论基础。

## 2 畸变传递模型方程

文献[6]得到转子叶排、静子叶排及进出口和叶排间的畸变传递矩阵,畸变在轴向间隙进、出口(进口、转子出口和静子出口间隙)矩阵传递关系为

$$\begin{bmatrix} p_2 \\ T_2 \\ U_2 \\ V_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & g_{22} & 0 & 0 \\ g_{31} & g_{32} & g_{33} & g_{34} \\ g_{41} & g_{42} & g_{43} & g_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_1 \\ T_1 \\ U_1 \\ V_1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

畸变在转子进、出口间的矩阵传递关系为

$$\begin{bmatrix} p_2 \\ T_2 \\ U_2 \\ V_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & r_{12} & r_{13} & r_{14} \\ 0 & r_{22} & r_{23} & r_{24} \\ 0 & r_{32} & r_{33} & r_{34} \\ 0 & r_{42} & r_{43} & r_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_1 \\ T_1 \\ U_1 \\ V_1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

畸变在静子进、出口间的矩阵传递关系为

$$\begin{bmatrix} p_2 \\ T_2 \\ U_2 \\ V_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s_{12} & s_{13} & s_{14} \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & s_{32} & s_{33} & s_{34} \\ 0 & s_{42} & s_{43} & s_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_1 \\ T_1 \\ U_1 \\ V_1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

静压扰动量及转子/静子绝对流动角用下式计算

$$p_s^* = p_t^* + \frac{k}{2} \bar{M}_x^2 T_t^* - k \bar{M}_x^2 c_x^* - k \bar{M}_x^2 a c_\theta^*$$

$$a(\theta) = \arctan[a + c_\theta^*] / (1 + c_x^*)$$

$$\text{畸变强度 } D = (p_{av} - p_{av1}) / p_{av},$$

$$p_{av} = \frac{1}{360} \int_0^{360} p(\theta)_i d\theta, \quad p_{av1} = \frac{1}{\theta_i} \int_{\theta_i} p(\theta)_i d\theta$$

以下计算结果及其分析中有关变量及符号定义为

$$d_{pt} = (p_t - p_t) / p_t, \quad d_{ps} = (p_s - p_s) / p_s$$

$$h = (r_t - r) / (r_t - r_h), \quad d_{T1} = (T - \bar{T}_1) / \bar{T}_1$$

## 3 计算结果及分析

分析文献[7]所给出的一个单级跨声速压气机采用常见的周向槽叶尖处理机匣和固体壁(未进行机匣处理)机匣在设计转速下实验测得的压气机转子/静子叶排特性发现,在设计点附近,沿转子和静子平均半径展向至叶尖,子午流线倾斜角很小( $-4^\circ \sim 4^\circ$ ),即径向分速度很小,而且采用叶尖处理机匣后,在转子叶尖附近主要影响流动的轴向速度分布,基本对转子径向分速无影响。因此应用本文忽略流动径向分速的二维流动模型来分析两种机匣下靠近转子叶尖附近的畸变传递特性不会带来明显的误差。为验证本文模型的可行性,以一个单级跨声速压气机在设计转速下设计流量点,进口施加 $90^\circ$ 周向总压畸变为例<sup>[8]</sup>,该算例压气机沿转子和静子平均半径展向至叶尖,子午流线倾斜角也很小( $3.5^\circ \sim -5^\circ$ ),即径向分速度也很小,应用所建立畸变传递模型,详细计算了该跨声速压气机在展向位置 $h=0.45$ 处进口 $90^\circ$ 周向总压畸变沿压气机叶排衰减/增幅特性,计算所需的输入数据均取自文献[7]。图1~图3给出了本模型预测结果及其与文献[8]所给实验结果的比较。可见,模型计算值与实验结果较为符合,这表明了本畸变传递模型的可行性。由于文献[8]的压力畸变在接近设计点转子进口中间展向位置处的总压畸变已达到0.12,因此本模型的适用范围可以扩展到中等畸变扰动情况。

为研究带叶尖处理机匣时的压气机级容进气畸变特性,本文以文献[7]所给出的跨声速轴流压气机进口级实验测得的两种结构机匣下的压气机转子/静子叶排特性为输入,应用以上畸变传递模型计算并比较了在 $h=0.10$ 径向位置下这两种机匣结构对其

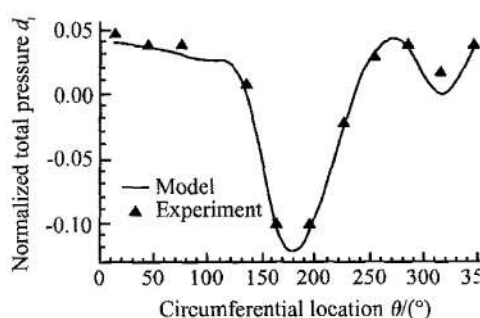


Fig. 1 Predicted and measured circumferential total Pressure distribution at rotor inlet

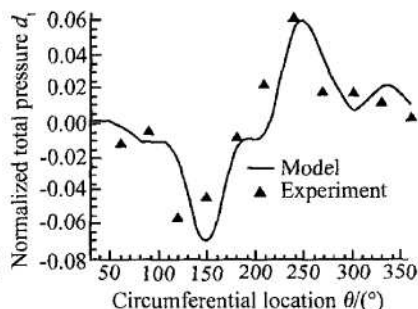


Fig. 2 Predicted and measured circumferential total Pressure distribution at rotor outlet

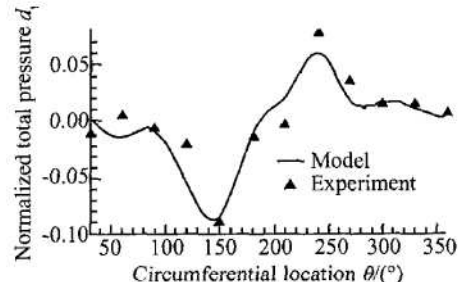


Fig. 3 Predicted and measured circumferential total Pressure distribution at stator outlet

进口  $180^\circ$  周向总压畸变响应特性, 同时定量分析了这两种机匣结构对总压畸变、总温畸变、静压畸变衰减规律。本文给出的是在设计转速下的计算分析。图 4~图 12 为设计转速, 流量为  $29.6 \text{ kg/s}$  状态下的结果, 设计转速在其它流动状态下有相类似结果。图 4 为施加的压气机转子进口  $180^\circ$  周向总压畸变谱, 图 5 图 6 为这两种机匣结构下转子和静子对总压畸变响应特性, 图 7 为这两种机匣结构下总压畸变沿转子/静子衰减规律。比较图 5 图 6 和图 7 可清楚看出, 与固体壁机匣相比, 采用转子周向槽叶尖处理机匣对进口总压畸变衰减明显增强, 固体壁机匣下, 转子总压畸变强度衰减率为  $0.662$  而采用周向槽叶尖处理机匣时, 转子总压畸变强度衰减率为  $0.527$ ; 但对于其后的静子叶排, 情况则截然相反。转子机匣为固体壁时, 静子对总压畸变产生了进一步衰减, 其衰减率为  $0.97$  而采用周向槽叶尖处理机匣时, 其后静子不仅没有使总压畸变强度衰减, 反而使总压畸变强度进一步增强, 其衰减率为  $1.18$ 。这是因为总压损失系数对转子和静子叶排畸变传递矩阵元素影响显

著<sup>[7]</sup>。对比文献 [6] 所给出的在两种机匣结构下的实验结果明显发现, 在叶尖附近, 带周向槽叶尖处理机匣下转子叶排总压损失系数明显低于固体机匣下的转子叶排总压损失系数; 而与之相反, 在叶尖附近带周向槽叶尖处理机匣转子下游的静子叶排总压损失系数明显高于固体机匣下的静子叶排总压损失系数, 这正是造成叶排产生不同畸变衰减性能的物理本质。比较图 4 与图 5 和图 6 还可以看出, 固体机匣下其转子出口总压低压区极值起始区较其进口逆转子旋转方向偏离了一小角度, 这一现象与文献 [8] 所给出的实验结果定性符合。与之相比, 转子周向槽叶尖处理机匣下转子出口总压低压区极值起始区基本与其进口总压低压区极值起始区位置相同, 这正是处理机匣改善了转子尖部区域流动落后角分布所致。

图 8 为这两种机匣结构下转子所产生的总温畸变, 图 9 为这两种机匣结构下转子进口绝对流动角沿周向变化。图 8 可看出, 采用转子周向槽叶尖处理机匣时, 其转子生成的总温畸变较小, 与图 9 所示的转子进口绝对流动角分布十分符合。绝对流动角愈大,

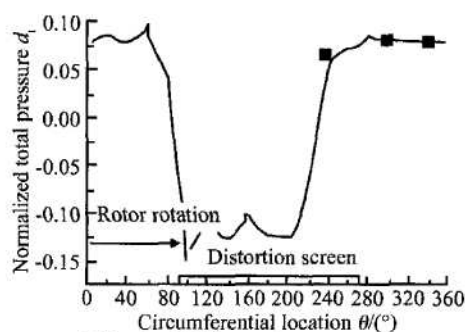


Fig 4  $180^\circ$  total pressure distortion at rotor inlet

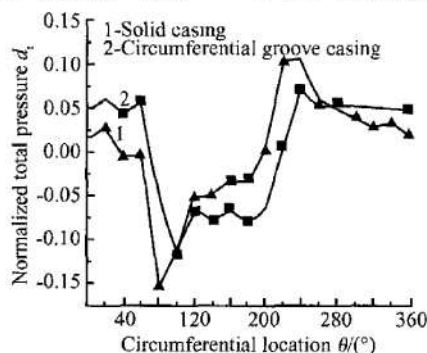


Fig 5 Circumferential total pressure distribution at rotor outlet with two casing treatment configurations

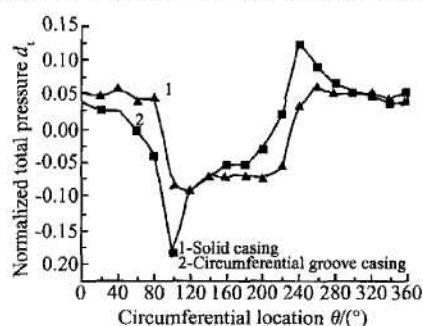


Fig 6 Circumferential total pressure distribution at stator outlet with two casing treatment configurations

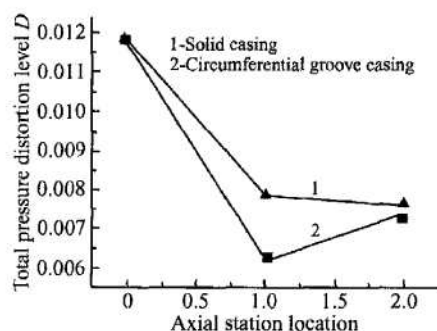


Fig 7 Attenuation and amplification characteristics of total pressure distortion level along compressor stations

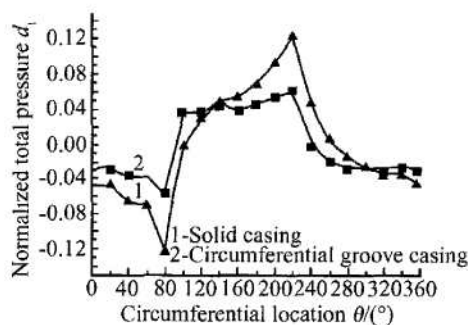


Fig 8 Circumferential total temperature distribution at rotor outlet with two casing treatment configurations

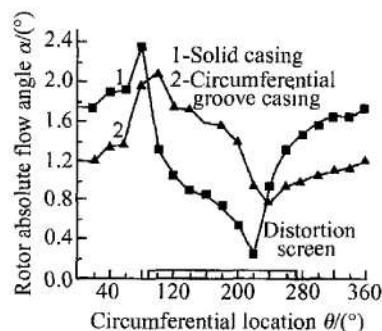


Fig 9 Absolute flow angle distribution at rotor inlet with two casing treatment configurations

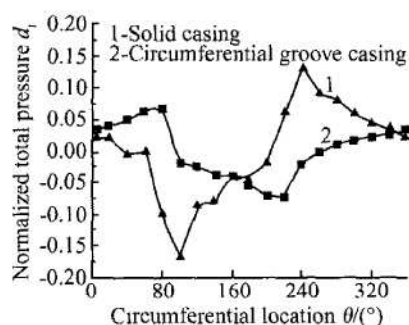


Fig 10 Circumferential static pressure distribution at rotor inlet with two casing treatment configurations

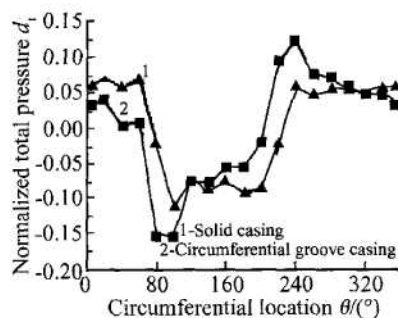


Fig 11 Circumferential static pressure distribution at rotor outlet with two casing treatment configurations

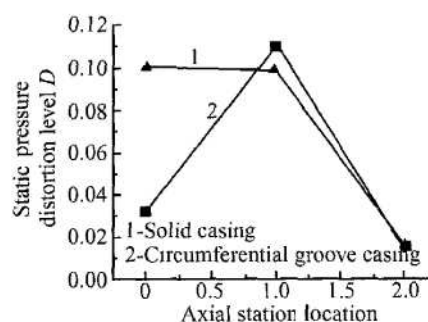


Fig 12 Attenuation and amplification characteristics of static pressure distortion level along compressor stations

则相对流动角愈小,攻角也愈小,转子负荷愈低,则其出口总温也愈低;图 8 图 9 结果还表明,处理机匣能够有效降低转子进口速度场周向不均匀性,并能有效抑制转子离开低压区时其进口攻角的增幅。这也是由这种处理机匣显著改善了转子尖部区域流动损失和落后角分布所致<sup>[7]</sup>。转子进口攻角是影响该级稳定工作范围的主要指标。可见,在进口压力畸变条件下,处理机匣仍具有较固体机匣高的稳定工作裕度。

由图 10 图 11 可以看出,采用固体壁机匣时,其转子对其进口静压畸变起衰减作用,衰减率为 0.989 而采用周向槽叶尖处理机匣时,虽其转子进口静压畸变较低,但在转子出口静压畸变明显增强,衰减率为 1.86。在其后的静子中,情况又有不同。采用周向槽叶尖处理机匣时,其静子对静压畸变产生显著衰减,衰减率为 0.428 而固体壁机匣静子静压畸变衰减率仅为 0.472 这使得周向槽叶尖处理机匣下的静子出口静压畸变强度比固体壁机匣静子出口静压畸变强度还低一些,如图 12 所示。

## 4 结 论

(1) 周向槽叶尖处理机匣下,转子不仅能有效降低其周向总压畸变强度,而且也能明显抑制转子进口攻角增幅,提高处理机匣级压气机稳定工作范围;

(2) 由于周向槽叶尖处理机匣能明显抑制转子进口攻角增幅,因此它有效衰减了其生成的出口温度畸变强度,表现出较好的抗畸变性能;

(3) 与固体机匣相比,虽然带周向槽叶尖处理机匣转子能有效衰减总压畸变,但其后静子却显著放大了总压畸变;同时,转子本身也放大了静压畸变强度,这是由于周向槽叶尖处理机匣明显改变了转子叶排

和静子叶排总压损失系数和相应的速度分布之缘故。因此欲进一步提高带周向槽叶尖处理机匣压气机级的扩稳及抗畸变性能,其转子与其后静子的匹配设计显得尤为重要。

(4) 本研究仅分析了周向槽叶尖处理机匣容进气总压畸变特性,但不同的处理机匣结构对转子叶排及其后的静子叶排损失特性影响规律会不同,因此其容畸变特性也会有所不同。

## 参考文献:

- [1] Rabe D. Influence of inlet distortion on transonic compressor blade loading[R]. *AAA* 95-2461
- [2] Marshall JG. Prediction of low engine order inlet distortion driven response in a low aspect ratio fan [R]. *ASME* 2000-GT-0374
- [3] Jähnen W. Stall inception in a 5-stage HP-compressor with increased load due to inlet distortion[R]. *ASME* 99-GT-440 1999
- [4] Hirai K. Unsteady three-dimensional analysis of inlet distortion in turbomachinery[R]. *AAA* 97-2735
- [5] Hah C. Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor[J]. *ASME J. Turbomach.* 120 233 ~ 246 1998
- [6] 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
- [7] Donald C. Effect of casing treatment on performance of an inlet stage for a transonic multistage compressor[R]. *NASA TMX* -3347, 1976
- [8] Sanger N L. Performance of a 1.57-pressure-ratio transonic fan stage with a screen-induced 90° circumferential inlet flow distortion[R]. *NASA TND*-8163 1976

(编辑: 朱立影)