

文章编号: 1000-8055(2023)01-0215-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210355

进口导叶角对叶根失稳压气机流动失稳的影响

陈晓松^{1,2}, 武文倩^{1,2}, 潘天宇^{1,2}, 李秋实^{1,2,3}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;

3. 西华大学 流体及动力机械教育部重点实验室, 成都 610039)

摘 要: 以一台航空高速压气机为研究对象, 通过加装进口导叶调整压气机进气预旋角, 采集失稳过程中的动态压力信号, 观察不同导叶角度、流动失稳演化过程。结果表明: 在负导叶角情况下, 压气机由转子叶尖突尖波引起失稳; 在零导叶角及较小的正导叶角情况下, 由静子叶根区域的局部喘振诱发失稳; 在较大的正导叶角情况下, 静子叶根在节流过程中首先出现局部失稳, 进一步节流导致叶尖旋转失速团出现, 压气机完全失稳。分析认为, 导叶角的增加通过降低反力度, 调整了转静间的负荷分配, 从而引起了失速初始扰动发生上述“转子突尖波-静子局部喘振-静子局部失稳”的转变。

关 键 词: 航空压气机; 流动稳定性; 进气预旋角; 失稳先兆; 可调进口导叶

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence of inlet guide vane angle on flow instability of hub instability compressor

CHEN Xiaosong^{1,2}, WU Wenqian^{1,2}, PAN Tianyu^{1,2}, LI Qiushi^{1,2,3}

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;

3. Key Laboratory of Fluid and Power Machinery, Ministry of Education,
Xihua University, Chengdu 610039, China)

Abstract: A high-speed aero-compressor with different instability precursors was taken as the research object. The inlet guide vane was installed to manipulate the compressor inlet pre-swirl angle. Several dynamic pressure transducers were arranged to measure the whole instability evolutions. The instability precursor and the evolutions were observed under different inlet guide vane angles. The results showed that at negative inlet guide vane angle, the compressor instability was caused by the spike in the rotor tip region. At zero inlet guide vane angle and small positive inlet guide vane angle, the instability was induced by the partial surge in the stator hub region. Under the condition of large positive inlet guide vane angle, local instability occurred at stator hub first in the process of throttling, and led to complete compressor instability with further throttling in form of rotating stall cells at the tip. The analysis showed that the increase of the inlet guide vane angle adjusted the load distribution between the rotor and the stator by reducing the degree of reaction, thus causing the instability precursors to change from “spike at rotor-partial surge at stator-local instability at stator” as described above.

收稿日期: 2021-07-08

基金项目: 国家自然科学基金(51636001, 51976005); 国家科技重大专项(2017-II-0005-0018)

作者简介: 陈晓松(1996—), 女, 硕士生, 主要从事叶轮机械流动不稳定性研究。

通信作者: 潘天宇(1989—), 男, 副教授, 博士, 主要从事叶轮机械流动不稳定性研究。E-mail: pantianyu@buaa.edu.cn

引用格式: 陈晓松, 武文倩, 潘天宇, 等. 进口导叶角对叶根失稳压气机流动失稳的影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 215-222. CHEN Xiaosong, WU Wenqian, PAN Tianyu, et al. Influence of inlet guide vane angle on flow instability of hub instability compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 215-222.

Keywords: areo-compressor; flow instability; inlet pre-swirl angle; instability precursors; variable inlet guide vane

压气机作为航空发动机的主要部件之一,其流动稳定性问题一直备受研究者关注。研究表明在压气机失稳之前通常会出现一些先兆扰动,针对失稳先兆开展深入研究有助于压气机流动失稳的预测和控制。

引起压气机流动失稳的典型先兆现象有突尖波和模态波。突尖波^[1-5]是一种起始于转子叶尖的高频小尺度局部扰动,转动速度为 60%~80% 的转子转速,该先兆一旦出现,便能够在几转之内使转子进入旋转失速状态,其特征频率随着突尖波发展成叶尖旋转失速团而稍有降低;模态波^[6-9]是一种由于压气机流动周向不均匀性而产生的低频大尺度全局性扰动,转动速度一般不超过 50% 转子转速,并且相较于突尖波,其发展速度较为缓慢,在持续几十甚至上百转后才会诱发旋转失速团。此外,还有一些新型失速先兆扰动被陆续发现。Mailach 等^[10]在一台低速轴流压气机实验中发现了一种产生于转子叶尖的旋转不稳定性现象,Dodds 等^[11]在压气机叶根区域发现了一种低速旋转的失速团现象。此外本研究团队在一台跨声速轴流压气机中发现了局部喘振现象^[12-15],该扰动是一种发生于静子叶根区域的低频大幅值轴对称扰动,其特征频率为系统 Helmholtz 频率,会通过引起系统响应使叶尖区域流量震荡,从而导致旋转失速团的产生。

对于导致压气机发生不同失稳先兆及流动失稳过程的原因,以及不同先兆类型发生条件之间的关联,学者们也开展了大量的研究工作。Day 等^[16]针对多台轴流压气机所开展的一系列实验结果表明,转速变化可以实现部分压气机失稳先兆发生转换。Nie 等^[17]在一台低速压气机上,通过使用畸变屏改变叶片径向负荷分布实现了失稳先兆的转变。此外,Camp 等^[6]在低速轴流压气机实验中通过调整进口导叶角度,也实现了压气机失稳先兆由突尖波向模态波的转换,并指出节流过程中,转子临界攻角和整体特性峰值的出现顺序决定了失速先兆类型,从而影响失稳过程。

上述研究工作仅针对模态波和突尖波这两种失稳先兆展开。而对于本团队所发现的叶根局部喘振型失稳先兆,前期也通过开展跨声速轴流压气机的变转速实验^[12]以及使用畸变屏改变径向负荷分布的实验^[15]实现了局部喘振与突尖波两种失稳先兆之间地转换,并指出径向负荷分布是

决定压气机失稳扰动起始位置的关键因素。但对于可调进口导叶所引起的压气机进气预旋角变化会对该压气机失稳先兆类型及失稳演化过程产生何种影响,还未开展过相应研究。

因此本文以发现局部喘振型失稳先兆的轴流压气机为研究对象,针对其 78% 设计转速的高转速状态,通过调整进口导叶角度,探究进口导叶角度对该压气机流动失稳演化过程的影响。

1 研究对象及实验测点设置

1.1 研究对象

本文实验在北京航空航天大学的一台单级跨声速轴流压气机实验台上进行,实验台结构如图 1。压气机关键设计参数如表 1。

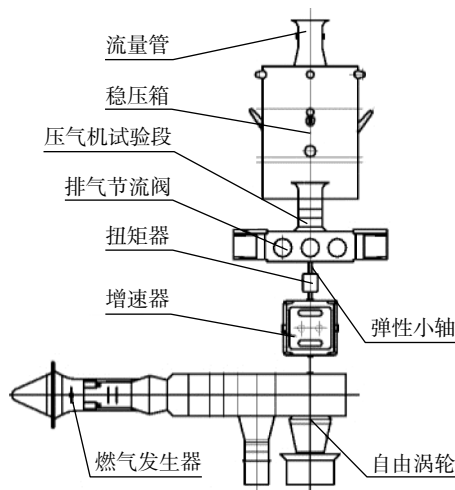


图 1 压气机实验台

Fig. 1 Compressor test rig

表 1 跨声速轴流压气机主要设计参数

Table 1 Main design parameters of the transonic axial compressor

设计参数	数值
转速/(r/min)	22 000
压比	1.6
绝热效率	0.84
质量流量/(kg/s)	13.5
转子叶片数	17
转子叶尖马赫数	1.21
轮毂比	0.565
展弦比	0.956
第 1 排静子叶片数	29
第 2 排静子叶片数	29

在原压气机转子前加装轮毂和机匣延长段用于安装进口可调导叶。所加装的可调导叶为直导叶。实验经验表明在该压气机的整体实验质量流量(文中简称流量)范围内,当导叶在 $-6^{\circ}\sim+6^{\circ}$ 的安装角范围内时,均能保证出口气流角与导叶安装角具有较高的一致性,可以认为进气预旋与导叶安装角变化程度正相关。此外,基于该压气机未加装导叶时的实验结果,在低转速时叶尖负荷相对较高,而高转速时叶根负荷相对较高^[12],因此为了避免径向负荷不均衡对失稳先兆起始位置的影响,本文选择叶尖和叶根负荷相对比较平衡的78%设计转速作为研究工况,分别调整导叶安装角为 0° 、 $\pm 2^{\circ}$ 、 $\pm 4^{\circ}$ 和 $\pm 6^{\circ}$ 进行7组实验,探究相应可调导叶角度变化对压气机失稳演化过程的影响。

1.2 实验测点布置及测量方法

本文实验除流量在图1中的流量管处进行测量以外,其余测点布置如图2所示,转子转动方向 ω 标示在图中,其中导叶进口前A截面及静子出口后D截面分别布置3根稳态总压梳(A1、A2、A3和D1、D2、D3),用于压气机特性及进出口总压径向分布的测量。此外,在转子叶尖前缘B截面处的机匣上均布4个壁面动态静压探针(B1、B2、B3、B4),并在静子出口C截面均布3根动态总压梳(C1、C2、C3),分别用于监测转子叶尖及静子出口不同径向位置的动态压力信号,以获取压气机的动态失稳过程并判断失速先兆类型。其中壁面动态静压和动态总压传感器分别选用型号为XT-190(M)和XT-140(M)的Kulite传感器,测量时设置采样频率为50 kHz,精度能够达到0.1%FSO (full scale output)。

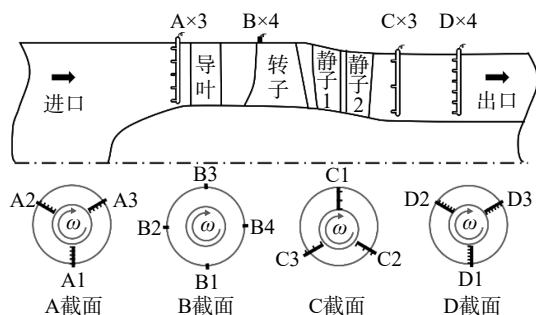


图2 实验台测点布置图

Fig. 2 Layout of measuring transducers of test rig

实验过程中,每调整一次导叶角度,进行一次压气机失稳实验,每次实验从堵点流量开始,缓慢调节出口节流阀进行节流,直到压气机完全失稳。整个过程中实时采集压气机稳态信号及动态

测点信号。

2 压气机特性分析

图3给出了该压气机78%设计转速不同进口导叶角度 α 情况下的流量-压比特性曲线,该图横轴为无量纲流量,是实测流量与设计流量的比值,纵轴为总压比,是静子出口平均总压与导叶进口平均总压的比值。图中实心点为实测的稳态特性点,每条特性线上最后一个实心点为失速点。从图中可以看到,当调整导叶角度从 $-6^{\circ}\sim+6^{\circ}$ 的变化过程中,由于转子进口气流进气攻角降低,导致压气机特性线整体向左下方移动。并且通过对比可以发现,在 -6° 、 -4° 和 -2° 三种情况下,压气机失稳点流量较为接近,且失稳点流量低于总压比最高点流量,特性线斜率为正值; 0° 和 $+2^{\circ}$ 两种情况下失稳点处特性线斜率仍为负值,且失稳流量也较为接近,均高于负导叶角度情况;而对于进口导叶角为 $+4^{\circ}$ 和 $+6^{\circ}$ 的两种情况,可以看到随着节流程度的加深,总压比上升到最高点之后会明显降低,然后维持在一个较为稳定的水平并能够继续节流直到最终失稳,最终失稳边界流量远低于其他导叶角度情况,造成这一现象的原因将会在后文中进行具体分析。

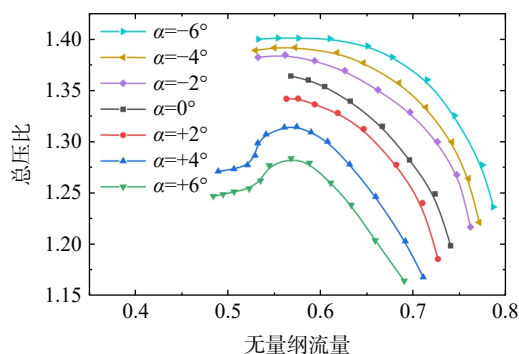


图3 78%设计转速总压比-无量纲流量特性图

Fig. 3 Total pressure ratio-non-dimensional mass flow rate performance map of 78% design speed

3 失稳过程分析

针对各组实验所获得的动态压力信号,截取失稳起始扰动发生前至完全失稳后的这一时间段进行分析,可以获得7组实验的动态失稳过程。需要说明的是,后文中没有特殊说明的所有压力信号均对原始信号进行了90%转子转动频率(约为260 Hz)的低通滤波,从而去除高频扰动的影响以便失速先兆类型的判别。此外由于本研究不

关注各动态压力信号绝对值的大小,仅讨论扰动幅值的相对大小及变化情况,因此对所有信号均进行了标准化处理,标准化压力系数 ϕ 的计算公式如下:

$$\phi = \frac{p_{\text{measure}} - \bar{p}_{0 \sim 50r}}{p_{\text{max,amplitude}}} \quad (1)$$

其中 p_{measure} 为压力实测值, $\bar{p}_{0 \sim 50r}$ 为失稳初始扰动前50 r的平均压力, $p_{\text{max,amplitude}}$ 为失稳后压力最大幅值。下面对各组实验的失稳过程分别进行具体分析,明确失速先兆类型和起始位置。

3.1 0°进口导叶角

首先给出0°导叶角情况下,整个失稳过程中转子叶尖及静子叶根的时域信号如图4所示。从图中可以看到,在150 r附近静子叶根出现了单个大幅值扰动,该扰动时间尺度约为0.08 s,对应频率为12.5 Hz,同时,静子叶中出现相应的小幅值扰动,静子叶尖及转子叶尖则有相应的小幅值反向震荡。该扰动出现一次后随即消失,直到在390 r附近,静子叶根总压再次下降出现低频扰动,静子叶中总压降低,静子叶尖总压先略微提高,随后转子叶尖出现157 Hz高频旋转失速团(约为55%转子转速),导致压气机完全失稳。

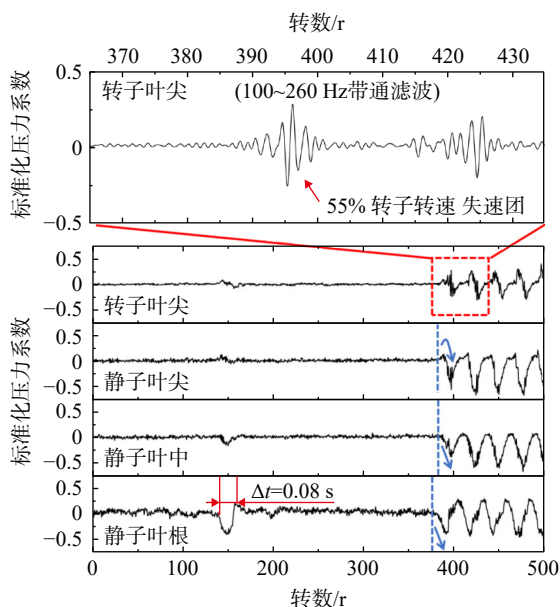


图4 0°进口导叶角失稳过程

Fig. 4 Instability evolution at 0° inlet guide vane angle

图5进一步给出了0°导叶角时静子叶根周向3个测点的时域信号。可以看到,在不同周向位置,150 r及390 r附近的低频扰动出现时间一致且相位相同,说明该扰动没有周向上的传播,

为轴对称扰动。由此,基于该扰动发生在叶根,周向轴对称,且频率较低仅为12.5 Hz等特点,可以判断0°进口导叶角情况下的失速先兆扰动为局部喘振。该扰动通过引起叶尖区域流量震荡,使转子叶尖攻角产生相应的规律性波动,最终导致叶尖旋转失速团的间歇性出现和消失。

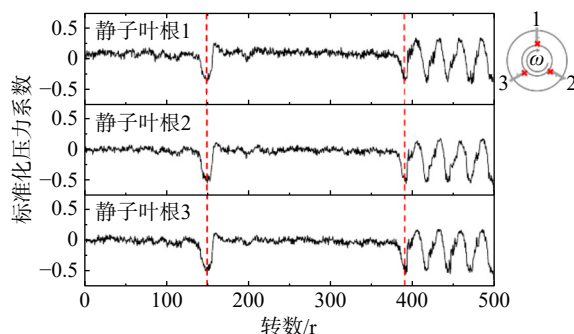


图5 0°进口导叶角静子叶根局部喘振现象

Fig. 5 Partial surge at 0° inlet guide vane angle at stator hub region

综上所述,在0°进口导叶角情况下,压气机失稳过程与未加装进口导叶时的情况类似^[12],失速先兆均为静子叶根的低频大幅值局部喘振扰动。并在最终失稳时表现出低频大幅值扰动和高频叶尖旋转失速团扰动共同存在的特征。

3.2 负进口导叶角

1) -2°进口导叶角

图6展示了进口导叶角为-2°时,失稳前后转子叶尖和静子出口叶根的动态压力信号。从图中可以看到,压气机的失稳过程发展很快,在140 r附近,转子叶尖壁面静压信号首先出现了频率较高的失稳扰动,同时平均静压有所上升,几转后,随着转子叶尖静压达到峰值,静子叶根总压突然降低,压气机进入完全失稳的状态。

图7进一步给出了失稳前后较短时间内转子

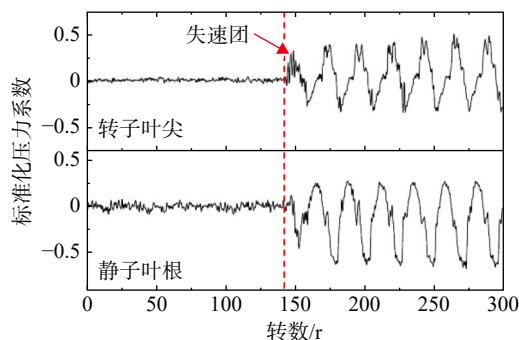
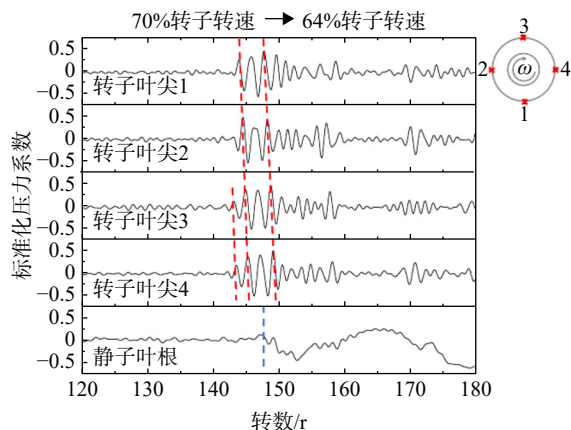


图6 -2°进口导叶角失稳过程

Fig. 6 Instability evolution at -2° inlet guide vane angle

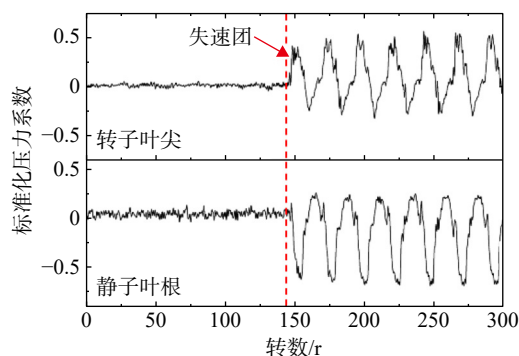
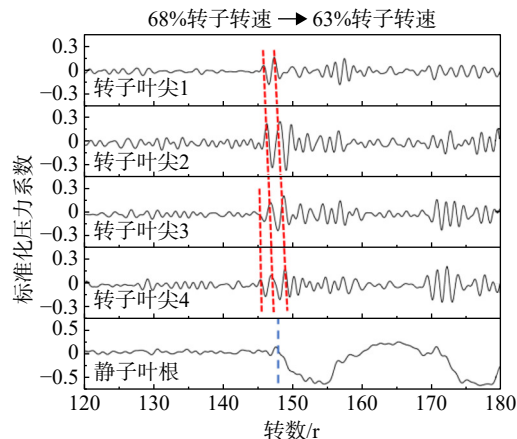
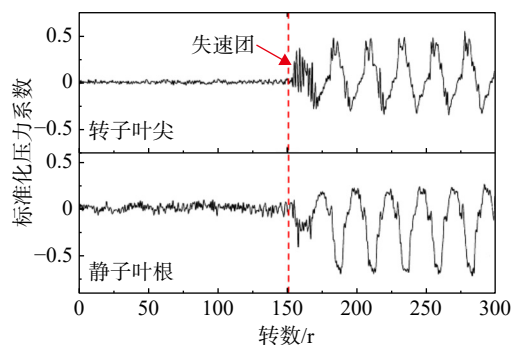
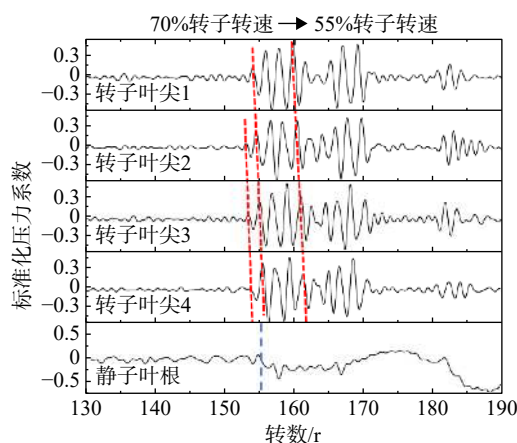
图7 -2° 进口导叶角转子叶尖旋转失速团Fig. 7 Rotating stall process at -2° inlet guide vane angle at rotor tip region

叶尖4个测点的动态压力信号并与静子叶根信号进行对比,为观察叶尖高频扰动的周向传播,转子叶尖信号采取100~260 Hz带通滤波,滤除低频扰动及其倍频扰动的影响。

可以看到叶尖失稳扰动在143 r附近由3号测点起始,并以约70%转子转速在周向上传播,同时扰动幅值不断增大,经过约5 r的传播,其转动速度降低至64%转子转速。这一过程符合突尖波型失速先兆诱发叶尖旋转失速团的特征,由此可以判断导叶角为 -2° 时的失稳先兆为转子叶尖的突尖波。但在旋转失速团出现之后,转子叶尖平均静压有所上升,当转子叶尖静压在148 r附近达到极大值时,引起叶根总压的突降,同时叶尖静压降低,失速团幅值减小并逐渐消失。在此之后,从图6可以明显看出,压气机内一直存在全叶高范围的低频大幅值震荡,说明压气机最终失稳形式为喘振。

2) -4° 、 -6° 进口导叶角

图8~图11展示了 -4° 和 -6° 进口导叶角情况

图8 -4° 进口导叶角失稳过程Fig. 8 Instability evolution at -4° inlet guide vane angle图9 -4° 进口导叶角转子叶尖旋转失速团Fig. 9 Rotating stall process at -4° inlet guide vane angle at rotor tip region图10 -6° 进口导叶角失稳过程Fig. 10 Instability evolution at -6° inlet guide vane angle图11 -6° 进口导叶角转子叶尖旋转失速团Fig. 11 Rotating stall process at -6° inlet guide vane angle at rotor tip region

下压气机的失稳过程。可以看出,与 -2° 进口导叶角时的结果非常相似,这两种进口导叶角时也表现为转子叶尖先出现高频旋转失速团然后导致压气机全叶高喘振的失稳过程。虽然各组实验结果所表现出的失稳过程细节有所不同: -4° 进口导叶

角时转子叶尖高频扰动的产生和发展速度很快,仅持续了 2~3 r,频率由 68% 转子转速降低到 63% 转子转速,而 -6° 进口导叶角叶尖失速团幅值更大且明显持续时间更长,频率由 70% 转子转速降低到 55% 转子转速,但因两种情况下均表现出失速初始扰动产生于转子叶尖,频率变化过程符合突尖波型失速先兆诱发旋转失速团的特征,故可以确定这两种进口导叶角度情况下失速先兆也均为转子叶尖的突尖波。

综上,在 3 种负的导叶角情况下,压气机在实验中均表现出转子叶尖突尖波诱发旋转失速团并最终引起压气机喘振的失稳过程。与零导叶角情况相比,压气机失速先兆由局部喘振转变为突尖波的原因可以解释如下:负的导叶角造成进气负预旋,负预旋增大了转子进口攻角,提高了反力度,导致压气机转子区域相对负荷增加,而静子区域负荷降低,因此在静子区域仍未达到触发局部喘振的临界负荷时,转子中负荷最高的叶尖区域就已率先达到临界负荷并引发相应的失速先兆扰动突尖波,从而导致压气机失速初始扰动位置发生改变。

3.3 正进口导叶角

1) $+2^\circ$ 进口导叶角

对于正导叶角情况,首先给出 $+2^\circ$ 进口导叶角情况下的压气机失稳过程如图 12 所示,可以看到在 240 r 附近,静子叶根首先出现了一个大幅值扰动,其时间尺度 Δt 约为 0.08 s,对应频率为 12.5 Hz。该扰动第一次出现时仅引起叶尖静压发生小幅波

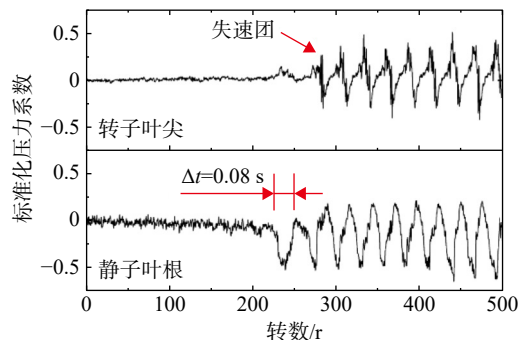


图 12 $+2^\circ$ 进口导叶角失稳过程

Fig. 12 Instability evolution at $+2^\circ$ inlet guide vane angle

动,第二次出现使叶尖静压波动的同时引起了旋转失速团从而导致压气机失稳。进一步分析可以证明该叶根低频扰动为局部喘振,因此 $+2^\circ$ 进口导叶角时的失速先兆与 0° 时一致,均为静子叶根局部喘振。

2) $+4^\circ$ 进口导叶角

对于 $+4^\circ$ 进口导叶角,在前文特性线分析中已经提到该导叶角时的特性线在节流过程中存在总压比出现明显下降后又保持相对稳定的变化过程,因此在分析动态数据时,截取了节流过程中总压比下降前至压气机完全失稳后较长时间段的动态压力信号,如图 13 所示。图中 230 r 时基本对应特性线总压比达到极大值时刻,1700 r 附近对应压气机最终失稳点。放大红框区域所对应时间段的动态信号可以看到,在 225 r 附近,静子叶根总压出现缓慢下降,经过几转时间后在第 232 r 时发生突降,下降幅值达到了 0.5 倍的失稳后最大扰

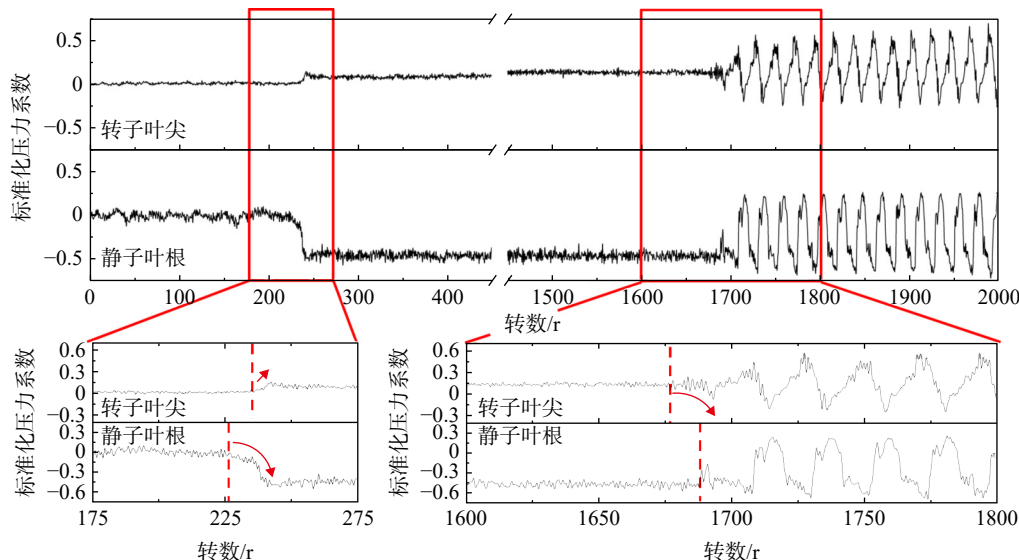


图 13 $+4^\circ$ 进口导叶角失稳过程

Fig. 13 Instability evolution at $+4^\circ$ inlet guide vane angle

动幅值。由此可以判断此时压气机叶根发生了局部失稳, 叶根区域完全堵塞导致出口总压降低, 并表现出压气机总压比特性的下降。但与此同时, 由于叶尖区域流动状态仍然较为稳定, 因此压气机能够进一步节流而不发生完全失稳, 并且随着节流程度的加深, 叶根总压维持在最低值附近基本不发生变化, 而转子叶尖静压持续不断地缓慢上升。最终在 1 675 r 附近, 转子叶尖出现高频扰动且幅值不断增加, 说明叶尖出现旋转失速团, 并且由于失速团对叶尖流场的堵塞, 导致叶根区域流量增大堵塞缓解, 因此静子叶根出口总压回升。最终全叶高范围内出现大幅值低频扰动, 压气机进入喘振状态。

3) +6°进口导叶角

如图 14 所示, +6°情况下的失稳过程与+4°时基本一致, 同样可以看到在 60 r 左右静子叶根首先发生了局部失稳导致总压突降, 最终在 2 100 r 附近转子叶尖出现失速团并引起压气机完全失稳。

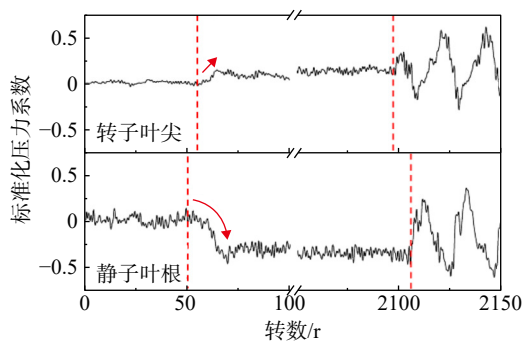


图 14 +6°进口导叶角失稳过程

Fig. 14 Instability evolution at +6° inlet guide vane angle

综上所述, 相较于 0°和+2°进口导叶角情况, 在+4°和+6°进口导叶角时, 压气机失稳初始扰动由静子叶根局部喘振转变为静子叶根的局部失稳。这是由于当进口可调导叶角度增加时, 转子进气预旋增加, 压气机反力度降低, 导致转子区域相对负荷降低而静子负荷增加, 因此所引发的静子叶根失稳扰动, 也由规律性堵塞-缓解的局部喘振扰动, 进一步发展为叶根完全堵塞无法自行恢复的叶根失稳现象。然而相较于局部喘振会引发转子叶尖旋转失速团的结果来说, 当叶根发生局部失稳时, 一方面由于叶根完全堵塞, 无法产生规律性的局部扰动, 进而通过流量震荡引起叶尖攻角波动并引发旋转失速团, 另一方面由于叶根的堵塞, 叶尖流量增加, 叶尖压力仍保持缓慢上升, 这时叶尖流动状态是稳定的, 节流得以进一步进行。

4 结 论

本文以一台航空压气机为研究对象, 针对其高转速状态, 通过调整进口可调导叶, 探究不同进口可调导叶角度对压气机流动失稳过程的影响, 得到结论如下:

1) 进口导叶角对该压气机失稳过程有重要影响。在-6°、-4°和-2°进口导叶角时, 压气机转子叶尖出现突尖波型失稳先兆引起旋转失速团产生; 在 0°和+2°进口导叶角时, 失稳先兆类型与未加装导叶时一致, 为静子叶根局部喘振, 该扰动引起叶尖流量波动从而导致旋转失速团产生; 在+4°和+6°进口导叶角时, 静子叶根会率先发生局部失稳, 但压气机仍能继续节流直至叶尖产生失速团时才完全失稳。

2) 进口导叶角通过增加进气预旋角度降低反力度, 使转子相对负荷降低, 而静子相对负荷增加, 导致失速初始扰动的发生位置由转子(突尖波)向静子(局部喘振)转移, 并进一步发展为静子叶根区域的局部失稳。可见压气机的失稳扰动起始位置与转静间的轴向负荷分配有关。

然而本文所给出的进口导叶角造成的进气预旋、转/静子相对轴向负荷分配和压气机失稳起始位置之间的关系, 目前仅停留在定性层面。因此下一阶段研究工作的重点, 将继续补充开展实验及数值模拟工作, 通过对实验现象及流场结构的进一步分析, 实现对压气机空间负荷水平与不同失稳先兆触发条件之间的定量关联。

参考文献:

- [1] EMMONS H W, PEARSON C E, GRANT H P. Compressor surge and stall propagation[J]. Transactions of the ASME, 1955, 77(4): 455-469.
- [2] DAY I J. Stall inception in axial flow compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(1): 1-9.
- [3] DAY I J, FREEMAN C. The unstable behavior of low and high-speed compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(2): 194-201.
- [4] MAILACH R, SAUER H, VOGELER K. The periodical interaction of the tip clearance flow in the blade rows of axial compressors[R]. ASME Paper 2001-GT-0299, 2001.
- [5] RICK D, AHMET S, PHILIP K, et al. Prediction of surge in a turbocharger compression system vs. measurements[J]. International Journal of Engines, 2011, 4(2): 2181-2192.
- [6] CAMP T R, DAY I J. A study of spike and modal stall phenomena in a low-speed axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 393-401.
- [7] HAH C, SCHULZE R, WAGNER S, et al. Numerical and experimental study for short wavelength stall inception in a low-speed axial compressor[R]. Florence, Italy: the 14th International Sympos-

- sium on Air Breathing Engines, 1999.
- [8] PULLAN G, YOUNG A M, DAY I J, et al. Origins and structure of spike-type rotating stall[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137(5): 051007.1-051007.11.
- [9] WEICHERT S, DAY I J. Detailed measurements of spike formation in an axial compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(5): 051006.1-051006.9.
- [10] MAILACH R, LEHMAN I, VOGELER KAND. Rotating instabilities in an axial compressor originating from the fluctuating blade tip vortex[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(3): 453-460.
- [11] DODDS J, VAHDATI M. Rotating stall observations in a high speed compressor: Part ii numerical study[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137(5): 1-10.
- [12] LI Q S, PAN T Y, SUN T L, et al. Experimental investigations on instability evolution in a transonic compressor at different rotor speeds[J]. *Journal of Mechanical Engineering Science*, 2015, 229(18): 3378-3391.
- [13] 潘天宇, 贺雷, 王正鹤, 等. 局部喘振频率特性及估算方法[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(11):2666-2672.
- PAN Tianyu, HE Lei, WANG Zhenghe, et al. Study on the frequency of partial surge and a frequency prediction method[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(11):2666-2672.(in Chinese)
- [14] 潘天宇, 孙太璐, 李志平, 等. 局部喘振的发生机理[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(4): 877-885.
- PAN Tianyu, SUN Tailu, LI Zhiping, et al. Occurrence mechanism of partial surge[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(4): 877-885. (in Chinese)
- [15] PAN T Y, LI Q S, LI Z P, et al. Effects of radial loading distribution on partial-surge-initiated instability in a transonic axial flow compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(10): 101010.1-101010.13.
- [16] DAY I J. Axial compressor performance during surge[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1994, 10(3): 329-336.
- [17] NIE C Q. An experimental investigation on different radial loading distribution and patterns of stall inception in a single-stage low-speed axial compressor[R]. ASME Paper GT2003-38090, 2003.

(编辑: 王碧琚)