

# 低速轴流压气机三维流场测量与失速特性分析

宗豪华, 李军, 周游天, 陈思文

(空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038)

**摘要** 在近失速和失速状态下,利用五孔探针对单级轴流压气机转子前后的三维流场进行了详细的测量和对比分析。基于失速状态下进出口壁面静压的动态变化,对失速区的空间结构和气流参数的动态变化规律进行了研究,建立了描述失速区气流参数变化的微分方程模型,并根据实验数据对模型进行了校验。结果表明,失速区内发生了回流,回流的速度方向与主流的夹角约为 $110^\circ$ 。回流区占据的径向范围为70%叶高以上,轴向范围为静子前部区域。在失速区内,压力、速度等气流参数随时间进行振荡衰减。该动态变化过程可以用二阶系统来描述。

**关键词** 低速;轴流压气机;三维流场;失速特性

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2014.05.003

**中图分类号** V231.3 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2014)05-0011-05

## Three-dimensional Flow Field Measurement and Stall Characteristic of Low-speed Axial Compressor

ZONG Hao-hua, LI Jun, ZHOU You-tian, CHEN Si-wen

(Aeronautic and Astronautic Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** The three-dimensional flow fields both in front and at the back of the rotor of a low-speed axial compressor are measured in detail and the contrastive analysis is performed in a state of approximative stall and stall by utilizing a five-hole probe. Based on the dynamic variable curve of the static pressure on the surfaces of the casing in the entrance and the exit under the condition of a stall state, the spatial structure of the stall region and the dynamic characteristic of flow parameters are researched, a differential equation model is established to describe the dynamic process of the airstream in a stall state, and the model is also validated by the experimental data. The results show that the backflow happens in the stall region, the included angle between the backflow speed and the partial airstream in direction is  $110^\circ$ . The radial scope occupied by the backflow region exceeds the blade tip region by 70%, and the axial scope is the span in front of the stator. The flow parameters, such as pressure and velocity etc., fluctuate damply with time in the stall region, and the dynamic variable process can be described by a two-order system.

**Key words:** low-speed; axial compressor; 3d flow field; stall characteristic

压气机的不稳定工作状态包括旋转失速和喘振。旋转失速状态下,叶片会受到周期性的气流激振力,严重时,叶片会发生共振而断裂。因此研究失速状态下的压气机流场可以加深认识压气机内部流

动规律以及压气机的失速机理,进一步进行失速控制和扩大压气机稳定性研究<sup>[1-6]</sup>。

本文主要利用五孔探针对压气机近失速状态和失速状态下的三维时均流场进行了测量,分析了失

收稿日期:2013-11-27

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51336011)

作者简介:宗豪华(1992-),男,河南汝州人,硕士生,主要从事压气机技术研究.E-mail:haohua-zong@126.com

**引用格式:**宗豪华,李军,周游天,等. 低速轴流压气机三维流场测量与失速特性分析[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2014,15(5):11-15. ZONG Haohua, LI Jun, ZHOU Youtian, et al. Three-dimensional flow field measurement and stall characteristic of low-speed axial compressor[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2014, 15(5): 11-15.

速状态下的气流参数的空间分布特点和失速区的结构,建立了失速区流动的简单模型。

## 1 实验设备、数据采集和测量方案

### 1.1 实验设备

实验在等离子体国防重点实验室的低速轴流压气机实验台上完成。主要参数见表1。

表1 低速轴流压气机主要参数

Tab.1 Main parameters of the compressor

参数	取值	参数	取值
设计转速	3 000 r/min	轮毂直径	400 mm
机匣内径	600 mm	顶部间隙	0.3 mm
转子叶片数	40	展弦比	1.87
叶片中径	53.6 mm	平均半径	60°
弦长		安装角	

### 1.2 数据采集系统

数据采集系统由直头球形五孔探针、探针位移机构、压力传感器和数据采集卡等组成。

五孔探针用于测量气流的压力和速度。动态压力传感器用于测量转子前后壁面静压的变化,监控压气机工作状态的变化<sup>[7]</sup>。

### 1.3 测量方案

本实验对象为单级轴流压气机,转速为2 700 r/min,节流状态包括近失速状态和失速状态2种。

在压气机的转子前后均布置有测量截面,2个测量截面距离叶尖前后缘均为5 mm。在五孔探针测量气流参数时,选取不转动法和转动法相结合的方法。即当气流方向角沿径向变化范围小于五孔探针的方向角测量范围时,采用不转动法;而在失速状态,压气机内可能出现倒流,气流周向流动角沿径向变化大,需采用转动法。

### 1.4 数据处理方案

由采集卡得到的动态压力数据需要进行低通滤波。对于五孔探针测得的压力数据要进行系综平均处理,方法选为时间平均。即  $T$  一般取为1~3 s。

$$\bar{p} = \int_0^T p(t) dt / T \quad (1)$$

## 2 三维流场的测量结果以及分析

### 2.1 转子前部流场

对近失速状态与失速状态下,转子前部气流各参数的时均值沿叶高的分布进行分析见图1。

#### 2.1.1 轴向速度分布

观察图1,近失速状态下不同叶高处流通能力

大致相同。仅在叶根部位,受轮毂表面的粘性附面层影响,气流轴向速度偏小<sup>[8]</sup>。

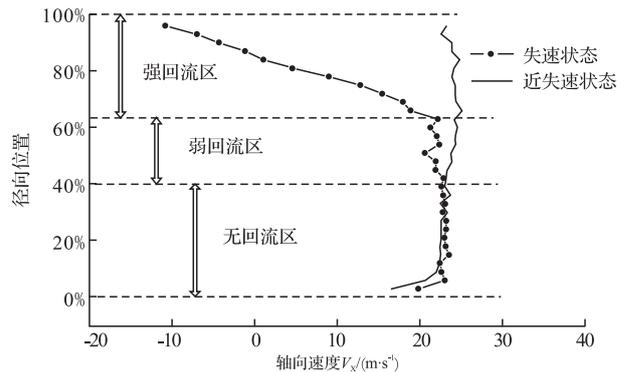


图1 转子前部气流轴向速度沿叶高分布

Fig.1 Axial velocity distribution along the span in front of the rotor

进入失速状态以后,气流在叶尖部分发生了明显的回流。其形成机理可以这样解释:随着压气机的不断节流,气流的轴向速度逐渐减小,叶顶载荷增大。受压差驱动,间隙泄露流(TLV)向叶片前缘移动。当主流与间隙泄露流的交界面到达叶片前缘时,转子失速。失速后,气流受转子前后的压差驱动,发生回流。

从62%叶高位置开始到叶尖,回流现象明显,为强回流区,越靠近叶尖,回流区内气流的动量与主流区内气流动量的比值就越大。经过时间平均后,探针感受到的气流时均轴向速度减小的就越多。

#### 2.1.2 总压分布

分析图2,近失速状态下气流的总压沿着叶高基本不变。进入失速状态以后,30%叶高以下,总压与失速前基本相等。在78%叶高以上,气流的总压大于0。而且越靠近叶尖,气流的总压越大,这与失速区内气流的回流有很大关系。由于回流的气体是转子后经过增压的气体,因此探针感受到的气流总压的时均值大于0。越靠近叶尖,回流区占据的周向范围就越大,经过系统平均后的总压也越大。

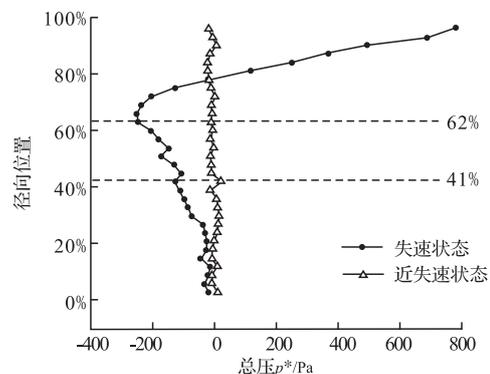


图2 转子前部气流总压沿叶高分布

Fig.2 Total pressure distribution along the span in front of the rotor

30%叶高至 78%叶高这一区域介于强回流区与主流区之间,空间存在着大量的旋涡。涡的黏性耗散作用,使得该区域内的总压降低,小于 0。

### 2.1.3 周向流动角分布

压气机内气流的周向流动角  $\theta$  定义为气流方向与压气机轴线方向的夹角,见图 3~4。

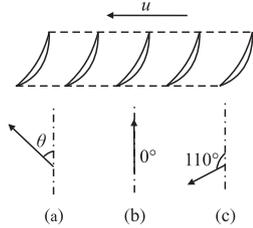


图 3 周向流动角  $\theta$  示意图

Fig.3 Sketch map of the skew angle

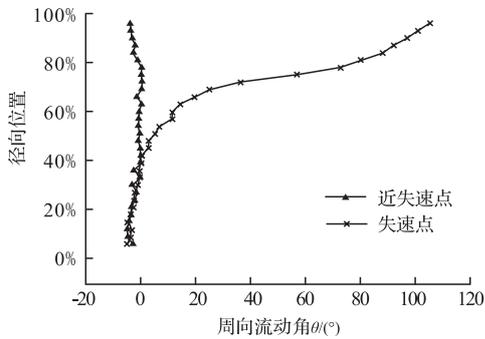


图 4 转子前部气流周向流动角  $\theta$  沿叶高分布

Fig.4 The skew angle distribution along the span in front of the rotor

失速状态下,叶尖部分气流的周向流动角达到了  $110^\circ$ ,方向如图 3(c)中所示。这说明气流倒流时是沿着与轴向夹角为  $110^\circ$  的方向旋转往外流动。这与转子的旋转有关,见图 5。

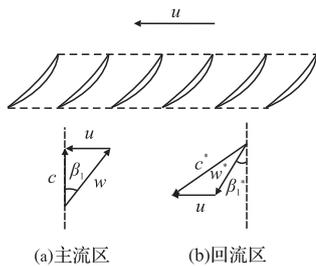


图 5 基元级速度三角形

Fig.5 Velocity triangle of the element stage

如图 5 示,回流区中气流的出气角  $\beta_1^*$  与主流区中气流的进气角  $\beta_1$  大致相同,均与叶型的几何参数有关。在本文中,约为  $40^\circ$ 。

图 5(b)中,相对坐标系下的回流速度为  $w^*$ ,  $w^*$  与叶片的切线速度  $u$  合成后就得到绝对的回流速度  $c^*$ 。可以明显看出,绝对的回流速度  $c^*$  将更加偏离轴向,最终与轴线成  $110^\circ$  左右夹角。

## 2.2 转子后部流场

转子后部气流各参数的时均值沿叶高的分布见图 6~8。

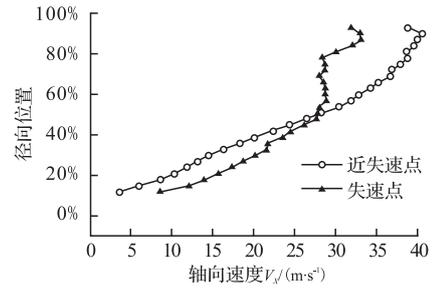


图 6 转子后部气流轴向速度沿叶高分布

Fig.6 The axial velocity distribution along the span behind the rotor

### 2.2.1 轴向速度

近失速状态下,转子后气流的轴向速度沿着叶高方向逐渐增大。失速后,叶片上部气流发生堵塞,轴向速度减小。越靠近叶尖,气流的时均轴向速度减小得就越多。

叶尖部分失速后的轴向速度仍为正值。这说明在转子出口测量截面处,回流区占据的周向范围相对较小,失速区主要位于静子之前。

### 2.2.2 总压

失速状态与近失速状态相比,转子后气流总压的分布大致相同,均沿着叶高逐渐增大。在  $30\% \sim 80\%$  叶高处,失速状态下气流的总压较近失速状态下有所降低。这是由于转子前部该叶高范围内的总压较低缘故。

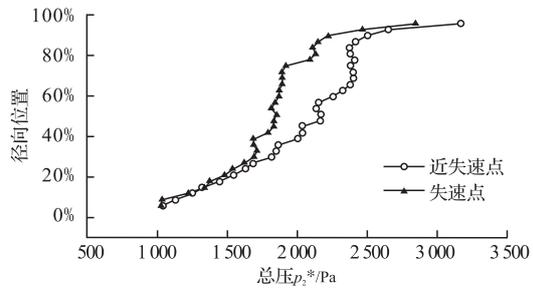


图 7 转子后部气流总压沿叶高分布

Fig.7 Total pressure distribution along the span behind the rotor

### 2.2.3 周向流动角

转子后部气流周向流动角的变化规律与图 8 中轴向速度的变化规律有关。气流的周向流动角反映的是气流的切线速度与轴向速度之间的关系:

$$\tan\beta = v_\tau / v_x \quad (2)$$

同一个转速下,近失速状态与失速状态相比,气流的切向速度  $v_\tau$  沿叶高分布变化缓慢。而失速后,叶尖处气流的轴向速度则减小较多。因此叶尖处周向流动角增大。对于叶片下部,则恰好相反。

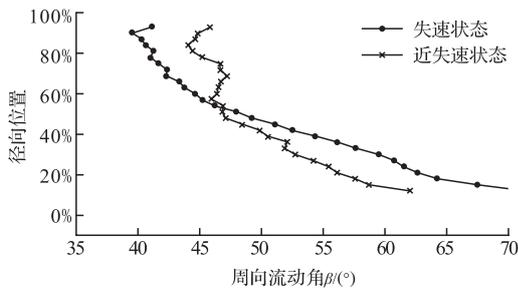


图8 转子后部气流周向流动角沿叶高分布

Fig.8 The skew angle distribution along the span behind the rotor

### 3 失速状态各参数的周向分布特点与建模

根据机匣壁面上的动态压力信号对部分气流参数沿周向的变化规律做出分析,并建立描述失速区流动特点的微分方程模型。

#### 3.1 失速区流动特点

失速状态下,压气机转子前后的壁面压力见图9。在转子内部,失速区经过时,出口壁面的静压会发生突降。然而对于进口来说,失速时,壁面的压力则为倒流气体的静压,会发生突增。图9中的每个尖峰所对应的时刻即为失速区经过的时刻。

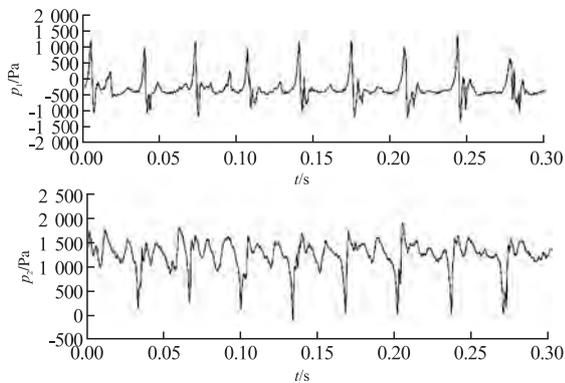


图9 失速状态壁面静压变化曲线

Fig.9 Static pressure signal on casing in stall

图10给出了一个典型周期内进出口壁面的静压变化曲线。可以看出,失速区经过时,壁面压力是振荡衰减的。具体分析如下:

1)从0.239 s开始,失速区到达,叶片通道开始发生局部堵塞。进口气流的流速减慢,静压升高。

2)当气流流速减为0时,在转子前后压差的作用下,堵塞的气体发生回流。进口壁面静压由负值转为正值,且随着回流强度的增大而增大。

3)当到达0.243 s时,进口壁面静压达到最大值4 359 Pa。此时,进口压力高于出口压力,回流速度开始减小。

4)0.244 s时,由于出口压力较小,因此叶片通道的流通能力增大很多。进口气流速度增大,进口静压继续减小,出口静压开始增大。

5)0.245 s后,出口与进口压力的差值超过叶片的最大压升值,叶背上气流分离造成通道堵塞,重复上述振荡过程。由于气流和壁面之间存在粘性摩擦,压力在振荡过程中幅值会出现衰减,最终到达稳态值。

由于转子的旋转,壁面的动态压力信号实际上反映的是转子周向不同位置的静压信号。因此,在失速区内部,某些位置气流是往外流的,而另一些位置气流则是往内流的。气流速度矢量的包络线构成了一条波线。

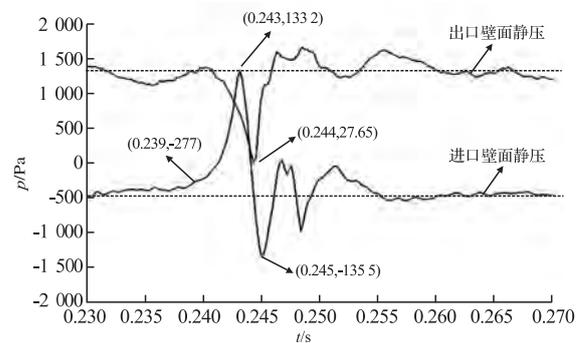


图10 典型周期内壁面静压变化曲线

Fig.10 Typical static pressure signal on casing in one period

#### 3.2 失速区流动模型

通过建立一组微分方程来描述失速区中单个叶片通道内气流参数的动态变化过程。做出如下简化假设:

1)将单个叶片通道后的空间看成一个相对独立的容腔。该容腔内部的气体温度  $T_0$  恒定,容积为  $V_0$ ,气体总质量为  $m$ ,密度为  $\rho$ ,压力为  $p_2$ 。

2)容腔的进气速率  $dm_1/dt$  与叶片通道中的轴向速度  $v_x$  的大小成正比。

3)容腔的出气量由节流阀决定。节流程度一定,出气速率  $dm_2/dt$  一定。

4)气流在叶片通道中运动时,仅受到进出口的压差力  $\Delta p$  和叶片的作用力  $F_1$  以及壁面的粘性摩擦力  $f$ 。

5)当转速  $n$  恒定时,假设叶片的作用力  $F_1$  也一定。

6)壁面的粘性摩擦力  $f$  与流道的表面积  $S$  以及叶片表面的速度梯度  $dV_n/dn$  均成正比。叶片表面的速度梯度与通道中轴向速度  $v_x$  成正比。

根据以上6条简化假设可以列出如下方程。

$$\begin{cases} p_2 = \rho RT_0 \\ \rho = \frac{m}{V_0} \\ \frac{dm}{dt} = \frac{dm_1}{dt} - \frac{dm_2}{dt} = k_1 v_x - k_2 \\ F_1 + A(p_0 - p_2) - f = m_0 \frac{dv_x}{dt} \\ f = k_3 S \frac{dv_n}{dt} = k_4 v_x \end{cases} \quad (3)$$

式中  $A$  表示叶片通道的进口面积,以  $p_2$  作为变量进行化简后可以得到:

$$\frac{d^2 p_2}{dt^2} + C_1 \frac{dp_2}{dt} + C_2 p_2 = C_3 \quad (4)$$

该方程为二阶常微分方程。式中:  $C_1$  为阻尼项,它的大小主要与  $S$  和系数  $k_4$  有关;  $C_2$  决定了  $p_2$  的振荡周期,它与系数  $k_1$ 、 $A$  以及  $V_0$  有关。

上述二阶系统的响应过程为一个振荡衰减的过程,这与图 10 中的压力变化曲线是吻合的。因此进出口壁面压力的动态变化过程具有以下形式:

$$p = C_4 e^{-t/\tau} \cos(\omega t + \varphi) + C_5 \quad (5)$$

利用该式可以对一个周期内出口壁面的压力波形进行拟合,拟合结果见图 11。

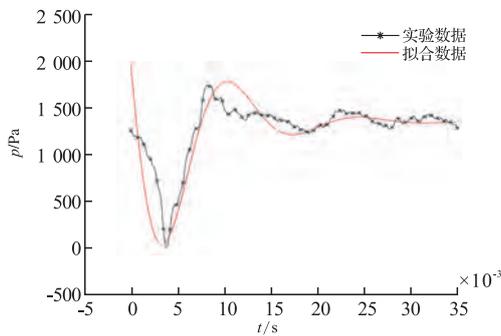


图 11 失速状态出口壁面压力波形的拟合结果  
Fig.11 Fitted curve of the casing static pressure in front of the rotor in stall

### 4 结论

该型压气机失速后在叶尖区域会发生回流。回流区内气流沿着与轴线夹角为  $70^\circ$  左右的方向旋转往外流出。回流大部分发生在叶片通道内部以及叶片前部,对转子后部流场的影响较弱。失速区域沿周向具有一定的结构。气流速度矢量的包络线构成了一条波线。失速区域内,各气流参数随时间的变化是一条振荡衰减的曲线。

#### 参考文献 (References):

[1] Demargne A A J, Longly J P. Comparison between measured and calculated stall development in four high

-speed multi-stage compressors[R]. ASME 97-GT-467.

[2] Saxer-Felici H M, Saxer A P, Ginter F, et al. Structure and propagation of rotating stall in a single- and a multi-stage axial compressor[R].ASME 99-GT-452.

[3] Inoue M, Kuroumaru M. Three-dimensional structure and decay of vortices behind an axial flow rotating blade row[J]. ASME J of engineering for gas turbines and power, 1984, 106: 561-569.

[4] 马宏伟,蒋浩康. 近失速状态轴流压气机转子内尖区三维流动结构[J].工程热物理学报,2001,22(6):700-702.

MA Hongwei, JIANG Haokang. Three-dimensional flow in the tip region of an axial compressor rotor passage at near stall condition[J].Journal of engineering thermophysics,2001,22(6):700-702.(in Chinese)

[5] 马宏伟,蒋浩康. 压气机转子出口流场的发展及三维紊流特性[J].航空动力学报,2000,12(2):113-118.

MA Hongwei, JIANG Haokang. Development of three-dimensional turbulent flow field at exit of an axial compressor rotor passage [J]. Journal of aerospace power,2000,12(2):113-118.(in Chinese)

[6] 于贤君,刘宝杰,蒋浩康,轴流压气机转子尖部三维复杂流动 I, II [J].航空学报,2010,31(1):48-69.

YU Xianjun, LIU Baojie, JIANG Haokang. Three dimensional flow near rotor tip in an axial compressor I, II [J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2010,31(1):48-69.(in Chinese)

[7] 张百灵,李军,李晓勇. 某型涡扇发动机稳定性试验 [J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2003,4(6):14-16.

ZHANG Bailing, LI Jun, LI Xiaoyong. A study on stability of turbofan engine[J].Journal of air force engineering university:natural science edition,2003,4(6):14-16.(in Chinese)

[8] 李勇.某型压气机级间流场测量及数据分析[J].燃气涡轮实验与研究,2006,19(1):27-30.

LI Yong.Flow field measurement and data analysis of an axial compressor[J].Asturbine experiment and research,2006,19(1):27-30.(in Chinese)

(编辑:徐敏)