

文章编号:1000-6893(2010)11-2124-06

压气机三维非定常动态失速过程试验研究

屠宝锋, 胡骏

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

Experimental Investigation on Three-dimensional Unsteady Stall Inception in Compressors

Tu Baofeng, Hu Jun

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘 要: 以一台双级低速轴流压气机为研究对象, 采用在压气机周向、径向和轴向不同位置处布置多个动态压力传感器的方法, 获取了动态失速过程中不同位置动态压力信号的变化情况, 对各截面的动态总压信号分别进行了时域、频域和时频分析。研究结果表明: 压气机的失速类型是单团全叶高旋转失速, 失速团形成前只出现了模态波扰动; 模态波式动态失速过程具有三维非定常的特征, 模态波扰动和失速团首先在压气机的局部位置形成, 然后沿着轴向和径向扩散至其他位置, 最终占据各叶排所有叶高位置。

关键词: 压气机; 动态失速; 模态波; 三维; 非定常

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Abstract: The stall inception of a 2-stage low-speed axial compressor is investigated with uniform inlet flow. By installing high response dynamic pressure transducers in the circumferential, radial and axial directions, the dynamic pressure data at different positions are collected and analyzed using time analysis, frequency analysis and time-frequency analysis respectively. The results show that there is only one stall cell occupying the full span region, and that only modal wave type disturbance appears ahead of a rotating stall. The stall inception exhibits three-dimensional and unsteady characteristics. Both the modal wave disturbance and the stall cell form in a local position firstly, which will extend to other regions in the radial and axial directions soon after their appearance and finally occupy the whole span of all the rotors and stators.

Key words: compressor; stall inception; modal wave; three dimensional; unsteady

动态失速过程是指压气机工况点由稳定状态(一般指稳定边界)转变至失速状态的过渡过程, 一般分为 3 个阶段: 失速先兆出现—失速先兆发展成失速团—失速团完全发展。研究的最初阶段认为风扇/压气机进入旋转失速是由二维、低频和小幅值的扰动诱发, 这种扰动被称为模态波, 以 20%~50% 转子转速沿周向传播^[1-2], 波长以压气机的周长为特征尺度, 一般在失速前 10~100 个转子周期时出现。后来, I. J. Day^[3] 在 1993 年的试验研究中发现压气机在失速前会出现小尺度的扰动信号, 这种扰动信号被称为尖脉冲, 是一种三维、高频和大幅值的扰动, 波长以栅距为特征尺度。尖脉冲扰动最初以 70%~80% 的转子旋转速度沿周向传播, 当发展成完全失速状态时, 其速

度会降到 20%~50% 转子旋转速度。从尖脉冲扰动出现到失速团形成的时间间隔很短, 不会超过 5 个转子旋转周期。1995 年, P. D. Silkowski^[4] 在试验中也证实了这种扰动信号的存在。现在研究人员已经基本上达成了共识, 认为压气机动态失速过程主要有 3 种^[5-10]: ①纯模态波式, 失速团出现之前只出现模态波扰动; ②纯尖脉冲式, 失速团出现之前只出现尖脉冲扰动; ③混合式, 模态波扰动和尖脉冲扰动均会出现, 首先出现模态波扰动, 模态波扰动再诱发尖脉冲扰动, 最终导致失速团形成。

到目前为止, 关于失速先兆形成的物理机理还没有统一的定论。早期, 根据 Emmons 模型^[11], 失速先兆的形成与叶片吸力面附面层分离有关, 而根据 M-G 模型, 失速先兆是由低阶谐波扰动形成的, 但是这种谐波到底与什么流动现象有关, 并没有明确说明。最近几年, H. D. Vo^[12] 和张靖焯^[13] 又将

失速先兆与叶尖泄漏流的异常行为相关联,并认为只有在叶尖泄漏流满足如下两个特征时才会出现尖脉冲扰动,否则就是模态波扰动:①泄漏流轨迹线与叶片前缘面平行;②相邻叶排通道的泄漏流在叶片尾缘处出现倒流。

然而这种失速先兆形成的判据是否普遍适用还没有得到验证,其关于失速先兆形成的物理机制仍不够明确,而且也不能合理地解释第 3 种动态失速过程。根据压气机非定常流研究的进展可知,失速团的形成必然和这 3 种压气机内部的非定常流动现象有关:端壁附面层分离、吸力面附面层分离和泄漏流。为了能够揭示压气机失速先兆产生和变化的机理,试验或者数值计算必须具备合适的描述能力,才能够真实反映这 3 种非定常流动在压气机由稳态进入不稳态工况时的动态变化情况。目前普遍认为尖脉冲式动态失速过程具有显著的三维非定常性,而关于模态波的认识还依然停留在二维非定常的水平上。

N. M. McDougall 等^[14]在试验中发现叶尖间隙改变后,模态波扰动形成的位置会发生变化:在叶尖间隙较小时,模态波扰动首先在叶根区域形成;在叶尖间隙较大时,模态波扰动首先在叶尖区域形成。试验结果表明模态波首先出现的位置并不是特定的,有时在叶根区域,有时在叶尖区域,或者也有可能某一级首先出现,而在其他各级出现的时间相对滞后。他虽然发现了这种比较特别的现象,但并没有明确地提出模态波扰动的出现和发展具有三维非定常的特征。

模态波式动态失速过程是否具有明显的三维非定常特性对于试验测量和数值计算所采用的手段以及揭示失速先兆的形成、发展和转变的机理均是非常重要的。同时对于主动控制中失速先兆感受器的布置位置的选择也具有重要的指导意义。如果动态失速过程是三维非定常的,则感受器放置在合适的位置就可以尽早地捕捉到模态波扰动,保证主动控制扩大压气机稳定裕度的有效性。

1 试验设备

双级低速轴流压气机试验器不带进口导向器,采用轴向进气、径向排气的结构布局,整个气流流道沿轴向为等面积的直环形通道,外径为 900 mm,内径为 540 mm。采用双扭线形式的进

气口,采用蜗壳排气。压气机工作流量的调节由安装在蜗壳出口的电动阀门控制。压气机设计转速为 1 500 r/min,设计点流量为 25 kg/s,总压比 1.035,试验时压气机的转速为 800 r/min。

动态数据采集采用 LMS Scada II 动态压力测量仪。该测量仪共有 32 个通道,量程为 10 V,最高采样频率为 200 kHz,数模转换精度等于 16 bit,并配有专用数据采集及分析软件。

在 1-1、2-2、3-3 和 5-5 这 4 个截面布置了 21 个动态压力传感器,用于监测压气机动态失速过程各个不同位置动态压力信号的变化情况,如图 1 所示。

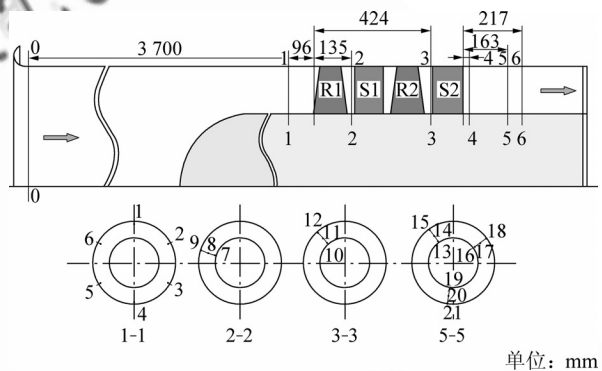


图 1 压气机结构及动态压力测量位置

Fig. 1 Configuration of compressor construction and dynamic pressure transducers

1-1 截面周向布置了 6 支单点总压探针,探针直径 10 mm,压力感受孔位于 85% 叶高,采用 Kulite XCQ 系列差压式动态压力传感器,其量程均为 5 psi (1 psi = 6.895 kPa),通过对测量获得的动态压力信号分析可以确定失速扰动旋转频率,失速团的个数和旋转速度。

2-2 和 3-3 截面周向各布置一支 3 点式动态总压探针,可测量 10%、50% 和 95% 叶高处的动态压力,传感器采用 ENDEVCO 8510B-1 型差压式动态压力传感器,量程均为 1 psi。

5-5 截面周向布置 3 支 3 点式动态总压探针,3 支探针之间的周向夹角分别是 90°、135° 和 135°,分别可测量不同周向位置 8.1%、45.5% 和 90.9% 叶高处的动态总压,传感器采用 Kulite MIC 系列,量程均为 1 psi。

2 试验结果及其分析

首先采用时域和频域分析相结合的方法,分析动态失速过程中的原始总压信号,以确定失速团的个数及其旋转频率;然后对原始动态总

压信号进行低通滤波处理,利用时域分析的方法确定失速先兆的类型及其旋转速度;最后采用时频分析的方法证明动态失速过程的三维非定常特性。

2.1 失速团个数及转速的确定

图2给出了1-1截面85%叶高周向6个位置的原始动态总压信号。在阀门开度减小后第0~60个转子周期之间,压气机处于稳定工作状态,由于没有受到尾迹的干扰,总压信号比较平稳,没有明显的脉动现象。大约第60个转子周期,总压信号出现小幅值的脉动,这种脉动信号与模态波动类似。第70个转子周期附近,总压急剧降低,表明失速团形成。

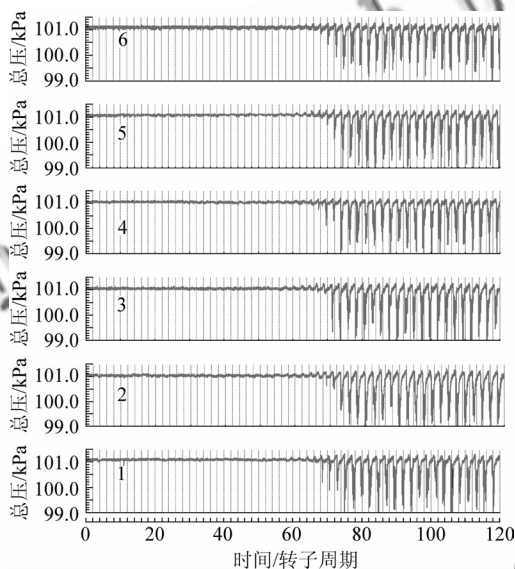


图2 动态失速过程中1-1截面原始动态总压信号

Fig. 2 Total pressure at Section 1-1 during stall inception

为了便于计算失速团的个数及其旋转频率,截取了第100~125个转子周期之间的总压信号,如图3所示。总压信号变化比较规则,低压区的周向范围保持不变,压力亏损值维持在1200 Pa左右,表明失速团的形状和转速已经稳定。通过比较各测点的总压信号,发现同一个低压区连续通过两个相邻测点所需时间可认为是0.4或者2.8个转子周期,相应的结果是压气机有1个或者7个失速团。失速团只有1个时,失速团旋转一周需2.4个转子周期;失速团有7个时,同1个失速团旋转一周需16.8个转子周期。得到这种结果的原因是各测点周向均布,相邻测点之间的夹角可整除360°。为了确定失速团的真实个数,对动态总压信号进行了频谱分析,结果

如图4所示,对应5.6 Hz的频率 ω 幅值最大,其次是11.2 Hz和16.8 Hz,这种频谱特性与失速团只有1个的情况符合。综上所述,压气机在旋转失速工况只有1个失速团,失速团旋转频率等于5.6 Hz。

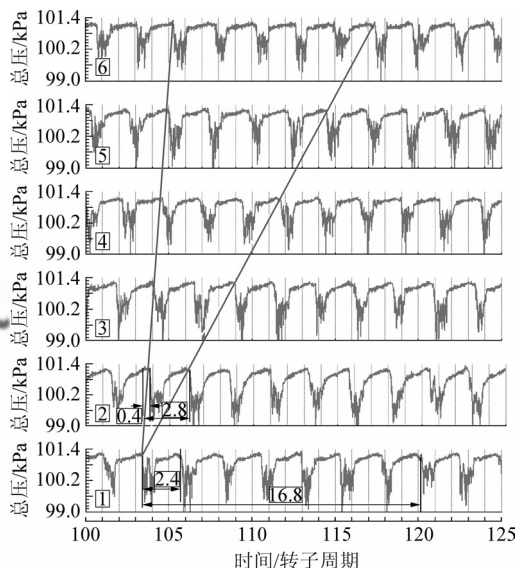


图3 失速团稳定后1-1截面原始动态总压信号

Fig. 3 Total pressure of stall cell at Section 1-1

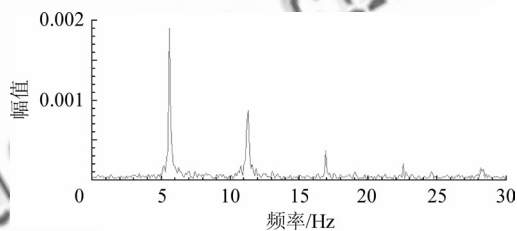


图4 失速团稳定后1-1截面动态总压信号的频谱分析

Fig. 4 Frequency analysis of total pressure at Section 1-1

2.2 失速先兆类型的确定

在判断失速先兆的类型时,需要对比压气机进出口的动态总压信号。由于尾迹信号对压气机出口的动态总压信号有较强干扰,因此采取低通滤波处理,以消除动态总压信号中的尾迹信号分量。压气机转速为800 r/min时,转子旋转频率为13.3 Hz,第1、2级转子的叶片通过频率分别是253 Hz和240 Hz,而失速团信号主要由5.6 Hz和11.2 Hz信号分量组成,因此低通滤波时截止频率为12 Hz就能够达到理想的效果。

图5和图6分别给出了动态失速过程中1-1截面和5-5截面周向不同测点的动态总压信号低通滤波结果,扰动信号在失速团形成之前出现,传

播速度为 37% 转子转速 ($\omega=5.0$ Hz), 幅值较小, 周向范围较大, 属于模态波扰动。

为无量纲压力, 其中 p^* 为动态压力, \bar{p}^* 为 0.1 s 时间段内动态压力的平均值。

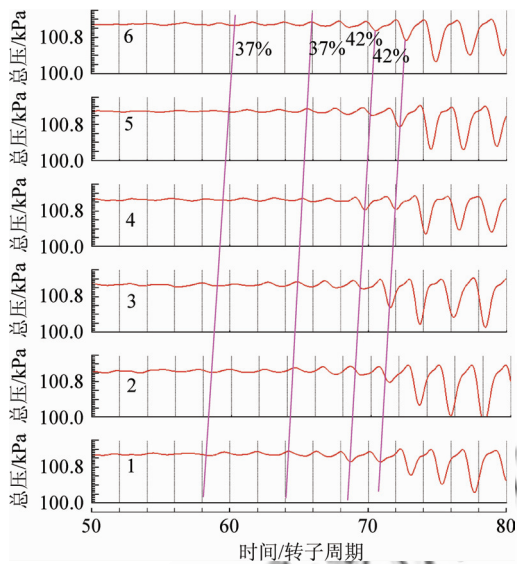


图 5 动态失速过程中 1-1 截面低通滤波后的总压信号
Fig. 5 Total pressure of six circumferential positions at Section 1-1 after low pass filtering

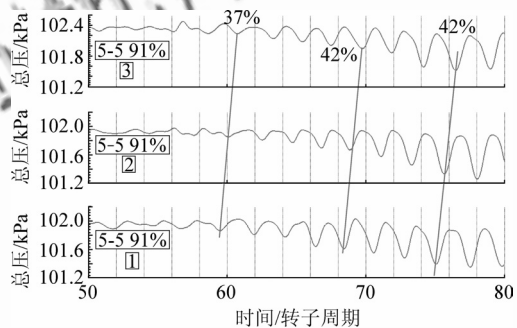


图 6 动态失速过程中 5-5 截面低通滤波后的总压信号
Fig. 6 Total pressure of six circumferential positions at Section 5-5 after low pass filtering

2.3 动态失速过程的三维非定常特性

对动态失速过程中原始信号的分析以及相应信号的频谱分析, 发现压气机失速前只出现了模态波扰动。因此, 可使用时频分析的方法来研究压气机的三维非定常动态失速过程, 确定均匀进气条件下动态失速过程中模态波扰动和失速团首先出现的位置以及各自沿轴向和径向扩散的情况。

首先, 分析动态失速过程中模态波扰动和失速团的轴向扩散情况。对压气机不同轴向位置的叶尖区域的动态总压信号进行时频分析, 结果表明模态波和失速团均是首先在局部位置形成, 在随后各自的发展过程中, 具有明显的轴向扩散现象, 如图 7 所示, 图中纵坐标 $\tilde{p}^* = (p^* - \bar{p}^*) / \bar{p}^*$

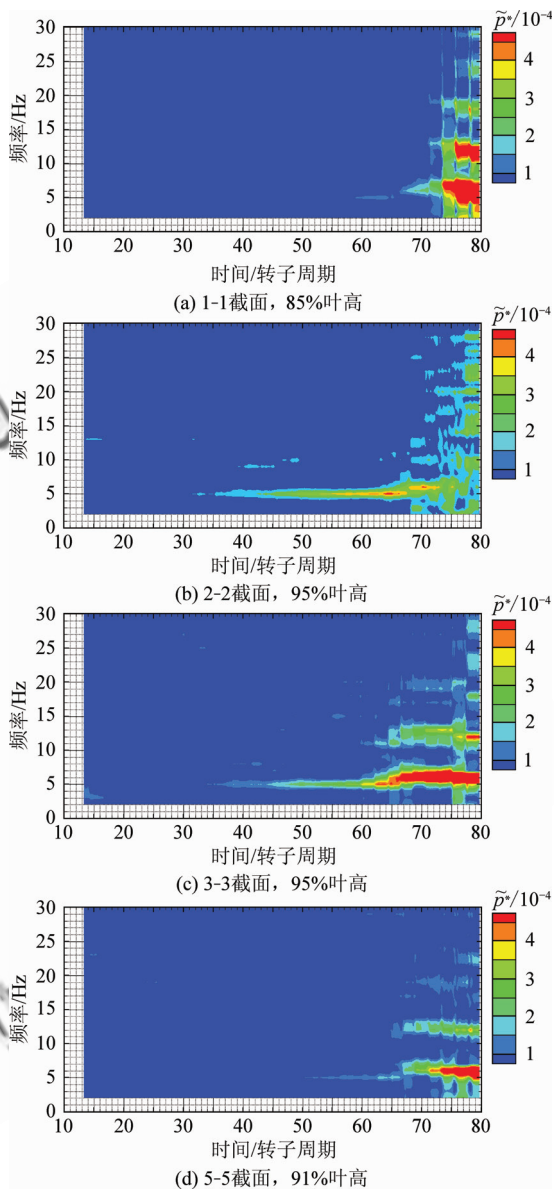


图 7 动态失速过程中各轴向测点动态总压信号的时频分析

Fig. 7 Time frequency analysis of total pressure at different axial positions

从图 7 中可以看出:

(1) 模态波扰动首先在 2-2 截面附近形成 (第 32 个转子周期), 第 35 个转子周期, 模态波扰动扩散至 3-3 截面; 第 50 个转子周期, 扩散至 5-5 截面; 最后, 第 58 个转子周期, 扩散至 1-1 截面, 此时, 在压气机所有截面的叶尖区域均可感受到模态波扰动。模态波扰动的传播频率始终等于 5.0 Hz (传播速度等于 37% 转子转速), 说明模态波扰动在轴向扩散过程中, 虽然轴向范围逐渐增

大,但是旋转频率不会改变。

(2) 失速团首先在 3-3 截面附近形成(第 60 个转子周期),失速团旋转频率和模态波扰动的传播频率相同。第 65 个转子周期,失速团扩散至 5-5 截面;第 68 个转子周期,扩散至 2-2 截面;最后,第 71 个转子周期,扩散至 1-1 截面,自此,失速团占据了压气机叶尖区域的所有轴向位置。从第 60 个转子周期到第 68 个转子周期,失速团旋转频率由原来的 5.0 Hz 增加至 5.6 Hz,说明失速团在轴向扩散过程中,旋转频率会发生变化。

其次,分析动态失速过程中模态波扰动和失速团的径向扩散情况。对压气机 2-2 和 3-3 两个截面 10%、50%和 95%叶高的动态总压信号进行时频分析,结果表明压气机动态失速过程存在明显的模态波扰动和失速团的径向扩散现象,如图 8 所示。

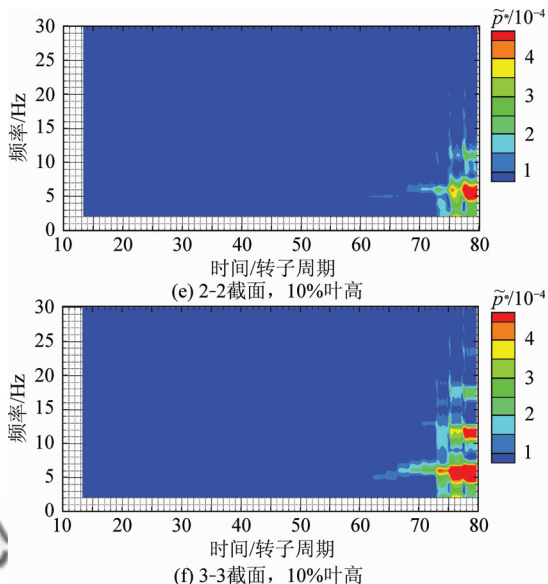
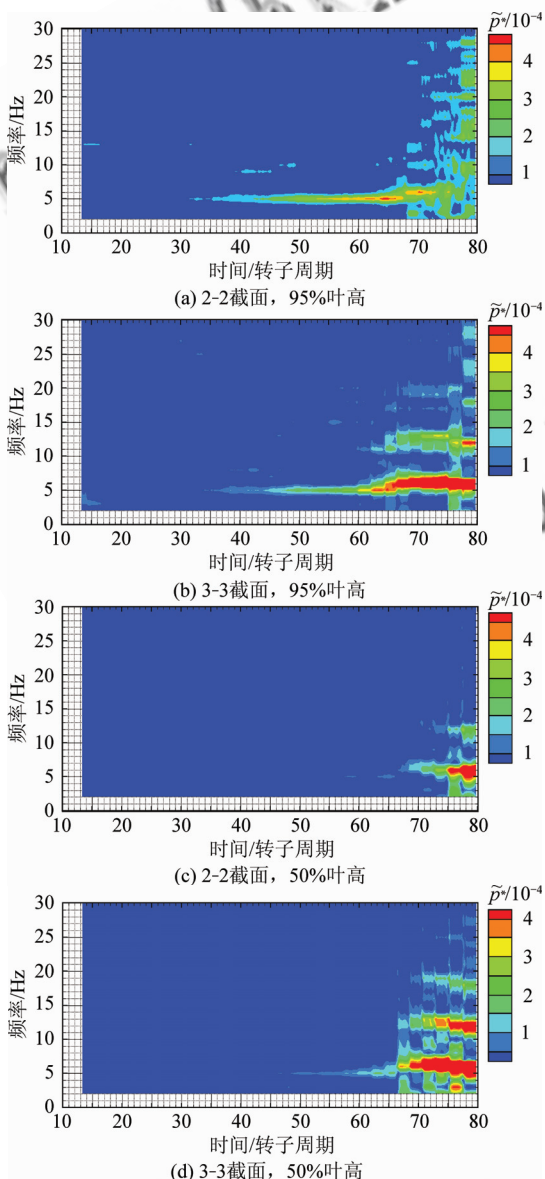


图 8 动态失速过程中 2-2、3-3 截面各径向测点动态总压信号的时频分析

Fig. 8 Time frequency analysis of total pressure at different radial positions at Sections 2-2 and 3-3

从图 8 中可以看出:

(1) 模态波扰动首先在叶尖区域出现,然后向叶中和叶根方向扩散。以 3-3 截面的动态总压信号时频分析结果为例,模态波扰动首先在 95%叶高出现(第 35 个转子周期);第 49 个转子周期,扩散至 50%叶高;第 62 个转子周期,扩散至 10%叶高。在径向扩散过程中,模态波扰动的传播频率始终保持在 5.0 Hz,没有发生变化。

(2) 失速团首先在叶尖区域出现,然后向叶中和叶根方向扩散。以 3-3 截面的动态总压信号时频分析结果为例,失速团首先在 95%叶高出现(第 60 个转子周期),失速团旋转频率 $\omega = 5.0$ Hz,第 67 个转子周期,扩散至 50%叶高;第 73 个转子周期,扩散至 10%叶高。失速团从 95%叶高扩散至 50%叶高的过程中,旋转频率从 5.0 Hz 增加至 5.6 Hz,失速团继续向叶根方向扩散时,旋转频率保持不变。从失速团出现到扩散至整台压气机大约经过了 14 个转子周期。

时频分析结果表明,压气机的动态失速过程具有明显的三维非定常特性:①模态波扰动和失速团均是首先在某一级或者某个叶排的局部径向位置形成;②模态波扰动存在明显的轴向和径向扩散过程;③失速团存在明显的轴向和径向扩散过程。图 9 形象地表示了动态失速过程中模态波扰动和失速团的轴向和径向扩散过程。

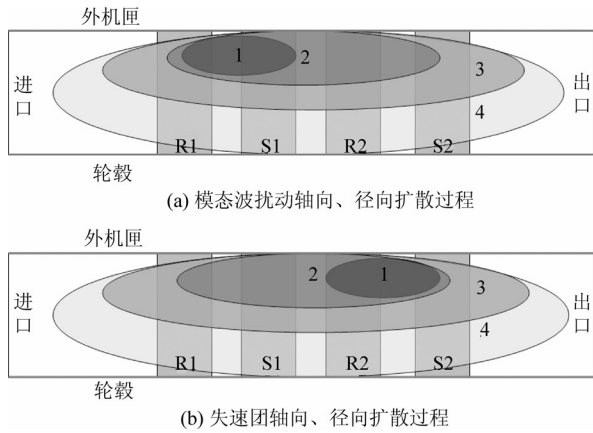


图 9 动态失速过程中模态波和失速团扩散过程

Fig. 9 Schematic of diffusing process of modal wave and stall cell during stall inception

3 结 论

通过本文的试验研究,表明压气机的模态波式动态失速过程具有三维非定常的特征:在动态失速过程中,模态波扰动首先在压气机局部位置形成,在周向传播的同时,通过轴向和径向扩散,经过一段时间后占据了整台压气机;在模态波扰动的影响下,既不是所有叶排同时形成失速团,也不是某个叶排所有叶高位置同时形成失速团,而是在某个叶排的局部径向位置首先形成失速团,失速团在通过一段时间的轴向和径向扩散后,最终占据压气机各叶排的所有叶高位置。

虽然本文的试验发现了压气机模态波式动态失速过程具有三维非定常的特征,但是并没有深入探求其内在的机理,下一步拟通过开展三维 PIV 试验来探索模态波和失速团的三维扩散特性与叶片表面附面层分离、端壁附面层分离以及泄漏涡是否有关联。

参 考 文 献

- [1] Haynes J M, Hendricks G J, Epstein A H. Active stabilization of rotating stall in a three-stage axial compressor [J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(2): 226-239.
- [2] McDougall N M. Stall inception in axial compressor[D]. Cambridge, UK: Cambridge University, 1988.
- [3] Day I J. Stall inception in axial flow compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(1): 1-9.
- [4] Silkowski P D. Measurement of rotor stalling in a matched and a mismatched multistage compressor[R], GTL Report No. 221, Gas Turbine Laboratory, MIT, 1995.
- [5] Garnier V H, Epstein A H, Greitzer E M. Rotating waves as a stall indication in axial compressors[J]. Jour-

nal of Turbomachinery, 1991, 115(3): 290-302.

- [6] Tryfonidis M, Etchevers O, Paduano J D, et al. Pre-stall behavior of several high-speed compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 17(1): 62-80.
- [7] 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(2): 393-401.
- [8] Day I J, Breuer T, Escuret J, et al. Stall inception and the prospects for active control in four high-speed compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1): 18-27.
- [9] 屠宝锋, 胡骏, 赵勇. 轴流压气机动态失速过程三维计算[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1616-1621.
Tu Baofeng, Hu Jun, Zhao Yong. Three-dimensional numerical research on stall inception in axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1616-1621. (in Chinese)
- [10] 屠宝锋, 胡骏, 王志强, 等. 低速轴流压气机旋转失速特性试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 143-149.
Tu Baofeng, Hu Jun, Wang Zhiqiang, et al. Experimental investigation on characteristic of rotating stall in a low-speed axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 143-149. (in Chinese)
- [11] Emmons H W, Pearson C E, Grant H P C. Compressor surge and stall propagation [J]. Transactions of the ASME, 1955, 77(4): 455-469.
- [12] Vo H D. Role of tip clearance flow on axial compressor stability[D]. Cambridge, MA, USA: Department of Aeronautics and Astronautics, MIT, 2001.
- [13] 张靖焯. 畸变条件下轴流压气机叶顶间隙流对流动失稳影响的非定常机制[D]. 北京: 中国科学院工程热物理所, 2007.
Zhang Jingxuan. The unsteady mechanism and the role of tip clearance flow in distortion induced instability in an axial compressor [D]. Beijing: Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Science, 2007. (in Chinese)
- [14] McDougall N M, Cumpsty N A, Hynes T P. Stall inception in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(1): 116-123.

作者简介:

屠宝锋(1981—) 男,博士后,讲师。主要研究方向:叶轮机械气动稳定性及非定常流。

Tel: 025-84892200-2101

E-mail: tubaofeng@126.com

胡骏(1959—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:叶轮机械气动稳定性及非定常流,发动机总体性能。

Tel: 025-84892200-2101

E-mail: hjape@nuaa.edu.cn

(编辑:赵利)