

文章编号: 1000-8055(2007)05-0803-05

低速轴流压气机进口总压畸变与 旋转失速关联的实验研究

张靖焯^{1,2}, 童志庭^{1,2}, 聂超群¹

(1. 中国科学院 工程热物理研究所; 2. 中国科学院 研究生院, 北京 100080)

摘 要: 在低速三级轴流压气机实验台上自行设计了进口总压畸变发生装置, 构造了稳态和动态测量方案, 并对实验数据进行了详尽分析. 着重研究了进口总压畸变对压气机特性及失速过程的影响. 结果表明, 压气机失速点不仅与畸变强度有关, 而且与畸变方位也相互关联; 适当进口总压畸变会诱发压气机在失速前产生大尺度扰动, 但没有对失速频率构成影响.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 压气机; 总压畸变; 旋转失速

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental investigation of the correlation between the inlet distortion and the rotating stall

ZHANG Jing-Xuan^{1,2}, TONG Zhi-Ting^{1,2}, NIE Chao-Qun¹

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences;

2. Graduate School, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: The effects of different circumferential total pressure distortion in inlet on the rotating stall of a three-stage low-speed axial flow compressor were investigated. Inlet total pressure distortion was created by the gauze mounted upstream of the rotor. Hot wires and high-frequency response transducers were used to capture the dynamic signals of unsteady flow. The experimental results show that the stall point will change not only with the number of the gauze but also with the position of the gauze. We also find that although the asymmetric flows caused by the inlet distortion initiate large-scale disturbance before the onset of rotating stall, the frequency of rotating stall is not altered.

Key words: aerospace propulsion system; compressor; total pressure distortion; rotating stall

压气机进口畸变效应是航空风扇/压气机失速边界退化和稳态特性衰减的重要因素^[1]. 进气道的几何非对称性、大攻角飞行引起的偏航角和俯仰角的变化、起降过程中的进口流场变化、导弹发射时的瞬态流场变化等因素均会导致压气机进

口速度场、温度场、压力场等产生不均匀, 导致压气机失速裕度的减少^[2], 通常称之为压气机进口畸变. 本文研究重点为压气机进口总压畸变对旋转失速的影响, 速度和温度畸变不在本文研究范围之内. 从进口总压畸变表现的方式看可将其分

收稿日期: 2006-05-10; 修订日期: 2006-10-12

基金项目: 国家自然科学基金(50336050)

作者简介: 张靖焯(1978-), 男, 辽宁康平人, 中国科学院工程热物理研究所博士生, 主要从事叶轮机械内部非轴对称非常定流动的研究. E-mail: IET_Zhang@yahoo.com.cn.

为径向畸变和周向畸变. 目前在进口畸变定常研究方面(实验测量、理论分析以及稳定性预估准则)已取得了一定成果^[3-5]. Reid^[6]在研究中发现: 周向进口畸变效应对失速裕度衰退的影响明显强于径向畸变效应, 而且大多数航空发动机由于设计时采用的较高轮毂比, 径向畸变对压气机的影响更弱于周向畸变, 所以, 进口畸变机理研究的焦点均以周向畸变为主. 压气机内部流动的本质是非定常(非均匀、非轴对称、非惯性、强涡旋、可压缩、粘性流、掺混、边界复杂), 因此, 从非定常流动与压气机气动非稳定性关联的角度出发, 剖析相关的机理是一个新的课题. 许多基础性研究工作有待于深入, 尤其是从非定常和非轴对称的角度来探索进口畸变与失速裕度关联性, 也就是从进口畸变的动态特征(畸变幅度、畸变旋转的频率、畸变局部影响区域、与失速先兆类型变化的关联、畸变区域个数与裕度退化的定量关系), 来认识进口畸变与压气机内部流动失稳机理的研究工作是很必要的.

1 实验方案

为了探讨进口畸变强度、位置与压气机失速裕度的关联性, 本文在单级低速轴流压气机实验台通道进口附近采用 6 种不同的组合方式安装了圆心角为 30° 的扇形畸变网(图 1). Day 的研究结果表明^[7]: 布置在第一级动叶前缘的传感器既能

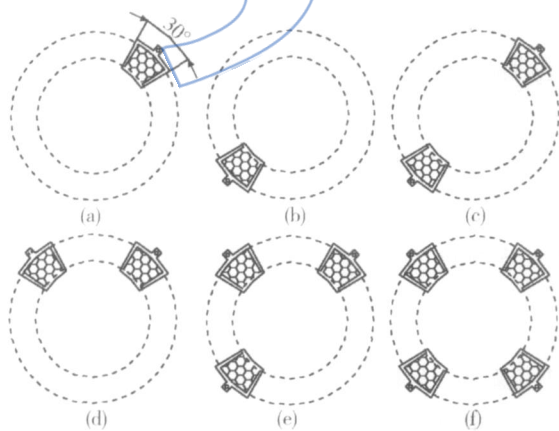


图 1 畸变网的布置方案
Fig. 1 Tested distortion cases

探测到长尺度(long length-scale) 流场扰动, 亦能探测到短尺度(short length-scale) 流场扰动. 因此, 本文为了捕捉压气机在发生进口畸变条件下的非定常流场特征, 于一级动叶前缘沿周向等距布置了 8 只高频响动态压力传感器, 另将一只热

线探针布置在一级动叶前缘顶部和中部(图 2), 其目的是获得因畸变所产生的流场扰动及非定常信号的周向变化特征. 压气机的特性曲线采用静-总方式采取, 即压力系数用出口静压和进口总压差.

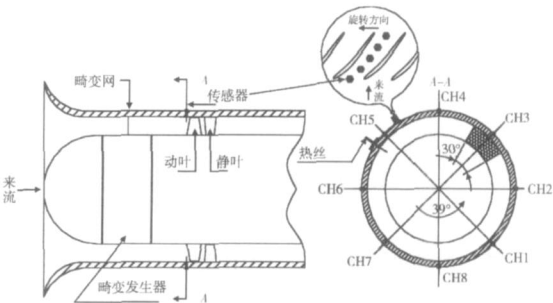


图 2 试验台剖面图和压力传感器、热丝探针的布置方案

Fig. 2 Test compressor and pressure transducer and hot wire locations

2 实验结果

2.1 各种进口畸变下压气机的失速点分布

表 1 给出了 6 种畸变网布置方案下压气机失速点的压力系数 ($\Psi = \frac{p_{out} - p_{in}}{1/2 \cdot \rho U^2}$, p_{out} : 出口静压, p_{in} : 进口总压, ρ : 进口来流密度, U : 动叶中径切向速度) 和流量系数 ($\Phi = \frac{V_{inlet}}{U}$, V_{inlet} : 进口来流速度). 依据该表, 图 3 绘制了压气机失速点的分布趋势及无畸变时完整的特性曲线. 可见, 随着畸变片数目的增加各实验方案的失速起始点向特性图的右下方移动, 造成压气机稳定运行区域缩减, 其中方案 f 下的失速点压力系数仅为无畸变网的 90 %.

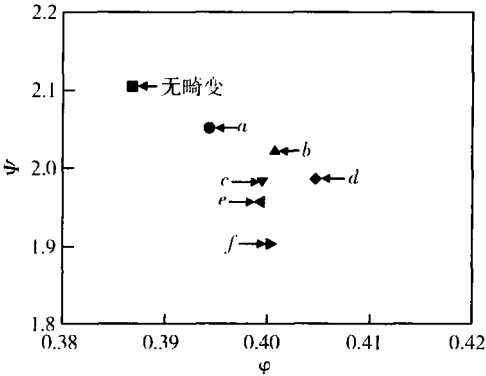


图 3 各实验方案失速点的分布
Fig. 3 Stall points of all cases

表 1 各失速点的压力系数及流量系数
Table 1 Data of stall point of all cases

压气机失速点							
无畸变	a	b	c	d	e	f	
Ψ	2.108	2.051	2.016	1.981	1.986	1.955	1.906
Φ	0.386	0.393	0.400	0.399	0.404	0.399	0.400

2.2 畸变片数目对失速点的影响

图 4 给出了畸变强度对压气机失速点流量系数和压力系数的影响. 结果表明:随着畸变网数目的增加,失速点压力系数的变化强于流量系数的变化. 初步分析其原因可能为:1) 单个畸变网的横截面面积约为整个通流面积的 4%(即畸变网堵塞面积与整个通流面积之比). 因此,增加畸变网对压气机通流能力的影响并不大,也就是说对流量系数影响不大;2) Reid^[6]的研究结果表明,畸变区域与其所造成的流场的畸变强度成正比. 畸变网数目增加,畸变区域便增大,造成的流动分离和旋涡脱落也会随之增多,在气动热力学中可以认为畸变网前后的总温不变,但流体分离和旋涡脱落导致的流体摩擦(粘性和掺混)会使压力能衰减,最终表现为压力系数降低.

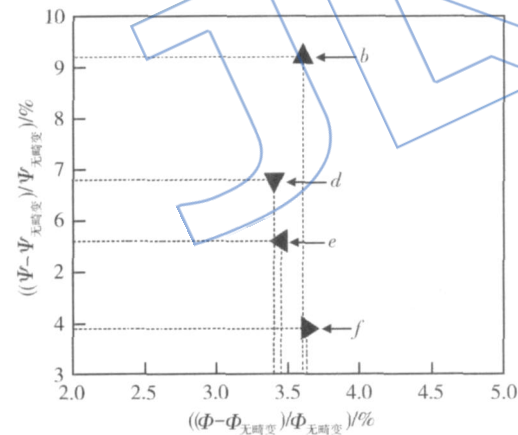


图 4 畸变强度对失速点压力系数(Φ)和流量系数(Ψ)影响之比较

Fig.4 The comparison of the effect of different distortion on Φ and Ψ

2.3 总压畸变对失速先兆的影响

2.3.1 动叶前缘动态压力的小波分析结果

图 3 中方案 a 和方案 b 同为 30 扇形畸变网,但因安放方位不同,其对应的失速点大相径庭. 图 5,图 6 是 a, b 两种方案失速前壁面压力的小波分析结果. 图 5 中,方案 a 产生了两个小尺度扰动

(图谱中表现为其占据的时间尺度比较短,且频率相对单一),均最早被 4 号传感器捕捉到,而 4 号传感器是在压气机转动方向距畸变网最近的传感器,进一步观察可以看出,当其中的一个小尺度扰动(1)再次经过 4 号传感器时,扰动被增大,直至最终失速,说明该扰动源于畸变网. 而另一个小尺度扰动则在经过 1 号传感器后消失. 与方案 a 相反,方案 b 则产生了大尺度扰动(图谱中表现为其占据的时间尺度较长,且频率相对复杂),该扰动持续的时间并不长,产生以后很快分解为两个较小的扰动,但 1 号传感器总能捕该扰动,说明该扰动产生与 1 号传感器附近,而这正是畸变网所在位置. 相同的畸变网,安放在不同方位便产生了不同类型的扰动,这说明存在另一种有别于进口畸变的扰动在起作用. 以往对该压气机的实验研究中曾发现^[8],该实验台本身在结构上存在固有的非轴对称性,其造成的结果是使压气机内部流场产生额外的扰动.

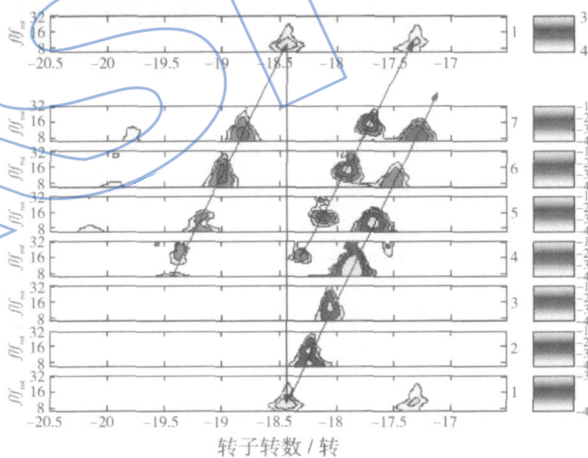


图 5 方案 a 小波分析结果

Fig.5 Wavelet spectra of case a

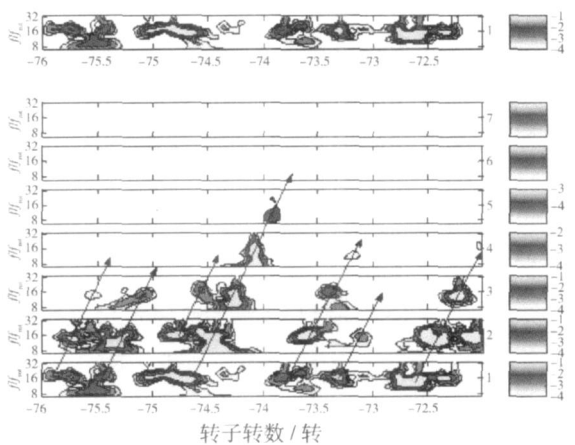


图 6 方案 b 小波分析结果

Fig.6 Wavelet spectra of case b

畸变网的存在对压气机来讲,相当于增加了固定扰动源,其势必与压气机固有非轴对称所产生的扰动相互作用.畸变网的位置不同,相互作用的结果也不同,对压气机性能的影响自然也就有所区别,这正是 a, b 两种方案产生不同扰动的原因所在.

2.3.2 叶顶压力谱的分析结果

现阶段的研究成果表明,轴流式压气机进入失稳一般循两条路径:尖脉冲型失稳^[6] (Spike) 和模态波型^[9] (Modal) 失稳. 本文压气机在正常工作是尖脉冲型失稳-压气机在出现明显的气流扰动(压力、速度信号较强的波动)后,随即便进入旋转失速,这种气流扰动一般发生在失速前 2,3 转左右. 图 5 所示的小波分析结果已经表明方案

a 是经由小尺度(或 Spike)扰动诱发失速的,为了观测叶片通道内临近失速时的非定常特征,图 7 中采用时间序列向空间序列转化的方法分别绘制了压气机正常运行(a)和在方案 $b(b)$ 下运行的叶顶压力谱.从(a)中可以看出,当压气机临近失速时,有几个叶片通道内的流场发生堵塞(表现为吸力面压力高于压力面压力),当某个通道产生较大堵塞后压气机进入失速,流场崩溃,这说明压气机正常运行时,局部小尺度扰动诱发了旋转失速的产生,是 Spike 失速先兆. 反观图(b),由于畸变网增加了额外的扰动,流场变得比较复杂,在失速前出现了大尺度扰动,其覆盖区域多达 10 余叶片通道,这与图 6 中小波分析的结果相对应.

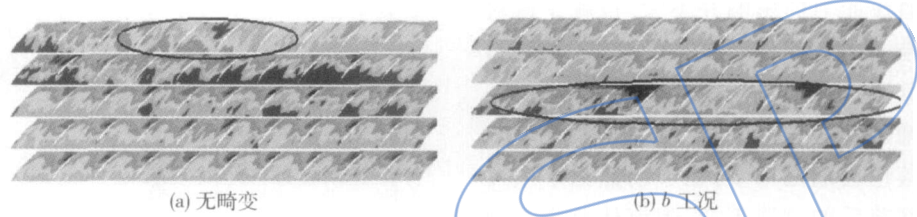


图 7 临近失速时叶顶流场的非定常特征
Fig. 7 Unsteady flow of blade passage top near stall

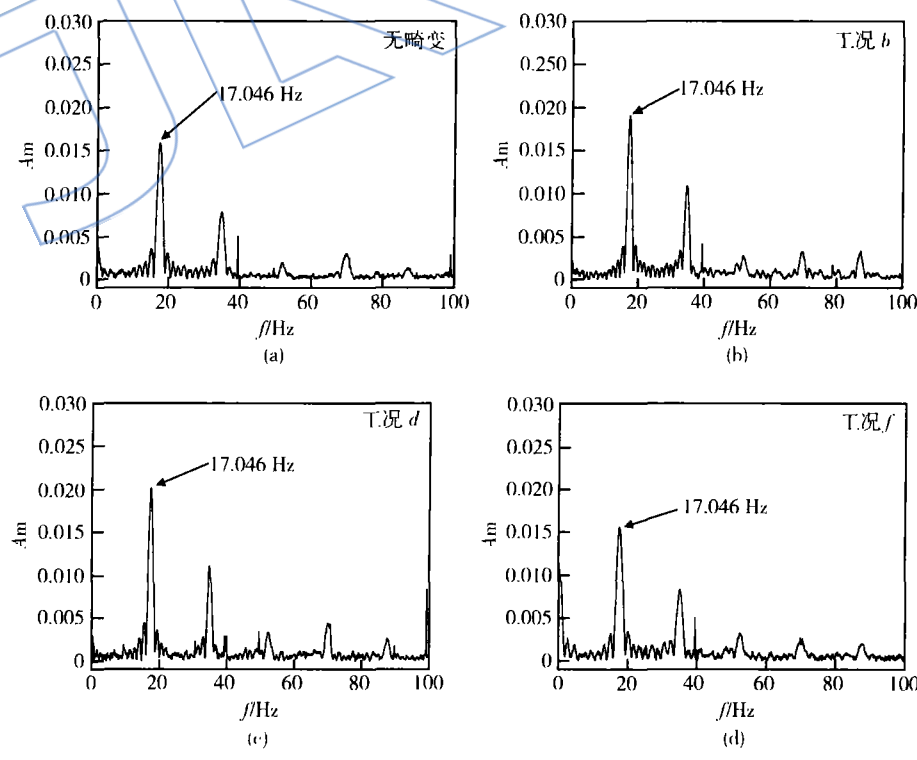


图 8 失稳数据的频域分析
Fig. 8 Frequency spectra of stall data

以上借助速度矢量图及叶顶压力谱,分析了压气机在进口畸变条件下失速先兆的变化特征,初步得到的结论是:适当的进口畸变能够诱发压气机产生大尺度扰动。

2.4 进口畸变对压气机失速频率的影响

2.3节的分析说明适当进口畸变对压气机失速先兆会产生一定的影响。为了进一步研究进口畸变是否能使压气机的失速频率发生变化,作者对四种实验方案的动态数据进行了频谱分析,结果表明进口畸变情况下压气机的失速频率与无畸变时相同。“M-G”一维模型^[10]指出,压气机失速频率与压气机的内部的系统特性(容腔体积、通流面积、及节流阀阻尼特性等)有关,而占通流面积4%的进口畸变网诱导的进口畸变其本质是一种外部的激励扰动,在整个失速发生过程中仅有诱导系统提前失速的能力,而没有改变系统内部固有特性的影响力,而且具有局部小扰动的性质,这一点从有畸变网和无畸变网的频率谱分布特征上也显现出来,即畸变网的加入使扰动的频率组分更加复杂。

3 结 论

本文从非轴对称、非定常角度出发,对压气机进口总压畸变与失速的关联性进行了实验探索,结果表明:

(1)不同方位的进口总压畸变,与压气机固有扰动相互作用后对压气机的影响亦不同。

(2)增加畸变强度,对失速点流量系数的影响要小于其对压力系数的影响。

(3)适当的畸变强度和方位会诱使压气机在失速前产生大尺度扰动,进而使其压气机失速先

兆发生一定改变。

(4)各种总压畸变均没有改变压气机的失速频率。

参考文献:

- [1] Longley J P, Greitzer E M. Inlet distortion effects in aircraft propulsion system integration[R]. A GARD-LS-183, 6-1-6-18, 1992.
- [2] Williams D D. Review of current knowledge on engine response to distorted inflow[R]. A GARD-CP-400, 1986, 1-1-1-30.
- [3] Mazzawy R S. Multiple segment parallel compressor model for circumferential flow distortion[J]. Journal of Engineering for Power, April, 1977, 288-297.
- [4] Stenning A H. Inlet distortion effects in axial compressors[J]. Journal of Fluids Engineering, 1980, 102: 7-13.
- [5] Pazur, W, Fottner L. The influence of inlet swirl distortions on the performance of a jet propulsion two-stage axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113: 233-240.
- [6] Reid C. The response of axial flow compressors to intake flow distortion[R]. ASME Paper, 69 - GT-29, 1969.
- [7] Day I J. Stall inception in axial flow compressors[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115: 1-9.
- [8] Zhang J X. Study of a new method for giving warning signals of instability[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 270-277.
- [9] Camp T R, Day I J. A study of spike and modal stall inception indication in axial compressor[R]. ASME Paper 97-GT-526, 1997.
- [10] Moore F K, Greitzer E M. A theory of post-stall transients in axial compression systems: Part I[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1986, 108: 68-76.