

文章编号: 1000-8055(2007)03-0460-05

45°周向压力畸变对轴流压气机影响的 实验研究和机理分析

黄 健, 吴 虎, 杜文海

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 设计了一种 45°周向压力畸变模拟发生器,并在某高速轴流压气机实验台进行了实验研究.在中等转速下,详细研究了 45°周向压力畸变对该轴流压气机级的转子的性能影响,以及整个轴流压气机级(转子进口、转子出口和静子出口)的压力周向分布.研究表明,在中等转速下,畸变区的范围在转子出口转移和扩大并不明显,但是在静子出口扩大了近 100%;在转子出口畸变强度明显增强,而在静子出口强度衰减;与均匀进气的情况相比,压气机转子压比提高了 1.8%,近失速点换算质量流量减小了 2.5%.

关 键 词: 航空、航天推进系统;轴流压气机;实验研究;压力畸变;性能

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental investigation and analysis of an axial compressor stage with 45° circumferential inlet pressure distortion

HUANG Jian, WU Hu, DU Wen hai

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

Abstract: A 45° circumferential inlet pressure distortion screen was designed and the effects of screen induced circumferential inlet pressure distortion on axial flow compressor stage were investigated at a high speed subsonic compressor test rig. The performance characteristics for the rotor with circumferential inlet pressure distortion and clean inlet flow were compared at middle speed. The circumferential pressure distributions at three axial locations (rotor inlet, rotor outlet and stator outlet) were measured. The results show that the inlet flow distortion has weak effects on the compressor stage at middle speed. In addition, the enlarging and moving of the distortion section are not obvious at rotor outlet, but it is enlarged about 100 percent at stator outlet; the distortion is enhanced at rotor outlet and decayed at stator outlet. However, with inlet distortion the pressure ratio of this compressor rotor is improved 1.8 percent and the equivalent mass flow reduced 2.5 percent at near-stall condition in comparing with clean inlet flow.

Key words: aerospace propulsion system; axial flow compressor; experimental investigation; inlet pressure distortion; performance

现代飞机对机动性的要求不断的提高,设计者对航空发动机的要求也就越来越高,而在航空

发动机的设计研究中,一个重要的方面就是发动机的稳定性.飞机进行大机动飞行、空中发射武

收稿日期: 2006-04-06; 修订日期: 2006-07-12

基金项目: 国家自然科学基金资助(10377013)

作者简介: 黄健(1981-),男,四川简阳人,西北工业大学动力与能源学院在读博士,主要从事叶轮机械气动热力学方面的研究.

器、侧风、紊流以及相邻飞机造成的气流影响等等的很多因素都会对发动机的稳定性产生重要的影响. 发动机进气畸变, 特别是周向进气畸变又是影响发动机稳定性的一个重要因子. 随着航空发动机进口流场畸变对发动机性能的影响越来越受到重视, 国内外学者在这方面进行了大量的研究, 制订了相关的一些标准^[1-5]. 但是由于发动机内部流动的复杂性、测量参数的困难性以及实验条件费用限制等等的原因, 在国内进气畸变的实验数据比较少. 因此, 开展航空发动机进气畸变的研究并且获得详细的实验数据就显得非常重要^[6-8].

在国外地面畸变实验中, 普遍采用了金属丝网来设计畸变模拟装置, 原因是这种模拟装置可以产生单纯的稳态畸变, 而且造价比其他模拟装置低廉很多. 本实验设计了一种金属丝网式的45°周向进气畸变模拟发生器, 借以产生稳态的总压周向畸变, 采集了相关数据, 并特别关注了畸

变对压气机转子总体性能的影响以及近失速点的周向压力分布. 这对于进一步了解进气畸变的影响机理、研究畸变在压气机中的传递以及评定压气机畸变容限均有十分重要的应用价值.

1 实验装置及测量方法

实验在西北工业大学的双级轴流压气机实验台(图1)上进行, 实验台的主要组成部分如下: 调速直流电机, 增速器, 压气机实验段, 排气段和自动控制的移动式锥体节气阀门. 实验时, 使用了前面的一级压气机, 而把后面一级压气机移除. 实验用的压气机转子的轮毂比为0.61, 尖部直径为0.298 m, 尖部间隙为0.3 mm, 设计转速为15 200 r/min, 设计压比为1.249. 对于稳态性能的测量采用的测试系统由微机、DAS-20数据采集板、压力探针及扫描阀组成, 其中的压力测量系统经过系统校正, 压力测量值的误差不超过0.5 mm水柱.

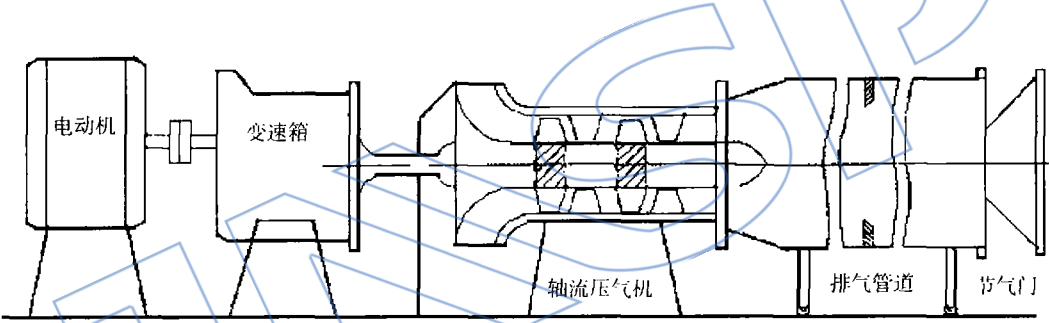


图1 双级轴流压气机实验台
Fig. 1 Two stage axial flow compressor test rig

实验中3支耙状探针(1#至3#), 分别安装于实验台试验段中的转子前、转子后和静子后3个截面上(图2), 每支耙状探针固定有5个三管形压力探针, 其中的5个三孔压力测头按等环面积规律分布, 各截面不同测点具体的径向位置如表1所示. 这样每支探针可以测量一个截面上3个基元的总压、静压、气流方向角.

实验设计的45°周向进气畸变网由底网、密网和框架组成, 具体的参数如表2. 实验时, 畸变网安装于进气道入口. 为了减少探针的数目, 采用固定压力探针而移动畸变网的方法, 通过人工对畸变网的旋转, 改变探针与畸变网的相对位置, 得到了360°周向的流场参数分布.

表1 各探针的测点沿径向位置分布

Table 1 Radial locations of probes

探针	测点1	测点2	测点3	测点4	测点5
	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)
1#	98.4	111.6	123.4	134.3	144.2
2#	98.4	111.6	123.4	134.3	144.2
3#	98.0	110.6	122.0	132.4	142.0

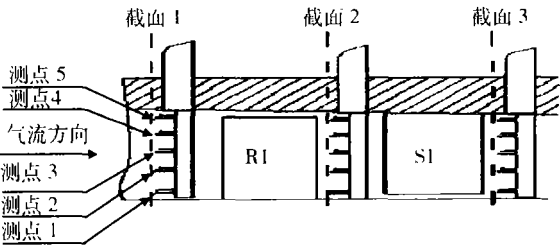


图2 耙状探针安装示意图
Fig. 2 Axial locations of measurements

表 2 畸变网的规格参数
Table 2 Parameters of distortion screens

	孔数/inch	孔数/cm	丝径/mm
底网	4目	1.57	1.25
密网	32目	12.6	0.224

2 畸变对压气机级性能的影响

本实验是在 8 130 r/min 的换算转速下进行, 文中各个符合说明如下:

畸变强度:

$$\Delta p = \frac{p_{\max} - p_{\min}}{p_{\max}} \times 100\%$$

转子进口静压 $p_{s,ri}$, 转子进口总压 $p_{t,ri}$, 转子出口静压 $p_{s,ro}$, 转子出口总压 $p_{t,ro}$, 静子出口静压 $p_{s,so}$, 静子出口总压 $p_{t,so}$, 转子进口平均总压 $\bar{p}_{t,ri}$.

同时, 所有压力均除以转子进口平均总压 $\bar{p}_{t,ri}$, 进行无量纲化.

2.1 压气机级总体性能比较及机理分析

本实验压气机级的转子的特性如图 3 所示, 均匀进气情况下的数据由正方形符号表示, 压比由 5 个径向位置总压面积加权后平均得到; 周向总压畸变进气时, 数据用菱形表示, 压比由 24 个周向位置和 5 个径向位置总压面积加权平均得到.

在均匀进气情况下, 近失速点的换算质量流量为 3.23 kg/s, 压比为 1.07. 在畸变情况下, 近失速点的质量流量为 3.16 kg/s, 压比为 1.089. 从图上可以看出, 有畸变的情况下, 喘振点反而较均匀进气条件下向小流量方向移动了一点 (0.08 kg/s), 压比也有一定的升高, 这一实验结果与文献 [9] 所得到的实验结果相当符合. 其主要机理分析如下: 其一, 因为周向畸变区域比较小 (45°), 转子叶片掠过周向畸变区的时间很短, 由于存在时间滞后现象, 畸变造成的气流攻角增加的来不及反映, 这使得不稳定边界几乎感受不到或者来不及反映畸变的影响. 其二, 根据平行压气机理论^[10], 高压区和低压区遵从同一条特性线, 在中低转速情况下, 均匀进气时, 可以认为叶片的附面层为层流附面层, 在近失速点容易分离; 而有畸变的情况下, 由于畸变网有扰流的作用 (类似于扰流器), 所以低压区叶片附面层可以认为是紊流附面层, 反而没有那么容易分离, 这样不稳定边界会朝着小流量方向有少量的移动. 综合以上两个原因, 造成

了中等转速下, 实验的压气机转子不稳定工作边界朝着小流量方向有了小量的移动.

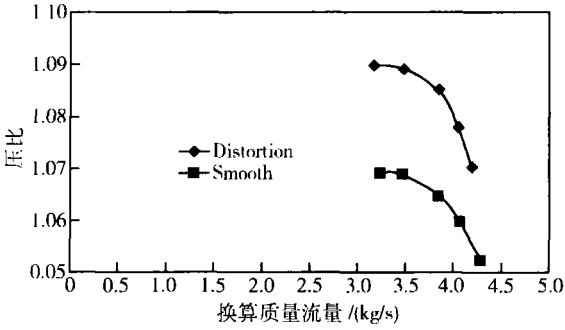


图 3 8 130 r/min 的换算转速下的特性
Fig. 3 Overall performance, 8 130 r/min

2.2 周向压力畸变下近失速点的转子进口参数

实验测量了在近失速点的静压周向分布. 在转子进口, 由于转子的抽吸作用, 进口的总压畸变诱导了静压畸变, 在离叶尖 87% 叶高、60% 叶高和 15% 叶高 3 个径向位置处, 都测得了一个明显的低静压区. 图 4 给出了在近失速点转子进口静压周向分布, 离叶尖 87% 叶高处的静压用菱形表示, 其畸变强度为 0.9%; 在离叶尖 60% 叶高处的静压用正方形表示, 畸变强度为 0.7%; 在离叶尖 15% 叶高处的静压用三角形表示, 其畸变强度为 1.1%. 实验数据说明了在叶根和叶尖处, 畸变的影响比较大, 从叶根至叶尖畸变强度有强→弱→强的分布规律. 当然, 由于转速比较低, 轴向速度不大 (沿展向约在 50 m/s 到 80 m/s 的范围), 所以静压畸变的强度并不大.

图 5 给出在近失速点转子进口总压周向分布, 离叶尖 87% 叶高、60% 叶高和 15% 叶高 3 处的畸变强度分别为 0.4%, 0.2% 和 0.4%. 从图中可以看出, 在转子进口, 由于畸变网引起的总压损失, 形成了一个相对的低压畸变区. 畸变强度数据表明, 在压气机转速比较低的情况下 (目前实验转速约为设计值的 53%), 转子进口产生的畸变强度值比较小.

2.3 周向压力畸变下近失速点的转子出口参数

图 6 给出了在近失速点转子出口的静压周向分布, 在离叶尖 87% 叶高、60% 叶高和 15% 叶高 3 个径向位置处的静压畸变强度分别为 0.8%, 0.9% 和 1.0%. 图 3~ 图 5 给出在近失速点转子出口总压周向分布, 离叶尖 87% 叶高、60% 叶高和 15% 叶高 3 处的畸变强度分别为 1.9%, 2.2% 和 2.1%. 从这两个图中可以看出, 在转子出口沿

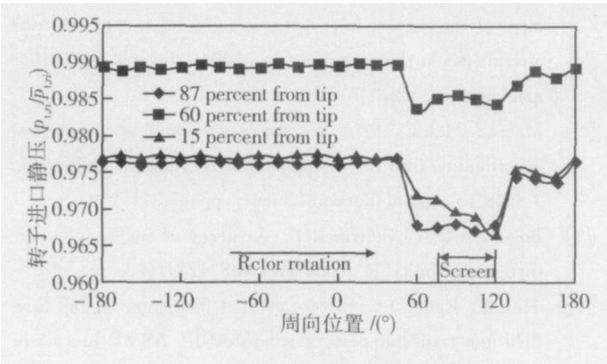


图4 近失速点转子进口静压周向分布

Fig.4 Circumferential distribution of static pressure at rotor inlet at near stall condition

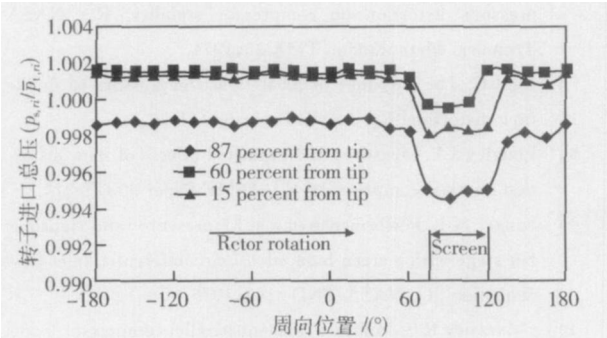


图5 近失速点转子进口总压周向分布

Fig.5 Circumferential distribution of total pressure at rotor inlet at near stall condition

周向也有一个相对的低压区, 并且总压的畸变强度要比静压的畸变强度更大, 畸变区的位置和范围没有明显的变化. 与转子进口的畸变强度相比, 静压畸变强度变化不明显, 但是总压畸变强度有了一个显著的加强. 数据表明, 本实验压气机级的转子抗畸变能力差, 经过转子总压畸变被明显放大了.

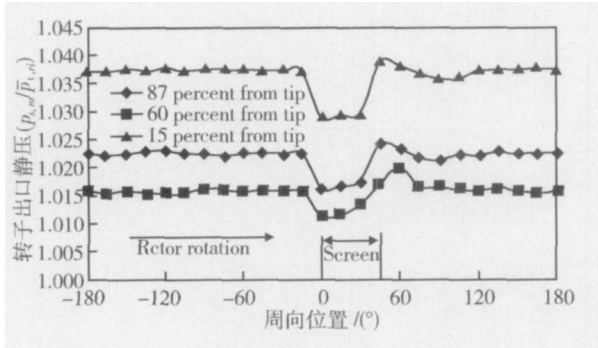


图6 近失速点转子出口静压周向分布

Fig.6 Circumferential distribution of static pressure at rotor outlet at near stall condition

2.4 周向压力畸变下近失速点的静子出口参数

图7给出了在近失速点静子出口静压周向分

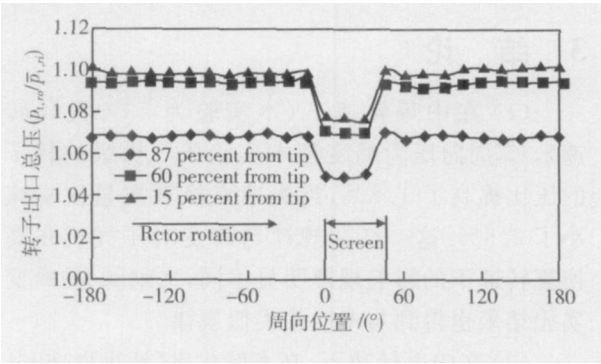


图7 近失速点转子出口总压周向分布

Fig.7 Circumferential distribution of total pressure at rotor outlet at near stall condition

布, 在离叶尖 87% 叶高、60% 叶高和 15% 叶高 3 处的畸变强度分别为 0.2%, 0.2% 和 0.1%. 图8给出在近失速点静子出口总压周向分布, 在离叶尖 87% 叶高、60% 叶高和 15% 叶高 3 处的畸变强度分别为 0.8%, 0.3% 和 0.3%. 可见, 经过静子的导流之后, 无论是总压还是静压, 畸变的强度都衰减了很多. 而且畸变区的范围已经有所扩大, 与转子进口相比, 畸变区周向范围扩大了将近 100%.

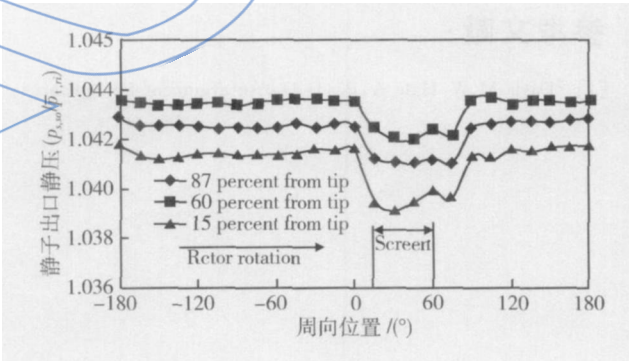


图8 近失速点静子出口静压周向分布

Fig.8 Circumferential distribution of static pressure at stator outlet at near stall condition

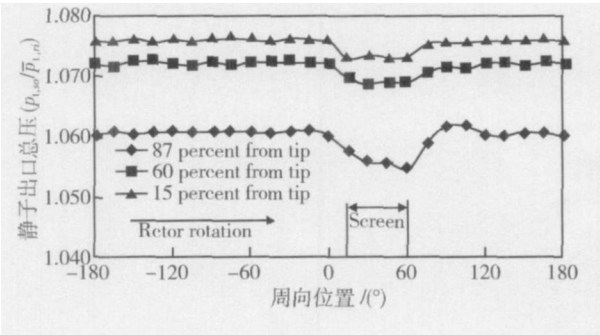


图9 近失速点静子出口总压周向分布

Fig.9 Circumferential distribution of total pressure at stator outlet at near stall condition

3 结 论

(1) 在中等转速下(本实验为 53% 设计转速), 45°周向压力畸变使本实验压气机级的转子的压比提高了 1. 8%, 近失速点换算质量流量减小了 2. 5%. 这一变化规律与畸变对压气机在高换算转速下的影响规律明显不同, 文献[9] 的畸变实验结果也得到与本文相类似规律.

(2) 在中等转速下, 在离叶尖 87% 叶高、60% 叶高和 15% 叶高 3 个径向位置, 总压畸变强度沿着轴向都在转子出口增强而在静子出口减弱: 以离叶尖 60% 叶高处的总压畸变强度为例, 在转子进口为 0. 2%, 在转子出口增强到了 2. 2%, 而在静子出口则衰减至 0. 3%. 这说明了本实验的压气机级的转子抗畸变能力是很差的, 通过进一步研究有望筛选出有强抗畸变能力的压气机转子设计参数.

(3) 本实验中周向压力畸变形成的总压畸变区范围和静压畸变区范围大致相同, 并且整个畸变区范围在转子出口无明显变化, 但是在静子出口扩大了近 100% .

参考文献:

[1] Davis M W, Hale A, Beade D. An argument for enhance

ment of the current inlet distortion ground test practice for aircraft gas turbine engines[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002: 235-241.

[2] Maerz J, Hah C, Neise W. An experimental and numerical investigation into the mechanism of rotating instability[J]. ASME Journal of Turbomachinery, pp367-374, 2002.

[3] Bowditch D N, Coltrin R E. A survey of engine inlet distortion capability[R]. NASA TM-83421, 1983.

[4] Hah C, Rabe D C. Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998: 233-247.

[5] 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.

[6] Calogierats J E, Johnson R L. Effect of screener induced total pressure distortion on compressor stability [R]. NASA Technical Memorandum, TMX-30, 1974.

[7] Reid C. The response of axial flow compressors to intake flow distortion[R]. ASME Paper 69-GT-29.

[8] Longley J P. Measured and predicted effects of inlet distortion on axial compressors[R]. ASME Paper 90-GT-214.

[9] Sanger N L. Performance of a 1. 57 pressure ratio transonic fan stage with a screener induced 90° circumferential inlet flow distortion[R]. NASA TND-8163, 1976.

[10] Mazzawy R S. Multiple segment parallel compressor model for circumferential flow distortion[R]. AGARD CP 177, 1976.