

文章编号: 1000-8055(2006) 03-0485-07

轴流压气机气动扩稳一类新措施 的实验探索

李志平, 李秋实, 袁巍, 陆亚钧, 蒋华兵
(北京航空航天大学 航空航天大学能源与动力工程学院
航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘要: 采用外部绕流激励的方法研究非定常绕流对压气机气动稳定性的影响规律, 并在此基础上探索了该措施的工程应用前景。通过模型实验验证了利用压气机内叶排间绕流的非定常耦合作用, 优化匹配其周向气动布局方案, 可有效的提升压气机稳定工作裕度, 并改善其气动稳定性。结果表明: 当绕流撞击强度达到某一阈值, 并且当非定常绕流频率与非定常旋涡脱落特征频率发生耦合时, 可较大幅度的提高压气机稳定工作裕度, 其相对值可提高约 22. 1%。这一结论在压气机不同的折合转速工作状态下仍然得到了验证。

关键词: 航空、航天推进系统; 轴流压气机; 旋转失速; 非定常分离流; 声激励; 尾流撞击效应

中图分类号: V 231

文献标识码: A

The Experimental Research on a New Method for Extending the Axial-Compressor's Stall Margin

LI Zhi-ping, LI Qiu-shi, YUAN Wei,
LU Ya-jun, JIANG Hua-bing

(National Key Laboratory on Aero-Engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Firstly, investigating the influences of unsteady disturbance on compressor's aerodynamic stability by exterior excitation, and then exploring the new method's outlook for engineering application by utilizing the unsteady wake impact cooperative effect in adjacent blades of compressor. Furtherly, the model experiment proved that the goal which increasing the compressor's aerodynamic performance and aerodynamic stability can be realized by optimizing the unsteady aerodynamic circumference configuration technique in compressor. The experiment results indicated that the stall margin can be increased greatly when excitation amplitude exceeded the threshold value and excitation frequency cooperated with the typical vortex shedding frequency, the stall margin can be increased 22. 1% relatively. On the other hand, the cooperative effects of WIE (Wake Impact Effect, WIE) at different correct rotating speed were investigated in detail.

Key words: aerospace propulsion system; axial-compressor; rotating stall;
unsteady separated flow; acoustic excitation; Wake Impact Effect (WIE)

收稿日期: 2005- 04- 22; 修订日期: 2005- 09- 02

作者简介: 李志平(1976-), 男, 四川宜宾人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院航空发动机气动热力重点实验室博士生, 主要从事非定常气动力学与非定常流动控制方面的研究。

机动性是当代战斗机重要性能指标之一。通过对几代喷气式战斗机的许用迎角范围进行对比,可以清晰地看到许用迎角的增长幅度。例如,俄国 Su-27 可进行普加乔夫眼镜蛇特技飞行动作;美国 F-22 战斗机的许用迎角更高达 70° 。战斗机大迎角飞行需求给进气道/涡扇发动机系统带来严重的气动稳定性问题。尽管从 1960 S 后期就开展了系统研究,其中有的实验研究耗资巨大。但由于所涉及气动激励的复杂性,至今推进系统气动稳定性问题仍未完全解决。

进气道/发动机的气动失稳机理涉及到进气道和发动机两方面。就涡扇发动机来看,首当其冲的是风扇部件。由于飞机大迎角飞行导致进气道出口截面流场畸变,在一定条件下导致风扇/压气机压缩系统气动失稳,即喘振的发作,将导致推进系统性能急剧恶化,并可能导致严重的飞行事故。因此,如何提高涡扇发动机的抗畸变能力,提高其稳定工作裕度是解决这一问题的核心所在。

近年来,机匣处理、小展弦比和三维叶片设计等气动措施都被证明可有效地扩大风扇/压气机的稳定裕度,增强风扇/压气机的抗进气畸变的能力^[1~3]。这些传统意义上的处理措施不是基于经验性的工程措施,就是建立在定常流动分析理论基础上的气动设计方法。而随着人们对这一问题认识的逐步深入,发现无论是压缩系统的气动失稳,还是处理机匣气动扩稳,乃至进口流场畸变对于喘振裕度和其它气动性能参数的影响,这些都明确无误的属于非定常气动问题,与现在拥有的相应定常与经验型的设计与分析体系之间有一定的反差,这表明还有不小潜力可以进行挖掘^[4, 5]。

如何对于压缩系统气动失稳、气动扩稳以及气动稳定性这一系列非定常气动问题进行机理探索,并从中找到逐步摆脱当前气动扩稳措施尚处于经验状态的契机,这是本文研究的基本出发点。针对压气机内气动扩稳这一非定常气动问题,在低速轴流压气机实验台上采用非定常实验手段开展了一系列研究,探索出一类新型气动扩稳措施。研究结果表明:合理的利用外部扰动与压气机自身非定常流动之间的非定常耦合效应,优化其周向气动布局,可以有效的提高压气机的气动稳定性。

1 非定常尾流撞击模型分析

对于轴流压气机,由于其自身几何结构的特

殊性,上游叶排尾流的非定常撞击作用对于具有相对运动的下游叶排非定常分离流绕流时空结构的演变有着深远的影响,此类现象称之为非定常‘尾流撞击效应’(Wake Impacting Effect, WIE)。而此效应之实质则为非定常绕流间的非定常耦合作用,实现此效应的手段主要有二:(1) 外部激励;(2) 非定常周向气动布局的优化。研究中对两种方法均进行了详细分析,现将其物理数学模型做如下阐述:

1.1 上游叶排尾流分布的数学描述

假定上游静子叶排出口尾流分布沿周向满足周期性条件,则可以构造出全部的气动参数在 S_3 流面沿周向的分布函数 $q(\theta)$ 。而考虑静子出口尾流对下游转子叶排的交替作用时,只需要将静子出口 S_3 流面上各个气动参数随周向 θ 分布变换到转子子域上去即可得到转子子域的进口边界条件(由绝对坐标系变换到相对坐标系)。首先假设来流定常,对 θ 自变量的周期为:

$$q(\theta) = q\left[\theta + \frac{2\pi}{Z_s} m\right] \quad (1)$$

式中, $1 \leq m \leq Z_s$, Z_s 为静子子域叶片数。再将公式(1)通过 Fourier 级数展开为指数形式。另外,由于在静子出口不可避免的压气机内特有的强逆压力梯度特性,决定了其非定常本质属性,因此 Fourier 展开后应当包括 θ 和 t 两个变量,则得到:

$$q(\theta) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=-\infty}^{\infty} C_m^n e^{int\omega} e^{imZ_s\theta} \quad (2)$$

$$m, n = 0, \pm 1, \pm 2, \dots$$

式中: ω 为静子下游尾流分离频谱的主频。

1.2 下游叶排来流参数的数学描述

引入由绝对坐标向相对坐标的变换:

$$\theta = \varphi + \Omega t \quad (3)$$

式中, Ω 为转子旋转角速度(假定转速稳定),将公式(3)代入公式(2),可得:

$$q(\varphi, t) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=-\infty}^{\infty} C_m^n e^{int\omega} e^{imZ_s(\varphi + \Omega t)} = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=-\infty}^{\infty} C_m^n e^{imZ_s\varphi} e^{i(mZ_s\Omega + n)\omega t} \quad (4)$$

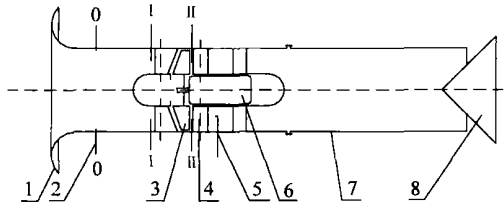
$$m, n = 0, \pm 1, \pm 2, \dots$$

公式(4)表明,当上游静子存在大尺度分离流时,尾迹内存在明显的涡脱落(其主频为 ω);此时在相对坐标系内转子进口有多个以 $|mZ_s\Omega + n\omega|$ 为角速度旋转的旋转行波围绕转子叶片旋转。本文所研究之非定常尾流撞击效应正是研究上游叶

排尾迹所带来的这种旋转行波与下游转子叶排非定常旋涡脱落之间的“波涡耦合”作用,并希望通过叶排间的周向气动优化匹配,使得其气动稳定性得到显著提高。

2 实验设备

实验研究在一台低速单级风扇上进行,其结构简图如图 1 所示。压气机设计转速为 3 000 r/min,机匣外径为 450 mm,轮毂比为 $\bar{a}=0.75$,设计点气动性能参数如下:流量为 $2.40\text{ m}^3/\text{s}$,总压升 1 500 Pa,效率 85.0%。



1 集流器 2 壁面静压孔 3 压气机转子 4 压气机静子
5 压气机出口总压耙 6 异步交流电动机 7 排气管道
8 节流堵锥

图 1 低速轴流压气机实验台结构简图

Fig. 1 Sketch of low-speed axial compressor's structure

转子叶片采用 C4 叶型, $\Delta\beta^*/\Delta\beta_{\max}$ 值为 0.95。压气机的动力装置由一台额定功率为 7.5 kW 的三相异步电机提供。电机转速通过一套 AMK 公司生产的伺服机构来实现精确控制,其精度可以达到不超过 $\pm 1\text{ r/min}$ 。

3 测试系统及实验方案

3.1 测试系统

实验中主要利用稳态测试研究压气机的时均气动性能,通过对时均性能的对比分析探索提升压气机气动稳定性的新方法。本实验中的稳态测试系统为本研究组自行开发的一套完备的测试系统。经过较长时间的调试,该系统已具备了较好的稳定性和可靠性,并达到了很高的测试精度。

稳态测试系统中,针对不同的稳态测试参数,例如进口总压、进口静压、出口总压,采用了 3 种不同量程的高精度稳态压力传感器: 20、60 和 200 mmH₂O。压气机流量测量截面如图 1 中位置“2”所示,沿周向均布 4 个静压孔,通过小量程稳态压力传感器测量进口静压 p (差压)。进口总压 P_i^* 则采用一支 5 孔总压梳进行测量,总压梳 5 个测量通

道在径向按等环面分布,测试截面如图 1 中“1-I”截面所示。出口总压 P_2^* 利用 25 孔总压耙测量,总压耙沿周向约涵概了 1.1 倍叶栅槽道,轴向位置在静子出口距尾缘约 10% b ,如图 1 中位置“5”所示。总压耙安装在 Rotor data 二自由度作动机构上,可测量多个径向位置参数。

3.2 实验方案

在研究工作的初期,首先对压气机转子出口非定常动态流场特性进行了细致的研究,捕捉到了其非定常旋涡脱落的特征频率为 $f_c=1\,854\text{ Hz}$ 。这对声激励实验以及尾流撞击效应实验提供了强有力的参考。在此基础上实验研究主要从以下两个方面着手: (1) 采用外部扰动源对压气机进口进行非定常扰动,模拟进口非定常畸变条件。探索进口非定常畸变流场与压气机叶片排非定常流动之间的“耦合”作用,促使失速/喘振裕度提高; (2) 对于轴流压气机而言,固有的非定常流动本质属性是引起其气动不稳定的根源。而对于其自身几何结构的特殊性,可利用上游叶排尾流对于下游叶排的非定常撞击作用,优化其周向气动布局的匹配关系,达到改善压气机气动稳定性的目的。实验中这一部分研究工作则主要利用多级叶排间非定常绕流之间的交互作用,探索压气机周向气动布局与气动稳定性之间的关系。

在第一部分研究工作中,采用大功率气动喇叭作为扰动源,通过调整扰动频率、信号强弱以及信号波形等手段,逐一研究强扰动流场对压气机气动稳定性的影响规律。而在第二部分工作中,更多的侧重于探索该方法的实际工程应用前景,通过压气机周向气动布局的匹配和优化,促使上游叶排尾流与下游叶排非定常分离流动发生“耦合效应”,达到改善压气机流动结构以及提高气动稳定性的目的。

4 实验结果及分析

4.1 稳态特性实验

实验中主要采用对比分析的方法,因此在实验中首先研究压气机在常规情况下的时均气动性能以及气动稳定性。实验测量得到的压气机设计点性能为: $Q_s=2.4\text{ m}^3/\text{s}$, $\Delta P_s^*=1\,485\text{ Pa}$, $\eta=83.3\%$ 。实验值略低于设计值,主要是由于设计值未考虑叶尖间隙带来的影响,另外,在实验过程中叶间间隙变大也会导致效率损失。

为了准确的捕捉到压气机的失速点,实验中

采用 Kulite 动态压力探针监测转子出口压力波的分布以及演变规律(径向位置分别为 72%h, 40%h),同时监测流量测量通道。根据失速先兆波的演变以及失速点流量即可准确捕捉压气机失速边界。图 2 给出了某一次实际动态监测结果,图 2(a)和(b)图分别为72%h 和40% h 动态监测通道,图 2(c) 为流量监测通道。失速裕度按公式(5)计算。

$$SM = \left[\frac{\Delta P_s^*/Q_s}{\Delta P_0^*/Q_0} - 1 \right] \times 100\% \quad (5)$$

式中:下标为“s”表示失速点参数,而下标“0”表示设计点参数。

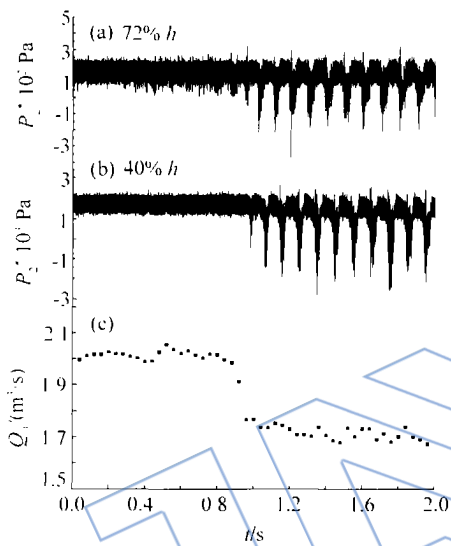


图2 压气机失速监测

Fig. 2 The monitor of compressor's stall margin

4.2 外部激励实验

在文献[4,5]的研究中发现,进气畸变对压气机气动稳定性并非只有害处,在某些情况下反而会使其气动稳动性得到一定程度的改善。但其内在的流动机理以及如何将进口流场特征参数与压气机自身气动参数相互关联起来,到目前位置还没有见到相关论述。这一部分研究工作的首要目的就是希望能建立这种相互关联的桥梁。

从非定常角度审视,畸变流场对压气机气动稳定性的影响可简化为某种非定常扰动的影响。因此,可以从研究扰动信号的频率、强弱以及扰动信号类型入手,期望能找到建立相互关联的有效途径。图3给出了在较强扰动信号幅值下,外部激励扰动频率对压气机失速裕度的影响。由图示结果可知,非定常扰动只有在一定的频率范围内会对压气机失速裕度产生一定的改善。即当扰动频

率为1 000~1 500 Hz 时,压气机失速裕度可提高5%~7%。

本实验同时分析了扰动频率对压气机时均气动性能的影响,结果表明:当 $f_e = 1\,500\text{ Hz}$ 时,压气机时均气动性能以及内部流场结构改善最为显著。综合考虑上述两方面的影响,作者认为 $f_e = 1\,500\text{ Hz}$ 时所得到的结果最优。因此,下文将展开对扰动强度、扰动波形对压气机稳定工作裕度改善的影响的实验研究。

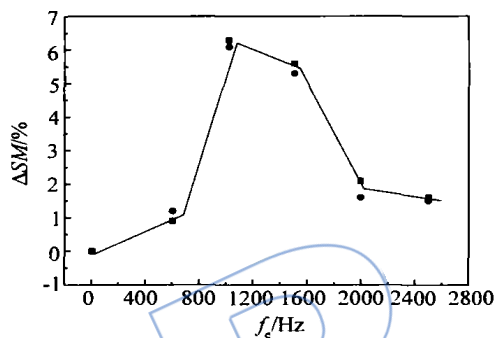


图3 扰动频率对失速裕度的影响

Fig. 3 Influence of excited frequency on stall margin

需要说明的一点是:由于实验中所采用的外部激励方式是在压气机进口直接模拟其非定常进口条件,所以对激励源的声强要求较高。所采用的大功率气动喇叭额定功率为1.5 kW,额定工作频率范围大约为500~1500 Hz。当气动喇叭工作在非额定频段时,其输出功率衰减非常明显,因此在声激励实验中所得到的有效频率范围具有一定的局限性。

扰动信号的强度采用 Kulite 动态压力探针在压气机进口截面进行实时监测。实验中主要验证了4种信号强度下压气机稳定工作裕度的变化情况。在不考虑扰动信号类型影响的前提下,表1给出了扰动信号强度对压气机失速裕度的影响的实验结果。由表1所得结果可知,随着扰动信号强度的增加,压气机稳定工作裕度也得以逐步提高。而当扰动信号达到一定的强度后,再增加扰动强度则影响甚微。如表1所示,当扰动信号达到 $\pm 600\text{ Pa}$ 时,压气机失速裕度相对增量为18.1%,而当强度达到 $\pm 800\text{ Pa}$ 时,对失速裕度的提升基本保持不变,为18.4%。因此,可得出如下结论:当以最优频率施加外加扰动时,扰动信号强度对压气机稳定工作裕度仍然有较大影响。扰动信号强度存在某一阈值,一旦达到该阈

值后, 再增加扰动强度则无法在稳定工作裕度上得到相同程度的提升。

表1 扰动信号强弱对压气机失速裕度的影响

Table 1 Influence of excited strength on the stall margin

扰动波形	$SM / \%$	$\Delta SM / \%$	$\delta SM / \%$
$A_e = 0 \text{ Pa}$	26.4	0.0	0.0
$A_e = \pm 200 \text{ Pa}$	28.5	2.4	9.0
$A_e = \pm 400 \text{ Pa}$	29.7	3.8	13.8
$A_e = \pm 600 \text{ Pa}$	30.8	4.7	18.1
$A_e = \pm 800 \text{ Pa}$	30.9	4.8	18.4

表2 扰动信号波形对压气机失速裕度的影响

Table 2 Influence of excited wave on the stall margin

扰动波形	$SM / \%$	$\Delta SM / \%$	$\delta SM / \%$
无激励	26.4	0.0	0.0
正弦波	30.9	4.8	18.4
三角波	3262	6.1	23.4
方波	3361	7.0	26.8

实验中还研究了改变扰动波对压气机气动稳定性的影响, 具体结果见表 2 所示。对比结果可知, 扰动信号类型对压气机气动稳定性也有着重要的影响, 三角波和方波得到的结果均优于正弦波, 而方波得到的效果最为明显, 其失速裕度相对值可提升高达 26.8%。

4.3 非定常尾流撞击实验

上文采用外加扰动的方式模拟压气机进口畸变条件, 探索出扰动参数与压气机气动稳定性的相互关联的桥梁。在此基础上, 进一步实验探讨了此种气动扩稳措施的工程应用前景。

为了模拟压气机中真实的尾流撞击效应, 实验中精心设计了一套非定常尾流绕流发生器, 叶型的选择主要参照文献[6]的研究结果进行设计。绕流发生器绕流叶片采用直叶片, 为了达到一定的尾流强度, 可适当调整绕流叶片尾缘厚度, 本文实验中共设计了 3 套方案, 其尾缘相对厚度($\bar{c} = c / c_{\max}$)分别为: 16.7%, 39.1%和 55.6%。3 种方案下尾流强度的确定仍参照文献[6]所得到的研究结论进行筛选。绕流发生器还可以实现 25 种不

同绕流叶片数目的组合, 即能够在较小的间隔下实现对尾流撞击频率的调整。

实验中首先探索最优的尾流撞击频率。在早期的实验研究中已经成功的捕捉到了压气机转子叶排上的非定常旋涡脱落频率为 1 854 Hz。在实验研究中, 由于频率的调整会受到几何结构的限制, 因此并没有精确的设计撞击频率为旋涡脱落频率, 而是在其附近分别研究了 1 800 Hz 和 2 000 Hz 两种撞击频率的影响。综合考虑对压气机时均气动性能以及气动稳定性的影响, 得到最优的尾流撞击频率为 $f_0 = 2\,000 \text{ Hz}$, 与非定常旋涡脱落频率以及声激励实验相对照, 可初步认为在非定常旋涡脱落频率相一致的激励频率下均能得到较为明显的效果。此时, 压气机通用特性对比结果如图 4 所示。由图示结果可知, 在此频率作用下, 压气机绝热效率特性、总压升特性以及失速裕度均得到了较大幅度的提高。而从气动稳定性的角度审视, 得到的收益则更为可观。

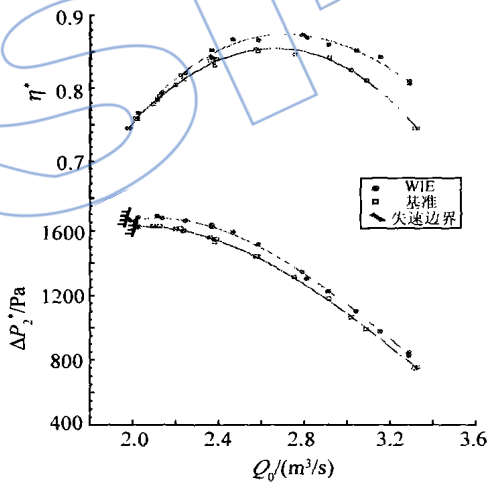


图4 $f_e = 2\,000 \text{ Hz}$ 时压气机时均性能对比

Fig. 4 The comparison of compressor's average performance at $f_e = 2\,000 \text{ Hz}$

由图4 可得定常来流时压气机失速点工况的气动参数为: $Q_s = 2.02 \text{ m}^3/\text{s}$, $\Delta P_s^* = 1\,626 \text{ Pa}$, $\eta_s^* = 75.8\%$ 。由公式(5)可得定常进口条件下压气机失速裕度为: 25.8%。不同撞击频率下对压气机稳定工作裕度的影响所得到的实验数据如表 3 所示。

表3 给出的是在多种撞击方案下对压气机稳定工作裕度的影响。对比分析不难得出以下结论: 当无量纲撞击频率 $\bar{f} = f_e / f_0 = 1.0$ 时最优, 在 0.6 ~ 1.5 范围内, 压气机失速裕度相对提升均达到

了 10 个百分点以上; $\bar{f} = 2.0$ 时, 对气动稳定性的改善也比较可观; 而当 $\bar{f} = 0.5$ 时, 尾流撞击效应对压气机稳定工作裕度影响甚微。从以上分析可发现一个有意思的现象: 当以基频实施尾流撞击时对气动稳定性的提高最为明显; 而撞击频率为基频的 2 倍频时, 压气机气动稳定性仍有较大幅度提高; 比较有意思的是, 当频率为分频时, 尾流撞击却取效甚微。研究结果表明, 由压气机其自身几何结构的特殊性, 利用叶排间绕流的交互作用之非定常耦合关系, 合理的组织流动参数的匹配, 可在一个较宽的范围内有效的提升压气机的时均气动稳定性。

表3 尾流撞击效应对压气机失速裕度的影响

Table 3 Influence of WIE on the stall margin

$\bar{f}_e$	$SM / \%$	$\Delta SM / \%$	$\delta SM / \%$
0	25.80	0.0	0.0
0.25	25.69	- 0.11	- 0.43
0.375	29.06	3.26	12.64
0.5	26.48	0.68	2.64
0.6	28.45	2.65	10.27
0.75	29.1	3.3	12.79
0.9	30.27	4.47	17.32
1.0	31.40	5.60	22.1
1.2	29.24	3.44	13.33
1.5	28.3	2.7	10.46
1.8	27.33	1.53	5.93
2.0	29.81	4.01	15.5
2.4	26.02	0.38	1.47

以上实验研究均是在设计转速 ($\bar{n} = 100\% n_0$) 下进行的, 但压气机在实际运行中, 通常都不会工作在恒定转速下, 而是一个处于某种变转速状态。

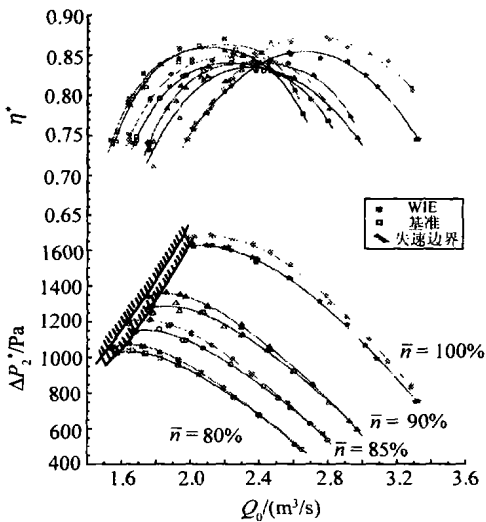


图5 不同工作转速下WIE对压气机气动性能的影响

Fig. 5 Influence of WIE on the compressor's average performance at different rotating speeds

因此, 有必要研究变转速情况下尾流撞击效应对压气机气动稳定性的影响。如图5所示, 实验验证了4种工作转速下WIE对压气机气动稳定性的影响。图中空心点所代表的曲线为不同工作转速下压气机在定常来流情况下的特性曲线; 而实心点所表示的曲线则为不同转速工况下压气机在非定常尾流撞击效应作用下所得到的特性曲线。图中对性能曲线的分析均采用无量纲化处理, 设压气机设计点各气动参数为基准, 其余各种工况均取其与设计点参数的比值, 最后得到图5所示结果。

由图5示结果易知, 在上文所得到的最优尾流撞击方案下, 在一定范围内改变压气机工作转

表4 不同工作转速下WIE对压气机失速裕度的影响

Table 4 Influence of WIE on the compressor's stall margin at different rotating speeds

工 况	$\bar{f}_e = 0$		$\bar{f}_e = 1.0$	
	$SM / \%$	$SM / \%$	$\Delta SM / \%$	$\delta SM / \%$
$\bar{n} = 100\% n_0$	25.80	31.40	5.60	22.1
$\bar{n} = 90\% n_0$	27.69	34.86	7.17	25.9
$\bar{n} = 85\% n_0$	27.52	36.91	9.39	34.1
$\bar{n} = 80\% n_0$	27.25	31.01	3.76	13.8

速不会影响 WIE 所能获得的收益。当 $\bar{n}=90\%n_0$ 和 $85\%n_0$ 时, 所获得的收益不仅没有减小, 反而略有提升, 具体数据见表 4 所示。

由表 4 可知, 当 $\bar{n}=80\%n_0$ 时, 收益略有下降, 其主要原因在于随着工作转速的降低, 尾流强度也会逐步减弱, 当无法满足撞击强度的阈值条件时, WIE 对气动稳定性的影响也自然会被削弱。

5 结 论

由实验结果可得到如下结论:

(1) 在外加扰动激励实验研究中发现: 扰动信号的频率、强弱以及信号类型均对压气机气动稳定性有着明显的影响。扰动源存在着唯一最优频率值, 并且信号强弱也存在着唯一阈值。扰动波形的影响规律为: 方波最优, 三角波次之, 正弦波相对较差。

(2) 在声激励实验研究的基础上, 还进一步研究了利用压气机内非定常尾流撞击效应(WIE)验证该气动扩稳措施的工程应用前景。实验结果表明: 优化匹配压气机周向气动布局, 使得其内部叶排间绕流发生非定常耦合, 仍然能够很大程度上拓宽其气动稳定性。当 $\beta=1.0$ 时, 压气机失速裕度可相对提升 22.1%。

(3) 当实现最优周向气动布局后, 在一定范

围内改变压气机工作转速不会影响其气动扩稳的效果, 并且随着转速的改变, 还能在一定程度上略有改善。当 $\beta\in(85\%\sim90\%n_0)$ 时, 对压气机失速裕度改善最为明显, 当 $\beta=85\%n_0$ 时, 最高可使其失速裕度相对值提高达 34.1%。

参考文献:

[1] Crook A J, Greitzer E M, Tan C S, Adamczyk J J. Numerical Simulation of Compressor Endwall and Casing Treatment Flow Phenomena [J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1993, 115: 501~512.

[2] Roberts F, Plourde G A, Smakula F. Insights in to Axial Compressor Response to Distortion [R]. *AIAA Paper* 68~595.

[3] Simon J, et al. The Use of Sweep and Dihedral in Multistage Axial Flow Compressor Blading, Part I and Part II [J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2002, 124: 521~541.

[4] Thomas Peters, Thomas Burgener, Leonhard Fottner. Effect of Rotating Inlet Distortion on A 5- Stage HP- Compressor [R]. *ASME Paper*, 2001- GT- 0300.

[5] Nikolaos Charalambous, Tiziano Ghisu, et. al, Axial Compressor Response to Inlet Flow Distortions by a CFD Analysis [R]. *ASME Paper GT- 2004- 53846*.

[6] 侯安平. 轴流压气机非定常两代流型理论的机理探索 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2003.