

进气旋流畸变对压气机性能的影响

周游天, 李 军, 李成龙, 刘东健, 李 靖

(空军工程大学 航空航天工程学院 等离子体动力学重点实验室, 西安 710038)

摘 要: 为研究进气旋流畸变对压气机性能影响,在单级轴流压气机试验台上加装旋流发生器.利用所设计的旋流发生器,产生不同旋转方向及不同强度的整涡旋流畸变和对涡旋流畸变,分析其对压气机性能、稳定性的影响.结果表明:在一定旋流畸变强度下,正向整涡旋流畸变会减小压气机增压能力,但增加压气机稳定裕度;相比之下,反向整涡旋流畸变对压气机增压能力影响较小,但对稳定性有显著影响.对涡旋流畸变对于压气机的增压能力影响较小,可以忽略不计,对压气机稳定性有一定的影响.

关 键 词: 压气机性能; 旋流畸变; 失速特性; 压气机稳定性; 旋流畸变强度

中图分类号: V211

文献标志码: A

Influence on compressor characteristic of inlet swirl flow distortion

ZHOU You-tian, LI Jun, LI Cheng-long, LIU Dong-jian, LI Jing

(Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory,

Aeronautics and Astronautics Engineering College,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: To investigate the influence of inlet swirl flow distortion on compressor characteristic, a swirl flow producer was installed onto a single-stage axial compressor test bench. By using swirl flow producer to produce swirl flow distortions with different directions of rotation and different intensities, the influences of swirl flow distortions on compressor characteristic and stability were analyzed. Results show that, the bulk co-swirl flow distortion can reduce the pressurized ability but increase stability margin of compressor under some swirl flow distortion intensities, bulk counter-swirl flow distortion has a small influence on pressurized ability but obvious influence on stability of compressor, by contrast. Twin swirl flow distortion has a small influence on pressurized ability, which can be ignored, but has some influence on stability of compressor.

Key words: compressor characteristic; swirl flow distortion; stall characteristic; compressor stability; swirl flow distortion intensity

现代战斗机大多采用两侧或腹下进气的 S 弯进气道.一方面 S 弯进气道适合大迎角大攻角飞行,另一方面 S 弯型进气道可以避免风扇叶片被雷达波直接照射,提高飞机的隐身性.然而相关实验表明,在 S 弯进气道中不可避免的存在着旋流畸变^[1].当气流由进口进入进气道后,至少要面临两

次转弯,这不可避免的产生了气流的横向二次流动,最终发展成 S 弯进气道内作三元涡旋流动的气流^[2].由于旋流畸变是以往动态和静态畸变评定方法无法有效衡量的,因此也就带来了 S 弯进气道旋流畸变对发动机相容性的问题.旋流畸变的典型事例有如西欧三国联合研制的 Tornado(旋风)飞机,

收稿日期:2014-09-24

基金项目:航空基金(20131096010)

作者简介:周游天(1990—),男,湖北武汉人,硕士生,主要从事发动机进气流场畸变的研究.

在1973年12月,原型机试飞过程中出现了RB199发动机推力下降和喘振现象.进气旋流畸变对发动机特别是压气机的稳定工作有很大影响,特别是对不带进口导流叶片的发动机影响更为明显^[3].

旋流畸变的流场虽然复杂,但其都离不开两种基本的旋流形式,即整涡旋流和对涡旋流.而在旋流畸变流场的旋转方向方面,对于普遍的双发动机结构飞机,其左、右两个发动机面临的旋流流场也是不同的^[4].对于旋流畸变的研究工作主要有两方面,一方面是整机的风洞实验^[5];另一方面的研究主要集中在对旋流机理的分析^[6]、S弯进气道旋流的控制^[1,7-8]、旋流模拟系统^[9-10]的初步设计及风洞实验等.实验设备模拟方面,南京航空航天大学的彭成一等研究并设计了一套旋流模拟器^[11],同时也提出了旋流的评定指标,研究了旋流的测量方法,对于本文有很高的指导意义.成都飞机设计研究所的杨国才在旋流方面做很多工作^[12-13],初步探索了抑制旋流畸变的相关问题.相

关研究也更多的集中在理论探索^[14]、实验模拟研究^[6,15]或者缩比模型中的风洞实验^[6,16-17]上,但对于进气旋流畸变对压气机性能的具体影响情况探讨的不多,这也是本文的着力点.

1 实验装置

1.1 单级轴流压气机实验台

本文所有实验都是在空军工程大学等离子体动力学重点实验室单级低速轴流压气机上进行的.图1为单级低速轴流压气机示意图.该压气机不带进口导流叶片,采用轴向进气、径向排气的结构布局.叶片采用了NACA(National Aeronautics and Administration)叶型,转子叶片数为45,静子叶片数为60,其外壁和内壁的直径在进口和出口处均相等,轮毂直径为400 mm,机匣直径为600 mm,设计条件下该压气机的主要性能参数为:流量为6.5 kg/s,全压升为2500 Pa(总压比为1.025),转速为3000 r/min.

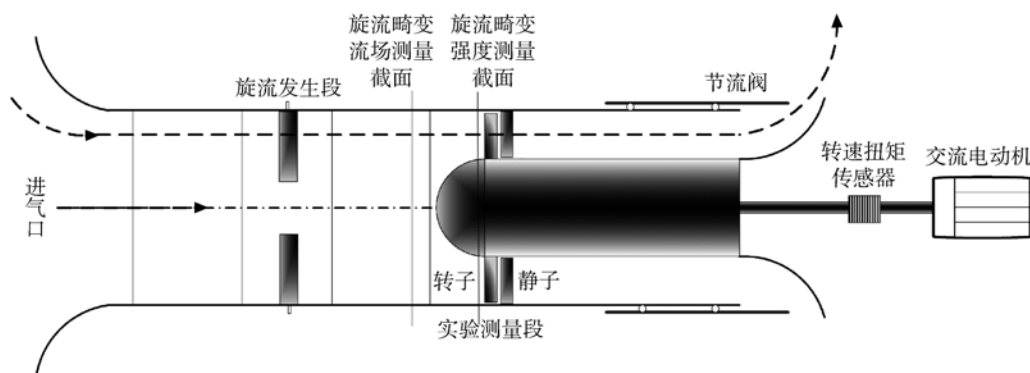


图1 单级低速轴流压气机示意图

Fig. 1 Schematic diagram of single-stage low-speed axial compressor

1.2 旋流发生器

为了模拟进气道旋流流场,本文采用了叶片式旋流模拟技术.旋流发生器(图2)外部为圆筒状,其直径为600 mm,与压气机段内径相同.安装在距离轮毂前缘3倍直径(1800 mm)处.其中段截面处沿周向均匀安装12个叶片.叶片可根据需要设定不同的角度($-45^{\circ} \sim +45^{\circ}$).实验中规定当叶片产生与压气机转子同方向的旋流时,为正向旋流;当叶片产生与压气机转子反方向的旋流时,为反向旋流.

1.3 旋流畸变流场测量系统

旋流畸变流场的测量主要在两个截面,第1个是在距离轮毂前缘100 mm截面上,用于测量所产生的旋流畸变流场.测量点周向布置8个位

置,每个位置周向布置5个点(如图3(a)).使用的是五孔探针.第2个测量截面用于评定旋流畸变强度.通过安装在距离转子前缘15 mm的0.87倍叶高处的三孔探针测得(如图3(b)).旋流畸变

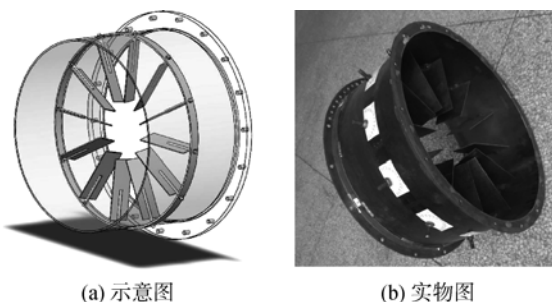
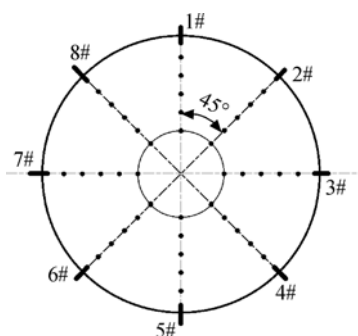


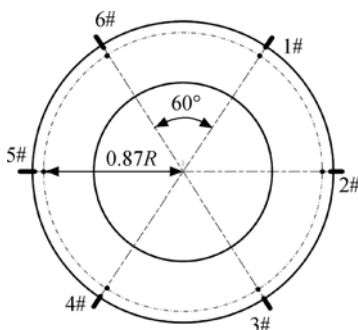
图2 旋流发生器

Fig. 2 Swirl flow producer

强度的评定方法使用距管中心 $0.87R$ 处气流切向角来表示^[18], R 表示管壁内径.



(a) 旋流畸变流场测量点布置



(b) 旋流畸变强度测量点布置

图3 测量点布置图

Fig. 3 Layout of measuring points

旋流评价指标为如下:

整涡强度 $\bar{\tau}_{87}$. 旋流评价参数为 τ_{87} , 表述 $0.87R$ 处气流切向分速度与管道流速的比值, 比值由气流的周向速度与轴向速度的夹角 β 决定, 即 $\tan\beta$. 整涡强度则取 τ_{87} 的平均值, 即 $\bar{\tau}_{87}$.

整体涡指数 S_{cb} .

$$S_{cb} = \frac{\bar{\tau}_{87}}{|\tau_{87}|_{\max}} \quad (1)$$

对涡强度 τ_{ct} .

$$\tau_{ct} = \frac{\tau_{87_{\max}} - \tau_{87_{\min}}}{2} \quad (2)$$

对涡指数 S_{ct} .

$$S_{ct} = \frac{\tau_{87_{\max}} - \tau_{87_{\min}}}{2 |\tau_{87}|_{\max}} \quad (3)$$

式中 S_{cb} 与 S_{ct} 的意义在于它们给出旋流流场在纯整涡状态和纯对涡状态之间所居的位置. 即: 纯整涡时, $S_{cb}=1, S_{ct}=0$; 纯对涡时, $S_{cb}=0, S_{ct}=1$.

1.4 压气机特性测量系统

在单级低速轴流压气机实验研究中, 通常采用流量系数和总静压升系数来表示压气机性能特

性. 本文中的流量系数 ϕ 定义为

$$\phi = \frac{C_a}{U} \quad (4)$$

其中 C_a 为压气机进口气流平均轴向速度, U 为压气机转子叶片中径处的线速度.

压气机增压能力采用总静压升系数 Ψ 来评定

$$\Psi = \frac{p_e - p_{in}}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (5)$$

其中 ρ 为当地大气密度, p_e 为压气机出口壁面平均静压, p_{in} 为压气机进口总压, 本文中将压气机进口总压近似为当地大气压.

2 整涡旋流畸变对压气机的影响

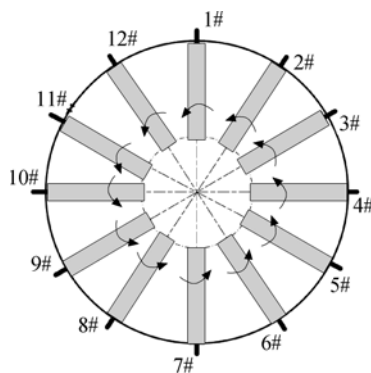
引言已说明进气道旋流畸变基本是整涡旋流和对涡旋流的组合. 实验也分别研究整涡旋流和对涡旋流对压气机性能的影响. 实验基于安全的考虑, 实验压气机的转速定为 1200 r/min (40% 最大转速) 和 2400 r/min (80% 最大转速).

2.1 正向整涡旋流畸变

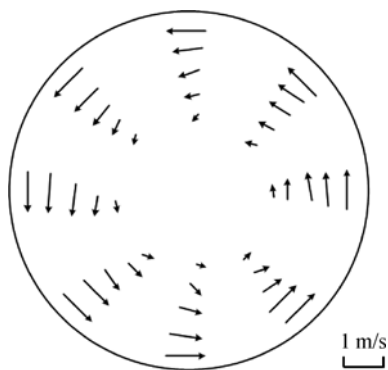
2.1.1 正向整涡旋流畸变流场特性

实验中将上述旋流发生器的 12 个叶片固定在不同的角度. 从而测量不同角度下的流场参数求得对应旋流畸变强度. 旋流发生器的叶片布置, 在旋流畸变流场测量截面测得的流场示意图如图 4 (旋流叶片角为 15° , 转速为 1200 r/min).

表 1、表 2 分别为 1200 r/min 和 2400 r/min 转速下不同旋流叶片角所对应的整涡强度 $\bar{\tau}_{87}$ 、整涡指数 S_{cb} 和对涡指数 S_{ct} . 由表可知, 转速对于整涡强度 $\bar{\tau}_{87}$ 和整涡指数 S_{cb} 基本没有影响. 由于低速压气机中气流的黏性作用, 在旋流叶片角为 0° 时, 转子前气流存在着一定程度同转子转动方向相同的预旋.



(a) 旋流发生器叶片布置



(b) 旋流畸变流场示意图

图 4 旋流发生器叶片布置与旋流畸变流场示意图

Fig. 4 Swirl flow producer's blade arrangement and schematic diagram of swirl flow distortion flow field

表 1 正向整涡旋流畸变流场参数 (1200 r/min)

Table 1 Parameters bulk co-swirl flow distortion flow field (1200 r/min)

旋流叶片角/(°)	$\bar{\tau}_{87}/(^{\circ})$	S_{cb}	S_{ct}
0	2.513	0.915	0.103
15	5.021	0.866	0.116
30	10.374	0.878	0.133
45	23.046	0.957	0.054

表 2 正向整涡旋流畸变流场参数 (2400 r/min)

Table 2 Parameters bulk co-swirl flow distortion flow field (2400 r/min)

旋流叶片角/(°)	$\bar{\tau}_{87}/(^{\circ})$	S_{cb}	S_{ct}
0	2.683	0.939	0.070
15	5.851	0.947	0.070
30	10.571	0.856	0.130
45	22.758	0.981	0.024

2.1.2 正向整涡旋流畸变对压气机的影响

实验利用上述产生的正向整涡旋流畸变流场,在各实验条件下绘制压气机的流量系数-总静压升系数特性线如图 5、图 6 所示。由于本压气机为渐进型失速,失速点难以准确测出,实验中用最大总静压升系数 $\Psi_{\max}$ 点来衡量失速点,对应的失速点流量系数 ϕ_{stall} 。

随着正向整涡旋流畸变强度增加,压气机特性图向左下方移动。由于正向整涡旋流畸变相当于产生一个与转子旋转方向相同的预旋,对于转子叶片而言,其进口就存在一定负攻角。随着节流

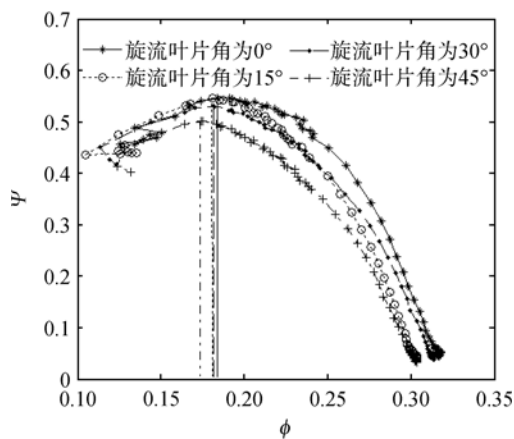


图 5 正向整涡旋流畸变压气机特性图 (1200 r/min)

Fig. 5 Diagram of compressor characteristic in the bulk co-swirl flow distortion (1200 r/min)

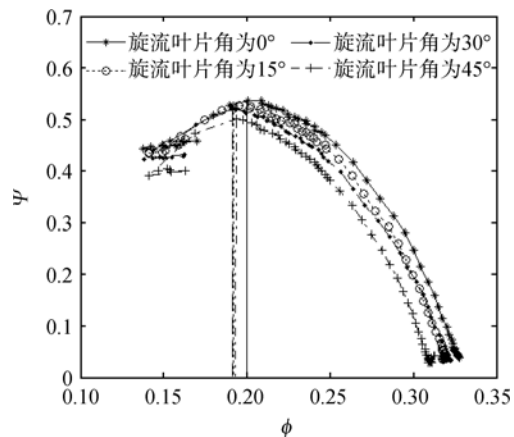


图 6 正向整涡旋流畸变压气机特性图 (2400 r/min)

Fig. 6 Diagram of compressor characteristic in the bulk co-swirl flow distortion (2400 r/min)

过程的进行,压气机流量降低,转子叶片进口的气流向正攻角发展,直到吸力面产生气流分离现象,即失速。也就是说,正向整涡旋流畸变的存在延迟了气流切向角向正攻角方向的增大,也就推迟了失速点,因而对应失速点流量系数会减小。

存在正向整涡旋流畸变的情况下,总静压升系数有所下降。一个原因是实验中旋流畸变发生段造成了一定的总压损失。另一方面,正向整涡旋流畸变所造成的与转子转动同方向的预旋流动,不利于转子叶片对气流的压缩做功,降低了转子叶片的增压能力。

2.2 反向整涡旋流畸变

反向整涡旋流畸变对压气机的影响实验方法与正向类似。也是在 1200, 2400 r/min 转速下,测得整涡强度 $\bar{\tau}_{87}$ 、整涡指数 S_{cb} 和对涡指数 S_{ct} (表 3、表 4)。

表3 反向整涡旋流畸变流场参数(1200 r/min)

Table 3 Parameters of bulk counter-swirl flow distortion flow field (1200 r/min)

旋流叶片角/(°)	$\bar{\tau}_{87}/(^{\circ})$	S_{cb}	S_{ct}
0	3.224	0.935	0.060
15°	-8.506	0.965	0.0356
30°	-12.435	0.940	0.052
45°	-26.804	0.972	0.023

表4 反向整涡旋流畸变流场参数(2400 r/min)

Table 4 Parameters of bulk counter-swirl flow distortion flow field (2400 r/min)

旋流叶片角/(°)	$\bar{\tau}_{87}/(^{\circ})$	S_{cb}	S_{ct}
0	2.683	0.939	0.070
15	-8.657	0.940	0.068
30	-12.24	0.985	0.019
45	-25.233	0.978	0.049

各旋流叶片角度下,反向旋流畸变的整涡指数 S_{cb} 数值在 0.915~0.985 之间,相比正向旋流畸变其 S_{cb} 更接近 1.

图7、图8为不同转速下反向整涡旋流畸变压气机特性图.随着反向整涡旋流畸变强度增加,压气机特性图向右方移动.反向整涡旋流畸变对于压气机的影响同正向整涡旋流畸变相反,反向整涡旋流畸变相当于产生了一个与转子旋转方向相反的预旋,对于转子叶片而言,一开始就存在一定的正攻角,叶片压力面更易产生气流分离现象.

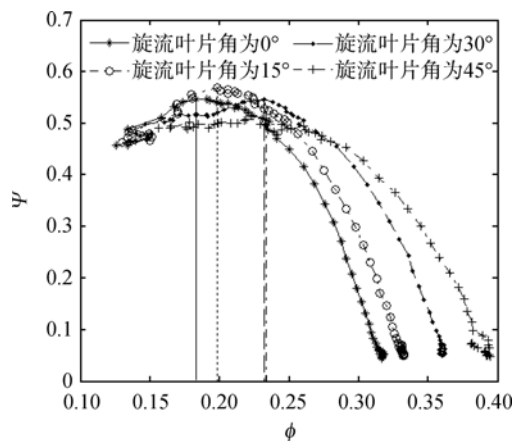


图7 反向整涡旋流畸变压气机特性图(1200 r/min)

Fig. 7 Diagram of compressor characteristic in the bulk counter-swirl flow distortion (1200 r/min)

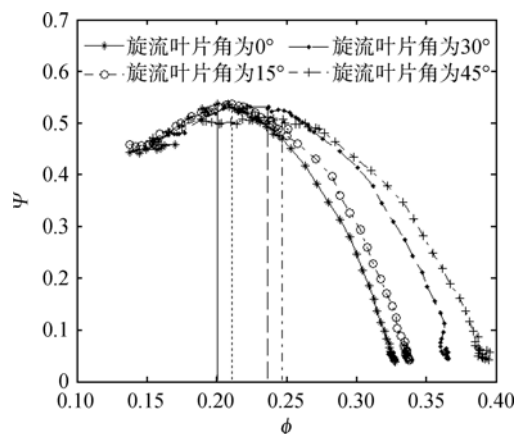


图8 反向整涡旋流畸变压气机特性图(2400 r/min)

Fig. 8 Diagram of compressor characteristic in the bulk counter-swirl flow distortion (2400 r/min)

因而失速点流量系数会增大.

2.3 整涡旋流畸变强度对压气机特性的影响

图9、图10是失速点流量系数和最大总静压升系数在正向和反向整涡旋流畸变流场下的对比.其中 ϕ_{stall_0} 和 Ψ_{max_0} 表示压气机在无畸变条件下失速点流量系数和最大总静压升系数, $\Delta\phi_{stall}$ 和 $\Delta\Psi_{max}$ 表示畸变条件下失速点流量系数变化值和最大总静压升系数变化值.由图9可知,正向整涡旋流畸变使失速点流量减少,推迟失速.而反向整涡旋流畸变使失速点流量增大,降低压气机稳定裕度.图10中,相比正向整涡旋流畸变使总静压升系数下降,反向整涡旋流畸变造成的与转子转动反方向的预旋流动,旋流畸变强度较小时,提高了压气机对气流的增压能力,这是由于实验转速没达到设计转速(3000 r/min),攻角增大使压气

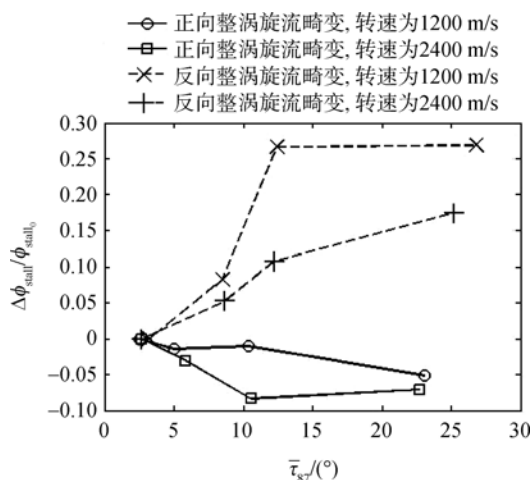


图9 失速点流量系数变化率

Fig. 9 Change rate of mass flow coefficient in stall point

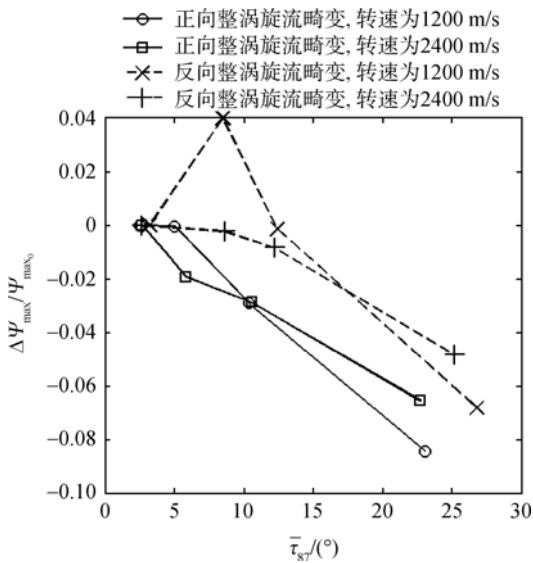


图 10 最大总静压升系数变化率

Fig. 10 Change rate of maximum total static pressure rise coefficient

机工作状态更接近设计状态,使得压气机性能变好.但随着反向整涡强度 $\bar{\tau}_{87}$ 的继续增大,使得失速等现象提前,进而压气机的最大增压能力会降低.

整涡旋流畸变可以看成在压气机进口截面存在一个轴向涡,影响压气机叶片进口角,这与压气机转速的影响类似,都影响着压气机的攻角.参考压气机转速对失速点的影响的研究方法^[19],利用临界失速攻角的思想,这里试给出整涡旋流畸变对失速点流量影响经验公式.

$$\frac{\Delta \phi_{\text{stall}}}{\phi_{\text{stall}_0}} = k \tan(\beta - \beta_0 - \beta_n) \quad (6)$$

其中 β_0 为对应转速下,无旋流时 $0.87R$ 处气流周向速度与轴向速度的夹角;修正角 β_n 表示转速不同带来的影响,其表达式为

$$\beta_n = \arctan \left[\left(1 - \frac{n}{n_{\text{design}}} \right) \cdot \phi_{\text{stall}_0} \right] \quad (7)$$

其中 n 为转速, n_{design} 为压气机设计转速.

图 11 为本文压气机实验数据拟合后的结果,其修正系数 k 为 -0.3524 . 当转速小于设计转速时,由于修正角 β_n 存在,使反向整涡旋流畸变对稳定性影响更为显著.如旋流叶片角为 45° ,转速为 1200 r/min 时,正向整涡旋流畸变使失速点流量系数减小 5.17% ,而反向整涡旋流畸变使失速点的流量系数增大 26.85% . 因而反向整涡旋流畸变更需要关注.

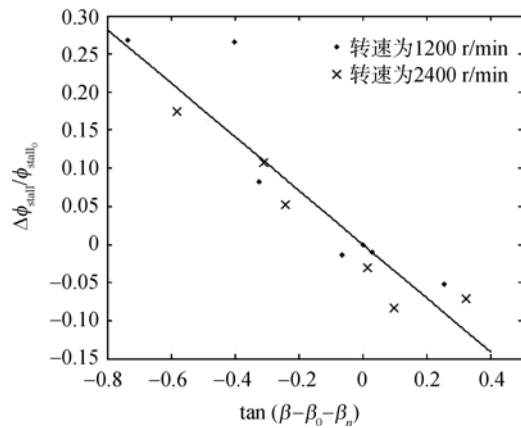


图 11 整涡旋流畸变失速点流量系数变化率修正

Fig. 11 Change rate correction of mass flow coefficient in stall point with bulk swirl flow distortion

3 对涡旋流畸变对压气机的影响

对涡旋流畸变也是进气道旋流畸变的基本形式之一,它在流场截面上存在有两个气流切向角相反的预旋气流.对涡旋流特别是标准对涡旋流畸变强度一般比较弱.同整涡旋流畸变实验类似,实验利用旋流发生器产生对涡,研究对涡旋流畸变对压气机的影响.

3.1 对涡旋流畸变流场特性

标准对涡是指左右对称的两个气流切向角度相反的预旋气流.实验中,旋流发生器的 12 个叶片,一半设置产生正预旋的角度,一半设置为产生反预旋的角度,来产生相应的模拟对涡(见图 12).标准对涡时测得整涡强度 $\bar{\tau}_{87}$ 、整涡指数 S_{cb} 和对涡指数 S_{ct} 如表 5、表 6.

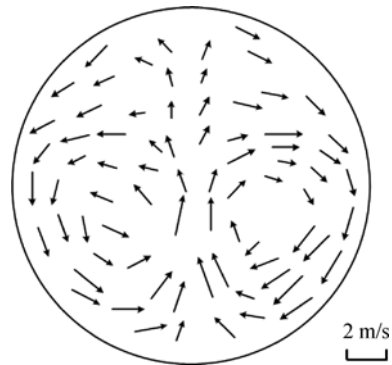


图 12 标准对涡旋流畸变流场示意图

Fig. 12 Schematic diagram of standard twin swirl flow distortion flow field

表5 标准对涡旋流畸变流场参数(1200 r/min)

Table 5 Parameters of standard twin swirl flow distortion flow field (1200 r/min)

旋流叶片角/(°)	$\bar{\tau}_{87}/(^{\circ})$	S_{cb}	S_{ct}
0	3.224	0.935	0.060
15	3.663	0.276	0.826
30	3.528	0.277	0.786

表6 标准对涡旋流畸变流场参数(2400 r/min)

Table 6 Parameters of standard twin swirl flow distortion flow field (2400 r/min)

旋流叶片角/(°)	$\bar{\tau}_{87}/(^{\circ})$	S_{cb}	S_{ct}
0	2.683	0.939	0.070
15	3.417	0.252	0.934
30	3.424	0.250	0.913

3.2 对涡旋流畸变对压气机的影响

由于实际中对涡旋流畸变强度较弱,实验旋流叶片角度分别设置为 15° 、 30° 。图13、图14分别是1200、2400 r/min两种转速下,标准对涡旋流畸变的压气机特性图。

实验发现标准对涡旋流畸变主要影响压气机的稳定性,使其失速点提前,而对压气机性能影响不大。随着旋流发生器旋流叶片角的增加,失速点流量系数增大。因为压气机转子进口截面有一半区域的气流产生正攻角,气流容易在压力面分离,而这些区域的流场恶化,导致整台压气机提前失

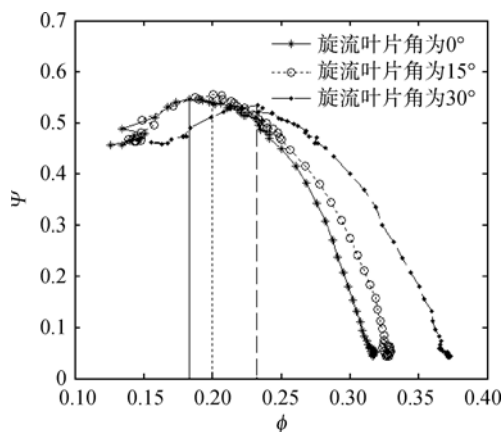


图13 标准对涡旋流畸变压气机特性图(1200 r/min)

Fig. 13 Diagram of compressor characteristic in the standard twin swirl flow distortion (1200 r/min)

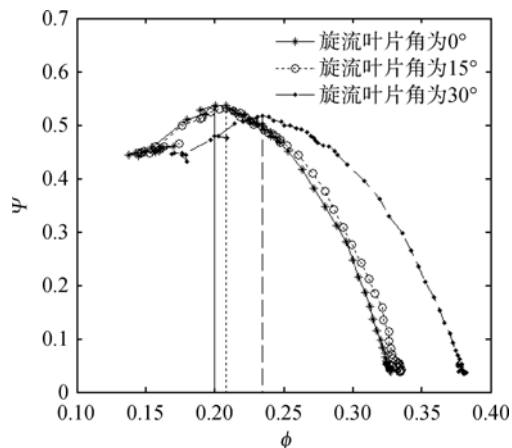


图14 标准对涡旋流畸变压气机特性图(2400 r/min)

Fig. 14 Diagram of compressor characteristic in the standard twin swirl flow distortion (2400 r/min)

速。但在失速前,部分区域产生的进气初始正攻角同部分区域产生的初始负攻角相互中和,使得压气机增压能力变换不大。其最大总静压升系数 Ψ_{max} 的降低主要源于失速点的提前。

4 结论和展望

本文主要进行了进气旋流畸变影响压气机性能与稳定性的实验,得到的结论如下:

1) 整涡旋流畸变采用整涡强度 $\bar{\tau}_{87}$ 和整涡指数 S_{cb} 的旋流评价体系,可以不受压气机转速的影响。

2) 正向整涡旋流畸变对压气机性能影响较小,会在一定程度上降低压气机增压能力,但会增强压气机的稳定性。

3) 反向整涡旋流畸变条件下,压气机的特性线变化显著,失速点的流量增大,最大总静压升系数有所降低。此种畸变的危害较大。

4) 标准对涡旋流畸变对于压气机的性能影响较小,主要影响压气机稳定性。

参考文献:

- [1] Reichert B A, Wendt B J. An improving diffusing S-duct flow performance by secondary flow control[R]. AIAA 94-0365, 1994.
- [2] 张丽芬,刘振侠,郭东明,等. S形进气道流动控制数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(2): 240-245.
ZHANG Lifan, LIU Zhengxia, GUO Dongming, et al. An investigation of secondary flow control in a diffusing S-duct inlet[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(2): 240-245. (in Chinese)
- [2] 姜建,屈霖云,史建邦,等. 进气道旋流模拟系统及测量系

- 统预先研究阶段报告[R]. 西安:中国飞行试验研究院发动机所,2006.
- [4] Stocks C P, Bissinger N C. Design and development of tornado engine air intake[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD-CP-301, 1981.
- [5] 杨国才. 腹部进气道旋流第二期风洞实验报告[R]. 四川绵阳:中国空气动力研究与发展中心二所, 1986.
- [6] 叶飞. 进气道出口旋流模拟技术[D]. 南京:南京航空航天大学, 2007.
- YE Fei. Simulated technology of intake swirl [D]. Nangjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [7] Lecht M, Weyer H B. Unsteady rotor blade loading in an axial compressor with steady-state inlet distortions[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD-CP-248-30, 1978.
- [8] 赵振山, 董军, 郭承鹏. 基于数值涡流发生器双S型进气道被动流动控制装置参数优化[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(1):22-26.
- ZHOU Zhenshan, DONG Jun, GUO Chengpeng. Parameters optimization of passive flow control device for a dual s inlet by numerical vortex generator model[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(1):22-26. (in Chinese)
- [9] 符小刚, 张晓飞. 用四面体涡发生器研究进气道旋流畸变[J]. 机械制造, 2011, 49(568):28-30.
- [10] 郭东明, 刘振侠, 吴丁毅, 等. 三维进气道湍流场数值模拟[J]. 航空计算技术, 2006, 36(1):90-93.
- GUO Dongming, LIU Zhengxia, WU Dingyi, et al. Numerical simulation of three-dimensional turbulent flow field inlet[J]. Aeronautical Computing Technique, 2006, 36(1): 90-93. (in Chinese)
- [11] 彭成一, 林峰, 张堃元. 旋流模拟器研究[J]. 航空动力学报, 1986, 1(2):103-107.
- PENG Chengyi, LIN Feng, ZHANG Kunyuan. Design of swirl simulators[J]. Journal of Aerospace Power, 1986, 1(2):103-107. (in Chinese)
- [12] 杨国才. 在流场匹配方面进气道反旋流措施的工程应用研究[J]. 推进技术, 1994, 15(2):17-24.
- YANG Guocai. Research on engineering application of anti-swirl measures in engine inlet compatibility[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(2): 17-24. (in Chinese)
- [13] 杨国才. 在进气道与发动机相容性方面反旋流措施的工程应用研究[J]. 推进技术, 1995, 16(4):28-33.
- YANG Guocai. A criterion for validation of engine S-duct inlet compatibility[J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 16(4):28-33. (in Chinese)
- [14] 杨岙生, 俞守勤. 飞行器部件空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社, 1981.
- [15] 林峰. 旋流模拟技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 1988.
- [16] 邓小宝, 姜健, 屈霁云, 等. 进气道旋流模拟及测量的风洞试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(4):51-56.
- DENG Xiaobao, JIANG Jian, QU Jiyun, et al. Research on simulation and measurement of inlet swirl by wind tunnel test[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(4):51-56. (in Chinese)
- [17] 姜健, 屈霁云, 赵海刚, 等. 进气道旋流模拟及测量地面风台试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(3):36-39.
- JIANG Jian, QU Jiyun, ZHAO Haigang, et al. Simulation and measurement of inlet swirl in ground test bed[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25(3):36-39. (in Chinese)
- [18] 彭成一, 马家驹, 尹军飞. 新机试飞中的进气道旋流测量[J]. 推进技术, 1994, 15(4):8-13.
- PENG Chengyi, MA Jiaju, YIN Junfei. Measurement of inlet swirls in flight[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(4):8-13. (in Chinese)
- [19] 向宏辉, 葛宁, 任铭林. 基于实验数据的轴流压气机喘振边界经验预估方法[J]. 燃气轮机技术, 2011, 24(1):40-44.
- XIANG Honghui, GE Ning, REN Minglin. Empirical prediction method of the surge line of axial flow compressors based on statistical experimental data[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(1):40-44. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)