

文章编号: 1000 8055(2008)11-2095-06

旋转进气畸变对压气机气动稳定性 及失速起始特性的影响

张 环, 胡 骏, 屠宝锋, 王志强, 赵 勇
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 开展了旋转进气畸变对压气机气动稳定性影响的试验研究, 试验结果表明旋转畸变网对压气机的气动稳定性和总静压升特性均有很大的影响. 当畸变网与压气机相反旋转时, 压气机的压升能力变化较小, 稳定边界点流量系数变化不大; 当两者转向相同时, 进气畸变旋转频率对稳定边界点的压升系数和流量系数的影响均较大, 尤其是在 40% ~ 60% 转子转速范围内压气机的稳定性和压升能力急剧下降. 通过对特征频率幅值变化的分析, 认为畸变网转速在 40% ~ 60% 转子转速范围内时, 首先产生由畸变网后低压区诱导的旋转失速; 随着压气机工作流量的继续降低, 压气机进入其自然旋转失速状态. 失速起始过程的试验结果表明, 旋转进气畸变对于该压气机的失速起始特性未产生影响, 表现为模态波失速起始的特征.

关 键 词: 压气机; 旋转进气畸变; 稳定性; 试验

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Effects of rotating inlet distortion on aerodynamic stability and stall inception of axial flow compressor

ZHANG Huan, HU Jun, TU Bao-feng, WANG Zhi-qiang, ZHAO Yong
(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Effects of rotating inlet distortion on the aerodynamic stability of compressor were carried out in a 2-stage low speed compressor. The results show that the rotating screen in the upstream has great impact on the aerodynamic stability and total static pressure rise ratio of the compressor. When the rotating screen rotates at a different direction with the compressor, the pressure rise ratio and flow coefficient of stable boundary point vary little. If both have the same rotation direction, the speed of the rotating screen has big effect on both of the stability and the pressure rise ratio, especially between 40~ 60 percent of rotor speed. Through analysis of the variation of amplitude of characteristic frequency, it's concluded that the rotating stall induced by the low-total pressure area produced by rotating screen will appear in the compressor. If the mass flow continues to decrease, the compressor will enter into natural rotating stall state. The experimental results of stall inception process reveal that the rotating inlet distortion can't affect the stall inception of the compressor.

Key words: compressor; rotating inlet distortion; stability; experiment

无论是民用还是军用飞机目前广泛采用的是 双轴或多轴结构的涡轮风扇或者涡轮喷气发动

收稿日期: 2007 11 06; 修订日期: 2007 12 25

基金项目: 国家 973 项目(20007CB210301)

作者简介: 张环(1968-), 女, 四川成都人, 博士生, 主要从事叶轮机气动力学方向的研究.

机,对于这种结构的航空发动机,存在的一个主要问题就是高、低压压气机之间的相互影响,尤其是对各自失速边界或喘振裕度的影响^[1]。

在高低压压气机相互影响中,低压压气机出口非均匀压力波动对高压压气机稳定性的影响是一个非常重要且非常突出的问题。80年代中期, Schäffler 和 Miatt 首先对三轴结构的 RB-199 发动机的高低压压气机的相互影响进行了初步的实验和理论研究^[2,3]。其研究表明,在低压压气机的出口存在着非均匀的压力波动,而且随着低压压气机向其失速边界的趋近,这种波动的强度不断增大。当低压压气机进入旋转失速状态时,高压压气机的进口更是处于一种高强度的非均匀压力波动状态。高低压压气机在发动机中共同工作时,虽然其节流特性表现为:随着流量的减小,低压压气机的工作点首先迅速向其失速边界趋近,而高压压气机的工作点相对较稳定。但由于随着低压压气机工作点向其失速边界的趋近,其出口非均匀压力波动的强度不断增大,而这种压力波动可使其下游的高压压气机的失速边界下移(喘振裕度的损失可高达20%),故可使全台发动机的高低压压气机全部进入失速状态,造成严重后果。

目前我国航空发动机研制过程中存在的一个突出的问题就是高低压压气机在发动机中共同工作时的喘振裕度不够,而其在各自的部件试验中均具有足够的喘振裕度。该问题的存在正是因为高低压压气机在发动机中共同工作时,除了工作参数的改变对其失速边界有影响外,另一个重要的影响因素就是它们之间的相互影响。

虽然这是存在于双轴或多轴航空发动机研制和使用中的一个重要问题,但是由于该问题的复杂性,至今尚未形成完善的理论和有效的分析方法,而且无论是在理论分析还是实验研究方面都才做了很少工作。Ludwig(1973)等人在一台单转子实验压气机上实验研究了进口非均匀总压的旋转波动对下游压气机旋转失速边界的影响。其实验结果表明进口非均匀总压的旋转频率对下游压气机的旋转失速边界有很大影响,而且存在一个使下游压气机旋转失速边界损失达到最大的进口非均匀总压的旋转频率—“危险”频率^[4]。Longley(1996), Peters(2001)也得到了类似的结果^[5,6]。

本文在南京航空航天大学低速轴流压气机试验器上对一台双级轴流压气机进行了90°单波畸变网旋转进气畸变试验研究,除了得到和 Longley 等相似的结果,还在试验结果分析中发现,当

畸变网转速在40%~60%转子转速时畸变网在压气机中形成的低速区会引起压气机提前失速,首先产生由畸变网后低压区诱导的旋转失速;随着压气机工作流量的继续降低,压气机进入其自然旋转失速状态。

1 试验装置

本试验在南京航空航天大学两级低速试验压气机试验器上进行,该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900 mm,内径540 mm。为了扩大该试验器的工作范围,在排气管道的下游还安置有一台75 kW的辅助离心风机,作为辅助气源。压气机工作流量的调节分别由安装在辅助离心风机上游和下游的两个电动阀门控制。设计点转速为1500 r/min,流量25 kg/s,总压比1.035。

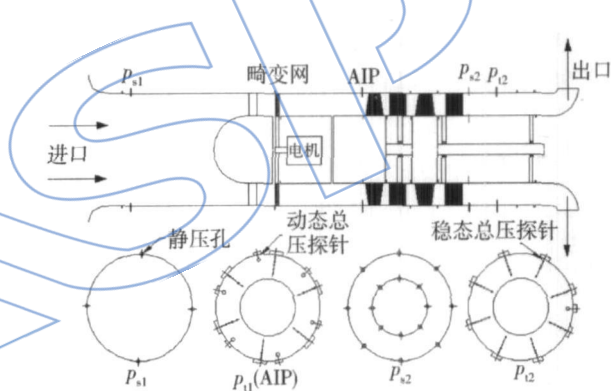


图1 南京航空航天大学两级压气机试验器

Fig. 1 2 stage axial flow compressor of NUAU

压气机上游距第1级转子叶片前缘1倍外径处安装可旋转畸变网,模拟旋转进口总压畸变,观察、研究其对下游双级压气机稳定性和性能的影响。进气畸变产生装置为90°畸变网,由基盘、支撑网和细丝网组成,支撑网选用直径3.5 mm的钢丝,细丝网选用0.5 mm直径的钢丝。

试验中采用了6支单点动态总压探针,直径均为10 mm,内部安装 Kulite 微型差压式动态压力传感器,位于第一级转子距前缘100 mm处,沿周向均布,可以感受离外壁18 mm处的总压变化,采用并行采集方法。动态压力传感器的频响为300 kHz,其与被测表面形成了长为16 mm,直径为1 mm的管腔,固有频率约为5312 Hz。试验中关心的频率均小于50 Hz,故本次试验中采样频率取4096 Hz,采集时间为10 s。

2 失速点判断

本文研究重点是旋转进气畸变对压气机稳定性和性能的影响, 因此如何准确地判断失速点非常重要. 压气机出口管道安装的数字电子控制阀门可以精确调节压气机的工作流量. 流量系数的测量精度为 1.46%, 可以满足本实验的测量要求. 均匀进气时失速点比较容易判断, 失速一般表现为压升能力的急剧下降, 动态总压传感器也可以检测到失速信号. 存在旋转进气畸变时, 由于采集系统获得的动压总压信号中可能同时包含旋转畸变和旋转失速团的信号, 因此这里采用了信号实时 FFT 处理检测其变化. 考虑到信号 FFT 分析精度对采样时间窗口的要求, 每隔 0.5 s 对信号进行频谱分析, 判断失速是否发生.

畸变网会导致气流总压降低, 轴向速度减小. 随着流量系数的减小, 畸变网的总压恢复系数会逐渐增加, 其造成的总压亏损亦逐渐减小.

动态总压传感器感受到的信号主要来自两个方面: 上游畸变网和下游压气机. 当压气机处于轴对称流动状态时(没有出现失速团), 动态总压信号的幅值随流量系数的减小而降低, 如图 2. 失速团是一个低速、低总压的区域, 它会破坏压气机的轴对称流动状态, 使得动态总压信号感受总压变化的幅值增加. 通过分析动态总压信号特征频率对应幅值的变化情况, 可判断失速的发生.

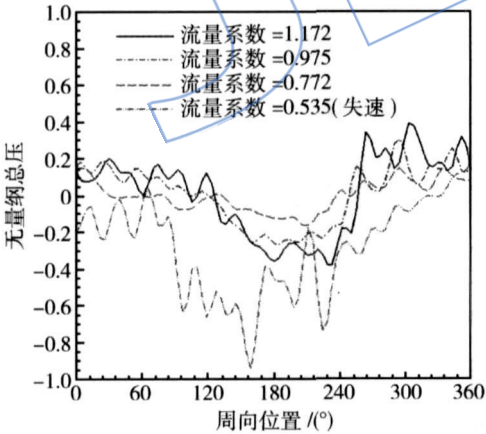


图 2 进气畸变下周向总压分布随流量系数变化
Fig.2 Total pressure distribution at different work point

3 试验结果与分析

3.1 畸变网转速对压气机压升特性的影响

本文首先试验研究了压气机转速(n_c)等于 600 r/min 和 800 r/min 时不同畸变网转速(n_{dn})

对其压升特性的影响. 试验发现畸变网转速对压气机总静压升(ψ_{st})特性具有强烈的影响. 而且畸变网相对压气机正向和反向旋转的差异很大. 当两者反向时, 压气机的压升下降较小, 而且畸变网转速变化的影响也不大, 各畸变网转速下的压升特性与稳态畸变相当. 当两者转向相同时, 畸变网转速的变化对压气机压升特性具有很大的影响, 且在 40% ~ 60% 转子转速范围内压升下降特别剧烈. 图 3 和图 4 分别给出了 600 r/min 和 800 r/min 时各畸变网转速下压气机的压升特性.

无论畸变网是否旋转, 对于压气机的压升特性都造成了相当大的影响. 在畸变网和压气机转向相反时, 峰值点总静压升系数下降了 16.7%. 当两者转向相反时, 在各个畸变网转速的压升特性曲线形状变化比较明显, 在 40% ~ 60% 转子转速时特性线存在折转现象. 对应各自的峰值点总静压升系数, 畸变网正向旋转时可以导致压升系数下降 50% 之多.

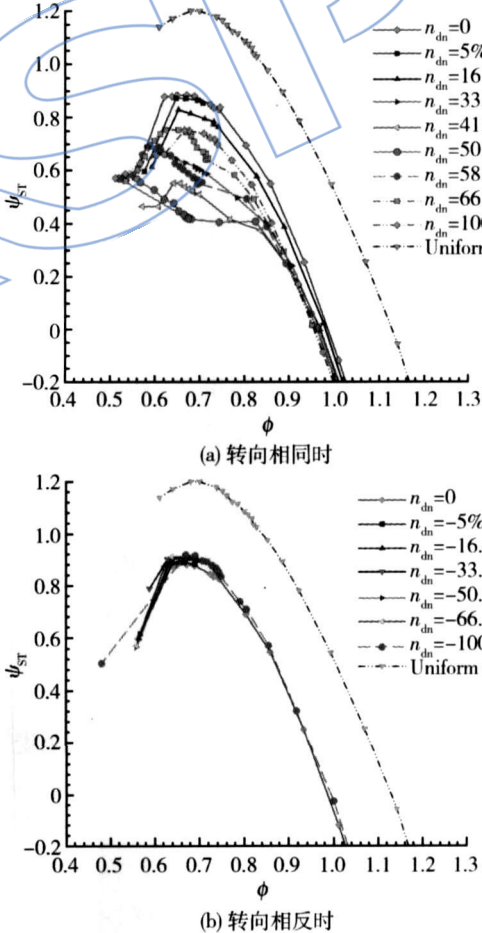


图 3 $n_c = 600$ r/min 时总静压升特性
Fig.3 Total static pressure rise at $n_c = 600$ r/min

如果忽略畸变网后流场随畸变网转速变化的影响, 可以将压升特性的变化归结为非定常效

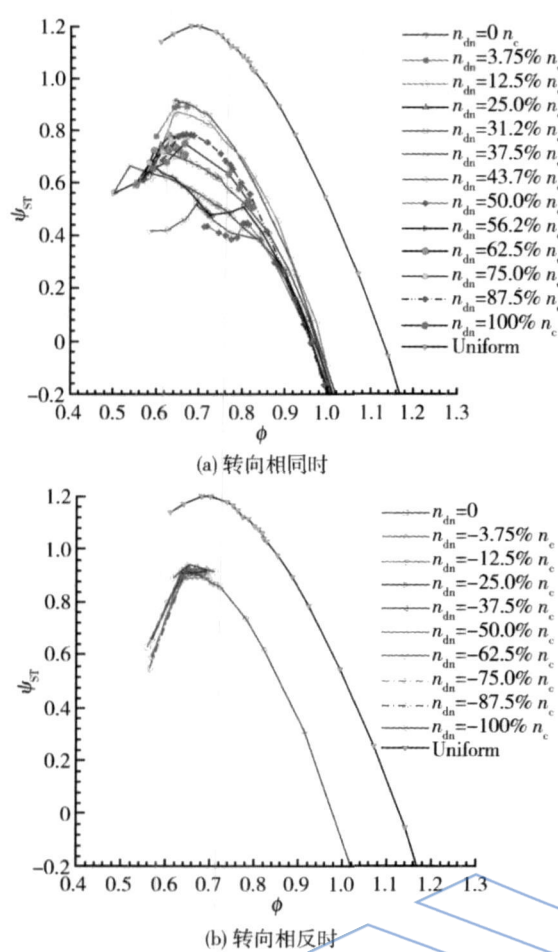


图 4 $n_c=800\text{ r/min}$ 时总静压升特性
Fig. 4 Total static pressure rise at $n_c=800\text{ r/min}$

应. 试验结果表明该压气机在旋转畸变网相对频率为 40% ~ 60% 转子转动频率时, 其压升特性严重恶化, 而且在整个试验范围内均未发现压升能力改善的现象. 但由于此类现象的复杂性, 进一步深入细致的研究需要在今后进行.

3.2 畸变网转速对压气机稳定性的影响

本次试验结果表明当压气机和畸变网转向相反时, 失速点流量系数均略大于均匀进气时的情况. 当两者转向相同时, 在 40% ~ 60% 转子转速附近时失速点流量系数增加了 32%, 稳定性受到大大的破坏.

图 5 表明当低压压气机和高压压气机转向相同时, 其失速点流量系数和均匀进气时相差不大, 此时假如低压压气机首先出现失速团, 高压压气机的稳定性并不会受到低压压气机的影响. 若两者转向相反, 则高压压气机的稳定性很容易受到低压压气机的影响, 特别是当低压压气机转速和高压压气机的转速比值在 40% ~ 60% 范围时, 其稳定性会大大降低, 从而导致整台发动机稳定性

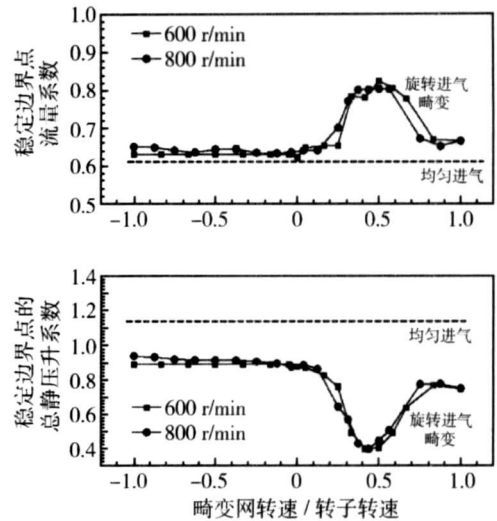


图 5 各畸变网转速下失速点流量系数和压升系数
Fig. 5 Flow coefficient and total static pressure rise coefficient of stall point at several rotating speed of rotating screen

恶化. 由于旋转畸变对压气机稳定性和压升能力有很大的影响, 因此发展一种分析三维旋转失速和旋转进气畸变数值计算程序非常有必要. 可以采用旋转失速研究程序判断低压压气机的失速团旋转频率, 然后通过旋转进气畸变计算程序确定高压压气机受影响较大的畸变网转速范围. 通过这种方法可以在决定高低压气机转速比时提供一定的参考.

4 两种失速形式

本次试验发现了一个比较有趣的现象, 在畸变网转速等于 40% ~ 60% 转子转速时早期失速团的旋转速度和畸变网转速相同, 当流量继续降低时, 失速团转速会发生变化. 如图 6 所示, 当畸变网转速为 100r/min 时, 随流量系数的减小, 对应畸变网旋转频率 4.17 Hz 的幅值逐渐减小, 失速后出现 5.9 Hz 的失速团旋转频率. 当畸变网转速等于 450r/min 时, 最初对应畸变网旋转频率 7.5 Hz 的幅值随流量系数的减小而逐渐减小, 出现和随畸变网旋转的失速团后, 该幅值逐渐增大, 当流量继续减小后, 对应畸变网旋转频率的幅值下降, 而对应 6.0 Hz 的幅值逐渐增加, 表明失速团旋转频率发生变化. 本文为了定义这两种不同的失速形式, 将前者定义为畸变网后低压区诱导的旋转失速, 而后者为压气机自然旋转失速.

畸变网在压气机中会产生一个低压、低速区, 该低速区能否演变成失速团主要取决于压气机的

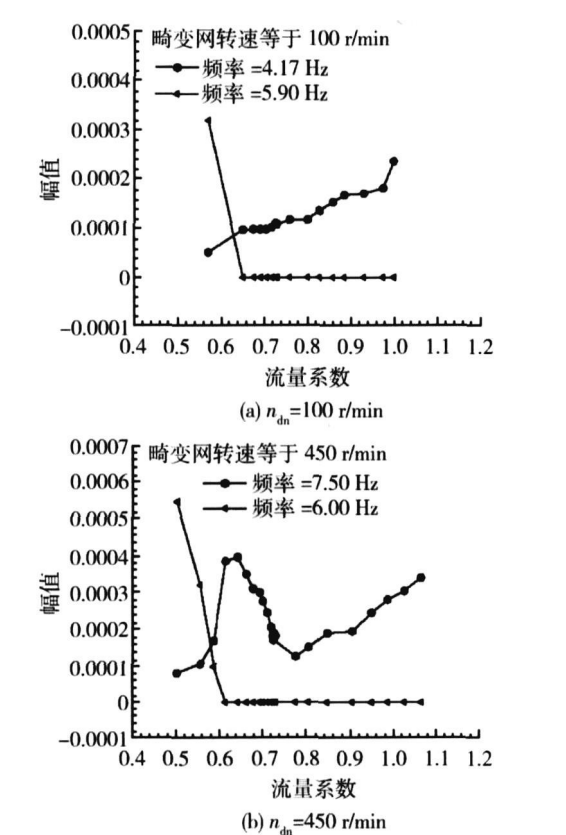


图 6 压气机转速等于 800 r/min 时各特征频率幅值随流量系数变化

Fig. 6 Variation of amplitude of the characteristic frequency subjects to mass flow coefficient at $n_c=800\text{ r/min}$

动态响应时间和低速区扫掠压气机叶片前缘的时间. 当压气机转速, 叶片安装角, 叶片弦长一定时, 其动态响应时间不变. 畸变网转速从- 100% 转子转速到 100% 转子转速, 低速区对叶片前缘的影响时间越长. 当畸变网和压气机相对转速较大时, 由于低速区的影响时间短, 在流量较大时无法形成旋转失速, 而流量减小至近失速点时周向总压分布比较均匀, 轴向速度变化比较平缓, 失速团出现时可以沿压气机自由旋转并不依赖畸变网. 当畸变网和压气机相对转速较小时, 由于低速区停留在叶片前缘的时间增加, 可以造成低速区内压气机通道失速, 且失速团旋转速度和畸变网相同, 这里失速团的周向范围局限于畸变网的周向角度. 而畸变网转速接近压气机转速时如 600 r/min, 总压沿周向变化不是很剧烈, 不容易形成以畸变网转速旋转的失速团.

5 压气机失速起始过程

轴流压气机失速起始一般存在两种形式: 模态波式和尖脉冲式. Longley 研究结果表明畸变

网转速和压气机稳定裕度损失的关系曲线有时有一个峰值, 有时有两个峰值. 他认为前一种形式对应模态波式, 后一种对应尖脉冲式失速起始.

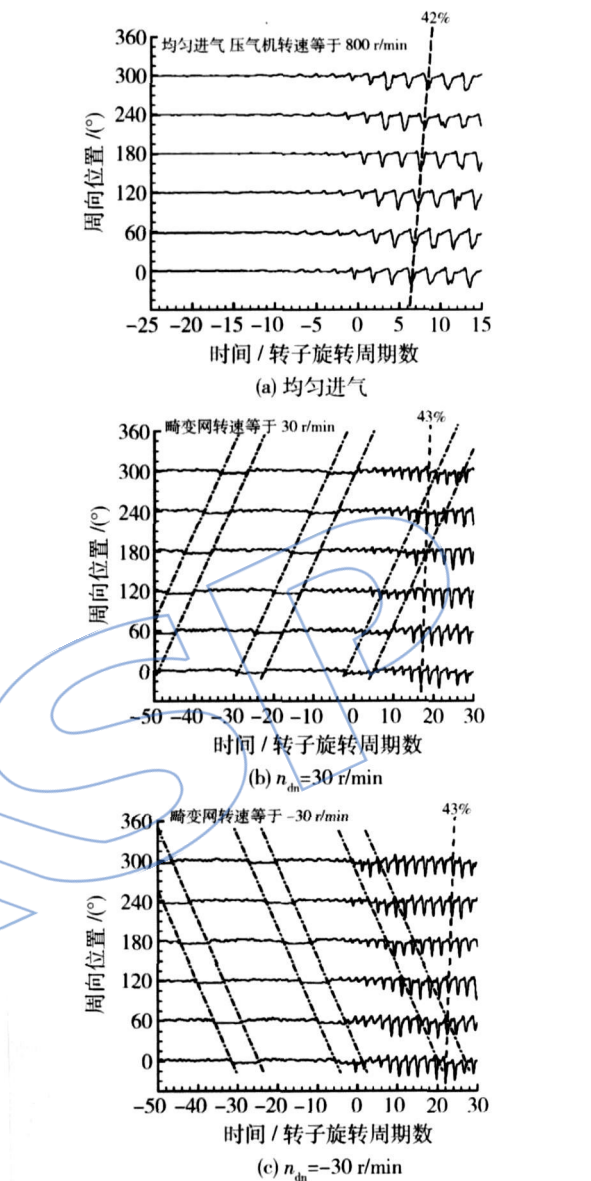


图 7 压气机转速等于 800 r/min 时失速起始

Fig. 7 Stall inception at $n_c=800\text{ r/min}$

本文研究了旋转畸变形式下压气机的失速起始形式, 图 7 给出了压气机转速等于 800 r/min 时, 均匀进气和畸变网转速为 $\pm 30\text{ r/min}$ 时失速起始过程中动态总压随时间的变化. 均匀进气时, 在失速团出现大约 10 个转子周期前可以观察到模态波的出现, 且其传播速度等于失速团的转速. 旋转畸变网相当于是一种特殊形式的模态波, 在稳定工作时就已经存在, 当压气机流量减小到一定程度时, 压气机叶片感受到低总压区中的低速流, 气流攻角过大导致失速团形成, 进入旋转失速状态. 压气机失速过程中没有观察到尖脉冲扰动

的出现,应该属于模态波式失速起始.

本试验得到的畸变网转速和压气机稳定裕度损失的关系曲线只有一个峰值,而失速起始形式为模态波式,与 Longley 结果比较符合.

6 结 论

1) 当畸变网和压气机转向相反时,各畸变网转速下压气机的压升特性近似重合,表明此时畸变网转速变化对压气机特性和稳定性影响不大.

2) 当畸变网和压气机转向相同时,畸变网转速变化对压气机的压升特性和稳定性有很大的影响,当畸变网转速等于 40% ~ 60% 转子转速范围时压升系数损失最严重,失速点流量系数增加 32%,失速点总静压升系数减小 64%.

3) 畸变网转速在 40% ~ 60% 转子转速范围时,压气机最初产生的失速团和畸变网的转向和转速大小一致,该旋转失速称为畸变网后低压区诱导的旋转失速;当流量继续降至一定值时,失速团旋转频率会发生变化,进入自然旋转失速状态.

4) 旋转畸变网没有影响压气机的失速起始形式,和均匀进气时相同,均为模态波式失速起始.

参考文献:

- [1] 李传鹏,胡骏. 旋转进气畸变对轴流压气机气动稳定性影响实验研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 433-437.
LI Chuanpeng, HU Jun. Effects of rotating inlet distortion on a 5-stage HP compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 433-437.
- [2] Schäffler A, Miatt D C. Experimental evaluation of heavy fair high pressure compressor in a three shaft engine: Part I Experimental setup and result [J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1985, 107: 828-832.
- [3] Schäffler A, Miatt D C. Experimental evaluation of heavy fair high pressure compressor in a three shaft engine: Part II Analysis of distortion and fan loading [J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1986, 108: 171-174.
- [4] Ludwig G R, Nenni J P, Arendt R H, et al. Investigation of rotating stall in axial compressors and the development of a prototype stall control system [R]. Technical Report, 1973, USAF TR-73-45.
- [5] Longley J P, Shin H W, Plumley R E, et al. Effects of rotating inlet distortion on multistage compressor stability [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1996, 118(2): 181-188.
- [6] Peters T, Bürgener T, Fottner L. Effects of rotating inlet distortion on a 5-Stage HP compressor [R]. ASME Paper, 2001, 2001-GT-0300.