

文章编号: 1000-8055(2008)02-0355-06

进气畸变对低速轴流压气机失速特性的影响

蒋华兵, 陆亚钧, 袁 巍, 李秋实, 侯安平

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 利用插板扰流器模拟压气机进口畸变流场, 并深入分析了此畸变流场对某单级低速轴流压气机的旋转失速特性的影响. 通过对压气机性能瞬时响应、失速扰动信号的发展和失速扰动信号的频谱特性的分析, 探讨了进气总压畸变对压气机失速形式、失速强度、失速频率的影响. 在畸变区形成的失速扰动将经历形成、发展、衰减甚至消失这一发展过程, 只有当阻尼不足以阻止失速扰动的发展和周向传播时, 压气机才会进入旋转失速状态, 从而影响了压气机失速特性.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 进气畸变; 旋转失速; 压气机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Influence of inlet distortion on the stall character of a low speed axial compressor

JIANG Hua bing, LU Ya jun, YU AN Wei, LI Qiu-shi, HOU An ping

(National Key Laboratory on Aero engines,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Flat baffle was utilized to simulate the inlet distorted flow field, and its influence on the stall character of a low speed single stage axial compressor was investigated. The instantaneous characteristic of the compressor, the development process of stall disturbance and the frequency spectrum of the stall disturbance signal were investigated to explore the influence of inlet distortion on the form, intensity and frequency of rotating stall of the compressor. A stall disturbance formed in the distorted flow sector will experience development and damping when it propagates circumferentially, which will effectively influence the stall character of the compressor. Stall inception occurs only when the damping of the disturbance is insufficient to prevent its growth and surrounding propagation.

Key words: aerospace propulsion system; inlet distortion; rotating stall; compressor

随着飞机飞行速度、高度的不断提高, 机动性能的不断增长, 导弹武器的使用, 进气畸变对飞机性能的影响越来越严重. 为了深入理解进气畸变对压气机气动性能特别是稳定性的影响, 研究者进行了大量的实验研究^[1]和数值模拟研究^[2], 并提炼出理论模型^[3]以定量评估进气畸变对压气机的影响. Peters 等人采用热线对某五级高压压气

机的失速先兆的发展进行了详细分析, 结果表明旋转进气畸变不会影响该压气机的失速特性^[4]. Jahnen, Höss 和 Wilson 等人通过分析压气机进口壁面静压的演化规律来识别压气机失速先兆发展过程, 实验结果表明总压进气畸变延缓了压气机失速先兆的发展, 并提出畸变区的气动负荷加载和非畸变区的气动负荷卸载是影响压气机失速

收稿日期: 2007-01-23; 修订日期: 2007-06-13

基金项目: “凡舟”青年科研基金(20060406)

作者简介: 蒋华兵(1979), 男, 四川南充人, 博士生. 主要从事于航空发动机进气畸变、稳定性评定和非定常扩稳等研究.

先兆甚至压气机失速特性的主要因素^[57]. 为了深入认识进气畸变对压气机稳定性的影响, 本文就进气总压畸变对某单级低速轴流压气机失速形式、失速强度、失速频率的影响进行了初步探讨, 并对压气机失速先兆发展进行了初步分析. 该文研究基于某低速轴流压气机实验台, 属于机理研究范畴, 高速压气机来流马赫数高、气动负荷高、能量强, 进气畸变对其失速特性影响更复杂, 需要进一步深入研究.

1 实验设备和实验方法

插板扰流器是俄罗斯推荐使用的一种扰流装置, 广泛用于发动机的研制与定型. 利用插板扰流器模拟压气机进口畸变流场是一种相对经济、方便实用的实验方法. 插板扰流器能有效模拟进气道出口周向总压畸变和紊流度. 图 1 给出插板扰流器结构简图及模拟获得的畸变流场.

实验研究基于一低速单级轴流压气机, 测试部分包括 4 片支撑导叶, 19 个转子叶片和 13 个静子叶片. 其设计转速为 3 000 r/min, 设计流量为 2.4 m³/s, 设计点来流马赫数约为 0.05, 叶尖相对马赫数约为 0.2, 实验台结构简图如图 2 所示. 插板扰流器置于距进口集流器约 3*D* (管道直径 *D* = 450 mm) 的下游处, 插板下游约 2.5*D* 处为压气机气动截面, 米字型畸变图谱测量梳子位于插板下游约 1.5*D* 处. 实验研究选取设计转速为实验工况, 并利用 *T* = 50% 堵塞比插板扰流器模拟畸变流场, 在压气机进口获得周向畸变指数 *DC*(θ_{crit}) = 0.343 1 的畸变流场. 压气机临界畸变角定义畸变指数定义式为

$$DC(\theta_{crit}) = \frac{p_{1360^\circ} - p_{120^\circ \text{orst}\theta_{crit}}}{1/2\rho V^2} \quad (1)$$

其中下标 θ_{crit} 为发动机临界畸变角, 其变化范围在 60°~ 180° 之间, 由发动机部件试验确定, 本低速

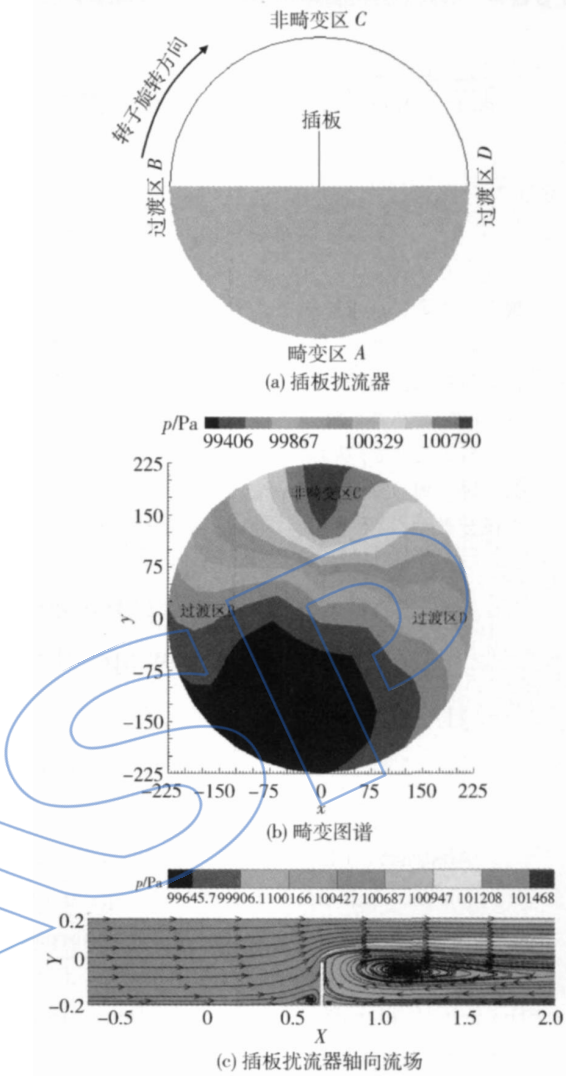
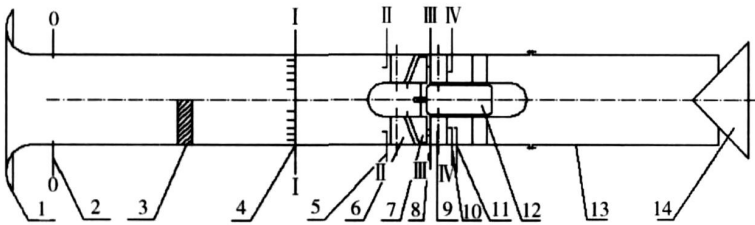


图 1 插板扰流器及畸变流场

Fig. 1 Flat baffle and the distorted flow field



口集流器; 2 流量静压测量界面; 3 插板扰流器; 4 米字型总压梳; 5 进口总压梳; 支撑导叶; 7 转子叶片; 8 Kulite 动态压力传感器; 9 静子叶片; 10 出口总压耙; 11 出口总压梳; 12 交流电机; 13 出气管道; 14 节流尾锥

图 2 低速单级轴流压气机结构简图

Fig. 2 Schematic diagram of the low speed single stage axial compressor

轴流压气机临界畸变角为 120° , p_{136° 为畸变流场截面平均总压; $p_{1\text{twors}\theta_{\text{crit}}}$ 为畸变流场截面上最低总压区的临界扇形角的平均总压值; $1/2\rho V^2$ 为畸变流场截面平均动压。

考虑畸变流场的周向不均匀性, 在畸变图谱测量截面 I, 进口总压截面 II 和出口总压截面 IV 分别周向均匀分布 8 支总压梳, 每支梳子等环面积分布 5 个总压测点。转子出口约 1 mm 的轴向截面 III 布置 1 支 Kulite 动态压力传感器, 用于获取转子出口近叶尖位置的动态压力信号, 采样点为 40×10^3 , 采样频率为 5 kHz, 满足采样定理对采样频率的要求, 并达到了很高的采样分辨率, 采集时间 8 s, 约 400 个转子旋转周期。

2 压气机性能响应

2.1 压气机性能

实验利用 $T = 50\%$ 堵塞比插板扰流器模拟进气畸变流场, 并定量评估了畸变来流对压气机气动性能的影响, 如图 3 所示, 畸变来流大幅度降低了压气机综合气动性能: 稳定裕度降低 11.8%, 最大总压升相对降低 9.8%, 效率降低约 5 个百

分点。稳定裕度定义为

$$S.M. = \left[\frac{\Delta p_s^*/Q_s}{\Delta p_d^*/Q_d} \right] \times 100\% \tag{2}$$

其中下标 s 代表失速边界点工况, d 代表设计点工况。

由图 3 可知, 进气畸变大幅度缩小了压气机的稳定流量工作范围(相对缩小 32.4%), 主要体现在最大工作流量向左偏移($Q_{A_u} > Q_{A_d}$), 而稳定边界流量基本保持不变($Q_{C_u} \approx Q_{C_d}$), 这与平行压气机模型预测不符。由压气机失速裕度定义式(2)可知, 压气机稳定工作裕度的降低主要由稳定边界总压升降低导致的, 如图 3 所示。

均匀来流条件下, 压气机总压升随着尾锥节流程度的增加而增加, 并在最大气动负荷点达到压气机的稳定工作边界($Q_{B_u} = Q_{C_u}$)。畸变来流明显影响了压气机的增压能力, 随着节流程度的增加, 压气机总压升逐渐增加, 并在压气机稳定工作边界前达到最大气动负荷工作状态($Q_{B_d} > Q_{C_d}$), 继续节流促使压气机到达稳定工作边界点 C_d , 压气机在此段流量范围内依然能稳定工作, 只是总压降低。

2.2 压气机性能瞬时响应

为了研究压气机旋转失速特性, 本文进行了压气机性能瞬时响应实验。在压气机稳定边界点附近, 缓慢推动节流尾锥节流至旋转失速; 在达到压气机旋转失速后缓慢开启截流锥, 促使压气机退出旋转失速状态。在上述过程中连续采集压气机流量-总压升性能参数, 获得了如图 4 的压气机性能瞬时响应特性(失速迟滞环)。

对比均匀来流(a)和畸变来流(b)压气机性能瞬时响应可知, 畸变来流影响并改变了压气机失速迟滞特性:

- 1) 畸变来流导致压气机迟滞环面积变小, 表明压气机旋转失速强度减弱;
- 2) 畸变来流导致压气机迟滞环倾斜程度增加, 迟滞环更扁, 表明压气机旋转失速可能由非定常气动激振强度较强的旋转失速转变成非定常气动激振强度较弱的旋转失速。

以上结果表明, 进气畸变不但大幅度降低了压气机的综合气动性能, 而且影响了压气机的失速形式, 这种影响可以从以下压气机失速信号分析中得到合理的解释。

3 压气机失速信号分析

实验利用 kulite 动态压气传感器采集压气机

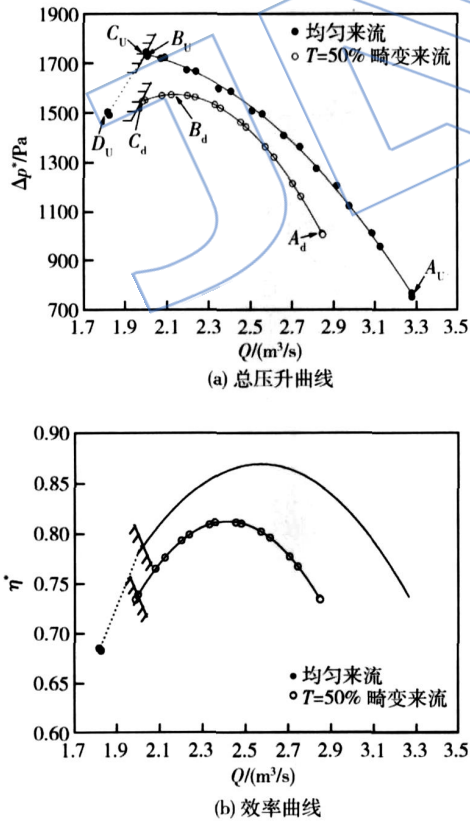


图 3 压气机性能曲线

Fig. 3 Performance curve of the compressor

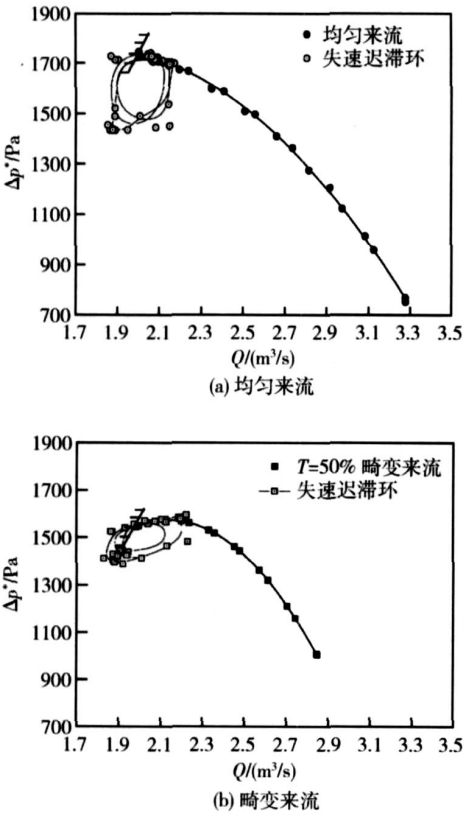


图 4 压气机性能瞬时响应(失速迟滞)
Fig.4 Instantaneous response of the compressor

转子出口近叶尖附近的流场信息,并实时记录压气机进口流量信息(表压值),以深入分析进气畸变对压气机失速特性的影响.由于设计转速下此低速轴流压气机的转动频率为 50 Hz,对以上动态信号进行 50 Hz 低通滤波能有效地滤掉与转子转动频率及动叶通过频率相关的频率信息,从而更为清晰地观察压气机的旋转失速特征.

调节尾锥节流阀对压气机进行喘振实验(实验台呈现为旋转失速),实时记录压气机从稳定工作状态进入不稳定工作状态(旋转失速)这一过程的压气机失速信号.图 5 给出了均匀和畸变来流条件下压气机失速信号及其低通滤波.当压气机从稳定工作状态进入旋转失速状态时,转子出口总压大幅度降低,并呈现出低频大幅值脉动现象,这在压气机特性线上表现为总压升降低;进口流量(表压)呈现阶跃现象,这在压气机特性线上表现为流量突降.对比均匀和畸变两种来流条件下压气机失速信号可知:

1) 均匀来流条件下,压气机从稳态向旋转失速转变存在清晰的过渡段,很容易确定失速扰动起始点和发展时间,压气机旋转失速呈现出突变型旋转失速形式;

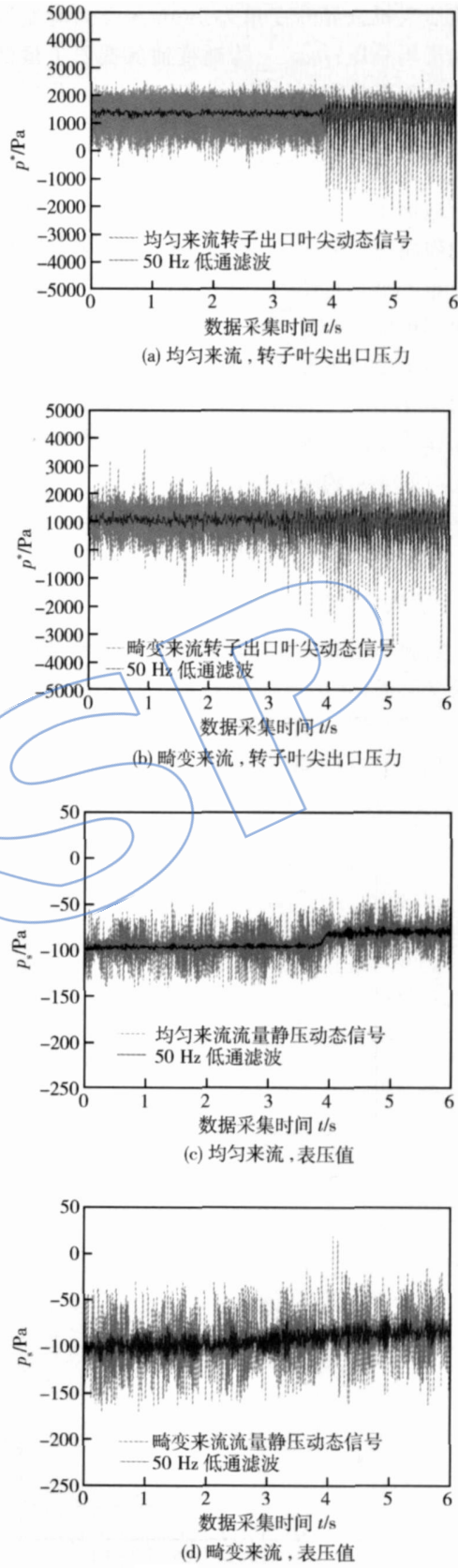


图 5 均匀和畸变两种来流条件下压气机失速信号及其低通滤波
Fig.5 Original and filtered stall pressure signal under uniform and distorted inlet flow conditions

2) 进气畸变模糊了压气机从稳态向旋转失速转变这一过程, 很难精确地判断失速扰动起始点和发展时间, 压气机旋转失速呈现出乱分离的旋转失速形式^[8].

为了深入分析压气机的失速特性, 本文对两种来流条件下的压气机失速信号进行了频谱分析、滤波和放大处理. 图 6 给出了均匀和畸变两种来流条件下失速扰动的发展过程, 图 7 给出了两种来流条件下失速信号的频谱特性:

- 1) 均匀来流条件下, 失速扰动一旦出现, 只需要经历 10 个甚至几个转子旋转周期就充分发展成为旋转失速团, 从而促使压气机进入旋转失速状态;
- 2) 畸变来流条件下, 失速扰动发展成为旋转失速需要四五十个甚至更长的转子旋转周期;
- 3) 均匀来流条件下的失速扰动幅值大于畸变来流失速扰动幅值(图 6), 这意味着进气畸变降低了压气机旋转失速强度(图 7);
- 4) 均匀来流条件下的失速脉动周期与畸变来流失速脉动周期基本一致(图 6), 这表明进气畸变

对压气机旋转失速频率基本没有影响(图 7).

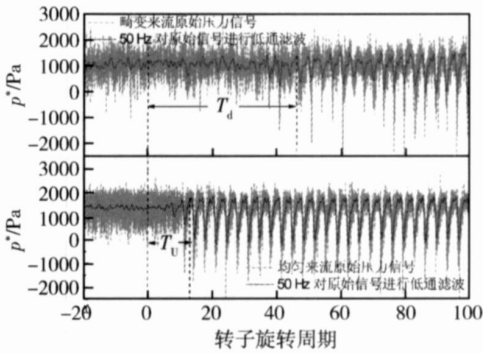


图 6 转子叶尖出口压力信号发展分析

Fig. 6 Development of the pressure signal acquired at the rotor tip

4 失速先兆发展初步分析

文献[9]利用二维 PIV 测量了畸变来流条件下此单级低速轴流压气机转子叶尖绕流场, 并获得畸变区 A、过渡区 B 和非畸变区 C 的流场结

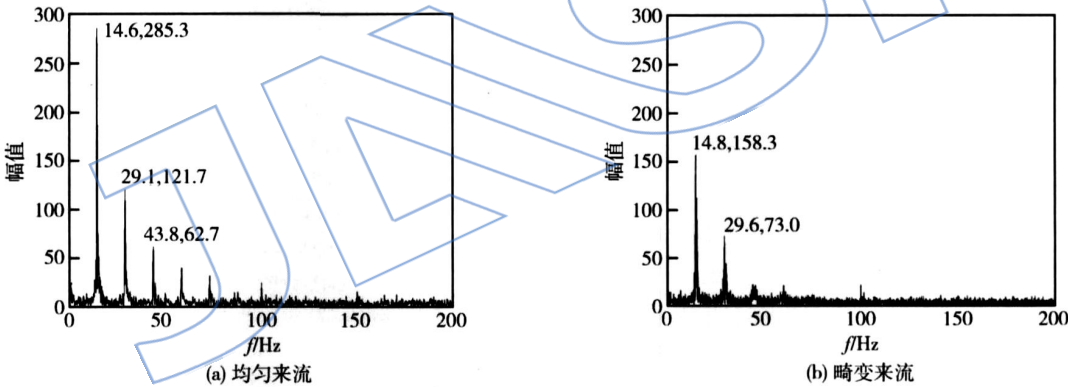


图 7 转子叶尖出口压力信号频谱分析

Fig. 7 Frequency spectrum of pressure signal acquired at the rotor tip of the compressor

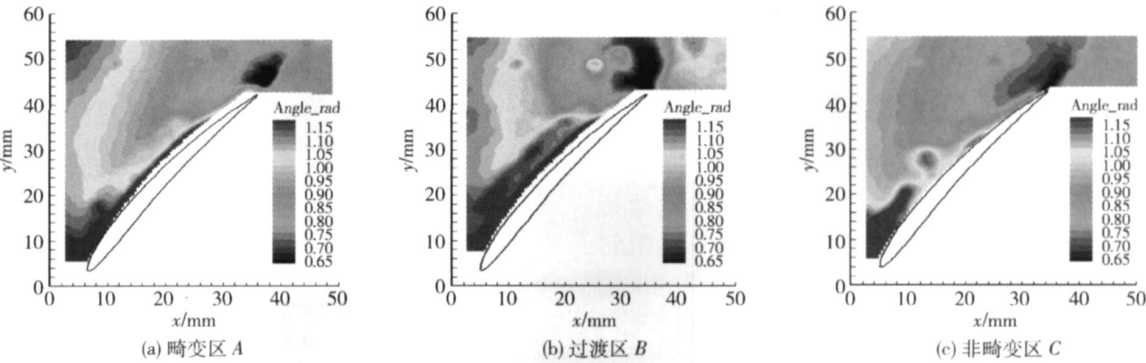


图 8 畸变来流条件下转子叶尖绕流平均气流角(PIV), $Q=2.006\text{ m}^3/\text{s}$

Fig. 8 Averaged flow angle of the flow field around the rotor tip under distorted inlet flow condition at $Q=2.006\text{ m}^3/\text{s}$

构,如图1(b)所示分区.图8给出了转子叶尖绕流的平均气流角分布.

图8揭示了进气总压畸变条件下,转子叶尖平均气流角及相应的气动负荷的变化规律:从畸变区A到过渡区B逐渐增加;从过渡区B到非畸变区C逐渐减小,这与文献[5-7]中的结论是一致的.很遗憾地是,过渡区D的流场结构没有测量,但是从以上三区内的流场变化规律可知,转子在畸变区A和过渡区B经历了气动负荷加载,在非畸变区C和过渡区D经历了气动负荷卸载.相应地,我们可以分析失速扰动的发展过程.

均匀来流条件下,转子叶片旋转一周所面临的来流条件保持不变.推动尾锥节流至压气机稳定边界附近,转子叶片工作在正攻角下,并在叶背形成了较大尺度的分离,失速扰动一旦形成,将导致某些叶片通道首先发生堵塞,这种堵塞将影响临近的转子通道,并使堵塞区沿转子旋转方向周向传播,由于每个转子通道来流条件一致,没有额外的阻尼能够消除这种堵塞的传播,从而很快形成旋转失速团,导致压气机旋转失速的形成^[9].

畸变来流条件下,转子叶片旋转一周所面临的来流条件相差很大,如图1(a),(b)所示.由于来流的不均匀性,大尺度分离甚至失速扰动首先发生在畸变低压区,并在低压区A逐渐发展;由于流动惯性、气动粘性以及畸变区A和未畸变区C之间压力梯度将气流推向叶盆方向,失速扰动将在过渡区B继续发展,甚至导致流道堵塞并影响临近转子叶片通道,促使堵塞区沿转子旋转方向周向传播.当堵塞区周向传播进入未畸变区时,由于未畸变区来流速度比畸变区来流速度大,此区依然具备很强的流通能力,可以消弱甚至消除了转子通道堵塞及相应的失速扰动;由于流动惯性、气动粘性以及畸变区A和未畸变区C之间压力梯度将气流推向叶背方向,阻止甚至消弱了大尺度分离,失速扰动将在过渡区D继续被消弱甚至消除;压气机工作状态呈现强烈的动态效应.失速扰动在一个转子旋转周期中将历经形成、发展、衰减甚至消失这一发展过程.只有当失速扰动足够强大,并能经受未畸变区C和过渡区D的阻尼衰减之后,失速扰动才能整周传播,从而形成压气机旋转失速^[9].

5 结 论

畸变来流影响了压气机失速扰动发展过程,

失速扰动经历形成、发展、衰减甚至消失这一发展过程,呈现出强烈的动态效应,从而影响了压气机失速特性.

(1) 失速扰动在较大流量工况下形成畸变区,失速扰动的存在大幅度降低了压气机的增压能力,表现为失速边界附近压气机总压升下降,压气机总压升呈现拐弯现象;

(2) 进气畸变大幅度降低了压气机稳定裕度,但压气机稳定边界流量基本保持不变;

(3) 进气畸变降低了压气机旋转失速强度,导致失速频率对应的幅值降低,迟滞环面积减小;

(4) 进气畸变改变了压气机旋转失速形式,压气机呈现出乱分离旋转失速形式;

(5) 进气畸变对压气机旋转失速频率基本没有影响.

参考文献:

- [1] Leinhos D C, Schmid N R, Fottner L. The influence of transient inlet distortions on the instability inception of a low pressure compressor in a turbofan engine[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123: 18.
- [2] Charalambous N, Ghisu T, Lurisci G, et al. Axial compressor response to inlet flow distortions by a CFD analysis[R]. ASME Paper, GT-2004-53845.
- [3] Song W Y, Li M, Fan F D. Multiple sector parallel compressor model for flow field calculation under distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 12(2): 155-158.
- [4] Peters T, Bürgener T, Fottner L. Stall inception in a 5 stage HP-compressor under the influence of rotating inlet distortion[C] // To be Presented at the 4th European Conference on Turbomachinery-Fluid Dynamic and Thermodynamics. Florence, Italy: March 2001.
- [5] Jähnen W, Peters T. Stall inception in a 5 stage HP compressor with increased load due to inlet distortion[R]. ASME Paper 99-GT-440.
- [6] Höss B, Leinhos D, Fottner L. Stall inception in the compressor system of a turbofan engine[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2000, 122: 32-44.
- [7] Wilson A G, Freeman C. Stall inception and development in an axial flow aero engine[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116(2): 216-225.
- [8] 陆亚钧. 叶轮机非定常流动理论[M]. 北京航空航天大学出版社, 1988.
- [9] JIANG Huabing, YUAN Wei, LI Qiushi, et al. Effects of inlet distortion on a low speed axial compressor stability [R]. 2006 ISJPPE-5005: 403-411.