

能源与动力学院

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	张环 胡骏 屠宝锋 王志强 赵勇	博士生 正高 博士生 博士生 博士生	021 021 021 021 021	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	航空动力学报	2008年23卷11期
2	赵勇 胡骏 屠宝锋 王志强	博士生 正高 博士生 博士生	021 021 021 021	多级轴流风扇/压气机非设计点性能计算方法	推进技术	2008年29卷2期
3	汪明生 杨平	中级 本科生	021 021	双喉道推力矢量喷管的内流特性研究	推进技术	2008年29卷5期
4	杨建军 汪明生	硕士生 中级	021 021	逆流推力矢量喷管基本流动特征的数值研究	航空学报	2008年29卷4期
5	钟易成 孔金平 吴晴	副高 硕士生 博士生	021 021 021	高速线接触热弹流分析	润滑与密封	2008年33卷6期
6	刘德刚 钟易成 吴晴	硕士生 副高 博士生	021 021 021	等温不可压流体系统数值计算方法研究	江苏省航空航天学会动力装置专业2008年度学术会议	2008年
7	薛海波 钟易成 吴晴	硕士生 副高 博士生	021 021 021	插板后稳态畸变流场数值模拟及参数分析	江苏省航空航天学会动力装置专业2008年度学术会议	2008年
8	谭慧俊 孙姝	正高 副高	021 071	Preliminary Study of Shock Train in a Curved Variable -Section Diffuser	Journal of Propulsion and Power	2008年24卷2期
9	谭慧俊 郭荣伟 李光胜	正高 正高 中级	021 021 021	双燃烧室冲压发动机亚燃模块进气道非设计点工作特性	航空学报	2008年29卷1期
10	李博 袁化成 梁德旺	副高 中级 正高	021 021 021	高超声速进气道等直隔离段的反压特性研究	宇航学报	2008年29卷1期
11	李博 梁德旺 黄国平	副高 正高 正高	021 021 021	基于等效盘模型的滑流对涡浆飞机气动性能的影响	航空学报	2008年29卷4期
12	李龙 李博 梁德旺 黄国平 雷雨冰	硕士生 副高 正高 正高 副高	021 021 021 021 021	涡轮基组合循环发动机并联式进气道的气动特性	推进技术	2008年29卷6期
13	谢旅荣 郭荣伟	中级 正高	021 021	一种定几何混压式二元进气道的再起特性研究	航空动力学报	2008年23卷2期
14	翁小侨 郭荣伟	博士生 正高	021 021	一种腹下S弯进气道低速大攻角下气动特性实验	航空动力学报	2008年23卷9期
15	李磊 郭荣伟	博士生 正高	021 021	平面埋入式进气道的电磁散射特性	航空学报	2008年29卷5期
16	马高建 郭荣伟	硕士生 正高	021 021	无人机两侧式布局的S弯进气道设计与实验	南京航空航天大学学报	2008年40卷2期
17	谢文忠 郭荣伟	中级 正高	021 021	一种平面埋入式进气道气动特性的试验	航空学报	2008年29卷6期
18	谢文忠 郭荣伟	中级 正高	021 021	腹下无隔道大偏距S弯进气道流场特性	航空学报	2008年29卷2期
19	谢文忠 郭荣伟	中级 正高	021 021	A Ventral Diverterless High Offset S-shaped Inlet at Transonic Speeds	Chinese Journal of Aeronautics	2008年21卷
20	徐惊雷 沙江 施钟毅 张堃元	正高 硕士生 本科生 正高	021 021 021 021	PIV Experimental Study and Numerical Simulation of the Over-Expanded SERN Exit Jet	46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit	2008年
21	徐惊雷 李超 沙江 张堃元	正高 硕士生 硕士生 正高	021 021 021 021	几何因素对多压电膜式零质量射流激励器性能的影响	南京航空航天大学学报	2008年40卷1期
22	李超 徐惊雷 莫建伟 张堃元	硕士生 正高 硕士生 正高	021 021 021 021	上下并联式TBCC发动机排气系统模态转换过程性能计算	2008年火箭推进技术学术会议	2008年8月

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
23	郭锐 徐惊雷 赵辉 张堃元	硕士生 正高 本科生 正高	021 021 021 021	风力机二维翼型的PIV实验研究与数值仿真	江苏省工程热物理学会第三届学术会议	2008年12月
24	马钊 徐惊雷 郭锐 张堃元	硕士生 正高 硕士生 正高	021 021 021 021	过膨胀非对称大膨胀比喷管的试验研究与数值计算	2008年火箭推进技术学术会议	2008年8月
25	李超 徐惊雷 莫建伟 张堃元	硕士生 正高 硕士生 正高	021 021 021 021	利用二次流改善TBCC发动机排气系统模式转换过程的性能	第二届涡轮亚燃冲压动力研究及技术应用学术会议	2008年8月
26	徐惊雷 李超 莫建伟 常春	正高 硕士生 硕士生 本科生	021 021 021 021	TBCC非对称排气系统转接过程研究及数值模拟	第二届涡轮亚燃冲压动力研究及技术应用学术会议	2008年8月
27	莫建伟 徐惊雷 李超 张堃元	硕士生 正高 硕士生 正高	021 021 021 021	并联式TBCC发动机排气系统不同工况下的性能研究	第二届涡轮亚燃冲压动力研究及技术应用学术会议	2008年8月

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, Schöffler 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 1 500 r/min,流量 25 kg/s,总压比 1.035.

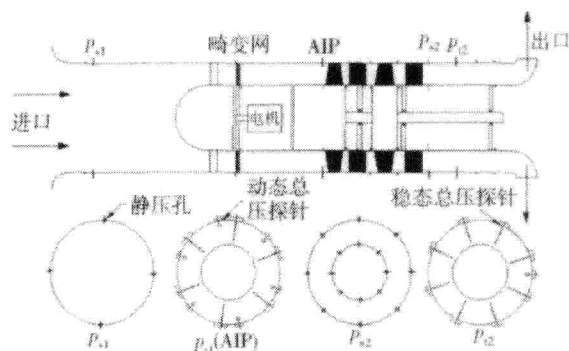


图1 南京航空航天大学两级压气机试验器

Fig. 1 2-stage axial-flow compressor of NUAA

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 5 312 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 4 096 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.

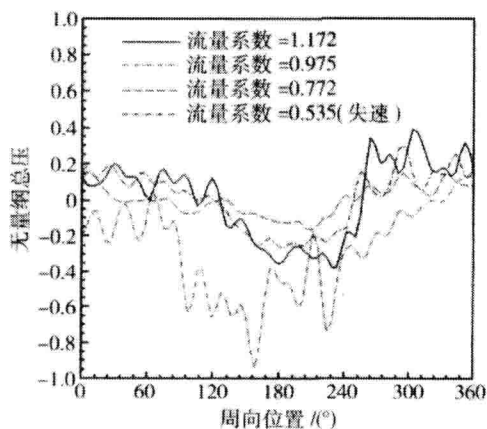


图 2 进气畸变下周向总压分布随流量系数变化

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.

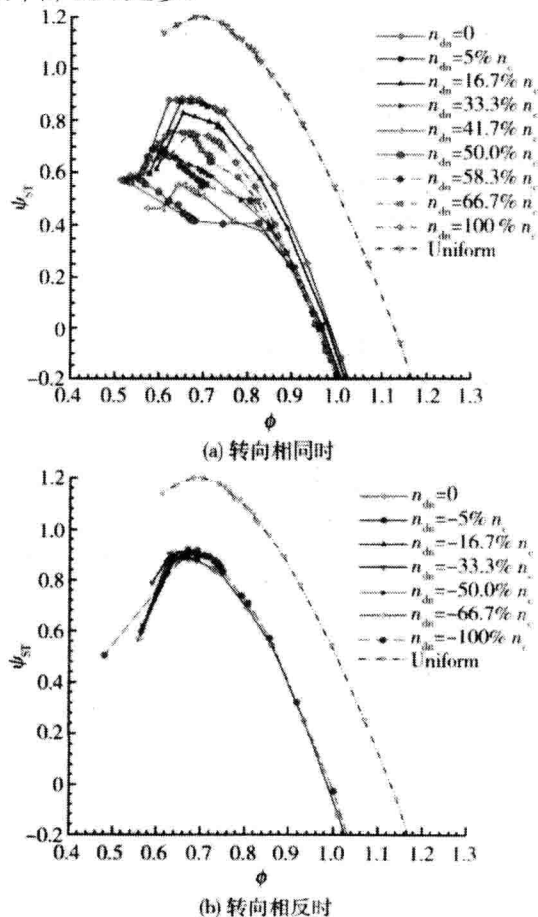
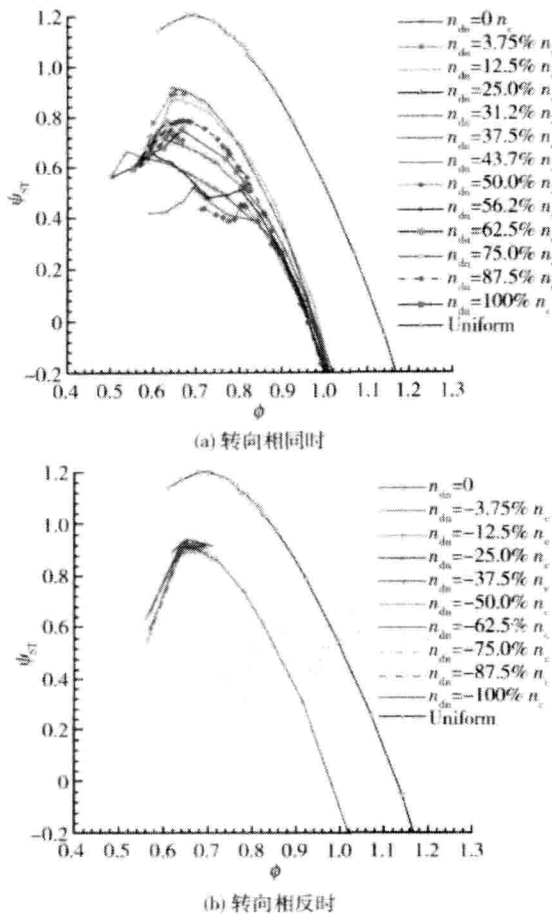


图 3 $n_c = 600$ r/min 时总静压升特性

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 $n_c = 800$ r/min 时总静压升特性Fig. 4 Total-static-pressure rise at $n_c = 800$ 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

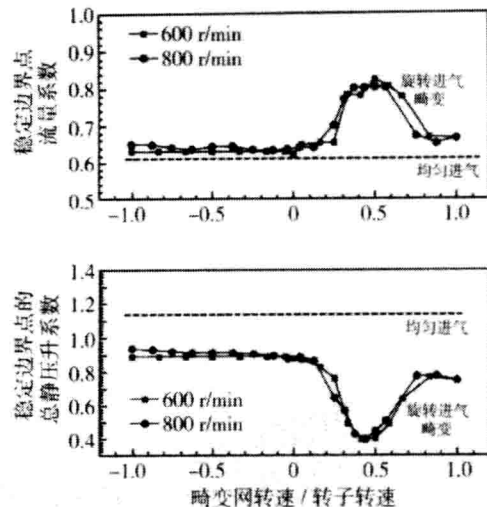


图 5 各畸变网转速下失速点流量系数和压升系数

Fig. 5 Flow coefficient and total-to-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 100 r/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 450 r/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

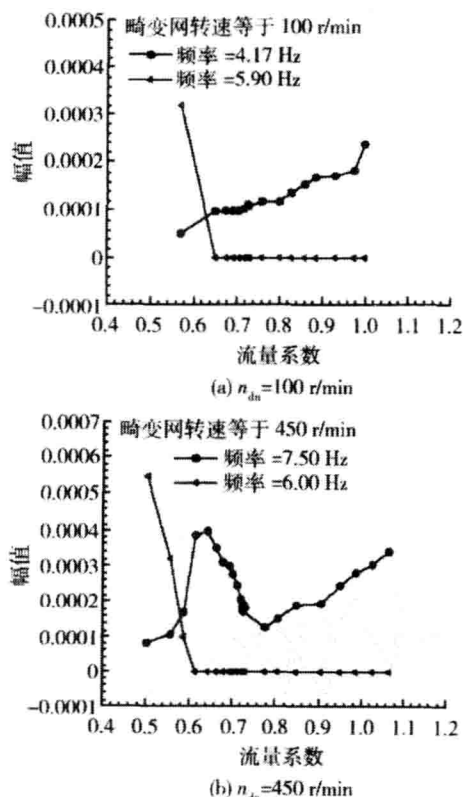


图 6 压气机转速等于 800 r/min 时各特征频率幅值随流量系数变化

Fig. 6 Variation of amplitude of the characteristic frequency subjects to mass flow coefficient at $n_c = 800$ 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.

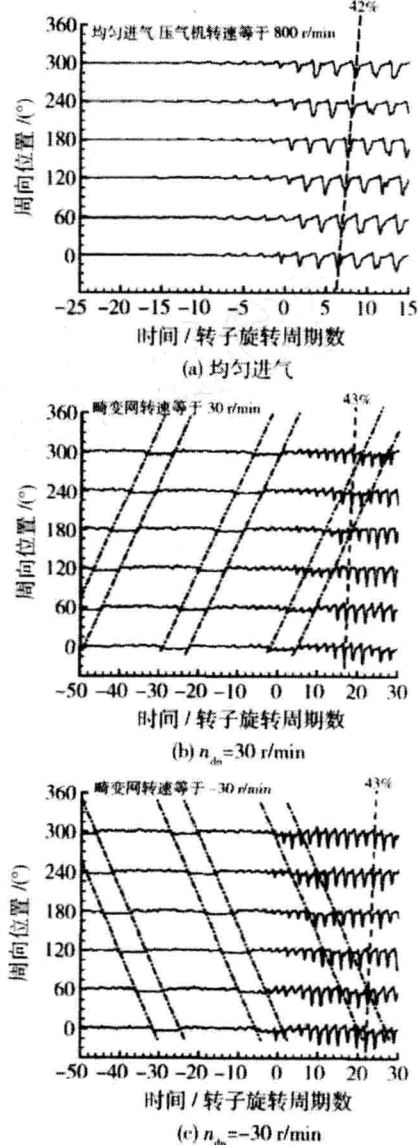


图 7 压气机转速等于 800 r/min 时失速起始

Fig. 7 Stall inception at $n_c = 800$ 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 ± 30 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 fan 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 fan 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, B ürgener T, Fottner L. Effects of rotating inlet distortion on a 5-Stage HP-compressor[R]. ASME Paper, 2001, 2001-GT-0300.

多级轴流风扇/压气机非设计点性能计算方法^{*}

赵勇, 胡骏, 屠宝锋, 王志强

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为更好反映现代轴流风扇内部流动特征, 将适合于高马赫数来流的双激波模型引入基元叶栅法, 发展了一种多级轴流风扇、压气机非设计点性能计算方法。该方法通过引入雷诺数修正, 考虑了雷诺数对风扇/压气机性能的影响, 并使最大静压升系数法可在宽广雷诺数变化范围内预测风扇/压气机稳定边界。该方法灵活、可靠, 并经过高压压气机、跨声速风扇及大涵道比风扇/增压级等典型的压气机试验结果验证, 既可用于多级轴流风扇/压气机非设计点性能计算, 又可发展成为高空低雷诺数条件下高性能风扇/压气机设计和研究的重要工具, 有着广泛的工程应用前景。

关键词: 风扇; 压气机; 基元叶栅法⁺; 双激波模型⁺; 边界; 雷诺数

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2008) 02-0219-06

Calculation of multistage axial fan/compressor off-design performance

ZHAO Yong, HU Jun, TU Bao-feng, WANG Zhi-qiang

(Coll. of Energy and Power Engineering, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A method to calculate the multistage axial fan/compressor off-design performance was established. It can catch the nature of shock system, and has better accuracy of predicting the loss, owing to a dual-shock loss model suitable for high-speed flow. It is also able to estimate the effects of Reynolds number on the performance of fan/compressor, and the boundary stability of multistage fan/compressor in an extensive range of Reynolds number by means of maximum pressure rise potential. The method is flexible and reliable, validated by test results of three different compressors, such as high-pressure compressor, transonic fan and high bypass ratio fan/booster. Besides predicting the performance of a fan/compressor, it may as a tool of design and researching a fan/compressor in the case of lower Reynolds number. Thus it has an abroad engineering applications foreground.

Key words: Fan; Compressor; Element cascade method⁺; Dual-shock model⁺; Boundary; Reynolds number

1 引言

自上世纪80年代以来, 计算流体力学的快速发展, 使基于Reynold平均的可压缩非定常的Navier-Stokes方程求解的全三维数值模拟程序得到了广泛使用。但由于风扇/压气机在整个工况下内部流场复杂性及数值模拟技术本身湍流模型等条件的制约, 且数值模拟存在计算任务量大和难以应用于方案设计阶段设计参数分析等问题, 当前典型的风扇/压气机设计体系仍然基于二维或准三维设计理论和经验数

据。对于风扇/压气机非设计点性能计算来说, 其主要的困难在于所建立的损失模型和与之配套的经验数据是否充分反映风扇/压气机的实际物理过程^[1]。

随着现代轴流风扇设计向着高负荷、高切线速度和高效率的方向发展, 大量结果已清晰地显示出现代风扇内的激波波系的真实结构(如图1所示)^[2,3], 即前缘通道斜激波加通道近似正激波的双激波结构。因此, 对于风扇性能计算来说, 发展一个相对准确和有效的激波损失模型是必要的。

^{*} 收稿日期: 2007-03-01; 修订日期: 2007-07-19。

作者简介: 赵勇 (1972—), 男, 博士生, 研究领域为叶轮机气动力学。E-mail: jocon@sohu.com

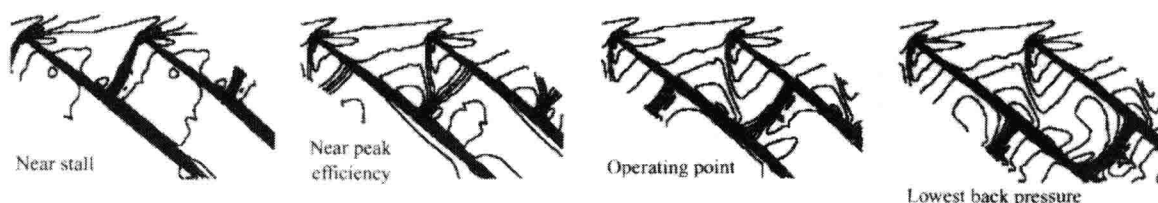


Fig 1 Contour map of shock wave system

本文在文献[4]的基础上,增加了适用于高马赫数来流的双激波模型,更好地反映了现代轴流风扇的实际工况和物理本质;同时为满足高空飞行器技术的发展需求,通过引入雷诺数对流动损失的修正,考虑了雷诺数对风扇/压气机性能的影响,并利用最大静压升系数法,发展了可在宽广雷诺数变化范围内预测轴流风扇/压气机稳定边界的方法。

2 计算方法

本文预测风扇/压气机非设计点性能的方法为基元叶栅法^[4]。所谓的基元叶栅法就是利用已获得的关于基元叶栅的落后角和流动损失与其主要影响因素(如马赫数、雷诺数和攻角等)的关联式,结合无叶区流场的计算预测风扇/压气机非设计点气动性能的方法。在此方法中,整台风扇/压气机的性能可视为不同半径位置的一系列基元叶栅性能沿叶高的迭加;无叶区流动视为定常、轴对称、绝热无粘。在风扇/压气机几何参数、转速、流量和进口条件一定的情况下,无叶区控制方程与各基元叶栅落后角和流动损失关联式进行迭代,可确定出各基元叶栅的性能,沿叶高叠加后可确定出整排、整级乃至整台压气机的性能。关于控制方程、定解条件及经验关联式等,详见文献[4]。

2.1 激波损失模型

激波损失的确定是基元叶栅法的核心之一,在使用经验或半经验法预测风扇/压气机性能时,算法中采用的激波损失模型对计算结果的影响很大。

(1)对于以NACA 65, C4和DCA等跨、亚声速常规叶型为工作叶片的风扇/压气机来说,由于级负荷不高、相对马赫数较低及二次流损失相对较小,上世纪60年代初Miller发展的二维通道正激波模型能够较成功预测风扇/压气机激波损失^[5]。

(2)对于现代高负荷、高切线速度的风扇来说,叶型损失和二次流损失在风扇运行过程中变化相对比较平缓,激波损失却随着马赫数的增加而增大,占据着全部损失的重要地位。对于这一类风扇,正激波

模型难以反映其实际工况,预测的激波损失偏大,风扇效率偏低。因而对于现代轴流风扇性能预测来说,发展一个相对准确和有效的激波损失模型是必要的。

Wennerstrom等发展了一种考虑叶片积叠线影响的三维激波模型^[6], König等提出了超声速叶片损失模型^[7], Bösch等在此基础上研究了来流条件和叶栅背压对激波结构和损失的影响^[3,8], Boyer等将 Bösch等的方法引入了流线曲率法计算程序中^[9]。

本文在风扇/压气机转子叶尖马赫数不高的情况下,延用了具有较好预测精度的正激波模型;针对现代高负荷、高切线速度的风扇的双激波结构,增加了适用于高马赫数的双激波损失模型^[10]。该损失模型考虑了来流马赫数和攻角变化,能够较真实地反映高马赫数风扇的实际工况,从而扩展了本方法预测风扇/压气机非设计点性能的能力,有关双激波模型方程详见文献[10]。

2.2 雷诺数修正

雷诺数 Re 是衡量流体粘性对风扇/压气机性能影响的重要准则之一。在风扇/压气机大多数工况下,雷诺数处于自模化区域,此时不需考虑雷诺数对风扇/压气机流动特性的影响;但雷诺数是随着飞行高度的增加而降低的,当雷诺数低于临界雷诺数时,叶栅流动损失将持续上升;随着雷诺数的进一步降低,叶栅通道内将形成大尺度开式分离,即所谓的低雷诺数效应。

为了评估雷诺数对风扇/压气机性能的影响,本文采用以下雷诺数对叶型损失影响的修正关联式^[11]

$$\frac{\omega}{\omega_{Re=10^6}} \begin{cases} = 489.8 Re^{-0.5} & Re < 10^5 \\ = 13.8 Re^{-0.19} & 10^5 < Re < 10^6 \\ = 1.0 & 10^6 < Re \end{cases} \quad (1)$$

式中 $\omega_{Re=10^6}$ 为 $Re=10^6$ 时的总压损失系数; $Re=10^5$ 为层流到湍流的转捩雷诺数。当 $Re>10^6$ 时,雷诺数处于自模化区,叶型损失不再受雷诺数影响。当然,仅对叶型损失进行修正是不全面的,落后角以及二次流损失等都受雷诺数的影响,应加以修正。但当没有

严重分离时,一般忽略其影响。

2.3 稳定边界的判定

本文采用最大静压升系数法^[12]来判定稳定边界。该方法将轴流风扇/压气机最大失速静压升系数 $C_{h, stall}$ 与叶栅通道的几何特征、叶排径向间隙、轴向间隙以及雷诺数等因素关联起来,并考虑了速度三角形的影响。

风扇/压气机的有效静压升系数 $C_{h, ef}$ 定义为

$$C_{h, ef} = \frac{C_p T_1 \left[(p_2/p_1)^{\frac{1}{k}} - 1 \right]_{stage} - \frac{(U_2^2 - U_1^2)_{Rotor}}{2}}{\frac{(V_{1, rotor}^2 - V_{1, stator}^2)_{ef}}{2}} \quad (2)$$

式中带有 ef 的速度平方项为有效动压头速度。有效动压头的引入,考虑了速度三角形的影响,定义为

$$\frac{V_{1, ef}^2}{V_1^2} = \frac{(V_1^2 + 2 \cdot 5V_{min}^2 + 0.5U_1^2)}{4.0V_1^2} \quad (3)$$

式中 V_1 为进气速度,而

$$V_{min} = V_1 \sin(\alpha_1 + \beta_1) \text{ 中 } (\alpha_1 + \beta_1) \leq 90^\circ$$

$$V_{min} = V_1 (\alpha_1 + \beta_1) > 90^\circ$$

$$V_{min} = U, \text{ 对于 } \alpha_1 < 0 \text{ 的转子}$$

$$V_{min} = U, \text{ 对于 } \beta_1 < 0 \text{ 的静子}$$

计算时,将各级 $C_{h, ef}$ 与修正后的 $C_{h, stall}$ 比较,若某一级的 $C_{h, ef}$ 大于 $C_{h, stall}$,则认定压气机失速。

该方法可配合多级轴流风扇/压气机非设计点性能计算使用,在宽广的雷诺数变化范围内预测风扇/压气机的稳定边界;也可辅助分析风扇/压气机级的静压升变化以及确定喘振先级、优化级匹配等。

3 计算结果及分析

为验证本方法的工程应用能力,本文针对具有代表性的三种不同类型的风扇/压气机进行了分析研究,涵盖了当前工程实际应用中的轴流压气机的类型。

3.1 高压压气机

该压气机为 RB199 (研究用) 五级高压压气机,其设计转速为 13.860 kr/min; 设计点流量为 4.68 kg/s; 设计点压比为 2.87。压气机流路较为平直 (如图 2 所示), 进、出口轮毂比分别为 0.84 和 0.91, 无进口导流叶片, 转、静子叶片分别采用 DCA 和 NACA65 常规叶型, 三级静子和四级转子间有约 3% 旁路放气。

图 2 所示为设计状态下计算收敛后该压气机子午流面计算站点分布情况。压气机三级静子和四级转子间的旁路放气, 用一空叶排进行模拟, 并指定放气量。

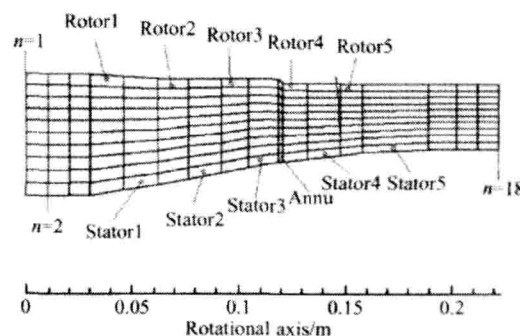


Fig 2 Meridian plane of high-pressure compressor

该高压压气机的计算性能与试验性能的比较如图 3 所示, 图中分别给出了 60%, 70%, 80%, 86.7%, 93.3%, 100% 和 106.7% 七条等转速线的总压比和效率曲线计算与试验的对比。可见除低转速下效率吻合程度略差一点而外, 所得的计算值与实验结果十分一致。

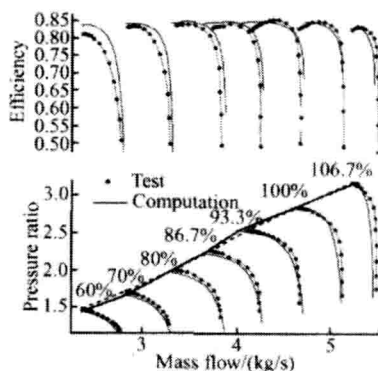


Fig 3 Overall performance of high-pressure compressor

3.2 风 扇

该风扇为带进口导向器、中等流量的三级跨声速风扇。风扇的流路收缩明显, 进口轮毂比较低, 具有较高的通流能力。设计转速下, 第一级转子叶尖切线速度与俄美现役风扇水平相当, 叶尖相对马赫数超过 1.5。

对于常规叶型, 高马赫数将带来高激波损失。为降低高马赫数下的激波损失以及激波与附面层的相互作用, 风扇叶型尖部薄而平直, 整个叶型形成具有预压缩作用的“S”形。当气流流经叶栅通道时, 叶背

的凹面上将产生连续的压缩波,气流速度降低,从而降低相应的激波损失。

图 4 为计算得到的第一级转子尖部激波损失情况。可以看出,双激波模型计算的损失与总损失近于平行,随马赫数增加而增大,叶型损失和二次流损失对马赫数敏感度相对较小。两种激波损失模型计算结果的比较表明,在高马赫数下,正激波损失大于双激波模型,随着马赫数进一步增加,其计算损失可能要超过试验的总损失。这是由于在正激波模型的假设下,激波强度仅与马赫数有关,并随着马赫数的增加而增强。双激波模型考虑了马赫数和攻角的变化带来的工况变化,更为真实地反映了风扇实际工况。

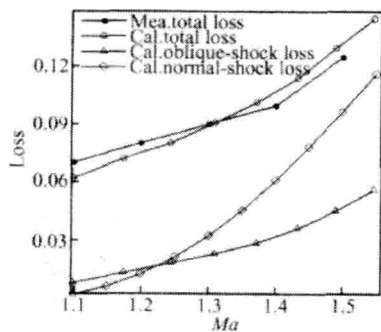


Fig 4 Shock loss of the first rotor

图 5 为 60%至 100%相对转速下计算结果与试验结果对比情况。除高转速堵点流量偏离试验值外,计算所得各转速下性能曲线与试验结果吻合很好。

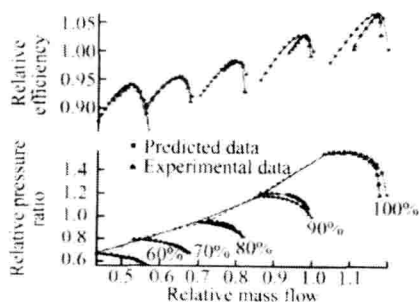


Fig 5 Overall performance of transonic fan

3.3 大涵道比风扇 增压级

该大涵道比风扇 增压级试验件是由风扇转子、外涵静子和带导向器的四级增压级组成。该试验件设计点的内外涵压比分别为 2.73 和 1.629;效率为 0.891 和 0.889;涵道比为 5.45^[13]。风扇转子外径较大,设计转速下转子叶尖相对马赫数可达到 1.46,而增压级切线速度低,负荷较重。风扇转子选用超声速

叶型,其它叶片均采用常规亚声速叶型。整个试验件根据涵道比沿叶高可划分为内、外涵两部分,在涵道比变化不大的情况下,可将内、外涵看成两个在某种程度上互不相关的压气机。

图 6 分别给出了该风扇 增压级内、外涵计算结果与试验结果的对比情况。从图中可看出,内、外涵各转速线的计算值与试验值基本一致,内涵失速边界与试验结果吻合很好,只是外涵低转速效率和内涵高转速效率与试验结果偏离较大。此外,内、外涵高转速堵点流量也与试验值有较大偏离,这与计算中未考虑涵道比变化的影响有关,而中低转速涵道比变化很小,试验和计算流量基本吻合。需要指出的是,外涵中、低转速下,试验并未达到喘点。

图 7 为该试验件近设计点附近外涵出口总压比、总温升比的径向分布与试验值的对比情况。可看出,除试验的端壁区外,两者的总压比分布基本相同;而从温升比来看,两者的趋势近似,但试验值明显低于计算值,这主要是由于近设计点的试验效率高(如图 6(a)所示)。从总温升比图还可看出,计算曲线在约 50%叶高有一个间断,这是由于目前双激波模型启动条件是门限值判断,为间断性条件,这需要在激波模型方面做进一步完善。

3.4 雷诺数的影响

为验证本方法可行性,本文还模拟了从地面到 20 km 高空雷诺数的变化对 RB-199(研究用)五级高压压气机性能和稳定性的影响。

为了便于比较,采用雷诺数指数来表示雷诺数的大小。雷诺数指数 (RNI) 定义为在相同折合转速 ($n/\sqrt{T_1}$) 下工作雷诺数 (Re) 与参考状态雷诺数 (Re_{ref}) 的比值

$$RNI = \frac{Re}{Re_{ref}} = \frac{p/p_{ref}}{(T/T_{ref})^{1.25}} \quad (4)$$

在计算中,分别选用各折合转速下的地面工作状态为参考状态。从地面到 20 km 高空, RNI 的变化范围为 1.0 到 0.100 72。

地面参考状态下压气机计算性能与试验性能的比较,在 2.1 节已有所描述。图 8~图 13 分别给出了不同雷诺数指数下压气机性能与参考状态性能的比较。可以看出,压气机的折合流量和压比都随雷诺数的降低而下降,稳定边界随雷诺数的降低而下移。这样的结果与雷诺数的降低会降低压气机性能和稳定性的认识是相符的。另外,自 12 km 以上高空,随

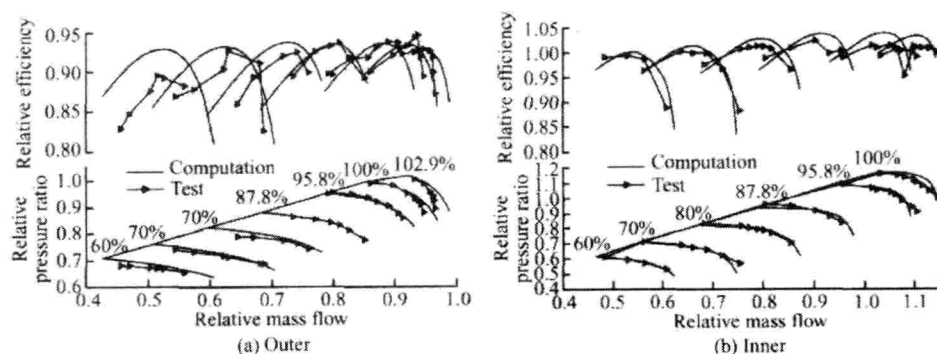


Fig. 6 Overall performance of high bypass ratio fan/booster

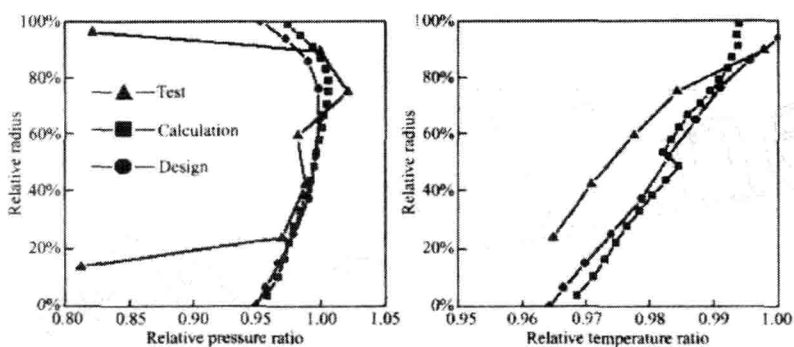


Fig. 7 Outer parameters distribution of high bypass ratio fan/booster

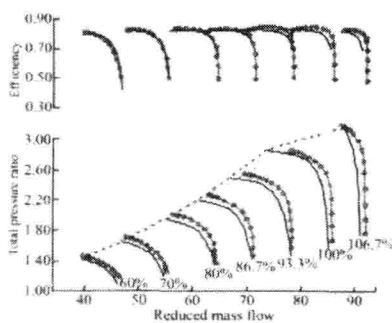
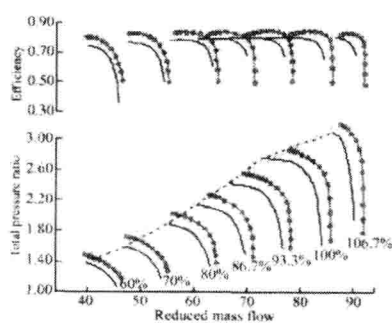
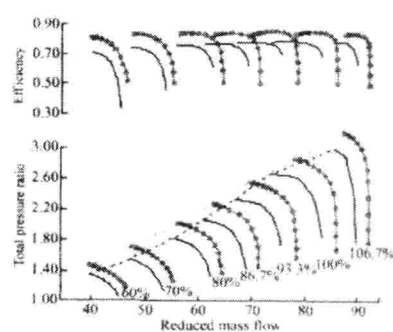
高度增加,雷诺数减小,该压气机的性能及稳定边界下降很快,这主要是由于高压压气机的弦长较小,随着高度的增加,其叶片工作雷诺数的减小尤为迅速,从而导致压气机性能和稳定边界下降很快。

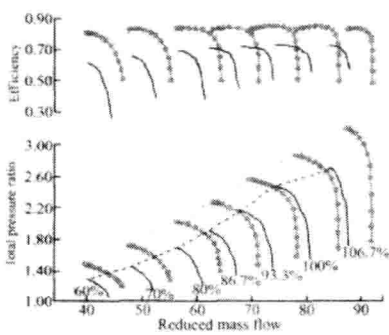
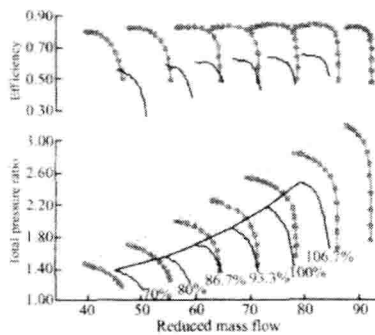
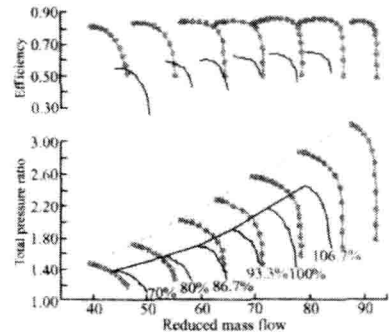
虽然由于目前尚缺乏低雷诺数下的压气机性能试验数据,在低雷诺数下的计算结果的准确性无法检验。但是,可以相信,随着相应的叶栅试验数据库的建立和充实,本方法可以很好地估算宽广雷诺数变化范围内轴流压气机性能和稳定边界。

4 结 论

(1)新增的双激波模型,考虑了马赫数和攻角的变化,适用于高马赫数来流,更好地反映现代轴流风扇的实际工况和物理本质。

(2)雷诺数修正的引入,可评估雷诺数变化对风扇/压气机性能和稳定性的影响。本方法可发展成为满足高空飞行器技术的发展需求的风扇/压气机设计研究工具。

Fig. 8 $RNI = 0.61867 (H = 5 \text{ km})$ Fig. 9 $RNI = 0.35871 (H = 10 \text{ km})$ Fig. 10 $RNI = 0.27204 (H = 12 \text{ km})$

Fig. 11 $RNI = 0.16948 (H = 15 \text{ km})$ Fig. 12 $RNI = 0.10562 (H = 18 \text{ km})$ Fig. 13 $RNI = 0.10072 (H = 20 \text{ km}, Ma = 0.8)$

(3)最大静压升系数法可在宽广雷诺数变化范围内预测轴流风扇/压气机稳定边界。

(4)本方法经过高压压气机、跨音速风扇及大涵道比风扇/增压级等典型的压气机试验结果验证,表明其灵活、可靠,具有宽广的应用范围,可应用于工程问题的分析研究,有着广泛的工程应用前景。

参考文献:

- [1] 蒋浩兴. 国外发展风扇/压气机设计体系的一些经验和启示[J]. 航空发动机, 2001(2): 142~146
- [2] 胡国荣, 周亚峰, 陈葆实, 等. 高速、高负荷跨音速单级风扇设计与试验[J]. 工程热物理学报, 2001, 22(1): 40~43.
- [3] Bloch G S, Copenhaver W W, O'Brien W F. Development of an off-design loss model for transonic compressor design[R]. AGARD-CP-571, 1996.
- [4] 胡骏. 均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算—均匀进气及径向畸变的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 225~228.
- [5] Miller G R. Shock losses in transonic compressor blade rows[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1961, 83(2): 235~242.
- [6] Wennerstrom A J, Puterbaugh S L. A three-dimensional model for the prediction of shock losses in compressor blade rows[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(2): 295~299.
- [7] König W M, Hennecke D K, Fottner L. Improved blade profile loss and deviation angle models for advanced transonic compressor bladeings: Part 2: a model for supersonic flow[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1996, 117(1): 81~87.
- [8] Bloch G S, Copenhaver W W, O'Brien W F. A shock loss model for supersonic compressor cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1): 28~35.
- [9] Boyer K M, O'Brien W F. An improved streamline curvature approach for off-design analysis of transonic axial compression systems[R]. ASME GT-2002-30444.
- [10] 赵勇, 胡骏, 郑大勇. 用双激波模型计算风扇/压气机非设计点的性能[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(5): 545~550.
- [11] Wright P I, Miller D C. An improved compressor performance prediction mode[A]. Conference on Turbomachinery[C]. England: London, 1991: 69~82.
- [12] Koch C C. Stalling pressure rise capability of axial flow compressor stages[J]. Journal of Engineering for Power, 1981, 103(4): 645~656.
- [13] 郝树成. 风扇/增压级的设计及试验研究[A]. 中国航空学会动力分会第十届叶轮机学术年会文集[C]. 中国航空工业第608设计研究所, 1999: 15~19.

(编辑:郭振伶)

双喉道推力矢量喷管的内流特性研究*

汪明生, 杨 平

(南京航空航天大学 能源动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为了研究双喉道推力矢量喷管(DTN)在非推力矢量和推力矢量情况下的内流特性, 基于数值模拟的方法, 计算分析了不同几何参数和气动参数对DTN的影响。结果表明, DTN在非推力矢量时, 仅在落压比(Z_{NPR})为3~4之间才具有较高的内流性能(推力系数达0.97, 流量系数为0.94), 当落压比增加时, 推力系数迅速下降。在推力矢量时, DTN可以获得很大的推力矢量效率(当落压比为4, 引射量为3%时达到4), 且推力系数也较高(0.94以上), 其综合性能优于单喉道偏移和激波操纵式矢量喷管。二次流量、落压比、凹腔扩张角和收敛角、引射角度都对推力矢量状态下的DTN内流性能有着不同的影响。为了实现DTN在推力矢量和非推力矢量下都有较好的内流综合性能, 所建议的设计参数为: 落压比为3~4, 引射量为3%, 凹腔扩张角为10°左右, 收敛角在20°~30°, 引射角度为30°逆流引射角($\beta=30^\circ$)。

关键词: 射流推力矢量; 双喉道喷管; 内流特性; 数值仿真

中图分类号: V435.11 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2008) 05-0566-07

Study of dual throat nozzle internal flow characteristic

WANG Ming-sheng, YANG Ping

(Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The internal flow characteristics of dual throat nozzle (DTN) under vectoring and unvectoring thrust was studied by numerical simulation. The effects of several parameters on the internal flow were analyzed. The results show that DTN can achieve larger thrust vectoring efficiency with nozzle pressure ratio (Z_{NPR}) only at 3~4 on unvectoring thrust state (thrust coefficient arrives 0.97, mass flux coefficient 0.94). But thrust coefficient decreases rapidly with Z_{NPR} increase. On vectoring thrust state, DTN can achieve superior vectoring thrust efficiency (arrive 4 at $Z_{NPR}=4$, secondary injection = 3%), and large enough thrust coefficient (0.94). DTN has a superior overall performance than throat skewing nozzle and shock vectoring nozzle. The secondary mass flux, Z_{NPR} , cavity convergence/divergent angle, and injection angle have different effect on internal performance of DTN. In order to achieve a tradeoff between vectoring and unvectoring state, the proposed parameters of DTN are: $Z_{NPR}=3\sim4$, secondary injection flux is about 3%, cavity divergence angle is about 10°, cavity convergence angle is 20°~30°, injection angle of secondary is about 30° by counterflow injection.

Key words: Fluidic thrust vectoring, DTN, Internal flow characteristic, Numerical simulation

1 引 言

射流推力矢量技术已在航空领域得到广泛关注。与传统的机械式方案相比, 射流方案的优点是机械部件少, 重量轻, 费用低, 矢量角偏转速率显著提高^[1]。目前研究较多的射流方案主要有: 激波操纵^[2,3]、喉道偏移^[4,5]以及在此基础上发展的双喉道

偏移^[6-9]和逆流控制^[10]。激波操纵式能获得显著的矢量角(典型达3.3°/1%引射量), 但是推力系数损失较大(典型地为0.86~0.94)。

喉道偏移方案一般能获得较高的推力比, 其推力系数较激波操纵方案的高(可达到0.94到0.98), 但单位二次流量所产生的矢量角却较激波操纵方案小(典型达2°/1%引射量)。逆流式使用很少量的二次

* 收稿日期: 2007-08-03; 修订日期: 2008-04-08

作者简介: 汪明生(1965—), 男, 博士, 讲师, 研究领域为内流空气动力学与推进系统。

E-mail: wangmingsh@yahoo.com.cn