

多级轴流式压气机静压升特性研究

张朴¹, 李应红¹, 刘代才², 余波¹

(1. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038; 2. 95774 部队, 云南 陆良 610051)

摘要:对多级轴流式压气机在几个典型工况下各级静压相对于设计点静压的变化特性进行了研究。研究发现,中低转速工作条件下,压气机后面级静压的变化对发动机工况的改变不如前面级敏感,因此,按常规方法监控压气机后面级流动参数的变化难于及时发现发动机中小状态时的压气机气动不稳定征兆信号。研究表明,为提高检测压气机气动不稳定征兆的时效性,应考虑在压气机前面级安装传感器,监控中低转速下的压气机气动失稳征兆信号。

关键词:轴流式压气机;静压升;压气机级;气动稳定性

中图分类号: V23 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2006)02-0010-03

压气机的气动不稳定主要有两种表现形式,即旋转失速和喘振。两种气动不稳定现象对发动机稳定工作均有很不利的影响^[1-2]。发动机使用中,稳定工作裕度要受到降稳因子的影响,不同的降稳因子的作用下,压气机均有可能失去气动稳定性^[2]。因此,在航空发动机的使用中,应动态监测压气机失稳的征兆,并采取措施避免压气机进入不稳定工作(防喘),或在压气机进入不稳定工作后采取控制动作,使发动机退出不稳定工作(退喘)。降稳因子对压气机气动稳定性的影响,最终可以归结为在压气机特性线上对喘振边界和发动机共同工作点位置的影响。发动机工作点的变化,将影响压气机总增压比的大小及其在各压气机级中的分配。因此,研究不同工况下压气机气动稳定性与增压比的变化和分配的关联,是很有意义的事情。

空军工程大学推进系统军队重点实验室近年来在其试验用单轴轴流式涡喷发动机上进行了一系列试验和理论研究^[3-5]。本文对该试验发动机在不同工况下,压气机沿程各级静压升能力的变化特性进行研究。

1 试验装置及步骤

试验发动机为单轴涡轮喷气发动机。压气机为7级轴流式,第3、4级压气机级之间的机匣上安装的放气带是该型发动机的防喘装置。试验中,在压气机的上、下机匣安装面上钻孔,安装高响应动态压力传感器,测量压气机沿程各级转子后机匣壁面静压信号。在试验发动机的试车台架上进行了一系列气动稳定性试验。试验主要考察了4个工况压气机的气动稳定工作情况(表1)。表1中,工作点A对应发动机的最大转速,工作点B1、B2对应放气带开关转速,工作点C对应的转速比发动机喘振上限转速 n_{su} 高20 r/min左右。

试验过程中,首先进行基准试车,研究喘振过程中压气机沿程各级静压变化特征和发动机失稳的气动特性。在此基础上,调整了部分几何通道面积以作进一步的试验研究。

2 压气机静压升特性

表1中,工作点A对应发动机的最大工作状态。对于试验发动机,其设计状态为海平面标准大气条件下的最大工作状态。在以下的分析中,以工作点A时压气机第1-7级静子机匣壁面测点处的静压信号 $p_{s1,A}$

收稿日期:2005-05-30

基金项目:军队科研基金资助项目

作者简介:张朴(1973-),男,四川汉源人,工程师,博士生,主要从事发动机稳定性与监控诊断研究;

李应红(1963-),男,重庆奉节人,教授,博士生导师,主要从事航空发动机控制、可靠性与故障诊断研究。

$-p_{s7,A}$ 为基准,考察发动机工作点改变时,压气机第*i*级静压信号 p_{si} 相对于设计状态的变化情况。

设所考察的工况下,压气机第*i*级静压为 p_{si} , $i=1,2,\dots,7$,而工作点A时的静压为 $p_{si,A}$ 。记 Δp_{si} 为所考察的工况下,压气机第*i*级静压相对于工作点A的静压的百分比相对变化量,则有:

$$\Delta p_{si} = [(p_{si} - p_{si,A}) / p_{si,A}] \times 100 \% \quad (1)$$

由于压气机机匣壁面沿程各级静压的测点位于1-7级转子后,因此, Δp_{si} 的变化,实际上反映了所考察的工况相对于设计状态时压气机各级静压升能力的变化,因此也就可以反映压气机总增压比在压气机各级中的分配情况。数据分析中,可将式(1)中的 Δp_{si} 用一小段时间内静压信号的算术平均值来替代。

2.1 压气机基准试验静压升特性

基准试车时,测量了工况A、B1、B2、C时压气机沿程各级静压信号。对于数据采集速率 $F_s = 10\,000$ Hz的静压信号,取在工作点A、B1、B2、C工作时,0.01 s的静压信号平均值,依照式(1)进行计算,并绘出压气机1-6级在B1、B2、C等不同工况下各级静压相对于设计工况A的变化情况(图1)。

由图1可见,由设计工作点A减小发动机工作状态至工作点B1时,相对于工作点A,压气机第1级静压增大10%左右,第2级转子出口静压增大9%左右,第3级静压基本不变。从第4级开始,压气机后面各级静压相对于工作点A逐级下降。工况B1和工况C,压气机第1、2级静压均比工况A要高,而压气机第4、5、6级静压则比工况A要低。整体上看,在工况B1和C,压气机第3级静压相对于工况A变化不大(在5%以内)。以第3级为分界线,相对于工况A,压气机前面级静压向前逐级升高,后面级静压向后逐级下降。工况B1处于较低的工作状态,地面工作时发动机抽吸能力下降,造成发动机进口静压相对于设计状态升高,再加上压气机的工作特点是“前喘后涡”,前面级由于流量相对于设计状态减小,级负荷增大,因此,压气机增压能力下降得慢一些,所以静压相对较高;相反,后面级由于压气机整机增压能力不足,气体欠压缩作用的逐级放大,使得密度相对于设计工况减小得多,从而造成流速相对增大、攻角减小,级负荷减小,因此相对于工况A,第3级以后的各压气机级的静压是逐级下降的。

工作点C的状态比工作点B1更低。自压气机第3级开始,工作点C时静压下降的速度比工作点B1要快得多。工况B2时,发动机工作转速接近工况B1的工作转速,但压气机3、4级之间的放气带处于打开位置。由于流动阻力减小,压气机1、2级流动加速、静压减小。压气机第3级静压则由于放气而迅速减小,第4级静压比工作点B1稍小一些。从第4级压气机开始,往后各级静压逐级下降。与工况B1相比,B2时,第1、2级流量增大,工作点沿等转速线向压比减小的方向移动,因此增压气体的能力下降,使得第2、3级静压下降的趋势加快。值得注意的是,工作点B2时,压气机第4~6级静压相对于工况A下降的趋势相对于B1和C要小。这是因为工况B2时,压气机3、4级之间的放气带打开,放走了多余的空气,减轻了压气机后面各级的“涡轮”状态,压气机后面各级的工作点向压比增大的方向移动,因此增压气体的能力增强,与工况B1相比,在一定程度上使得压气机后面各级静压下降的趋势有所减弱。

2.2 压气机失速前后的静压升特性

试验发动机的共同工作线在中低转速范围穿过喘振区域。因此,手工关闭放气带,从发动机喘振上限转速以上缓收油门,当工作转速小于喘振上限转速时,发动机将进入不稳定工作,压气机进入深度旋转失速。

对压气机失速前、失速期间、失速后的静压升特性进行分析,结果见图2。试验发动机压气机的静压升特性在失速前、中、后也有明显的差别。失速前,由于压气机尚没有进入深度失速,各级仍能维持较强的增压能力,所以压气机各级静压仍维持在相对较高的水平上。失速期间,由于失速团的存在,压气机的平均增压能力下降,因此从第1级起,压气机各级转子出口静压均相应下降。受总增压比下降的影响,压气机沿程各级转子出口静压下降的速度比失速前要快得多。收油门消除失速后,由于工作转速下降,总压比继续下降,因此与失速期间相比,压气机沿程各级静压继续下降。与失速期间不同的是,压气机第1级转子出口静压相对于工况A有较大幅度的下降,而其它各级的静压变化量并不大。

3 分析

现役的航空发动机多级轴流式压气机气动不稳定信号检测,仍然是基于检测压气机后的压力脉动信号。

表1 试验发动机压气机的4个典型工作状态

工作状态	A	B1	B2	C
相对换算转速	1.0	0.81	~0.81	0.77
放气带开关状态	关闭	关闭	打开	关闭

由本文的研究可知,在不同的工况下,压气机沿程各级静压相对于设计状态的静压变化特性不同。中低转速的条件下,压气机前面级(1-3级)静压变化较大,而后面级(4-6级)静压的变化相对要小得多。由图1可知,在放气带处于关闭状态的条件下,工作状态变化时(工作点B1→C),压气机4-6级静压的变化程度比1-3级要小得多。从理论上分析,在中低转速条件下,压气机后面级处于大流量的“涡轮”状态,工作状态变化对压气机叶片绕流的影响较小,因此,工作状态的变化不容易反映到压气机后面级的流场中。所以,安装在压气机后的发动机失稳信号发生器难以监测中低转速工况下的气动不稳定现象。

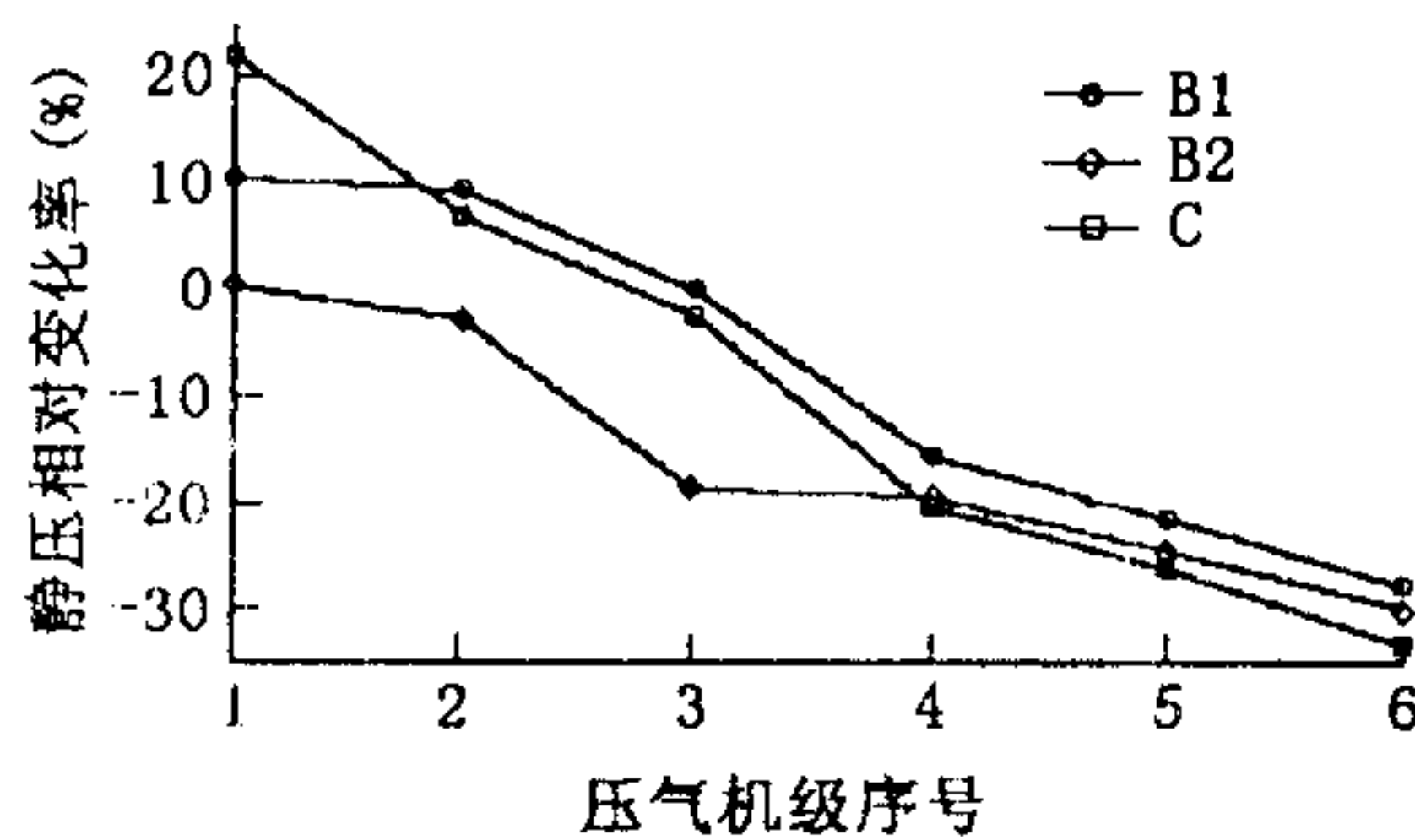


图1 压气机基准试验静压升特性

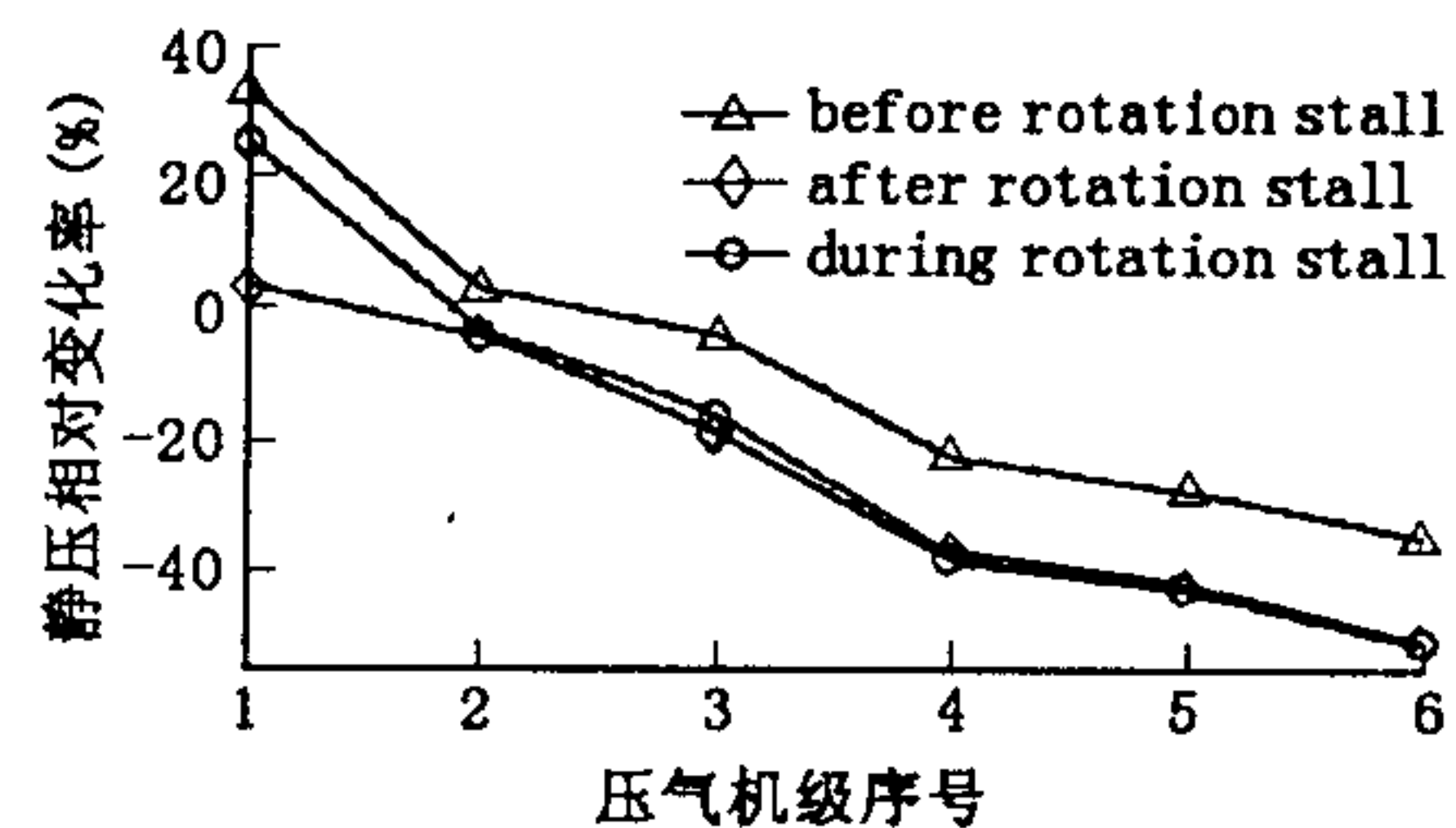


图2 压气机失速前、中和后的静压升特性

4 结论

不同工况下,多级轴流式压气机压比的变化和分配情况反映在压气机各级静压相对于设计状态静压的变化程度上。中低转速工作条件下,压气机后面级静压等流动参数的变化对发动机工况的改变不如前面级敏感,因此,从提高检测压气机气动不稳定征兆时效性的角度考虑,应考虑在压气机前面级安装传感器,监控气动失稳前的特征信号。

参考文献:

- [1] Vahdati M, Sayma A I, Freeman C. On the Use of Atmospheric Boundary Conditions for Axial - Flow Compressor Stall Simulations[J]. ASME J Turbomachinery, 2005, 127(2): 349 - 351.
- [2] 刘大响,叶培梁,胡 骏,等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京:航空工业出版社,2004.
- [3] 姜 涛,王 进,李应红. 某型发动机动态特性仿真研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2001,2(6): 15 - 18.
- [4] 张 朴,李应红,尉谐楷,等. 某型轴流发动机气动不稳定试验[J]. 推进技术,2005,26(2): 129 - 133.
- [5] 张 朴,李应红,尉谐楷,等. 轴流式压气机近失速状态端壁流动时频分析[J]. 航空动力学报,2005,20(2): 278 - 281.

(编辑:姚树峰)

Investigation on the Static - pressure - rise Characteristics of Multi - stage Axial Flow Compressors

ZHANG Pu¹, LI Ying - hong¹, LIU Dai - cai², YU Bo¹

(1. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China; 2. PLA Unit 95774, Luliang, Yunnan 610051, China)

Abstract: The characteristics of static pressure changing at stage exits of a multi - stage axial flow compressor relative to the design points at several typical operating modes are investigated. On low - to - mid operating conditions, the pressure change at the rear compressor stages caused by engine operating mode transition is not as sensitive as that at the front compressor stages, so it's hard to detect compressor instability precursory signals through the conventional method of monitoring the flow parameters at compressor exit. Then, to improve the efficiency of compressor instability precursory signal detection, it's necessary to install sensors on the front compressor stages, which would be useful for the detection of imminent compressor instabilities at low - to - mid rotating speeds of engine.

Key words: axial flow compressor; static pressure rise; compressor stage; aerodynamic stability