

文章编号: 1000-8055(2009)08-1747-05

航空发动机防喘扩稳构件效能的试验

叶巍^{1,2}, 乔渭阳¹, 侯敏杰²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 为评估和优化发动机防喘系统的效能, 采用温度畸变发生器作为逼喘装置, 分别给出了某涡扇、涡喷发动机扩稳构件在不同组合方案下的试验结果. 比较和讨论了防喘系统不同扩稳构件的扩稳效果. 试验结果表明: 发动机防喘系统扩稳效果最为显著的是采用短时切断燃油以及导叶、放气等调节手段, 但其缺点会带来较大的推力损失和系统的复杂性; 而采用切油加导叶调节的手段尽管扩稳效果不如前者明显, 但其推力损失较小且系统易于实现.

关 键 词: 防喘; 扩稳; 温度畸变; 效能

中图分类号: V233 95

文献标识码: A

Test investigation of aero engine's stability enhancement components in anti-surge system

YE Wei^{1,2}, QIAO Wei yang¹, HOU Min jie²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: To assess and optimize the optimal efficiency of the anti-surge system, this paper adopted the temperature distortion generator as the force surge system and presented the test results of certain turbojet and turbofan engine's stability enhancement components at different combinatorial projects respectively, compared and discussed the effects of various stability enhancement components of the anti-surge system. The test results show that the most effective anti-surge system is the one using throttle cutting for a short time, vane regulating and air bleed and so on. The defect is the biggish thrust drop and system complexity. The stability enhancement effect of cutting off and regulating vane at the same time is not as good as the preceding one, but with lesser thrust drop and better realizability.

Key words: anti-surge; stability enhancement; temperature distortion; efficiency

发动机在使用过程中会遇到众多外部扰动因子的强烈干扰. 其中, 影响最大而又难以避免的是飞机发射武器时所形成的温度畸变. 据统计, 当发动机进口温升超过 350 K, 温升率大于 1 500 K/s 时, 发动机通常会失去工作稳定性^[1]. 这就要求发动机具有性能卓越的防喘系统以保证其安全、可

靠的工作.

防喘系统的扩稳措施主要包括压气机导叶调节、压气机级间放气、喷管面积调节以及燃油量急减等^[2]. 显然, 采用的扩稳构件越多, 提高发动机气动稳定裕度的可能性就越大, 但由此会引起系统的复杂性大大增加^[3]. 为了最大限度的发挥防

收稿日期: 2008-06-04; 修订日期: 2008-09-30

基金项目: 国家 APTD 计划

作者简介: 叶巍(1968-), 男, 福建长汀人, 博士生, 高级工程师, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究.

喘系统的效能, 如何获得扩稳构件在不同组合方案下的收益是十分必要的^[4]. 衡量防喘系统效能的一般要求是消除发动机喘振过程的时间要短、防喘系统工作时间内发动机稳定裕度增加时的推力损失最小、发动机恢复到原始工作状态的时间要短以及系统简单、易实现, 且工作可靠.

本文以某涡扇和涡喷发动机为试验对象进行了防喘系统扩稳构件的效能试验研究, 可对具体发动机防喘系统方案的确定提供依据, 并将对防喘系统的调试和性能优化发挥重要作用.

1 逼喘发生器与试验方法

1.1 温度畸变发生器

采用温度畸变发生器作为外部扰动逼喘源, 其特点是不需改变发动机内部原始匹配点参数, 所形成的畸变特性与武器发射时的过程极为相似. 其用途主要用于发动机进口稳态和瞬态温度畸变条件下的稳定性考核、评定以及调试和鉴定防喘系统效能.

温度畸变发生器原理^[5]如图 1 所示, 系统由氢气燃烧器、点火系统、氢气供给和分配系统以及氮气吹扫系统组成. 其主体设备安装在发动机进口上游, 采用氢气作为燃料, 通过对氢燃烧区所选扇区(每个扇区为 60°, 共 6 个扇区)的氢气进行点火燃烧, 高温区气流一边沿流道流动, 一边与未点火燃烧区域的冷空气相互掺混并降温, 从而在发动机进口形成不均匀温度场. 通过选择不同的氢气填充容积和调节不同的供氢压力, 实现对发动机进口温升值与温升率的调节; 而温度畸变的作用时间是通过供氢活门的开、关时间来实现.

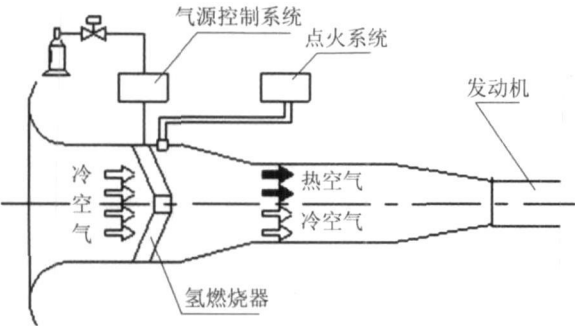


图 1 温度畸变发生器工作原理示意图
Fig. 1 Principle of temperature distortion generator

1.2 测量布局

1.2.1 进口温度场测量布局

在发动机进口安排了测量段, 用以测量进口瞬变温度场. 测量截面距离发动机进口的距离不大于一倍流道直径, 发动机进口温度场采用 6×3 的测点布局(参见图 2, 沿周向均布 6 支温度探针, 每支探针上按等环分布 3 点小惯性温度热电偶). 小惯性温度热电偶为镍铬-考铜材料, 采用扁平结构型式, 具有较高的灵敏度, 受感部分厚度 0.1 mm, 宽度 0.35 mm. 在发动机进口马赫数为 0.3~0.6 范围内, 热电偶时间常数(ϵ) 不大于 50~70 ms, 温度测量的相对误差不超过 6%.

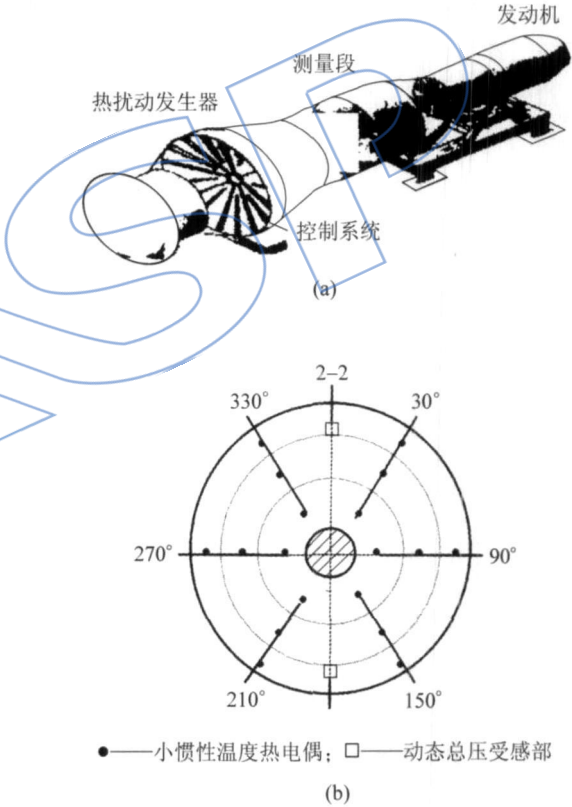


图 2 进口测量段测量布局
Fig. 2 Configuration of the test measurement of the engine's inlet

1.2.2 发动机常规参数

为了便于试验结果与发动机均匀条件下的性能参数比较, 发动机流道内部的参数测量与均匀进气条件下的发动机试验一致. 发动机常规参数主要包括各部件特征截面参数, 如转子转速、涡轮后燃气温度、发动机燃油和滑油进口压力、滑油出口温度以及大气温度和压力等.

1.3 试验方法

根据试验要求设定扰动持续时间, 选择点火扇区和氢气填充容积, 并关闭高响应阀门. 发动机启动至油门杆设定状态, 调节氢气减压阀阀后压力, 使其达到预先设定值, 此时, 打开高响应阀门, 并对温度畸变发生器点火, 如果发动机未喘振, 继续增加氢气减压阀后压力直至发动机失稳, 此时防喘系统投入工作. 通过此方法研究扩稳构件在不同组合情况下的发动机稳定性收益.

由于台架试车时发动机的气动稳定裕度不可测量, 故采用发动机进口能承受的面平均温升值间接代表发动机气动稳定性指标.

2 试验结果与讨论

2.1 涡扇发动机防喘扩稳构件的试验研究

试验是在某涡扇发动机进口高温区范围 $\theta^* = 180^\circ$, 换算转速 100% 的条件下进行的. 表 1 给出了该涡扇发动机在不采用、部分采用以及全部采用扩稳构件下的试验结果. 从表 1 可以看出, 发动机未采用任何调节措施, 稳定性间接指标——进口临界温升仅为 286 K; 当关闭压气机导叶角度时, 相对于前者 (未采用扩稳构件), 临界温升增加了 21 K, 这是由于导向器安装角减小, 攻角也随之减小而带来的结果; 采用关闭导叶和三级放气, 进口临界温升上升到 313 K, 而采用全部流道几何调节措施时, 进口临界温升进一步增加至 340 K, 由于压气机级间放气提高了气流的轴向速度, 使得攻角减小, 并接近设计工作状态, 从而改善了发动机气动稳定性. 但从能量的观点来看是不利的, 因为放气消耗了压缩能量, 使得推力降

低, 油耗增加; 采用关闭压气机导叶角度和切油的手段, 进口临界温升相对于未采用扩稳措施提高了 107 K. 由于切油使得压气机转子暂时节流, 发动机转差增加, 因此大大提高了气动稳定性储备, 其最大缺点在于推力降低明显, 可能会产生飞机操纵的危险性并降低瞄准精度, 图 3 示出了切油时扩大稳定裕度的基本原理. 稳定裕度储备得到最大限度的提高来自于所有扩稳措施的应用, 此时进口连接温升高达 433 K.

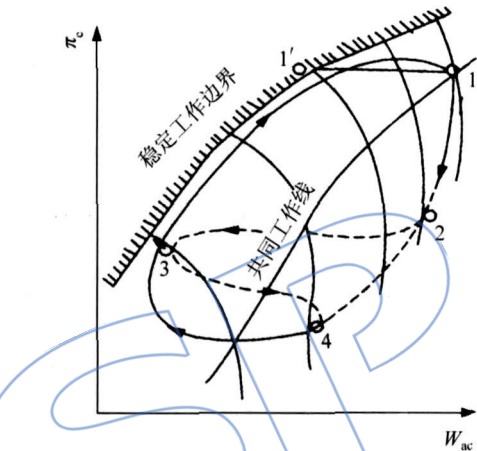


图 3 短时切油时发动机工作点运行轨迹
Fig 3 Running track of engine operation point during cutting off for a short time

显然, 从临界温升增幅的趋势来看, 无疑是随着扩稳构件增加, 其稳定性间接准则——临界温升也是提高的, 亦即意味着稳定裕度扩大最多. 但由于执行机构增加, 会带来系统的复杂程度大大增加. 从扩稳的有效性来看, 切油对稳定性的贡献最为显著, 因此选择合适的切油深度和压气机导叶调节组合措施是最佳的防喘方案. 而在高压气机的第三级和第五级放气是不合适的, 因为进口临界温升增加并不明显.

图 4 给出了另一台涡扇发动机扩稳构件对其进口临界温升影响的试验结果. 从图中可以看出, 采用部分和采用全部扩稳构件, 发动机进口临界温升随着换算转速的增加均呈单调下降的趋势, 这是由于高转速下发动机原始裕度储备较低所带来的结果. 其中在换算转速 80% 和 90% 时, 仅采用压气机导叶调节, 发动机进口的临界温升分别为 445 K 和 412 K. 采用短时切油手段明显比单纯的调节导叶角度所带来的扩稳效果明显, 其中在换算转速 80% 状态下, 短时切油所引起的发动机扩稳效果最为显著, 此时发动机进口所能承受的

表 1 某涡扇发动机扩稳效能比较

Table 1 Efficiency of stability enhancement of a turbofan engine

$\alpha_{HA} = -8^\circ$	发动机扩稳执行构件			进口临界温升 $\Delta T_i / K$
	第三级放气	第五级放气	切油	
				286
✓				307
✓	✓			313
✓	✓	✓		340
✓			✓	393
✓	✓	✓	✓	433

最大温升高达673K, 由于短时间切断燃油降低了涡轮前温度, 同时发动机转差增加, 解除了压气机的堵塞问题, 因此其稳定裕度也相应的大幅提高, 到换算转速 95% 时, 进口临界温升为498 K. 当采用全部扩稳构件用于提高气动稳定性时, 在换算转速 95% 状态下, 其对应的进口临界温升为633 K, 相比单纯短时切油方案几乎提高了 20%. 需要说明的是, 由于短时切油时, 压气机稳定裕度在得到提高的同时, 风扇的稳定性却没有提高, 甚至风扇的稳定裕度还会降低, 这是由于高压压气机的转速下降较快, 降低转速对风扇而言起到了节流作用, 导致风扇流量系数的减小, 因此, 通常在切油的同时应调节风扇导流叶片及打开喷管喉道面积.

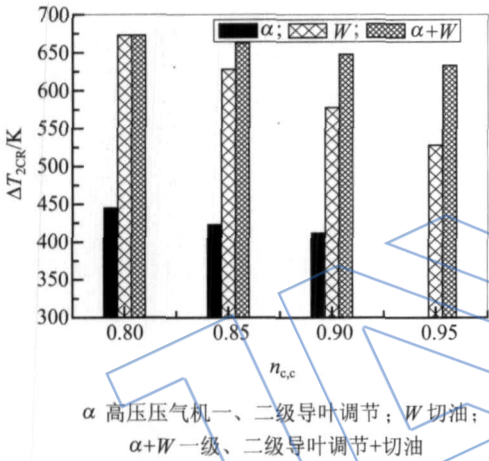


图 4 不同扩稳构件对某涡扇发动机扩稳效能的对比

Fig. 4 Effect upon a turbofan engine with different stability enhancement components

2.2 涡喷发动机防喘扩稳构件的试验研究

由于某涡喷发动机没有设置流道几何调节装置, 可调节的手段有限, 因此, 采用放气、切油作为扩稳构件考核其扩稳效能. 试验选取了 3 个相邻的点火扇区, 亦即高温区范围 180° 下完成的. 图 5 示出了该发动机的在不同扩稳构件作用下的试验结果. 图中的数据显示: 与未采用任何扩稳构件相比, 其扩稳的效果依次为压气机七级后放气、七级后放气加压气机后放气、燃油量急减加七级后放气. 其中, 在换算转速 94% 下, 第二种措施的采用相比于发动机原始临界温升(未采用任何扩稳构件, 对应于图中第一种措施)增加了 45 K, 第三种措施增加了 70K; 在 $n_{c,c} = 96\%$ 时, 相比于第一种

措施而言, 采用第二、三、四种措施下的扩稳构件, 其临界温升的增量分别是 59, 92, 132 K; 在 $n_{c,c} = 97\%$ 时, 采用燃油量急减和七级压气机后放气的组合扩稳构件, 其临界温升的增量达到 130 K. 这进一步说明了切油是扩大发动机稳定性的最有效的途径.

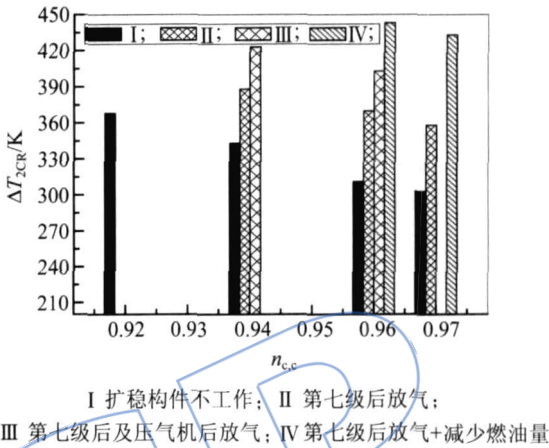


图 5 不同扩稳构件对某涡喷发动机进口临界温升的影响

Fig. 5 Effect to a turbojet engine's inlet critical temperature rise by different stability enhancement components

3 结 论

1) 扩大发动机稳定裕度最有效的技术措施是切断或急剧减少燃油量, 但其对推力影响也最为显著, 因此, 合理选择切油深度和切油规律, 对于防喘系统效能而言是最为关键的.

2) 扩稳构件应根据发动机的具体结构和具体要求来的选取, 试验研究表明: 对于某涡扇发动机的扩稳构件, 最有效消除发动机不稳定工作状态的方式是切油和调节压气机导叶角度; 对于某涡喷发动机, 切油加放气是提高发动机进口临界温升的最佳手段.

参考文献:

[1] 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: 228.
LIU Daxiang, YE Peiliang, HU Jun, et al. The technique of the stability design and assessment of the aerengine [M]. Beijing: The Publishing Company of Aviation Industry, 2004: 228. (in Chinese)
[2] 张绍基. 航空发动机进口温度畸变参数和防喘控制系统设计[J]. 推进技术, 2006, 27(1): 15-19.
ZHANG Shaoji. The design of the inlet temperature dis

tortion parameters and anti surge control system of aeror engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27 (1): 15-19. (in Chinese)

[3] 叶巍, 陆德雨, 黄顺洲. 航空发动机防喘系统设计与研究 [R]. 中国航空科技报告, 1997, HK97057.

YE Wei, LU Deyu, HUANG Shunzhou. The design and study of the aeror engine's anti surge system [R]. China Aeronautical Science and Technology Report, 1997, HK97057 (in Chinese)

[4] 邢家瑞, 张绍基, 马亚全, 等. 某涡喷发动机的防喘控制的试验研究 [J]. 航空发动机, 2001, (3): 18-23.

XING Jiarui, ZHANG Shaoji, MA Yaquan, et al. Test study on certain turbojet engine's anti surge control. Aeroengine, 2001, (3): 18-23. (in Chinese)

[5] 王润明, 王惠茹, 侯敏杰, 等. 温度畸变发生器研制 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(2): 41-46.

WANG Runming, WANG Huiru, HOU Minjie, et al. The development of the temperature distortion generator [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(2): 41-46. (in Chinese)