

某型涡扇发动机防喘/消喘控制系统研究

余丽平, 柴小亮, 王辉荔, 石群燕

(中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵阳 550081)

摘要: 主要研究了某型涡扇发动机的防喘/消喘系统的工作原理:电子控制器根据武器发射指令形成K2指令, 控制发动机防喘系统; 根据发动机喘振信号形成K1指令, 控制发动机消喘系统。在防喘/消喘控制设计中采取了相关的保护措施, 以提高系统工作的可靠性和安全性。试验结果表明, 该防喘/消喘控制系统有效地保护了发动机的工作安全。

关键词: 发动机; 控制系统; 防喘; 消喘

Investigation on A Turbofan Engine Anti-Surge/ Surge Eliminating Control System

Yu Liping, Chai Xiaoliang, Wang Huili, Shi Qunyan

(AECC Gui Yang Engine Design Research Institute, Guiyang 550081, China)

Abstract: The operational principle of a turbofan engine anti-surge/ surge-eliminating control system were discussed in this paper. By the electronic controller, on the basis of the weapon launch order, the K2 order form and control Anti-surge of an engine; on the basis of the surge signal, the K1 order form and control surge-eliminating of an engine. While some protective measures were presented to increase the reliability and safety of the system. The results that the system were presented to protect the safety of the engine.

Key words: engine; control system; anti-surge; surge eliminating

随着航空推进系统性能的迅速提高, 要求更充分地发挥发动机的潜力, 至使发动机参数更接近于极限状态, 喘振裕度更小; 同时飞机机动性更高, 使用条件更为恶劣, 而飞机装载的武器也越来越先进, 当飞机发射武器时, 发动机吸入导弹和火箭发出的高温废气, 空气流量突然减少, 极易导致发动机喘振^[1]。因为喘振具有突发性, 在极短的时间内损害发动机甚至危及飞机的安全, 所以防喘/消喘控制已成为现代航空发动机控制系统的一个重要组成部分。

本文主要研究了某型涡扇发动机防喘/消喘系统的工作原理(如图1所示):电子控制器根据武器发射指令, 形成K2指令, 控制发动机防喘系统;

根据喘振A值满足 $A \geq AKP$ 条件, 形成K1指令, 控制发动机消喘系统。同时, 研究了喘振传感器的特性及喘振A值的计算方法, 提出了防喘/消喘控制中的几种特殊情况和保护措施, 为后续发动机的防喘/消喘系统设计提供依据。

1 防喘控制系统

1.1 K2控制指令的形成

当接通“武器发射”开关, 该信号(信号有效时间不小于0.1s), 同时接通“防喘”开关(即防喘保护系统投入工作), 电子控制器形成了K2指令。

1.2 防喘系统工作原理

K2指令形成后, 分别传送到进气道控制器、主燃烧室燃油流量控制程序、喷口临界截面面积控制程序和遭遇空中起动控制程序。到达进气道的控制指令, 控制发动机的进气流通面积减小, 进气流量也就减小^[2]; 到达主燃烧室燃油流量控制程序的控制指令, 降低发动机压气机转子转速和涡轮后燃气温度的控制/限制计划; 到达喷口临界截面面积控制程序的控制指令, 控制发动机喷管临界截面面积增大, 提高发动机风扇转子转速的控制/限制计划; 到达遭遇空中起动控制程序的控制指令, 控制发动机自动进行遭遇空中起动, 避免发动机空中停车。通过上述控制措施, 增加了发动机的稳定工作裕度, 避免发射武器时出现喘振^[3]。

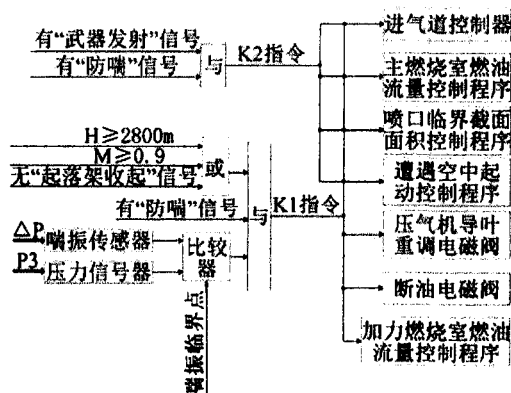


图1 防喘/消喘控制系统工作原理图

当飞机发射武器时, 由于导弹发出的高速尾气作用使发动机燃烧室进口气流速度瞬时增大。在防喘机构作用下, 发动机的进气流通面积减小导致进气流量相对减少, 导致发动机燃烧室余气系数减小, 燃烧室燃烧特性朝富油边界移动^[4]。综合上述两个因素, 导致发动机极易熄火(特别是发动机在高空小转速工作时)。针对此种情况, 本文设计了具有协同遭遇空中起动的功能, 不管发动机是否熄火都自动进行遭遇空中起动, 以保证发动机在发射武器后能迅速恢复到油门杆位置对应的工作状态。当K2指令撤销后再维持 (8 ± 0.5) s, 撤销传送到进气道控制器、主燃烧室燃油流量控制程序、喷口临界截面面积控制程序和遭遇空中起动控制程序的控制指令, 使发动机的几何通道、控制/限制计划恢复到正常工作状态, 如图2所示。

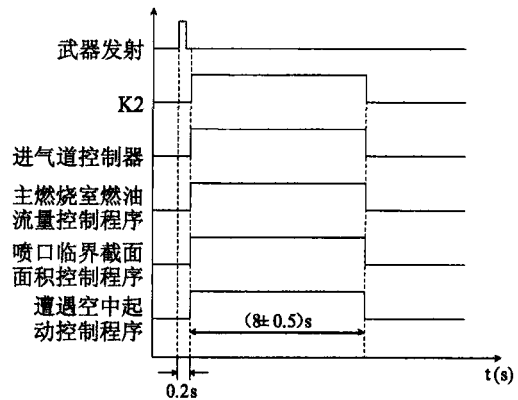


图2 防喘系统信号关系

2 消喘控制系统

2.1 喘振传感器特性

喘振传感器是根据发动机喘振时出现气流倒流的特征设计的, 它感受高压压气机出口的总压和静压之差 ΔP , 输出与压差对应的电压信号。喘振传感器的测量压差的范围为 $(-0.1 \sim 2.2)$ kgf/cm², 压差与电压的对应关系如表1所示, 应用Matlab进行曲线拟合得到压差与电压的关系表达式, 并绘制出传感器的误差范围曲线, 如图3所示。在 $(-0.1 \sim 0.1125)$ kgf/cm²内, 输出电压为线性, 其表达式为: $U = 10 \times P + 2.375$; 在 $(0.1125 \sim 2.2)$ kgf/cm²内, 输出电压按对数特性, 其表达式为: $U = 1.4427 \times \ln P + 6.652$ 。

表1 喘振传感器的输入输出特性数据表

检验点 (kgf/cm ²)	-0.1	0	0.1125	0.225	0.45	0.9	1.8
理论值 (V)	1.375	2.375	3.5	4.5	5.5	6.5	7.5

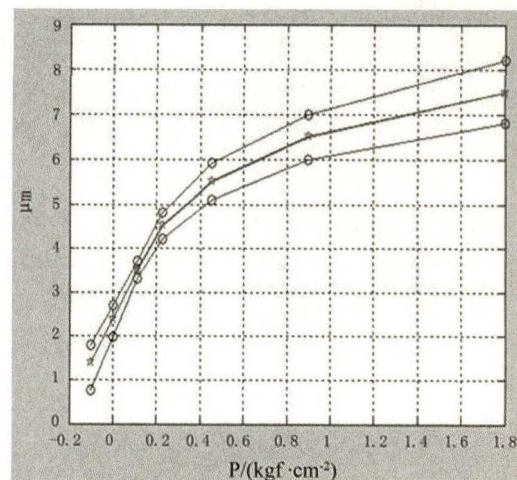


图3 喘振传感器的输入输出特性曲线

2.2 喘振判断方法

在电子控制器的防喘模块中,通过带通滤波器[通过频率从 (40 ± 8) Hz到 (150 ± 30) Hz]滤去无用的低频和高频部分,并产生出与压差 ΔP 对应的电压信号。当 $A \geq A_{KP}$ (A_{KP} 为喘振临界点对应的脉动值与压差平均值的比值)时,认为发动机发生喘振。

$$A = \Delta P_{\text{plus}} / \Delta P_{\text{aver综合}}$$

$$\Delta P_{\text{aver}} = (\Delta P_{\text{max}} + \Delta P_{\text{min}}) / 2$$

$$\Delta P_{\text{plus}} = (\Delta P_{\text{max}} - \Delta P_{\text{min}}) / 2$$

当 $\Delta P_{\text{aver}} < 0.1125 \text{ kgf/cm}^2$ 时, $\Delta P_{\text{aver}} = (0.05, \Delta P_{\text{aver}} - \Delta P_{\text{aver}}^0)_{\text{max}}$, 即平均值较小时用 $\Delta P_{\text{aver}} = 0.05$ 计算A值,有利于减少喘振误报;当 $\Delta P_{\text{aver}} > 0.1125 \text{ kgf/cm}^2$ 时, $\Delta P_{\text{aver}} = \Delta P_{\text{aver}}^0$ 。

式中: ΔP_{min} ——压差最小值;

ΔP_{max} ——压差最大值;

ΔP_{aver} ——计算的压差平均值;

ΔP_{aver}^0 ——修正的压差平均值;

$\Delta P_{\text{aver综合}}$ ——最终的压差平均值, $\Delta P_{\text{aver综合}} = (\Delta P_{\text{aver}}, \Delta P_{\text{aver}}^0)_{\text{max}}$;

ΔP_{plus} ——压差脉动值;

ΔP_{aver}^0 ——控制器上电时的压差平均值。

当压气机工作在设计点附近时,压气机的共同工作点离压气机的喘振边界较远,即喘振裕度较大,所以允许压气机的相似流量沿压气机的相似转速线有较大变化(本文中的A值即反映了空气流量的变化),此时飞行条件变化将引起工作点沿共同工作线移动。压气机物理转速一定时,飞行高度下降、大气温度升高、飞行速度提高都将引起工作点沿压气机空气相似流量下降的方向移动,压气机的喘振裕度逐步降低,所以允许压气机的相似流量沿压气机的相似转速线的变化逐步减小。当压气机工作在远离设计点时,压气机的喘振裕度进一步相对减小,允许的空气流量脉动进一步减小。

根据以上压气机的特性分析,在不同工作情况制订了喘振判断临界点,压差脉冲频率为 (80 ± 20) Hz时保证不大于0.05s发送指令K1, AKP 的取值如下:

$$P_3 \geq 5 \text{ kgf/cm}^2 \text{ 时, } AKP = A1 = 0.65 \pm 0.065;$$

$$P_3 < 5 \text{ kgf/cm}^2 \text{ 时, } AKP = A2 = 0.4 \pm 0.04。$$

2.3 K1控制指令的形成

当接通“防喘”开关(即防喘保护系统投入工

作)且无“起落架收起”信号或者当相对/绝对高度 $H \geq 2800 \text{ m}$ 或者马赫数 $M \geq 0.9$ 时,为了防止压气机出口压力偶然波动而造成消喘系统的不稳定工作,电子控制器判断在0.05s内A值满足喘振条件($A \geq AKP$),认为发动机进入喘振,就输出K1指令并形成消喘控制信号。

2.4 消喘系统工作原理

K1指令形成后,分别传送到进气道控制器、压气机导叶重调电磁阀、断油电磁阀、主燃烧室燃油流量控制程序、喷口临界截面面积控制程序、加力燃烧室燃油流量控制程序和遭遇空中起动控制程序。到达进气道的控制指令,控制发动机的进气流面积减小,进气流量也就减小;到达压气机导叶重调电磁阀的控制指令,压气机导叶角度减小(负角度增大),增大高压压气机喘振裕度^[5];到达断油电磁阀的控制指令,停止向主燃烧室供油,以降低发动机压气机转子转速和涡轮后燃气温度;到达主燃烧室燃油流量控制程序的控制指令,降低发动机压气机转子转速和涡轮后燃气温度的控制/限制计划;到达喷口临界截面面积控制程序的控制指令,控制发动机喷管临界截面面积增大,提高发动机风扇转子转速的控制/限制计划;到达加力燃烧室燃油流量控制程序的控制指令,如果发动机工作在加力状态,将加力调到最小加力状态;到达遭遇空中起动控制程序的控制指令,控制发动机自动进行遭遇空中起动,避免发动机空中停车。通过上述控制措施,使发动机在短时间内退出具有推力损失的不稳定工作状态,恢复到正常稳定工作。

当不满足 $A \geq AKP$ 后延迟 (0.25 ± 0.05) s取消K1指令,同时取消传送到进气道控制器、压气机导叶重调电磁阀、断油电磁阀、主燃烧室燃油流量控制程序、喷口临界截面面积控制程序、加力燃烧室燃油流量控制程序的控制指令,使发动机的几何通道、供油、控制/限制计划、加力状态恢复到正常工作状态;传送到遭遇空中起动控制程序的控制指令,控制燃烧室点火、补氧,直到K1指令撤销后再维持 (8 ± 0.5) s,以保证发动机点火成功,如图4所示。

3 试验验证

防喘/消喘控制系统随某型涡扇发动机的试验曲线如图5~图6所示。

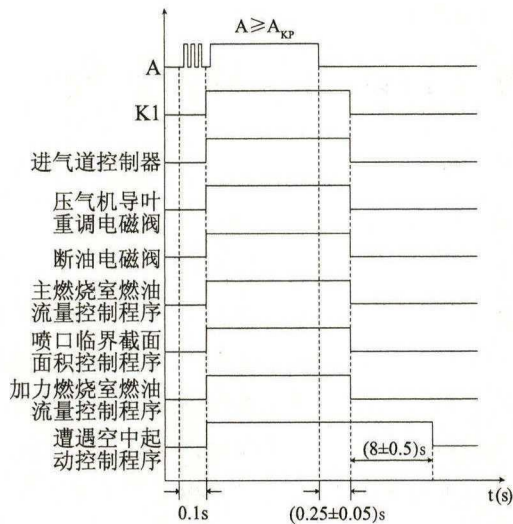


图4 消喘系统信号关系

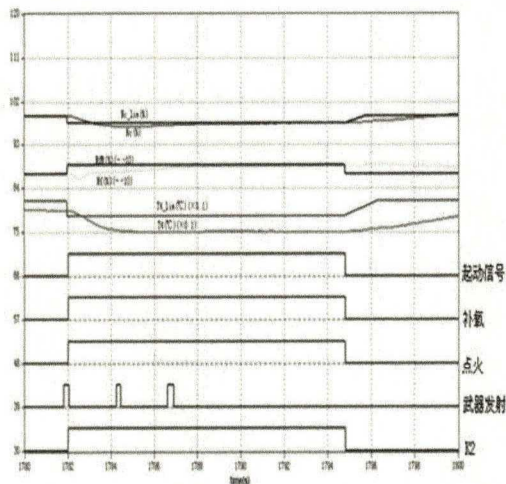


图5 防喘系统控制试验曲线

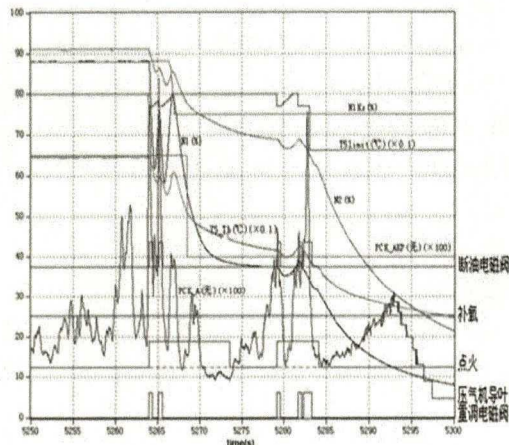


图6 消喘系统控制试验曲线

在某型涡扇发动机地面台架试验及高空台试验过程中, 当满足防喘/消喘判断条件时, 该防喘/消喘控制系统及时投入工作, 防喘/消喘控制时序和功能正常, 符合设计要求。

4 结论

为了增加发动机在各种恶劣飞行条件下(恶劣气象、机动飞行、温度畸变等)的工作稳定性, 设计和研制一个高可靠性的发动机防喘/消喘系统是非常必要的。为了不同的目标, 在设计过程中经常把预先的防喘系统和消喘系统组合起来。本文设计防喘/消喘控制系统已成功应用于某型新研制发动机的控制系统中, 经试验验证当满足条件时, 防喘/消喘控制系统及时投入工作, 能有效地保护了发动机的工作安全。

参考文献

- [1] 秦海波, 孙健国. 某型发动机防喘/消喘控制系统分析研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 201-206.
- [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(2): 15-19.
- [3] Jinkun L, Chuntaek K, Sooseok Y. Surge line measurement of a gas turbine engine by fuel spiking test [R]. AIAA 2005-810, 2005.
- [4] Gogoi A, Verma S, Sane S K. A model for rotating stall and surge in axial flow compressors [R]. AIAA 2002-4086, 2002.
- [5] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance [M]. Oxford, UK: Blackwell Science Ltd, 2004.

作者简介

余丽平(1979—), 女, 硕士研究生, 高级工程师。研究方向: 发动机控制系统设计。E-mail: 616334580@qq.com。