

文章编号: 1000-8055(2004) 06-0834-04

昆仑发动机发射武器防喘 控制系统的研制

邢家瑞, 张绍基, 姜彩虹, 马亚泉
(沈阳发动机设计研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘要: 本防喘系统为某型歼击机研制, 采用了数字式防喘控制器, 能适应战斗机发射多种武器的要求, 可按不同弹位、不同弹种和发射导弹时的不同飞行条件实现不同的控制规律。通过试验室物理模拟试验、火风洞温度畸变试验、地面和飞行台吞噬火药气体试验、高空台试验, 优选了防喘控制规律, 完成了全飞行包线的实弹考核飞行试验。研制过程中采用发动机进口热扰动参数和防喘系统有效性准则来评价防喘系统的工作能力, 使研制工作逐步规范。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 防喘系统; 数字控制

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Development of a Surge Preventive Control System Applied to the Kunlun Aeroengine

XING Jia-rui, ZHANG Shao-ji, JIANG Cai-hong, MA Ya-quan
(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: This paper presents the development of KUNLUN engine surge preventive control system. It describes the design method and the validity check criteria, which is used to evaluate the effectiveness of this system. The digital dual-redundancy controller satisfies the weapon launching requirement of a fighter with multi-kind missiles and cannon. Its anti-surge performance has been demonstrated successfully in the evaluation flight test throughout its flight envelope.

Key words: aerospace propulsion system; aeroengine; surge; control

本防喘控制系统为我国某型现代歼击机发射武器时防止发动机喘振和熄火的要求而设计的, 其基本要求是:

(1) 飞机武器设置: 机身前下部安装机炮; 机翼两侧内、中、外挂点挂装 A、B、C 三型空-空导弹;

(2) 防喘控制系统在飞机的整个飞行包线中能稳定工作, 在发射导弹的飞行范围内, 能防止发

动机熄火和喘振;

(3) 允许在飞机的不同挂位发射不同类型导弹, 不限制发动机的工作状态, 特别是可以在高攻角下发射;

(4) 发射导弹、防喘控制系统工作时, 发动机和飞机进气道工作状态匹配良好, 防喘控制过程结束后发动机能迅速恢复到发动机原有的工作状态。

收稿日期: 2003-12-01; 修订日期: 2004-03-26

作者简介: 邢家瑞(1937-), 男, 湖北黄梅人, 沈阳发动机设计研究所研究员, 政府特殊津贴获得者, 主要从事航空发动机控制系统设计研究。

(5) 防喘控制系统具有良好的可靠性和可维修性。

我国早期有一种以 4 次脉冲切油方式工作的发动机防喘控制系统, 系部分地仿制俄罗斯早期的产品(80 年代末即被淘汰), 缺点较多, 不能满足上述要求。

研制现代发动机防喘控制系统的困难在于, 一方面, 作为控制对象的发动机随着压气机增压比的提高, 它对导弹尾流造成的发动机进口温度畸变的敏感性有所增加, 而压气机导向叶片和喷口又不可调, 仅有一个可调参数—主供油量。另一方面, 在设计方法上可供借鉴的极为有限, 需要探索。

本系统自 1989 年开始研制, 方案经过反复论证后, 进行了大量试验, 包括试验室物理模拟试验、火风洞温度畸变试验、地面和飞行台吞噬火药气体试验、高空台试验。通过试验得出了在进口温度畸变条件下发动机带和不带防喘控制系统时的稳定工作边界, 优选了防喘控制规律和主要参数, 基本掌握了发动机防喘的内在机理。在此基础上, 完成了全飞行包线的防喘控制系统对飞机进气道和发动机瞬态匹配稳定性影响的试飞以及发射三型、总计 15 枚导弹和发射机载航炮的定型考核试飞, 2002 年本防喘控制系统通过设计定型。

1 防喘系统的组成

防喘系统的组成见图 1。其核心部分是数字

式防喘控制器, 它和飞机大气机和武器管理系统、发动机电气系统、主泵—调节器、放油电磁阀 KO 和进气道斜板控制器共同组成防喘系统。由于充分利用了主泵—调节器原有的燃油调节功能, 而新增加的 KO 放油电磁阀仅 1.2kg, 因此, 大大减小了防喘系统执行机构的质量。

1.1 防喘控制器

防喘控制器由两块电路板组成, 结构相同, 各采用一片 87C51 单片机作处理器(称 A 机和 B 机)。A 机(或 B 机) 控制左、右发动机时, B 机(或 A 机) 处于热备份状态。当 A 机(或 B 机) 发生故障时, 监控电路检测到后即自动转换为由 B 机(或 A 机) 控制, 由于采用了双余度, 控制器的可靠性大为提高。A 机、B 机通过输入接口接收大气机和武器管理系统的信号, 按照 A 机、B 机控制软件所预定的工作逻辑输出指令, 实现防喘控制。

1.2 排油活门

排油活门亦称燃油急降活门或 KC 活门, 装在主燃油泵—调节器上, 原用于发动机地面启动时急降燃油, 这里利用它作为防喘降油的执行机构。当排油活门电磁阀工作时, 衔铁推动排油活门, 通过定压差活门控制随动活塞, 使斜盘角度减小, 从而减小供油量。另一方面, 排油活门同时使液压延迟器活塞移动, 使发动机转速迅速降至自动工作开始转速。由于上述变化过程, 主燃油调节器瞬时大幅度减油, 短时提高发动机喘振裕度。

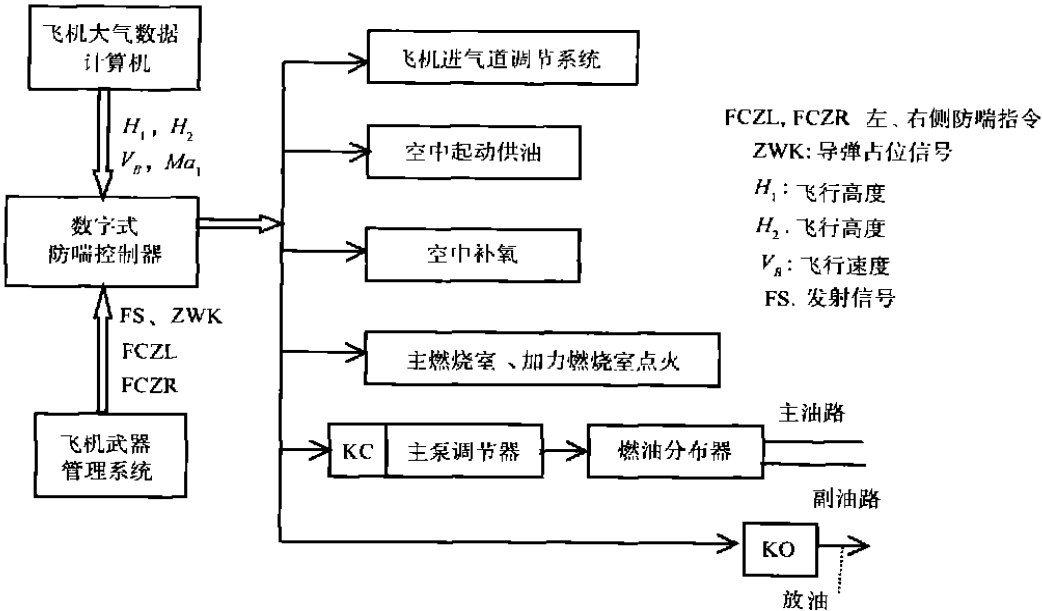


图 1 防喘系统的组成

Fig. 1 Consitute of the surge protect control system

1.3 放油电磁阀 KO

放油电磁阀 KO 与排油活门共同作为防喘降油的执行机构。其进口接发动机副油路, 出口接发动机漏油盒。KO 是一个带二级液压放大的快速响应电磁阀, 电磁铁不通电时, 副油路燃油不放油, 当电磁铁通电时, 电磁力克服弹簧力借助推杆推动滑块, 使进口的副油路燃油放至阀的出口, 经漏油盒排至大气。

1.4 空中起动系统及加力点火器

发动机空中起动系统包括起动电磁阀, 主点火器, 空中补氧电磁阀。加力点火器用于发动机在加力状态工作时的加力燃烧室点火。它们的作用是在飞机发射武器时防止发动机熄火。

1.5 进气道控制的联锁

飞机发射导弹时, 如 $Ma \geq 1.4$, 防喘控制器通过发动机电气系统输出联锁信号到进气道控制系统。信号联锁期间, 进气道控制系统按 $Ma \geq 1.4$ 工作段的控制规律根据发动机压气机增压比的大小控制进气道斜板角度, 避免由于发动机降油, 影响发动机与进气道工作状态的匹配。当 $Ma < 1.4$ 时, 进气道斜板位置保持不变。

2 研究方法和试验研究的结果

2.1 研究方法

我国一直使用一种模拟装置模拟发射导弹, 以发动机能通过的最大弹药量来评价防喘系统。这中间存在许多问题, 其一是模拟弹质量不稳定, 时常出现小药量的模拟弹产生的温升反而大的不正常情况, 其二, 模拟发射装置的输烟圈设计不甚合理, 它产生的发动机进口温度流场十分杂乱, 与飞机发射导弹时的情况相差甚远, 这样作出的评价难以指导防喘系统的研制。我们在研制中采用了俄罗斯惯用的热扰动参数来表述发动机进口的温度场, 用试出的发动机防喘系统允许的热扰动参数值和防喘系统有效性准则来衡量防喘效果, 从而使研究工作由定性研究过渡到定量研究。

2.1.1 用 4 个热扰动参数来表征发动机

进口温度场的畸变

进口平均温升(δT)、温升率($\dot{T}$)、当量热区角度(Φ_{op})和热扰动持续时间(t_B)。

(1) δT 和 Φ_{op}

经验表明, 从对发动机的稳定性影响来说, 主要是温度场的周向畸变, 径向不均匀度可不考虑。

δT 和 Φ_{op} 的计算方法如下:

$$T_i = \sum_{j=1}^m \frac{T_{ij}}{m}$$

式中: T_i 为第 i 支电偶的温度平均值; $i = 1, \dots, n$; ($i = 1$ 对应 $\varphi = 60^\circ$, 余类推); T_{ij} 为每支电偶上第 j 测点温度值, $j = 1, \dots, m$, 每点温度值均取 m 点中出现最大值时刻的读数, 计算结果绘于图 2。

$$T = \int_0^{360} \frac{T_{\varphi} d\varphi}{360} \quad \delta T = \frac{T - T_H}{T_H}$$

式中: T_{φ} 为周角 φ 的温度平均值; T 为温度场的温度平均值; δT 为温度场的相对温度平均值; T_H 为环境温度。

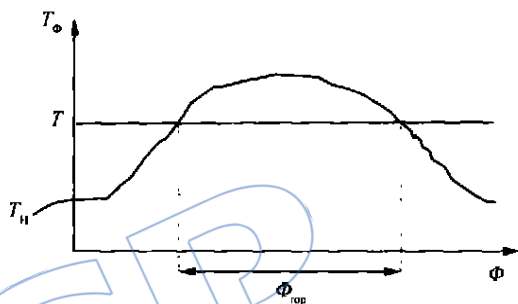


图 2 进口流场温度畸变

Fig. 2 Inlet temperature aberration

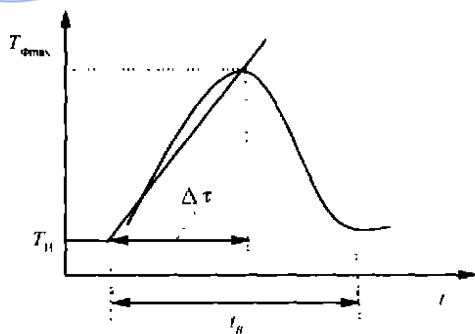


图 3 热扰动变化率

Fig. 3 The temperature variation rate

(2) $\dot{T}$ 和 t_B

$$\dot{T} = \frac{T_{\Phi_{max}} - T_H}{\Delta \tau}$$

式中: t_B 为热扰动时间; $\Delta \tau$ 为温升达到最大值的时间。 $\dot{T}$ 的计算如图 3 所示。

2.1.2 发射武器的防喘系统有效性准则

短时增稳防喘系统工作时要预先强制降油, 然后按预定程序恢复到原始值, 这会短时造成发动机推力损失, 从而对飞机的姿态产生程度不同的影响。要测定这种瞬态过程的推力损失显然很困难, 这里采用几个能表征发动机状态而又便于

测量的参数来代替:

- (1) 转速下降的幅度 ΔN_1 和 ΔN_2 ;
- (2) 恢复到发动机原始状态所用的时间 t_{hf} ;
- (3) 转速下降至最小值所用的时间 $t_{n\min}$ 。

因此, 系统的有效性准则一般表述为: 使发动机气动稳定裕度增加最大而上述参数值达到最小, 这样的防喘系统其有效性就高。

2.2 试验研究的结果

进行了不同环境条件下的各种试验, 包括试验室物理模拟试验、火风洞温度畸变试验、地面和飞行台吞噬火药气体试验、高空台试验。通过试验找到了较佳的阶梯式的防喘控制规律(如图 4 所示)。

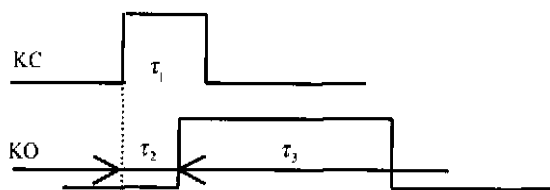


图 4 防喘控制规律

Fig. 4 The surge protect control law

这时, 降油深度大, 最小油量的区间在防喘系统工作时较宽, 提高了系统的防喘效果, 同时还可使发动机的降转量不致过大, 系统承受进口热扰动的能力达到了较高水平:

第一水平 $\Delta T = 90 \sim 97^\circ\text{C}$, 进口平均温升低于此值时, 能保证发动机稳定工作;

第二水平 $\Delta T = 134 \sim 141^\circ\text{C}$, 进口平均温升高于第一水平而低于第二水平时, 会出现一次瞬间喘振, 但在热扰动结束前便被衰减掉, 随后恢复到发动机原始稳定状态;

当进口平均温升超过第二水平时, 压气机中会出现失速过程, 用发动机上现有的控制装置不能消除它, 这将导致发动机强制停车。

3 定型飞行试验

3.1 防喘系统工作稳定性的试飞

实弹发射的飞行试验前, 考核了防喘系统对

飞机进气道和发动机瞬态匹配稳定性的影响, 在飞行高度 $H = 4 \sim 18 \text{ km}$, 飞行速度 $V_b = 600 \sim 1200 \text{ km/h}$ 、最大 $Ma = 2.04$ 的宽广范围内进行了总计 55 次空中防喘降油试验, 证明防喘控制系统在整个飞行包线内工作可靠。

3.2 实弹考核的飞行试验

实弹考核的飞行试验在 $H = 10 \sim 18 \text{ km}$ 范围内进行, 在距进气道较近的内、中挂架共发射 A 型导弹 5 枚, B 型导弹 2 枚, C 型导弹 8 枚, 同时试验了航炮射击的影响。发射时刻飞机平飞, 不作机动, 不回避导弹的尾烟; 由于大 Ma 下进烟相对较小, 试验均在导弹最小发射表速边界点的苛刻条件下进行。考核试飞取得了满意的结果。

4 结束语

系统采用的数字式电子控制器, 能适应战斗机发射多种武器的要求, 可按不同弹位、不同弹种和发射导弹时的不同飞行条件实现不同的防喘控制规律, 使控制规律在全包线内趋于最佳化。

发射武器的防喘系统涉及飞机、发动机、火控系统、武器等众多部门, 参研各方应在研制方法和程序上取得共识, 增加共同语言, 各方共同努力, 系统才能取得较好的综合性能。

参考文献:

- [1] 左汉中, 李树人. 机载武器发射对发动机工作影响及预防措施的飞行试验[A]. 机载武器发射对发动机工作影响研究文集[C]. 飞行力学编辑部, 1988: 13-19.
- [2] 机载武器发射时发动机失速和熄火现象[A]. 机载武器发射对发动机工作影响研究文集[C]. 飞行力学编辑部, 1988: 1-12.
- [3] 邢家瑞. 航空发动机的防喘控制[J]. 航空发动机, 1996, (1): 45-51.
- [4] Gaston J R. Turbocompressor Antisurge Control, New Solution for an Old Problem[R]. ASME-92-GT-428, 1992.
- [5] Fowles J E. An engine demonstration of active surge control[R]. ASME-90-GT-224.