

文章编号: 1000-8055(2006)01-0201-06

某型发动机防喘/消喘控制系统分析研究

秦海波^{1,2}, 孙健国¹

(1 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2 中国一航动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘要: 某型发动机研制过程中, 防喘/消喘控制系统是其设计的薄弱环节及影响安全的关键之处。为解决这一问题, 利用某型综合电子调节器及内外场专用设备对其防喘/消喘控制功能进行了详细的研究分析。研究表明: 发动机防喘判据应根据发动机高压压气机转速和发动机进口压力进行动态修正, 同时, 应对系统采取一定保护措施, 以提高系统工作的可靠性和安全性。

关键词: 航空、航天推进系统; 发动机; 控制系统; 防喘; 消喘

中图分类号: V 231

文献标识码: A

Investigation on Aircraft Engine Anti-Surge/Surge Eliminating Control System

Q N Hai-bo^{1,2}, SUN Jian-guo¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2 Aviation Motor Control System Institute,

China Aviation Industry Corporation I, Wuxi 214063, China)

Abstract: Anti-surge/surge-eliminating control system design is a key task to ensure engine safety and also a weak link during the development of an aircraft engine. To solve this problem, the investigation and analysis of the system performances using a complex electronic regulator and on-site special testing equipment were carried out. The results show that the anti-surge criteria should be dynamically corrected according to engine high-pressure compressor speed and engine inlet air pressure, while protective measures should be taken to increase the reliability and safety of the system.

Key words: aerospace propulsion system; 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

收稿日期: 2004-12-20; 修订日期: 2005-03-29

作者简介: 秦海波(1959-), 男, 江苏无锡市人, 中国一航动力控制系统研究所研究员, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事计算机测控研究

越先进,发射后尾流废气对发动机的影响也更强烈。在上述及其它因素的影响下,可能会导致发动机喘振。因为喘振具有突发性,能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。

本文介绍了某型发动机的防喘/消喘控制系统,该系统具备完整的防喘和消喘功能,其工作是综合电子调节器根据武器发射指令,控制发动机防喘系统,根据发动机喘振信号发出 K_1 指令,控制发动机消喘系统(见图1)。本文还着重对其控制部分——综合电子调节器中防喘/消喘功能模块进行了分析研究,为设计其它的发动机防喘/消喘控制系统提供参考。

1 系统的功能和组成

1.1 防喘系统

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。防喘系统的功能是根据综合电子调节器的 K_2 指令,通过发动机的几何通道调节,短时提高发动机的喘振裕度,避免发动机失速、喘振。防喘系统由综合电子调节器、高压压气机导流叶片程序重调机构、喷管临界截面积程序重调机构、进气道控制器、自动起动器、防喘电磁活门等组成。

1.2 消喘系统

消喘系统的功能是当发动机出现喘振时,通过发动机几何通道和燃油通道的调节,消除喘振,并接通自动起动器,使发动机恢复到原来的工作状态。消喘系统由综合电子调节器、变压器式喘振传感器、进口空气压力 P_{01} 传感器、断油电磁活门和停车活门、高压压气机导流叶片程序重调机构、喷管临界截面积程序重调机构、进气道控制器、起动自动器、最小加力电磁活门等组成^[1]。

2 防喘控制系统的设计思想

发动机防喘/消喘系统的控制是通过发动机电子——液压机械控制系统的综合电子调节器中防喘/消喘功能模块实现的,电路原理图见图1。

2.1 控制信号 K_2 指令的形成

飞行员按下武器发射按钮,该信号(信号有效时间不小于0.1 s)经标准器后形成了防喘系统的控制指令 K_2 。该指令从最后一次按按钮算起,持

续时间为 $(4 \pm 0.5) \text{ s}$ 。为了避免综合电子调节器在发动机停车状态或起动状态发出无意义的控制指令(在停车状态,发动机不存在防喘问题;在发动机起动状态,因为发动机控制油压只有在 $n_2 \geq 35\%$ 才能建立起来,在控制油压建立以前,即使综调发出控制指令,液压机械执行机构也不能完成相关动作),加入了 $n_2 \geq 35\%$ 的条件限制,即在按下武器发射按钮的同时,只有在 $n_2 \geq 35\%$ 时,才发出 K_2 指令,否则不予响应,这样一方面保证了原有的控制功能,另一方面又减少了综调功率驱动部件和寿命器件(如继电器)以及控制电磁阀的无谓使用,优化了系统设计,提高了系统的使用可靠性。

2.2 系统工作原理

综合电子调节器的防喘保护组件发出的 K_2 指令,分别传送到进气道控制器、防喘电磁活门和起动自动器。到达进气道的控制指令,由修正信号形成器形成修正信号送往主控制通道,控制发动机的进气流通面积减小,进气流量也就减小。送往防喘电磁活门的控制指令使防喘电磁活门通电,定压活门来油输往高压压气机导流叶片程序重调机构和喷管临界截面积程序重调机构。前者使导流叶片角度减小(负角度增大),以增大高压压气机喘振裕度;后者使喷管临界截面积增大。通过以上几何通道的调节,增加了发动机的稳定工作裕度,避免发射武器时出现喘振^[2,3]。

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。由图2可见,流速增大导致发动机燃烧室稳定燃烧范围减小。同时在防喘机构作用下,发动机的进气流通面积减小导致进气流量相对减少,发动机空气流量突然减少导致发动机燃烧室余气系数减小,由图2可见,燃烧室燃烧特性朝富油边界移动。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,本防喘系统设计具有协同起动自动器工作的功能,不管发动机是否熄火都自动进行重新启动,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。综调送往起动自动器的控制指令使自动起动器工作,发动机再点火。当 K_2 指令撤消后,防喘电磁活门断电,重调活塞逐渐恢复原位,发动机的几何通道恢复到正常工作状态,起动自动器的控制指令直到 K_2 指令撤消后再维持 $(8 \pm 1.6) \text{ s}$,以保证发动机点火成功,如

图3所示。

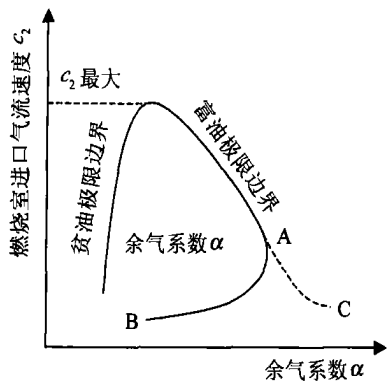


图2 稳定燃烧范围随燃烧室进口气流速度的变化
Fig 2 Relationship between stable combustion limits and air flow speed at burner inlet

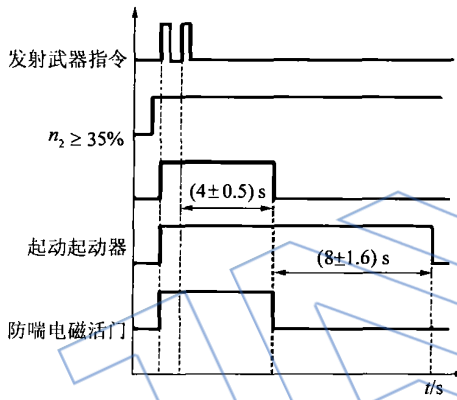


图3 防喘系统控制信号关系
Fig 3 Relationship between anti-surge control signals
防喘系统控制信号关系见图3。

3 消喘控制系统的设计思想

3.1 喘振判断方法

变压器式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,输出与压差成比例的电压信号。在综合电子调节器的防喘模块中,喘振传感器输出的电压信号经低通滤波器(截止频率为210 Hz左右)滤波,产生与压差平均值成正比的恒定分量 U_1 ,同时通过带通滤波器(7~210 Hz左右)滤去无用的低频和高频部分,并产生出与压力的脉动量成正比的交变分量,该交变分量的峰值为 U_2 ,如图4所示。当 $A \geq A_0$ (其中 $A = U_2/2U_1$, A_0 为喘振临界点对应的脉动量与压差平均值的比值)时,认为发动机发生喘振。通过对压气机通

用特性线(见图5)分析可知: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(本系统中的A值即反映了空气流量的变化),此

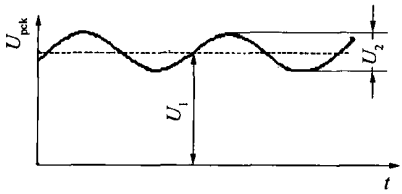


图4 振动值 ($A = U_2/2U_1$)
Fig 4 Amplitude of fluctuation ($A = U_2/2U_1$)

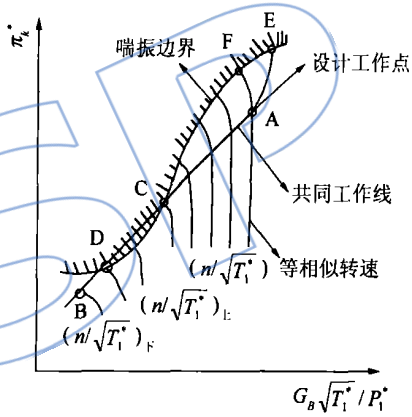


图5 用压气机通用特性曲线分析发动机发生喘振的条件
Fig 5 Universal compressor characteristics for analysis of engine surge conditions

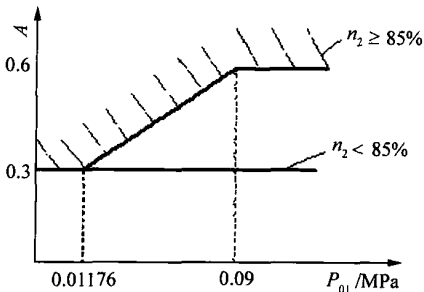


图6 消喘边界线
Fig 6 Boundary for surge elimination

时飞行条件变化(飞行高度、大气温度及飞行速度变化)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^[4,5]。

根据以上压气机的特性分析, 根据其不同工作情况制订了以下的喘振判断临界点 (其中发动机进口空气压力 P_{01} 反映了飞行高度、飞行速度等飞行条件的变化, 用于压气机不同工作状态下喘振判断条件的修正):

(1) 当 $n_2 < 85\%$, 则 $A_0 = 0.3$

(2) 当 $n_2 \geq 85\%$, 且 $P_{01} < 0.011\ 76\ \text{MPa}$, 则 $A_0 = 0.3$

(3) 当 $n_3 \geq 85\%$, 且 $0.011\ 76\ \text{MPa} \leq P_{01} \leq 0.098\ \text{MPa}$, 则 $A_0 = 0.3 \times (K + 1)$, 其中 $K = (P_{01} - 0.011\ 76) \div 0.086\ 24$ 是填充系数, 随 P_{01} 的变化取值范围在 $0 \sim 1$ 之间。

(4) 当 $n_3 \geq 85\%$, 且 $P_{01} > 0.098\ \text{MPa}$, 则 $A_0 = 0.6$

3.2 控制信号 K_1 指令的形成

当比较器判断 A 值满足喘振条件, 发动机进入喘振时, 就输出一个 K_1 指令, 经延时电路后形成消喘控制信号, 波形见图 7。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, 延时电路对 K_1 指令的处理程序是: K_1 指令传送时, 当 $n_2 < 85\%$, 延时时间 $\tau_1 = (0.125 \pm 0.025)\ \text{s}$, 当 $n_2 \geq 85\%$, 延时时间 $\tau_1 \leq 0.05\ \text{s}$; K_1 指令解除时, 延时时间 $\tau_2 = (0.225 \pm 0.025)\ \text{s}$ 。

3.3 系统工作原理

K_1 指令形成后, 被分别送往“飞参记录仪”、“监控警告系统”; 同时, 在 $n_2 \geq 35\%$ 时, 指令送往推力自动调节器; 在 $n_2 \geq 35\%$ 及高度 $H_1 \geq 2\ 000\ \text{m}$ 或马赫数 $M \geq 0.65$ 时, 指令分别送往加力控制模块、低压压气机导向器叶片转角 α_i 控制模块、断油电磁活门、进气道控制器、起动自动器和最小加力电磁活门。进入加力控制模块的控制指令, 形成了一个宽度为 $4\ \text{s}$ 的保证加力熄火时加力燃烧室遭遇点火的指令; 进入 α_i 控制模块的控制指令, 重调 n_1 换算转速 (约 2.5%), 以调整可调叶片角度 α_i ; 进入进气道控制器的 K_1 指令, 调整进气道斜板, 减小进入发动机的空气流量; 进入断油电磁活门的控制指令, 使断油电磁活门通电, 将计量活门调到最小供油量状态, 将高压压气机导流叶片调到大的负角度位置, 将液压限动的喷管临界截面调到大开度位置, 并切断向燃烧室供油; 到

起动自动器的控制指令, 控制燃烧室点火、补氧, 该指令在 K_1 指令解除后再保持 $(8 \pm 1.6)\ \text{s}$ (图 7 中 τ_3); 如果发动机工作在加力状态, 到最小加力电磁活门的 K_1 指令, 将加力调到最小加力状态。当 K_1 指令撤消后, 进气道斜板、高压压气机导流叶片、液压限动的喷管临界截面恢复原来状态, 加力从小加力状态加速到原加力状态^[6]。

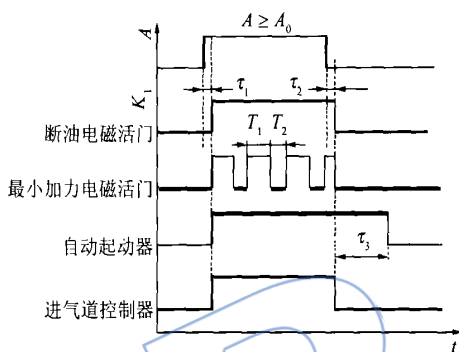


图 7 消喘控制信号

Fig. 7 Controlling signal for surge elimination

控制断油电磁活门和最小加力电磁活门的指令, 在 K_1 指令连续传送 $(1.5 \pm 0.2)\ \text{s}$ (图 7 中 T_1) 后, 会自动解除, 此时若喘振条件存在, 则经 $(0.5 \pm 0.2)\ \text{s}$ (图 7 中 T_2), 指令会重新接通。

4 系统的保护

为保证和提高防喘/消喘控制系统的工作可靠性, 防止因系统本身及其它部件的不正常而引发防喘和消喘控制的误动作, 危及发动机和飞机的安全, 在防喘和消喘控制电路中考虑了相应的保护措施, 有的前面已提到, 主要归纳如下:

(1) 断油电磁活门和最小加力电磁活门的驱动信号的功率放大器, 是由防喘/消喘功能模块通过开关电路供电的。当喘振信号器断路故障或传感器测量器输出小于零或综合电子调节器故障时, 开关电路将切断断油电磁活门和最小加力电磁活门驱动信号功率放大器的电源, 使断油电磁活门和最小加力电磁活门不能投入工作, 以免造成对发动机正常工作的影响。

(2) 在喘振信号器的输出偏离实际值, 不能准确提供喘振信息, 但又达不到故障条件, 为保证发动机的安全, 在系统中引入了低压涡轮后燃气温度 T_4 超温信号 (超过限制值 50°C)。该信号存在时, 同样条件下, 也能产生 K_1 指令, 控制防喘/消喘系统工作。

(3) 无 P_{01} 信号校正时, 将喘振条件定义为:

$$n_2 \geq 85\% \quad , \quad A_0 = 0.6$$

$$n_2 < 85\% \quad , \quad A_0 = 0.3$$

(4) 为了防止因压气机出口压力偶然波动而造成消喘系统的不稳定工作, 分别在 K_1 指令传送和解除时, 采取了延时措施, 对信号进行确认。

(5) 为保证发动机点火成功并恢复到原来的稳定工作状态, 自动起动机工作到控制指令 K_1 或 K_2 撤消后 $(8 \pm 1.6) s$ 。

(6) 消喘控制时, 如果经过 $(5 \pm 1) s$, K_1 指令未撤消或断油电磁活门不能断开, 通过各执行机构的工作将使发动机退出消喘状态。

5 结束语

上述防喘/消喘控制系统设计思想已成功应用于某型新研制发动机的控制系统中。在其科研试飞、定型试飞过程中, 发动机由于其它原因曾出现喘振异常, 当满足喘振判断条件时, 消喘控制系统及时投入工作, 有效地保护了发动机的工作安全。这充分验证了此防喘/消喘控制系统的有效性。

本文的工作对今后研制其它发动机防喘/消喘控制系统具有实用参考价值。

参考文献

- [1] 徐惠珍, 庄表南. 航空发动机防喘技术和几种典型发动机的防喘措施[J]. 国际航空, 1997, (10): 42~44
- [2] 叶巍, 陆德雨, 黄顺洲, 等. 航空发动机防喘系统设计与研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1998, (4): 45~49
- [3] 赵平. 燃气轮机压气机喘振事故分析[J]. 燃气轮机技术, 1998: 11(4): 42~44
- [4] Gaston J R. Turbocompressor Antisurge Control, New Solution for an Old Problem [R]. The American Society of Mechanical Engineers 92- GT- 428, Presented at the International Gas Turbine And Aeroengine Congress and Exposition, Cologne, Germany (June 1- 4, 1992).
- [5] Schobeiri M T. Active Aerodynamic Control of Multi-Stage Axial Compressor Instability and Surge by Dynamically Adjusting the Stator Blades [R]. ASME 2001- GT- 479
- [6] Gysling D L, Dugundji J G, Reitzer E M, Epstein A H. Dynamic control of Centrifugal Compressor Surge Using Tailored Structure [J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(4): 710~722