

# 某涡喷发动机防喘控制的试验研究

邢家瑞 张绍基 马亚泉

(中国航空工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

**摘要:**介绍了某涡喷发动机针对武器发射的防喘控制系统的试验研究,包括发动机在进口温度瞬变条件下稳定工作边界的试验、短时增稳防喘系统控制规律的优化、飞行试验验证和对试验结果的初步分析。

**关键词:**发动机 喘振 防喘控制 试验

## 1 引言

防喘控制系统是为防止飞机发射武器时发动机喘振和熄火而设计的。众所周知,飞机采用非下弹方式发射导弹,会从气动、热力和化学等方面影响发动机工作。导弹尾流的燃气会引起发动机进口温度短时突增和温场畸变、进气压力脉动和压力畸变、燃烧室进气含氧量下降最后可能造成发动机喘振和熄火。迄今,对这一过程的机理已有了比较深入的认识。研究表明,发射武器时造成发动机喘振的主要因素是压气机进口温度短时突增和温场畸变。温升使发动机空气流量下降,压气机前几级叶片气流攻角增大、叶背分离,使压气机工作趋向不稳定;在此瞬间,由于转速下降而供油量有所增加(因转速调节器保持  $N=C$ ),涡轮前温度上升,发动机工作点移向喘振边界;而进口温度畸变又会使发动机喘振边界下移,当喘振裕度丧失时,发动机就会进入不稳定工作而喘振。有时,导弹喷流中的可燃物颗粒在压气机中发生燃烧,当地压力将升高,这意味着上游的压气机压比将大大增加,这种影响难以在压气机特性图上表示,但失速的可能却增加了。喘振时造成的气流脉动、燃烧室富油以及进气含氧量下降都是促使燃烧室熄火的因素,特别是在同温层更容易出现熄火问题。

现代歼击机机动性要求越来越高,配备的武器火力越来越强,而我国尚未采用下弹式发射导弹,导弹尾流对发动机稳定工作影响很大,特别是某涡喷发动机采用了高压比的压气机,对进口温度瞬变更为敏感。因此,对某涡喷发动机来说,研制针对武器发射的防喘控制系统是必不可少的。

在防喘控制系统研制和设计中,虽然已经研制

了一些计算程序,用来计算不同进口温度瞬变条件下发动机工作性能的变化,但迄今研制工作仍主要依赖于各种形式的模拟试验和飞行试验。因此,在地面进行各种模拟试验是保证防喘控制系统研制成功的关键。

我国曾有一种导弹喷流模拟器,将模拟弹产生的热燃气导入发动机进口,以能通过模拟弹的最大火药量作为衡量发动机抗温度畸变能力的标准。但由于制造工艺等诸多问题,模拟弹不仅温度场不规范、难以测量,而且常常出现小弹的温升反而比大弹的温升高,所以很难对发动机抗进口温度畸变能力作出正确评价。

某涡喷发动机的主要试验在经过改造的模拟器和热扰动模拟器(俗称“火风洞”)上进行。本文介绍发动机对进口温度瞬变的敏感性、防喘控制规律的优化、模拟武器发射时的防喘效果以及飞行验证等试验的主要结果和初步分析。

## 2 防喘控制系统的组成

为解决武器发射对发动机稳定工作的影响,现代高性能发动机一般采用两种控制方式。一是短时提高发动机气动稳定裕度的防喘系统(简称短时增稳系统),即在发射武器前,预先适当调节发动机有关几何可调机构、供油量等,短时提高发动机气动稳定裕度,防止发动机在吸进导弹尾流废气时喘振和熄火。二是状态恢复系统(亦称消除喘振的系统),当发动机发生喘振时,由安装在压气机出口的喘振信号器给出信号,控制有关执行机构消除喘振,并随后控制发动机,使之恢复到原来的稳定工作状态。二者结合使用,构成比较完善的防喘控制系统。

本防喘控制系统根据飞机的总体要求,采用短时提高发动机气动稳定裕度的控制方案。由于控制对象是双轴加力式涡喷发动机,无压气机叶片可调 and 放气机构,喷口面积可操纵但不易快速调节,因此,本防喘系统主要是控制供油量和再点火。系统组成及相关信号见图 1。图中 FC-1 数字式防喘控

制器安装在飞机设备舱中,双余度结构(A机和B机),A(或B)机工作时,B(或A)机处于热备份状态,监控电路检测到A(或B)机故障时,自动转入由B(或A)机控制,软件用汇编语言编制。

FC-1 接受飞机大气数据计算机的高度、速度信号和火控系统的武器占位、发射信号后,按预定程

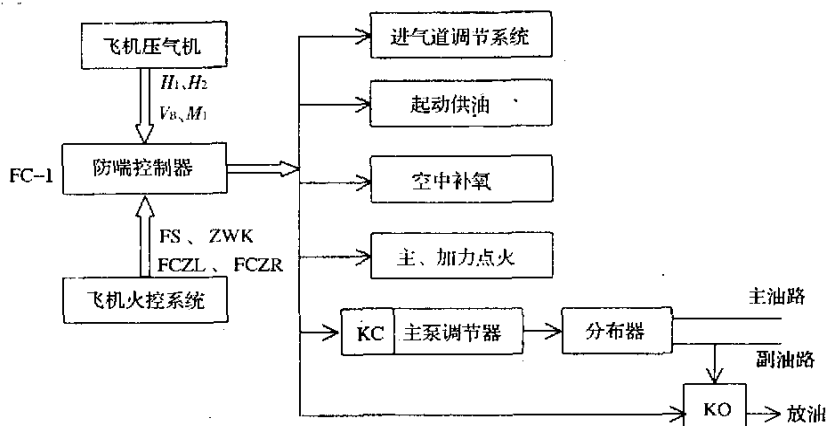


图 1 防喘系统的组成

序实现:

- (1) 空中起动(点火、供油、补氧);
- (2) 主调节器的燃油急降活门(KC)工作,降油;
- (3) KO 电磁阀放副油路燃油;
- (4) 当  $M \geq 1.4$  时,输出信号至飞机进气道控制系统,减小发动机与进气道的相互干扰。

### 3 发动机对外部热扰动的敏感性

#### 3.1 热扰动参数

飞机在不同飞行状态发射武器时,发动机进口温度场的瞬变情况千差万别。下述四个参数可以恰当描述进口温度场的瞬变物理本质和统一评价标准:进口平均温升( $\delta T$ );当量热区角度( $\phi_{rop}$ );温升率( $\dot{T}$ );热扰动持续时间( $t_B$ )。

##### (1) $\delta T, \phi_{rop}$

经验表明,主要是温度场的周向畸变对发动机的稳定性产生影响,径向不均匀度可不考虑。一般温度场测点不能少于 18 点。 $\delta T, \phi_{rop}$  的计算方法如下:

$$T_i = \sum_{j=1}^m T_j / m$$

式中:  $T_i$ ——第  $i$  支电偶的温度平均值,  $i = 1 \cdots n$   
( $i = 1$  对应  $\varphi = 60^\circ$ , 余类推);

$T_j$ ——每支电偶上第  $j$  测点温度值,  $j = 1 \cdots m$ , 每点温度值均取  $m$  点中出现最大值时刻的读数。

计算结果如图 2:

$$T = \int_0^{360} T_\phi d\phi / 360$$

$$\delta T = (T - T_H) / T_H$$

式中:  $T_\phi$ ——周角  $\phi$  的温度平均值;

$T$ ——温度场的温度平均值, 见图 2;

$\delta T$ ——温度场的相对温度平均值;

$T_H$ ——环境温度。

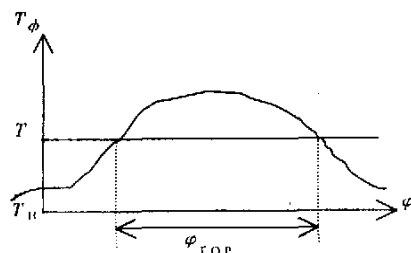


图 2 平均温升的计算

##### (2) $\dot{T}, t_B$

$$\dot{T} = (T_{\phi_{max}} - T_H) / \Delta \tau$$

$t_B$  和  $\Delta \tau$  见图 3。

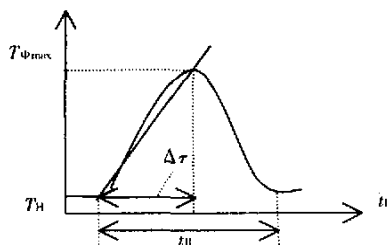


图3 温升率的计算

### 3.2 试验方法

“火风洞”通过燃烧氢气产生发动机进口的热扰动,热扰动参数的变化范围:进口温升  $\Delta T = 10 \sim 100^\circ\text{C}$ 、温升率  $\dot{T} = 20 \sim 5000^\circ\text{C/s}$ 、热扰动扇区角度  $\Phi = 60^\circ \sim 360^\circ$  和热扰动持续时间  $t_B = 0.3 \sim 1.5\text{ s}$ 。试验系统如图4所示。试验目标是:在一定发动机状态下,改变热扰动参数,通过逐次逼喘的方法,确定发动机稳定工作边界。试验中发动机要多次逼喘,为尽量减少对发动机的损害,设置了应急保护系统。除手动按钮外,安装了喘振信号器(包括压力传感器 ДОЛ 和信号转换器 ПВС),它对压气机出口压力的响应时间为  $0.03\text{ s}$ ,当感受到喘振时,通过多

个电磁阀急降燃油,使发动机迅速退喘。

由于影响发动机稳定工作边界的因素比较多,为找出恶劣情况下的边界,先用最大温升率试出发动机不同状态下的临界当量热区角度  $\phi_{\text{top}}$ ,然后在临界当量热区角度  $\phi_{\text{top}}$  下改变其他参数进行试验。试验程序为:

(1) 试验条件:  $\dot{T}_{\text{max}}$ ;  $t_B = 0.6\text{ s}$ ; 固定发动机状态 ( $\bar{n}_1 = 0.7, 0.8, 0.9, 1.0$ )。

改变: 热扰动的扇区角度  $\phi$ 。

试出: 不同发动机状态下的临界温升  $\delta T_{\text{KP}}$  与热扰动的扇区角度  $\phi$  的关系; 确定临界热区角度  $\phi_{\text{top, KP}}$ 。

(2) 试验条件:  $t_B = 0.6\text{ s}$ ; 固定发动机状态 ( $\bar{n}_1 = 0.9, \bar{n}_1 = 1.0$ ) 与相应的  $\phi_{\text{top, KP}}$ ;

改变: 温升率  $\dot{T}$ 。

试出: 不同发动机状态下临界温升  $\delta T_{\text{KP}}$  与温升率  $\dot{T}$  的关系。

(3) 试验条件:  $\dot{N}_{\text{max}}$ ;  $t_B = 1.0\text{ s}$ ; 临界热区角度取  $\bar{n}_1 = 1.0$  时的  $\phi_{\text{top, KP}}$ 。

试出: 发动机加力状态、加速和减速状态的临界温升  $\delta T_{\text{KP}}$ 。

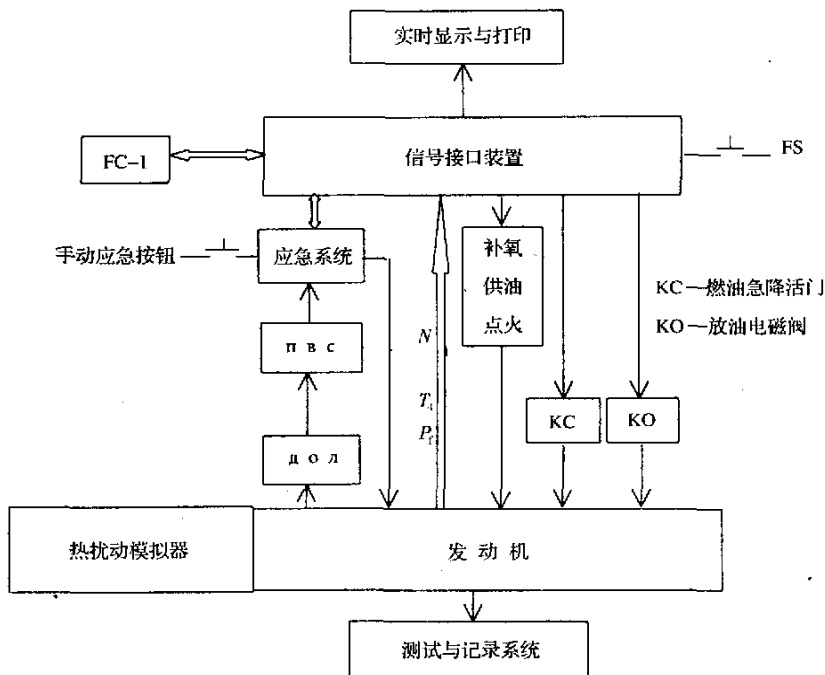


图4 试验系统简图

### 3.3 试验结果

图5和图6是 $\dot{T}_{\max}$ 、 $t_B=0.6s$ 、发动机状态分别为 $\bar{n}_1=0.9$ 和 $\bar{n}_1=1.0$ 时,热区角度对相对临界温升的影响。由图可见, $\bar{n}_1=0.9$ 时,临界当量热区角度 $\phi_{\text{top,KP}}=180^\circ\sim 185^\circ$ ;  $\bar{n}_1=1.0$ 时临界当量热区角度 $\phi_{\text{top,KP}}=135^\circ\sim 145^\circ$ 。一般来说,不同状态下,临界当量热区角度的差异与压气机特性线的形状有关。

图7表示了热扰动参数为 $\phi_{\text{top,KP}}、t_B=0.6s$ 、发动机状态分别为 $\bar{n}_1=0.9$ 和 $\bar{n}_1=1.0$ 时,温升率对相对临界温升的影响。

图5~7描述了不带防喘系统的发动机对进口温度瞬变的敏感性,亦即反映了发动机承受进口温度瞬变干扰的能力。当飞机部门给出导弹发射时的热扰动参数后,便可据之判别发动机本身能否承受,是否导致发动机不稳定工作。

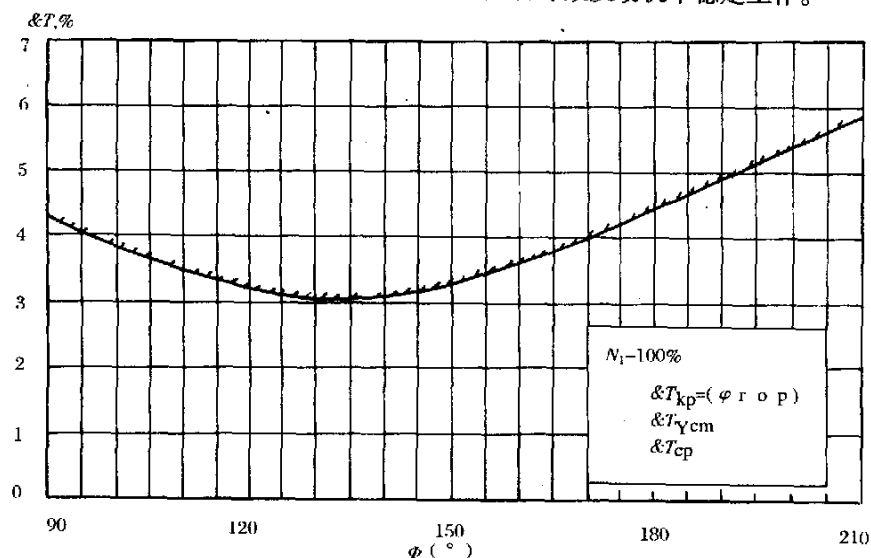


图5 热区角度对临界加热的影响

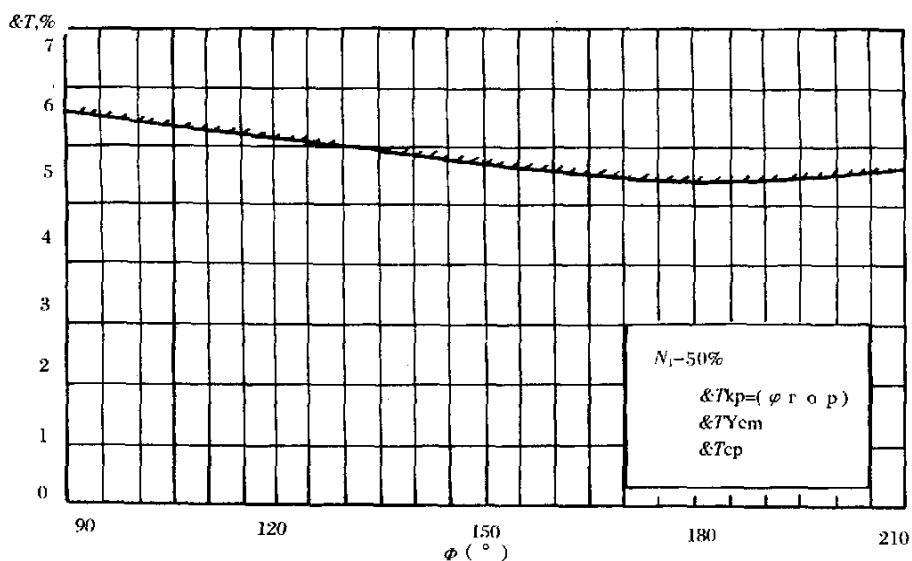


图6 热区角度对临界加热值的影响

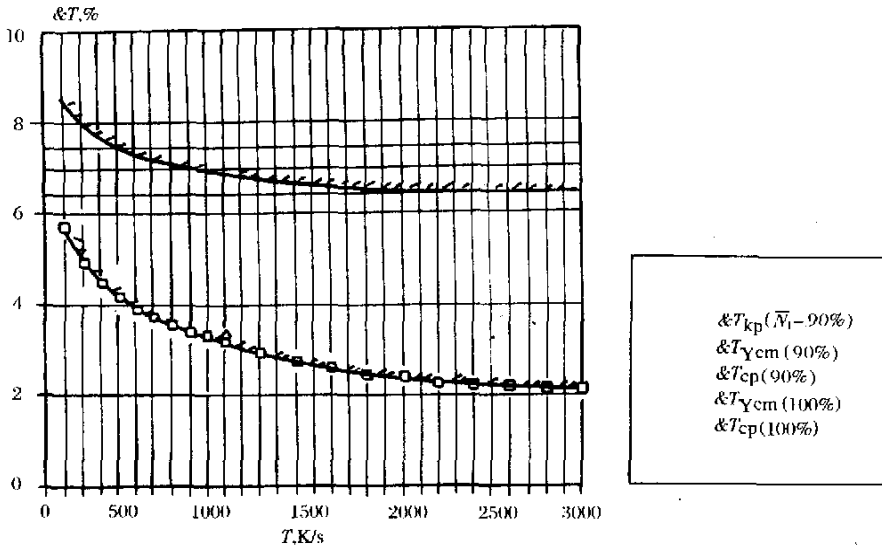


图 7 温升率对临界加热值的影响

研究认为,西方结论失实,系由高温升率下温度测量误差很大造成的。一方面,压气机级间失速有个形成过程,测得的温升是喘振已形成时刻的值,不是失速真正刚开始时的值,测量值偏高,此项误差约占 15%;另一方面,喘振传感器一般装在压气机出口,在中间级叶片首先失速的情况下,只有经过一段时间、当喘振传播到出口后才能被感测,测出的温升值显然高于失速实际开始的值,此项误差约占 85%。因此,测出的温升值应按实际物理过程加以修正。分析认为,发动机在热扰动下入喘过程,实际上如图 9 所示,当温升率大到一定值后,工作点实际上是垂直地进入喘振边界,此时,只要很小的温升就能入喘;反映在图 7 上就表现为:温升率高至一定值后,不仅入喘的温升值小而且趋于常值。

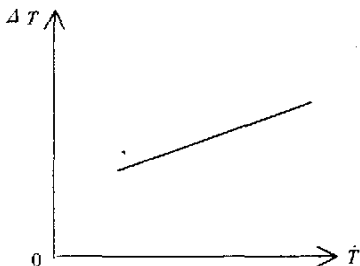


图 8 测量出的关系

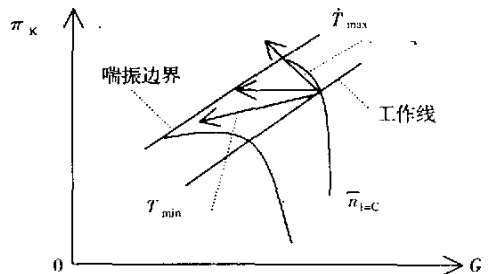


图 9 在特性图上表示温升率的变化

#### 4 防喘系统降油规律的优化及其防喘效果

##### 4.1 短时增稳防喘系统的有效性准则

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,这会短时造成推力损失,从而影响飞机的姿态。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  $\Delta N1$ 、 $\Delta N2$ ;
- (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可表述为:使发动机气动稳定裕度增加最大,而上述参数值达到最小。这样的防喘系统有效性就高。

##### 4.2 降油规律的优化

影响防喘系统有效性的主要可控制因素包括:

降油开始时刻超前于导弹尾流达到发动机进口(进烟)的时间  $t_{\text{ynp}}$ ; 使用何种降油机构; 降油深度; 降油持续时间。

试验时, 用 KC(燃油急降活门)和 KC、KO(KO 放副油路燃油)同时工作两种方案; 发动机状态取  $\bar{n}_1 = 1.0$ ; 热扰动参数定为  $\dot{T}_{\text{max}}, t_B = 0.6\text{s}, \phi_{\text{top, KP}}, t_{\text{ynp}} = 0.2, 0.3, 0.4\text{s}$ ; KC 或 KC + KO 的工作时间

0.2~0.35s; 在“火风洞”按 3.2 节试验方法进行了逼喘试验。

试验表明, 发动机带上防喘系统后, 能承受的临界温升  $\delta T_{\text{KP}}$  比不带防喘系统最多可提高一倍(参见图 10), 但这一结果尚不能满足飞机发射武器的要求。

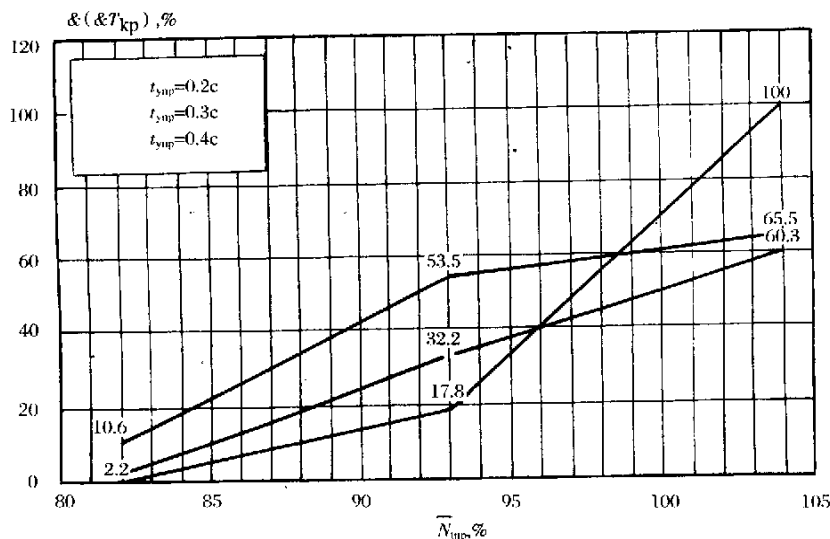


图 10 临界加热值的相对增量随工作状态的变化

为了改进, 又对 KC + KO(KO 放主油路燃油)、KC + KO(KO 放分布器前燃油)、主副油路短时断油装置、KC + KO 阶梯式降油等多种方案在试车台上进行了试验。按上述有效性准则, 对比其喘振裕度的提高量、降转量和恢复到发动机原始状态所用的时间等参数, 初步优选出 KC + KO 阶梯式降油的方案(图 11)。之后, 又在地面试车台上进行发射模拟弹试验, 主要使用如图 11 的降油规律, 发射不同火药量的模拟弹共 14 枚,  $\dot{T} = 1180 \sim 2040^\circ\text{C}/\text{s}$ , 进口温度用 8 支镍铬 - 镍硅电偶测量, 共 32 点, 电偶时间常数 0.03s, 采样速率 200 次/s。经数据整理, 得出发动机带防喘系统时承受进口热扰动的能力为:

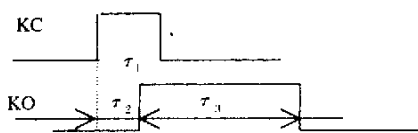


图 11 降油规律

I 水平: 当进口温升  $\Delta T \leq 90 \sim 97^\circ\text{C}$  时, 能保持

发动机稳定工作;

II 水平: 当进口温升  $\Delta T \leq 134 \sim 141^\circ\text{C}$  时, 会出现一次喘振, 且在热扰动消失之前便被防喘降油衰减掉(参见图 12), 尔后恢复发动机原始的稳定状态; 当进口温升  $\Delta T > 134 \sim 141^\circ\text{C}$  时, 压气机出现失速过程, 用发动机上现有防喘装置不能消除它, 导致发动机停车。

KC + KO 阶梯式降油使发动机的临界温升比 KC + KO 同时降油的情况提高一倍以上。众所周知, 当供油量降至最低点时, 发动机喘振裕度增加最大, 如此时进烟, 防喘效果最好。采用阶梯式降油时, 在降转量相同的情况下, 副油路压力最小值(供油量亦最小)的宽度加大, 这就能使发动机停留在喘振裕度较大状态的时间加长, 提高了发动机对进烟随机性的适应能力; 另外, KC 活门在高空飞行状态下的降油作用较弱, 用高响应的 KO 电磁阀直接放副油路燃油, 无疑起到了良好的补偿作用。

试验中, 降油后恢复到发动机原始状态所用的时间  $t_{\text{hfl}} = 14 \sim 15\text{s}$ , 从 4.1 节的有效性准则考虑,

应使其尽可能缩短。因此,在发动机加速能力允许范围内,调整了主泵调节器低空加速层板,使恢复到发动机原始状态所用的时间减为  $t_{hf2} = 8 \sim 8.5s$ ,从而较好地满足了飞机部门的要求。

#### 4.3 发射火箭弹的飞行验证

某型歼击机在  $H = 8km$ 、 $V_b = 670km/h$ 、 $M = 0.95$  飞行条件下,发动机状态  $\bar{n}_1 = 1.0$ ,在中挂点发射一枚火箭弹( $\varphi = 160mm$ 、弹重  $38.7kg$ ),防喘系统按前述优选降油规律工作,顺利通过。

### 5 结束语

(1) 通过“火风洞”试验,确定了发动机在不同状态、不同热扰动参数下稳定工作边界;某涡喷发动机入喘 63 次,仍保持良好技术状态;优选了降油规律;试验了防喘系统的防喘效果。

(2) 当飞机给出导弹尾流的热扰动参数后,能根据本研究结果,确定某涡喷发动机带或不带防喘系统时能否保持稳定工作。

(3) 本系统采用数字式控制器,可以根据弹位

弹种的不同情况,按飞行包线分区实现不同的降油规律,既达到较好的防喘效果,又满足飞机对发动机性能的要求,这些控制规律的具体确定有待进一步的试验支持。

(4) 我国研制发动机处境艰难而武器火力不断提高,专为发射武器研制防喘系统无疑增加了发动机研制的难度,西方国家发射导弹多采用下弹方式,导弹尾流不会或很少进入发动机,值得我们借鉴。研制防喘系统过程中,发动机和飞机设计人员应与用户(军方)不断协调,使对防喘系统的设计要求更加合理。

(5) 俄罗斯现代歼击机多采用短时增稳与消除喘振相结合的系统,随着今后战斗机的发展要求,我们目前的防喘系统也可能要加以改进,而且将来在方案上也存在采用单一消除喘振系统的可能。从这几点考虑,我国加紧研制喘振信号器是必要的。

参考文献(略)

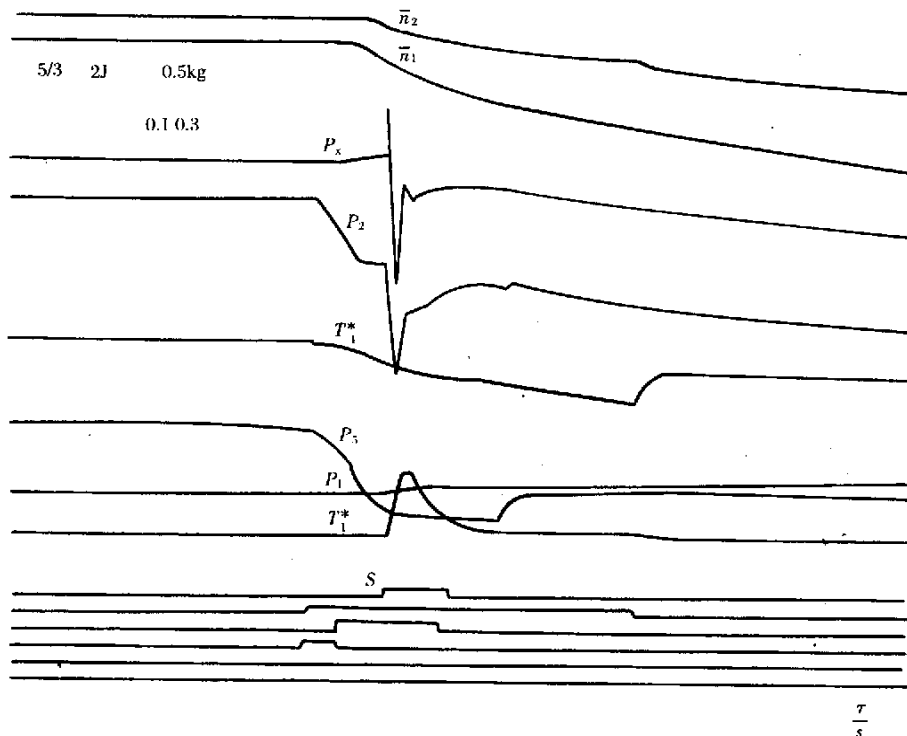


图 12 发射模拟弹(0.5kg)时的香烟试验示波曲线