

大涵道比涡扇发动机消喘系统设计和试验方法研究

张绍基

沈阳发动机设计研究所 沈阳 110015

**摘要** 研究大涵道比涡扇发动机消喘系统的组成和设计，消喘控制器在回路的数字仿真，逼喘试验方法和发动机台架试验的试验验证。试验结果表明：通过有效的试验和对试验数据的分析研究，能研制出一套可靠的涡扇发动机消喘系统。

**关键词** 涡扇发动机 数字仿真 消喘系统 发动机试验

随着航空发动机的发展，发动机的工作稳定性越来越被人们所重视。大涵道比涡扇发动机的风扇和压气机的喘振裕度是影响发动机稳定工作的关键因素。为了保证航空发动机在全包线范围内稳定可靠工作，人们在追求高性能发动机的同时，必须充分考虑发动机在各种情况下的稳定裕度。通常要考虑进气畸变、温度畸变、高空雷诺数、恶劣的天气条件、过渡态工作等各方面的影响。一般涡扇发动机的设计要留有 17~20% 的喘振裕度。尽管这样，在遇到一些预想不到的工作状态或极端的飞行条件下，如：过机动飞行、恶劣天气、温度畸变等情况时，发动机也会发生失速或喘振，引起发动机的不稳定工作，甚至造成发动机的停车或损坏的事故。为此，航空发动机工程师们一方面努力提高发动机的喘振裕度，另一方面努力研制航空发动机的防喘和消喘系统。如俄罗斯的 АЛ -31 Ф 和 Р Д -33 等发动机都设计和研制了完备的发动机防喘和消喘系统。根据大涵道比涡扇发动机的气动特性，选择不同的消喘装置和合适的控制器参数是非常必要的。本文通过涡扇发动机消喘系统的试验研究和对试验数据的分析研究，探索了大涵道比涡扇发动机消喘系统的设计和研制方法。

符号表

N2hs	发动机高压相对换算转速
N2	发动机高压相对转速
Δ Pck	压差式喘振压力传感器输出信号
Δ PckDC	压差式喘振压力传感器输出信号的直流分量
K1	消喘指令信号
Vpck	喘振差压测试电压信号
И M3	（图中 m3） 控制燃油电磁阀信号
A	喘振传感器差压信号脉动分量与平均分量之比
s	插板深度（%）

1 涡扇发动机消喘系统的组成和工作原理

通常发动机的消喘系统由喘振传感器、消喘控制器和执行机构三个部分组成。这种系统也称谓主动式防喘系统。（见图 1）

喘振传感器：该系统首先需要具有感受发动机失速或喘振征候的能力。通常消喘系统感受压气机出压力。有几种类型的压力传感器可供选择，如静压式喘振压力传感器、压差式喘振压力传感器、高精度高响应压力传感器等。

消喘控制器：可以是单独的控制器，也可以是与发动机控制器综合为一体；可以是模拟式电子控制器，也可以是数字式电子控制器，目前一般不采用液压机械控制器。

执行机构：消喘系统通常采用适当开启放气活门、关小风扇进口导流叶片角度、关小压气机导流叶片角度、放大喷口、重调发动机进气道、瞬时切油等方式扩大发动机的喘振裕度，达到消喘的目的。可以是单独的执行机构，也可以是组合到主燃油调节器中。

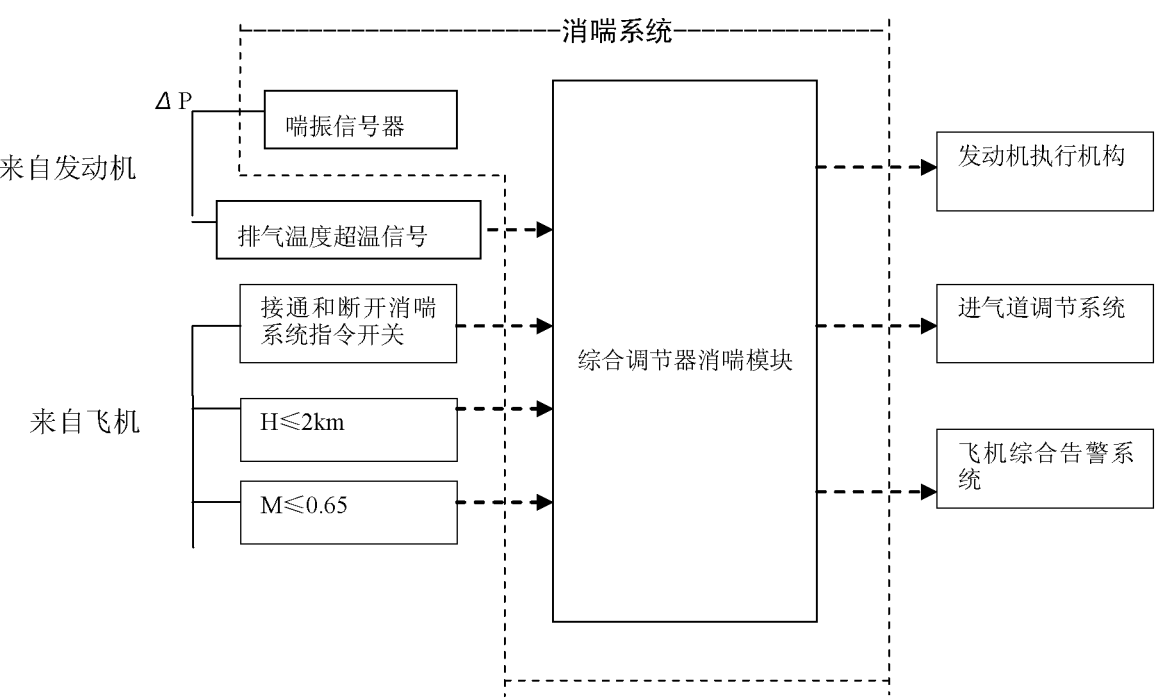


图 1 涡扇发动机的消喘系统图

本文试验研究的消喘系统选用了压差式喘振压力传感器、综合电子调节器和主燃油泵调节器组成的消喘控制系统，试验研究表明，该系统适用于大涵道比涡扇发动机消喘系统的使用要求。

某涡扇发动机消喘控制器的工作原理见图 2。

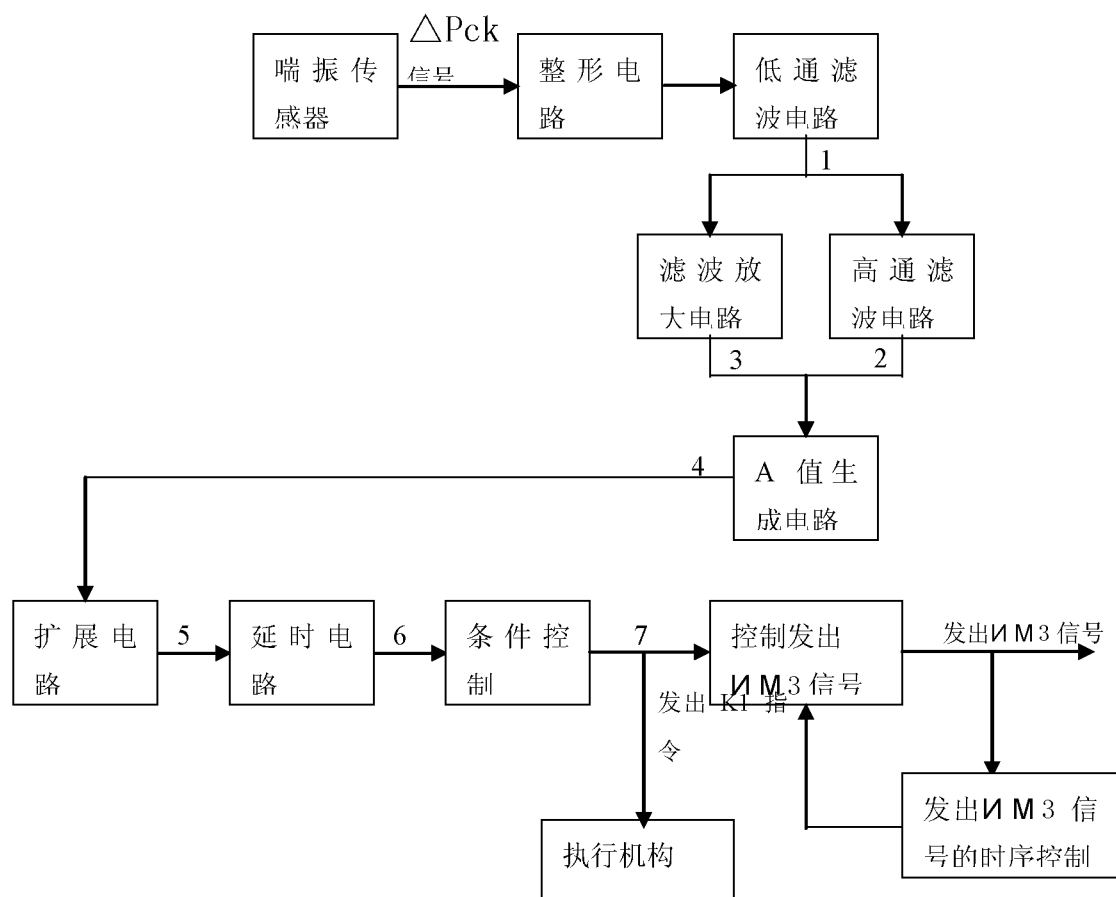


图 2 消喘控制器原理图

从喘振传感器输入的压差信号 $\Delta P_{ck}$ 经整形后进入低通滤波电路,该低通滤波电路截止频率初始设计为 210Hz。信号经低通滤波电路后,分别通过滤波放大电路和高通滤波电路。通过滤波放大电路取出其直流分量 $\Delta P_{ck} DC$ ,通过高通滤波电路滤去无用的低频信号,生成脉动分量 $\Delta P_{ck} AC$ ,该高通滤波电路截止频率初始设计为 7Hz。与前一级的低通滤波电路组成带通滤波。带通滤波器的特性见图 3。直流分量 $\Delta P_{ck} DC$ 和脉动分量 $\Delta P_{ck} AC$ 到 A 值比较电路, $A=K\Delta P_{ck} AC / \Delta P_{ck} DC$ 。发生喘振, A 值达到一定值后(原设计  $N2 < 85\%$ , 门限值  $A0=0.3$ ;  $N2 \geq 85\%$ ,  $A0=0.6$ ),电路输出脉冲信号,控制下一级电路发出消喘指令。通过调整 A 值生成电路可改变 A 的门限值。扩展电路保证消喘信号的连续发送,同延时电路一起实现发动机喘振时要求的延时时间(原设计消喘指令发送时,当  $n2 < 85\%$ , 延时时间 $\tau_1=(0.125 \pm 0.025)$ 秒,当  $n2 \geq 85\%$ , 延时时间 $\tau_1=0.05$ 秒;消喘指令解除时,延时时间 $\tau_2=(0.225 \pm 0.025)$ 秒。)。调整扩展电路和延时电路可改变扩展电路的扩展宽度,(若喘振时间很短, A 值生成电路发出的脉冲信号窄,未超过要求发出消喘指令的延时时间,消喘指令就不会发出,通过调扩展电路的扩展宽度,可满足喘振时间比较短时,可发出消喘指令)。

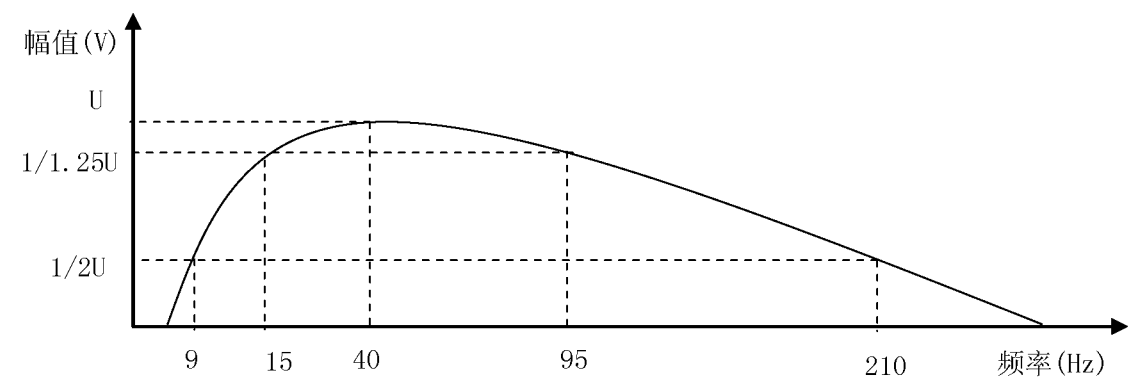


图 3 带通滤波器的特性

当发动机喘振时，压差式喘振传压力传感器检测到高压压气机后的脉动信号，消喘系统计算出压差信号的脉动值 A（脉动信号稳态分量和动态分量的比值），若 A 值超过了消喘系统设定的门限值，则消喘系统发出指令使执行机构工作，扩大发动机的喘振裕度，消除发动机的不稳定状态，随后按照规定的遭遇加速程序恢复到发动机油门杆给定位置的工作状态。

2 涡扇发动机逼喘方法的研究

为了获得涡扇发动机在不同工作状态下的发动机喘振特性，通常采用压差式喘振传感器测量高压压气机出口脉动压力，受感部一般安装在高压压气机末级导流叶片流道之间或燃烧室头部扩散段前端（但要避开导流叶片尾迹的干扰区）。不管是发动机的风扇或高压压气机的任何部位首先出现失速而导致发动机喘振，气流的压力脉动都会传至高压压气机出口部位，又因气流的压力波传递速度很快（毫秒级），不会因为感受压力脉动信号的滞后而影响消喘系统的消喘性能。常见的涡轮风扇发动机的逼喘方法如下：

- （1） 发动机进口安装插板逼喘（低压逼喘）：在发动机进口安装可移动的插板，插板的形状可以是直板形或月牙形，使用专用地面设备控制，步进式推进。同时在发动机进口测量进气压力场，计算气流的畸变度（ $\overline{W}$  值）。当发动机进入喘振时，通过地面设备能用手动或自动快速退出插板，避免喘振状态的持续。见图 4。

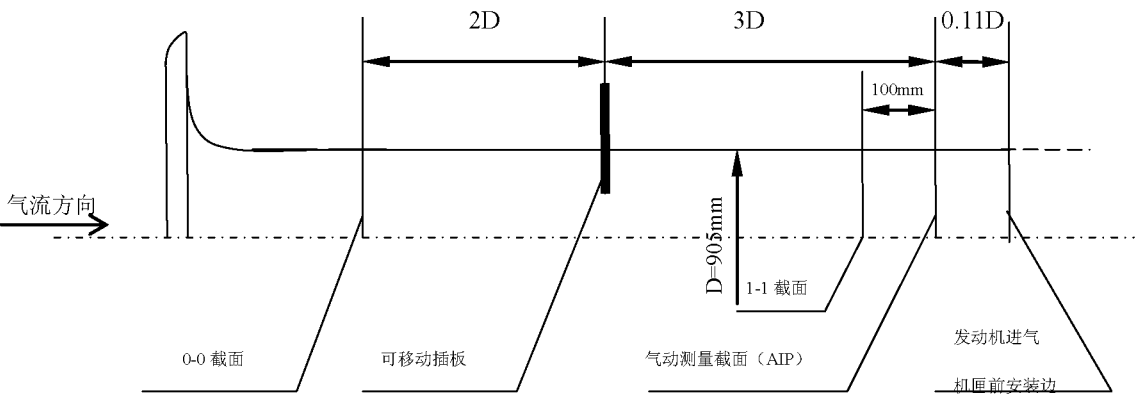


图 4 插板进气畸变试验装置示意图

综合畸变指数  $\overline{W}$  的计算公式为:

$$\overline{W} = \Delta\overline{\sigma}_0 + \varepsilon$$

式中:

$\Delta\overline{\sigma}_0$  —— 稳态周向总压畸变指数;  
 $\varepsilon$  —— 面平均紊流度。

- (2) 开大高压压气机进口导流叶片角度  $\alpha_2$  逼喘 (高压逼喘): 采用地面电调装置 (开大  $\alpha_2$  角度的放油电磁阀手动装置) 控制  $\alpha_2$  角度步进开大。在发动机某一转速下, 当  $\alpha_2$  角度开大到一定数值时, 发动机进入喘振, 地面装置能用手动或自动快速恢复  $\alpha_2$  角度的正常调节规律, 避免喘振状态的持续, 恢复正常控制。这种方法一般只能在发动机  $N_{2hs} \leq 93\%$  状态下进行, 因为在高状态时, 即使  $\alpha_2$  开到最大, 发动机也不会失速、进喘。
- (3) 用火风洞进行温度畸变逼喘: 使用专用的温度畸变设备 (火风洞), 可以造成发动机进口的瞬时温度畸变。火风洞是一种能在借助控制燃烧喷射的氢气来产生发动机进口畸变的一种设备。其热扰动参数指标为: 进口温升  $\Delta T = 10 \sim 100^\circ\text{C}$ , 温升率  $dT/dt = 20 \sim 5000^\circ\text{C/s}$ , 热扰动区域角度  $\Phi = 60 \sim 360^\circ$ , 连续热扰动时间  $t_B = 0.3 \sim 1.5 \text{ s}$ 。同时测量发动机进口温度场, 计算发动机进口相对平均温升 ( $\delta T$ ) 值。见图 5。

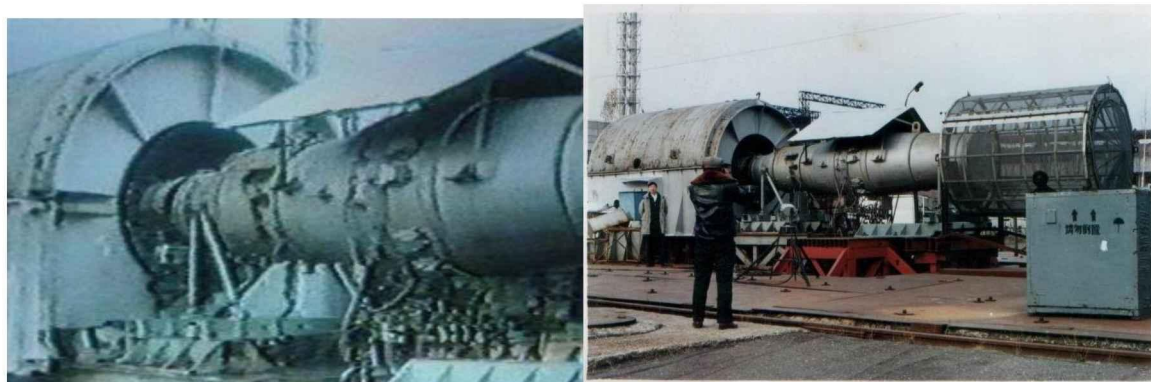


图5 “火风洞”——一种专用的温度畸变设备

发动机进口相对平均温升:  $\delta T = (T_a - T_H) / T_H$

式中:  $T_a$  ----- 发动机进口温度场的平均温度值  
 $T_H$  ----- 环境温度

- (4) 收小喷口逼喘: 利用地面电调装置, 在发动机加力状态下收小喷口, 致使风扇首先进入失速、喘振, 进而发动机失稳进喘。进喘后, 通过地面电调装置能用手动或自动快速退出控制, 恢复喷口的正常控制。
- (5) 燃烧室喷水逼喘: 这种逼喘方法要改装发动机, 在主燃烧室内加装若干个喷水喷嘴, 适当改小高压涡轮导向器面积。利用专用地面喷水设备控制喷水量, 造成高压压气机出口堵塞, 达到逼喘目的。这种方法的发动机改装不改变风扇和高压压气机的结

- 构，不影响整机的喘振特性，同样可以用来评定发动机和消喘系统的消喘特性。
- (6) 燃烧室燃油急增逼喘（瞬态逼喘）：在燃烧室供油总管上附加一路供油路，用专用的高压油箱通过电磁阀控制一股定量的高压燃油瞬时急增，造成发动机失速、进喘。
  - (7) 加大加速供油量逼喘：通过大幅度调整发动机的加速供油量，在发动机推加速性时使发动机进喘。这种试验必须在消喘系统已经能可靠工作的条件下进行，并且加速供油量的调整应该渐进增加。

发动机逼喘试验：为了获得某涡扇发动机喘振时的高压压气机出口压力脉动参数，采用上述的（1）、（2）两种方法对发动机进行了逼喘试验，测取了发动机在  $N_{2hs}=80\%$ 、 $85\%$  和  $88\%$  时的  $P_{31t}$ 、 $P_{31s}$ 、 $\Delta P_{ck}$ 、 $\Delta P_{ckDC}$ 、 $K_1$  等参数，为研究消喘系统提供了真实可靠的数据。见图 6 和 7。

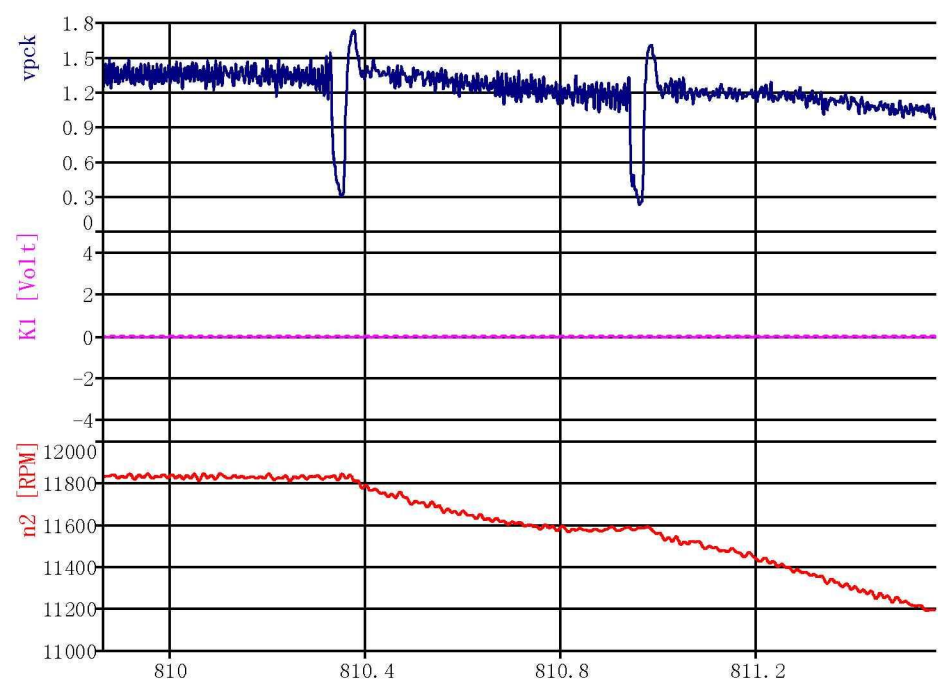


图 6 发动机在  $N_{2hs}=80\%$  转速  $\alpha_2$  逼喘仿真测试曲线



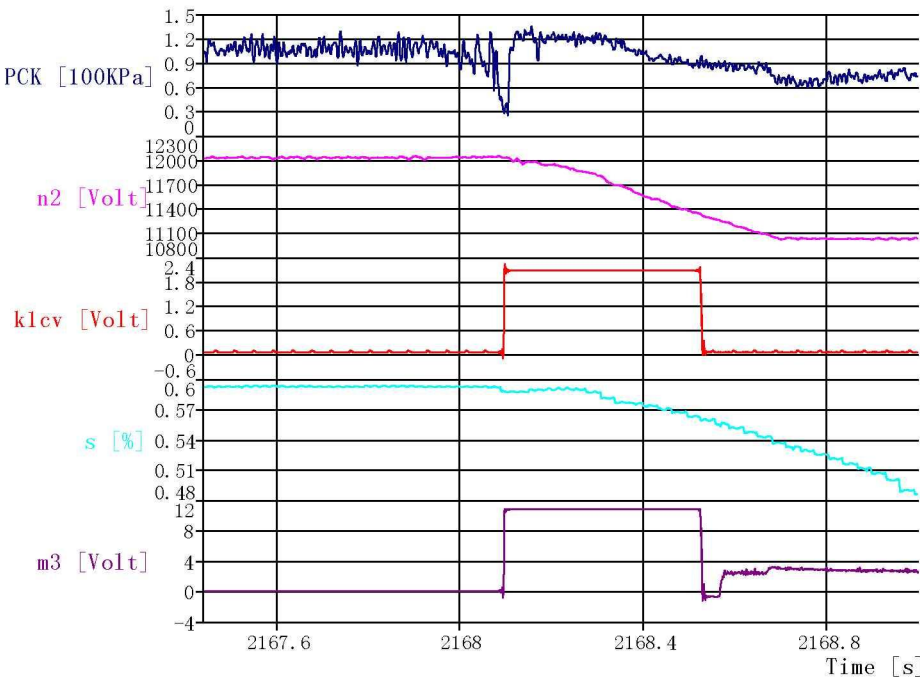


图 7 发动机在 N2hs=85%插板逼喘测试曲线

3 消喘控制器在回路的数字仿真试验

要得到一个性能优良的发动机消喘系统，就必须深入研究和确定消喘控制器（发动机综合电子调节器）的控制参数。在实验室搭建一个消喘控制器在回路的数字平台，进行了系统的数字仿真试验。控制器的信号输入是在发动机台架逼喘试验中由 VISION 高速数据采集装置记录的发动机喘振压力脉动信号（每秒 1000 点），经 D/A 板将数字信号变成模拟量，模拟喘振传感器信号输出信号输入到消喘控制器。

消喘控制器由滤波、比较、延迟、放大、输出等电路组成（见图 2）。控制器中的各参数的选取决定了控制器能否准确识别发动机的喘振征候，及时发出消喘指令给执行机构，正确执行消喘动作，达到消除发动机喘振的目的；同时又不能把发动机正常工作中（稳态和过渡态、接通加力以及各种干扰）信号误作为喘振信号来发出消喘指令，使发动机正常工作受到干扰。

仿真试验中对综调喘振通道电路特性进行了认真分析，对原电路设计思路有了更深刻的认识，通过对电路中的滤波特性、喘振门限值、K1 指令输出延迟特性等参数在原电路上进行调整，采用多种方案对比分析，找到原来系统工作不可靠的原因，确定出了适合某涡扇发动机喘振特性的消喘控制器工作参数。

通过多次试验，确定改进后消喘系统的工作参数如下：

- 压差式喘振压力传感器量程为 (0.1~3.3) kgf/cm<sup>2</sup>，替代了原量程为 2.2kgf/cm<sup>2</sup> 的喘振传感器，在 3.8 kgf/cm<sup>2</sup> 的范围内，均具有良好的线性特性。最大限幅压力为 4.2kgf/cm<sup>2</sup> ；
- 喘振测量电路 50%带宽：3~166Hz（原设计为 7~210 Hz）；
- 消喘系统门限 A 值在全转速范围内均为 0.25；
- K1 指令发出的延迟时间为 10 ms。

- 通过数字仿真试验也分析出了原消喘系统有时在发动机喘振时发不出消喘指的原因: 统计数据分析表明, 某发动机喘振具有多样性的特征, 在不同工况下, 或表现为渐进型喘振、或表现为突变型喘振。突变型喘振时, 发动机出口压差信号表现为单个或多个具有间断性特征的周期波 (见图 7); 发动机喘振产生多个波形时, 相邻两个喘振波形的时间间隔约在 0.16~0.625 秒之间, 消喘电路把这种间断性特征的周期波滤掉了, 不能发出消喘指令。另外, 仿真试验中发现某型发动机的喘振频率分布在 5 到 20Hz 的范围内, 原系统中的低频截止频率为 7Hz, 把低频喘振信号衰减了, 造成系统漏报低频的发动机喘振。
- 改进后的消喘系统数字仿真结果见图 8。

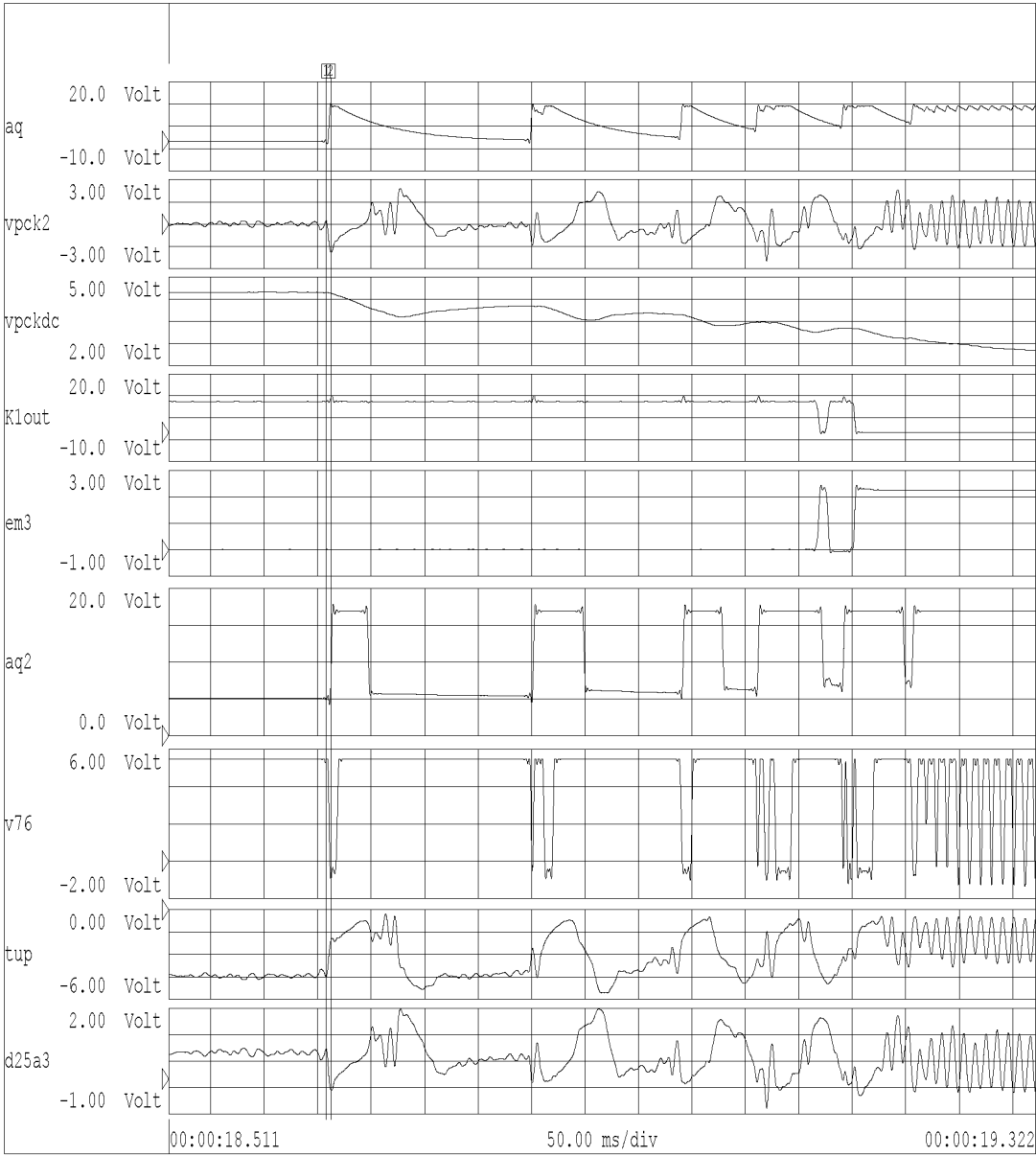


图 8 改进后的消喘系统的数字仿真试验结果

4 消喘系统有效性的发动机台架试验验证

通过数字仿真试验改进后的消喘系统, 重新研制了喘振传感器和喘振控制器, 安装到发动机台



架进行试验验证。在试验中多次发现喘振传感器的安装接头有漏气现象，造成 $\Delta P_{ck}$  的测量参数失真（见图 9）。在稳态测量中，少量的漏气不会影响  $\Delta P_{ck}$  的准确度；但在发动机喘振动态过程中，漏气问题会造成 $\Delta P_{ck}$  的波峰波谷扁平， $A = (P_{ckmax} - P_{ckmin}) / 2P_{ckDC}$  的数值减小，不能正确反映发动机的喘振特性。同时应注意到，漏气现象在试车过程中很难检测（漏油现象一般在慢车检查中容易发现）。为了改善密封性，改进了压差式喘振压力传感器的接头形式，由锥形接头改为锥球形接头，并设法在发动机工厂试车中增加检查接头密封检查项目。

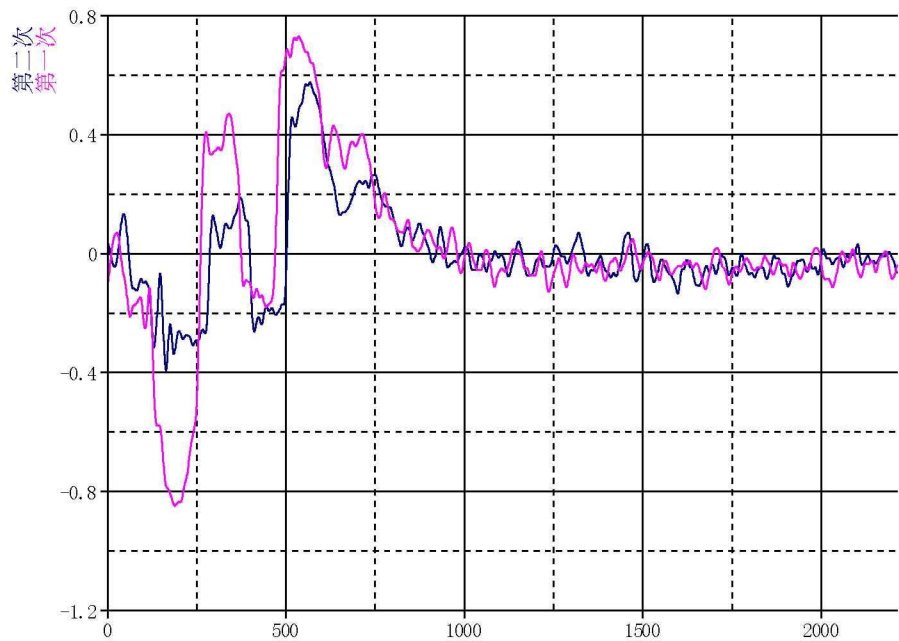
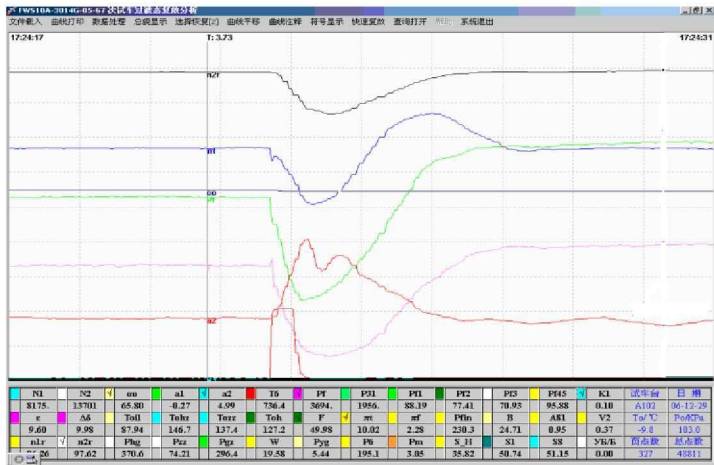


图 9 N2hs=85% 插板喘测试波形对比，不漏气（第一次）和漏气（第二次）的情况

在试车中对消喘执行机构（主燃油泵调节器）进行了调整，按发动机消喘需要对 $\alpha$  2 角度、喷口直径和断油节流嘴做了相应的调整，以达到既能扩大发动机的喘振裕度，短时消喘，又能不使发动机的状态降低的太多（因而推力也不会降低的太多）。采用上述措施，用改进的消喘系统进行了发动机台架试车，验证了改进的消喘系统的有效性和可靠性。见图 10。



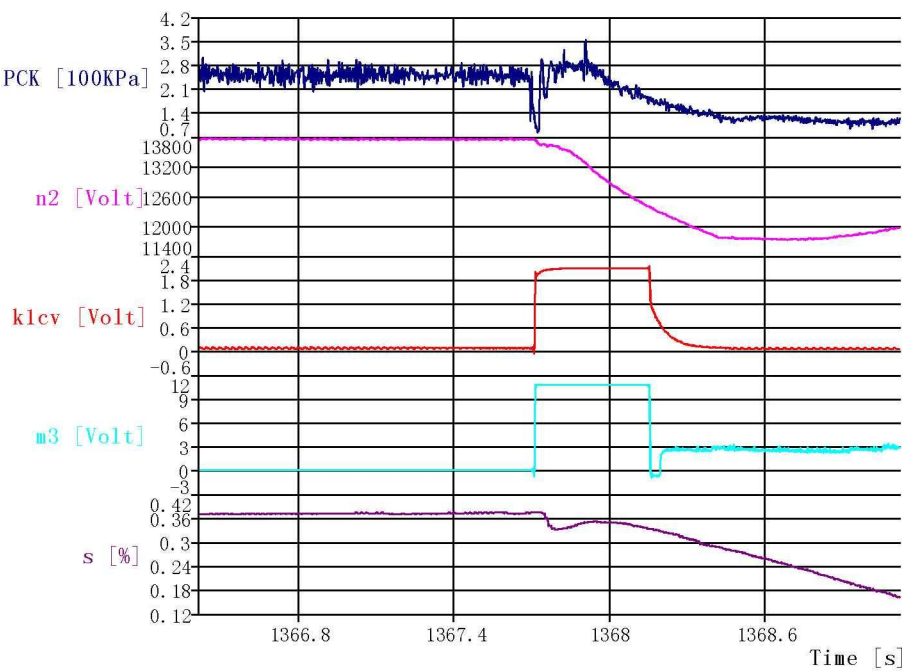


图 10 中间状态插板逼喘试车曲线和参数测试波形

5 结论

经过地面插板试验和α 2 开大逼喘试验验证，改进后的消喘系统在某涡扇发动机的各个状态点均能正常工作。

在加减速性、遭遇加速性、闭环前后、起动等试验中，某涡扇发动机消喘系统均未出现误动作。

试验结果表明：改进后的某涡扇发动机消喘系统方案合理可行。本文的研究结果表明：

- (1) 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，设计和研制一个高性能的发动机消喘系统是非常必要的。
- (2) 在研制一个新的发动机消喘系统过程中，发动机消喘系统试验研究是非常重要的，可以从中得到最优的控制模式和控制参数。
- (3) 大涵道比涡扇发动机的消喘系统设计是可以在涡扇发动机消喘系统的试验研究的基础上进行适应性调整参数获得。
- (4) 随着发动机全权限数字式控制系统 (FADEC) 和综合控制系统的发展和采用，发动机防/消喘系统必将综合到其中，其防/消喘逻辑和功能也将更全和更好。

参考文献

[1] 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  
推进系统 Vol.27 No.1 2006

[2] 秦海波, 孙键国 某型发动机防喘/消喘控制系统分析研究  
航空动力学报 2006 年 21 卷 第 1 期

[3] Zhang Shaoji Development of the Optimization of a Jet Engine Anti-surge Control System

AIAA 2005-4018 2005

**作者简介：**张绍基 男 1942 年 3 月生。沈阳发动机设计研究所， 研究员。目前主要从事航空发动机控制系统、发动机状态监视系统和发动机防喘/消喘系统的设计研究工作。通讯联系：沈阳 428 信箱 1 号，邮编： 110015，电话：024—24281068 13304015860，电子邮件： zhangshaoji@hotmail.com