

文章编号:1000-8055(2012)01-0204-07

航空发动机消喘控制系统设计与试验

张绍基, 刘世官

(中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 研究了航空发动机消喘控制系统的设计方法、航空发动机逼喘试验方法、消喘控制器在回路的数字仿真,并在发动机台架和飞行台上进行了发动机消喘控制系统的试验验证。试验结果表明:通过有效的控制器在回路的数字仿真试验,可以优化控制参数,设计一套可靠的发动机消喘控制系统。

关 键 词: 航空发动机; 数字仿真; 发动机控制; 消喘控制系统; 发动机试验; 工程数学模型

中图分类号: V233

文献标志码: A

Research on the surge elimination control system design and test for aero-engines

ZHANG Shao-Ji, LIU Shi-Guan

(Shenyang Aeroengine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The design method of an aero-engine surge elimination control system and the forced surge tests were discussed, especially a digital simulation of the surge elimination controller in loop was developed in this paper. The test results in both engine rig test and flight test show that, the control parameters can be optimized through the control system digital simulation test, then a reliable aero-engine surge elimination control system can be developed.

Key words: aero-engine; digital simulation; engine control;
surge elimination control system; engine test;
engineering mathematic model

符号表

N_{2hs}	发动机高压相对换算转速(%)	K_1	消喘指令信号(V)
N_2	发动机高压相对转速(%)	V_{pck}	喘振差压测试压力信号(Pa)
Δp_{ek}	压差式喘振压力传感器输出信号(V)	m_3	控制燃油电磁阀信号(V)
Δp_{ekdc}	压差式喘振压力传感器输出信号的直 流分量(V)	A	压差式喘振传感器压差信号脉动交流 分量与平均分量之比
Δp_{ekac}	压差式喘振压力传感器输出信号的脉 动交流分量有效值(V)	H_b	高度

为了保证航空发动机在全包线范围内稳定可靠工作,人们在追求发动机高性能的同时,必须充

分考虑发动机在各种工况下的稳定裕度。航空发动机的风扇和压气机的喘振裕度是影响发动机稳

收稿日期:2011-01-25; 修订日期:2011-09-07

作者简介:张绍基(1942—),男,山东黄县人,研究员,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/消喘控制系统的设计研究工作。

定工作的关键因素. 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. 一般航空发动机的设计要留有 17%~20% 的喘振裕度. 尽管这样, 在遇到一些意想不到的工作状态或极端的飞行条件下, 如: 发射武器、过机动飞行、恶劣天气等情况时, 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防喘和消喘控制系统^[1-5]. 如俄罗斯的 AJI-31Φ 和 PD-33 等发动机都设计和研制了完备的发动机防喘和消喘控制系统^[6-7]. 根据航空发动机的气动特性, 选择不同的消喘装置和合适的控制器参数是非常必要的. 本文通过航空发动机消喘控制系统的数字仿真和发动机试验, 探索了发动机消喘控制系统的设计和研制方法.

1 航空发动机消喘控制系统的组成和工作原理

通常航空发动机的消喘控制系统由喘振传感器、消喘控制器和执行机构三个部分组成. 这种系统也称为主动式防喘系统. (见图 1)

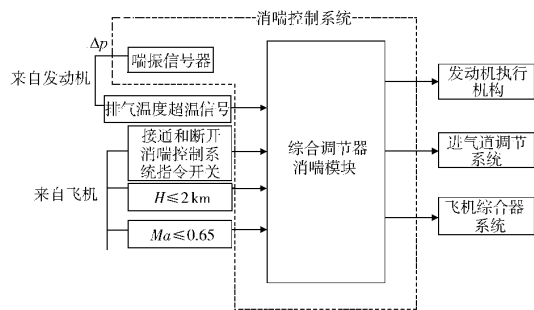


图 1 发动机的消喘控制系统图

Fig. 1 Block diagram of engine surge elimination control (active surge control) system

喘振传感器: 该系统首先需要具有感受发动机失速或喘振特征的能力. 通常消喘控制系统感受压气机出口压力. 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: 消喘控制系统通常采用具有快速

响应的作动器^[8], 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, 从而达到消喘的目的. 可以是单独的执行机构, 也可以是组合到主燃油调节器中.

本文试验研究的消喘控制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^[10], 试验研究表明该系统满足航空发动机消喘控制系统的使用要求.

航空发动机消喘控制器的工作原理见图 2.

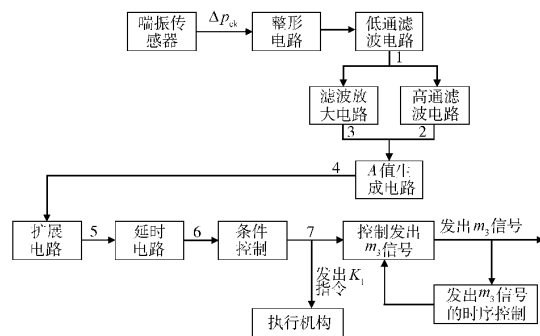


图 2 消喘控制器原理图

Fig. 2 Principle diagram of a surge elimination controller

从喘振压力传感器输入的压差信号 Δp_{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 210 Hz. 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 Δp_{ckdc} , 通过高通滤波电路滤去无用的低频信号, 生成脉动交流分量 Δp_{ckac} , 该高通滤波电路截止频率初始设计为 7 Hz. 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 Δp_{ckdc} 和脉动交流分量 Δp_{ckac} 到 A 值比较电路, 检测出 A 值, 其近似计算公式如式(1)

$$A = \Delta p_{ckac} / \sqrt{2} \Delta p_{ckdc} \quad (1)$$

当发生喘振, A 值达到一定值后(原设计发动机高压相对转速 $N_2 < 85\%$, 门限值 $A_0 = 0.3$; 当 $N_2 \geq 85\%$, $A_0 = 0.6$), 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 $N_2 < 85\%$, 延时时间 $\tau_1 = (0.125 \pm 0.025)$ s, 当 $N_2 \geq 85\%$, 延时时间 $\tau_1 = 0.05$ s; 消喘指令解除时, 延时时间 $\tau_2 = (0.225 \pm 0.025)$ s. 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)。

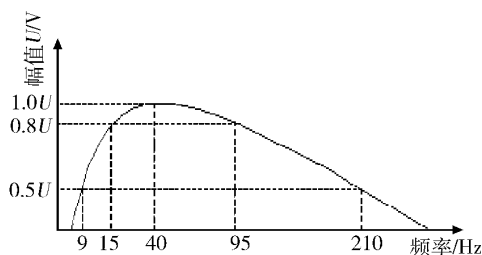


图 3 带通滤波器的特性

Fig. 3 Characteristics of the band-passing filter

当发动机喘振时, 压差式喘振压力传感器检测到高压压气机后的脉动信号, 消喘控制系统计算出 A 值, 若 A 值超过了消喘控制系统设定的门限值, 并满足延时条件, 则消喘控制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 航空发动机逼喘方法的研究

为了获得航空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控制系统的消喘性能。

常见的涡轮风扇发动机的逼喘方法如下^[11]：

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, 计算气流的综合畸变指数 \bar{W} (亦称畸变度)。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。

综合畸变指数 \bar{W} 的计算公式为

$$\bar{W} = \Delta \bar{\sigma}_0 + \epsilon \quad (2)$$

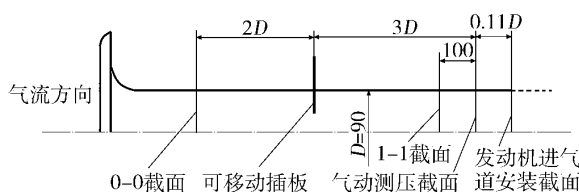


图 4 插板进气畸变试验装置示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the test device with a movable plate for engine inlet distortion

式中 $\Delta \bar{\sigma}_0$ 为稳态周向总压畸变指数; ϵ 为面平均湍流度。

2) 开大高压压气机进口导流叶片角度 α_2 逼喘(高压逼喘)。采用地面电调装置(开大 α_2 角度的放油电磁阀手动装置)控制 α_2 角度步进开大。在发动机某一转速下, 当 α_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 α_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高压相对换算转速 $N_{2hs} \leq 93\%$ 状态下进行, 因为在高状态时, 即使 α_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^[12]。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 $\Delta T = 283 \sim 373$ K, 温升率 $dT/dt = 20 \sim 5000$ K/s, 热扰动区域角度 $\Phi = 60^\circ \sim 360^\circ$, 连续热扰动时间 $t_b = 0.3 \sim 1.5$ 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(δT)值。发动机进口相对平均温升计算如式(3)

$$\delta T = (T_a - T_h) / T_h \quad (3)$$

式中 T_a 为发动机进口温度场的平均温度值; T_h 为环境温度。

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控制系统的消喘特性。

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, 使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控制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。

8) 发射模拟火箭弹逼喘. 在发动机进口安装带模拟火箭弹的发烟环, 当点燃装有一定量火药的模拟火箭弹时, 发烟环排出的烟火被发动机吸入, 模拟导弹发射时的尾气影响, 造成发动机失速、喘振。

9) 发动机逼喘试验. 为了获得航空发动机喘振时的典型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 $N_{2hs} = 80\%$ 和 85% 时的 p_{31s} (压气机出口处静压, 100 kPa), V_{pek} (100 kPa), 消喘指令信号 K_1 , n_2 (发动机高压转速, r/min), m_3 等参数, 为研究消喘控制系统提供了真实可靠的数据. 见图 5 和图 6。

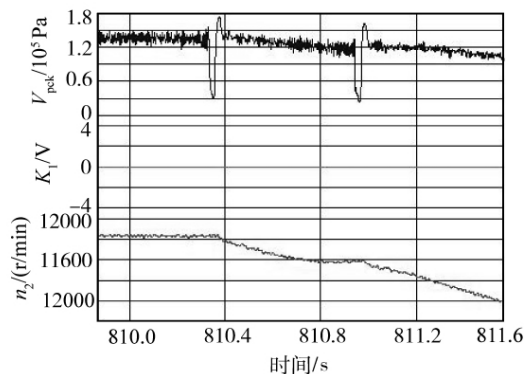


图 5 发动机在 $N_{2hs} = 80\%$ 转速时, 采用 α_2 逼喘仿真测试曲线

Fig. 5 Simulation test curve of the forced surge with α_2 at $N_{2hs} = 80\%$

3 消喘控制器在回路的数字仿真试验

3.1 消喘控制系统数字仿真试验

要得到一个性能优良的发动机消喘控制系统, 就必须深入研究和确定消喘控制器(发动机综

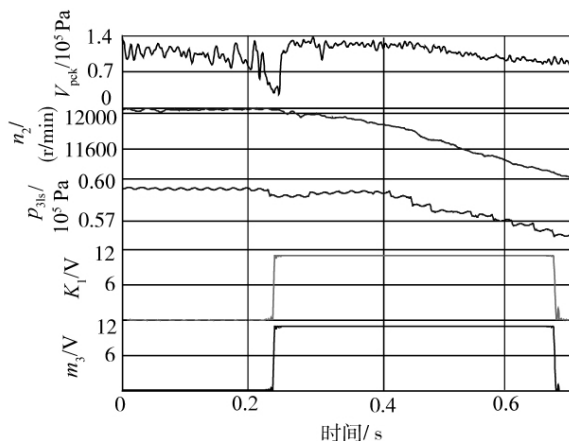


图 6 发动机在 $N_{2hs} = 85\%$ 时, 采用插板逼喘测试曲线

Fig. 6 Simulation test curve of the forced surge with a movable plate at $N_{2hs} = 85\%$

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 5 000 点), 经数模转换(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特征, 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、 K_1 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, 确定出了适合航空发动机喘振特性的消喘控制器工作参数。

3.2 数字仿真试验结果和分析

通过多次试验, 确定改进后消喘控制系统的工作参数如下:

1) 压差式喘振压力传感器量程为 10~330 kPa 替代了原量程为 220 kPa 喘振传感器, 在 380 kPa 的范围内, 均具有良好的线性特性, 最大限幅压力为 420 kPa。

2) 喘振测量电路带宽: 3~166 Hz(原设计为

7~210 Hz).

3) 消喘控制系统门限 A 值在全转速范围内均为 0.25.

4) K_1 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控制系统有时在发动机喘振时发不出消喘指令的原因: 统计数据分析表明, 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 s 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, 仿真试验中发现发动机的喘振频率分布在 5~20 Hz 的范围内, 原系统中的低频截止频率为 7 Hz, 把低频喘振信号衰减了, 造成系统漏报低频的发动机喘振.

3.3 发动机失速/喘振特征工程数学模型

分析压气机不稳定工作信号表明: 压气机出口不稳定流动的共同特点是压力脉动, 同时具有相对固定的频率, 所以在工程上通常用相对脉动幅值和脉动频率来表征压气机气动失稳特性. 一般情况下, 压气机不稳定过程的物理现象与压气机特性相关, 压气机特性越陡, 压气机不稳定工作以喘振形式出现的可能性就越大, 压气机特性越平坦, 压气机不稳定就越有可能以旋转失速形式出现, 压气机喘振强度与发动机的结构形式有关. 对不同结构和尺寸的发动机不稳定统计特征参数如表 1^[13].

表 1 不同结构和尺寸的发动机不稳定统计特征参数

Table 1 Statistical features of engine instability with different structures and geometries

失稳类型	失稳频率/Hz	相对脉动变化幅度
喘振	5~30	0.3~0.9
旋转失速	20~130	0.2~0.4

航空发动机气动失稳特征可以归纳为如下数学模型来表示:

$$\sum E = \int_0^t (p_{ac} - A_0 p_{dc}) dt \quad (4)$$

式中 $\sum E$ 为失稳能量幅度累加变量; p_{ac} 为脉动压力信号的交流分量有效值; p_{dc} 为脉动压力信号的直流分量; A_0 为失稳门槛限制值; t 为失稳积分时间.

当式(4)中的 $(p_{ac} - A_0 p_{dc})$ 小于零时, 其值自动赋零; 否则在接下来的 t 时间段内进行积分.

当 $\sum E$ 值高于某一设定的常量时, 就可确定发动机内部气流出现了不稳定现象. 图 7 为利用此模型提取发动机喘振特征过程的示意图. 当消喘控制系统检测到的 A 值一旦超过设定的 A_0 值时(图 7 中左边竖线处), 在 t 时间内(或大部分时间内), 检测到的 A 值均大于 A_0 , 由于 $\sum E$ 大于某一设定的常量, 因此系统会发出 K_1 信号(对应右边竖线处). 消喘指令信号 K_1 能否输出与 $\sum A$ 密切相关, 用 $\sum E$ 参数来控制 K_1 的输出, 可以有效地抑制干扰信号, 提高系统的可靠性. t 值的大小与发动机喘振频率范围和 A_0 有一定的对应关系.

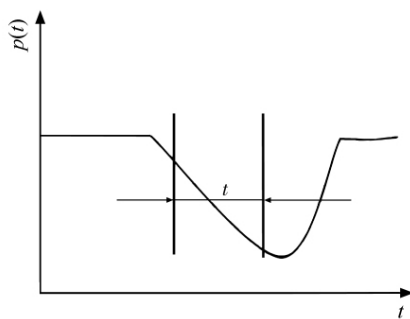


图 7 发动机喘振特征提取示意图

Fig. 7 Schematic diagram of engine surge feature extraction

对不同的航空发动机, 只需改变 A_0 和 t , 就可满足对气动失稳测控的要求; 对同一发动机有多个 (A_0, t) 组合, 满足失速/喘振测控的要求, 需要在均衡实时性和可靠性这两个指标的基础上, 进行优化.

关于气动失稳特征工程数学模型的几点说明:

- 1) 设置不同的 A_0 值, 可以实现分级报警功能;
- 2) 通过计算 $(\sum E, T, H_{th})$ 特征组合参数 (T 为失稳持续时间), 并结合消喘指令, 可以控制或产生较为灵活的消喘切油时序并进行分级控制, 以确保消喘过程中发动机推力损失最小;
- 3) 通过内嵌多分支检测程序, 可以实现对不同发动机失速/喘振的检测、预报和控制.

值得注意的是, 很多资料均将失稳积分时间 t 理解成物理延迟时间, 这会对气动失稳测控技术研究形成误导.

4 消喘控制系统有效性的试验验证

通过数字仿真试验改进后的消喘控制系统,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,并在飞行台上进行了飞行试验验证。

在试验中曾发现喘振传感器的安装接头有漏气现象,造成 V_{pk} 的测量参数失真(见图 8)。在稳态测量中,少量的漏气不会影响 V_{pk} 的准确度;但在发动机喘振动态过程中,漏气问题会造成 V_{pk} 的波峰波谷扁平, A 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。

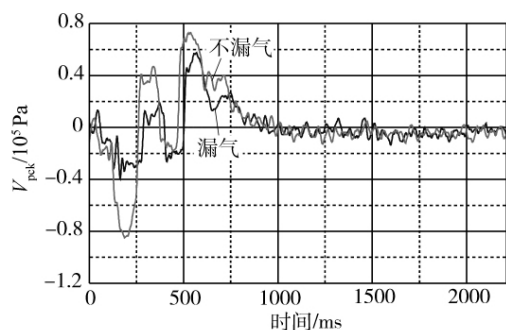


图 8 发动机在 $N_{2hs} = 85\%$, 不漏气和漏气的情况下, 采用插板逼喘测试波形对比

Fig. 8 Comparison of forced surge test waveform with a movable plate between two conditions of leakage and non-leakage at $N_{2hs} = 85\%$

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 α_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,用改进的消喘控制系统进行了发动机地面台架和飞行台空中插板逼喘试验,验证了改进的消喘控制系统的有效性和可靠性,见图 9 与图 10。在图 10 中,油门杆位置保持不变,发动机进喘后在消喘控制系统作用下,又很快恢复到原始状态,由于采用的是固定插板,其产生的畸变流场足以使发动机再次进入喘振,此时如果不将油门杆拉下,发动机将会进入进喘、消喘的

循环中。这表明:在空中,消喘控制系统工作正常。

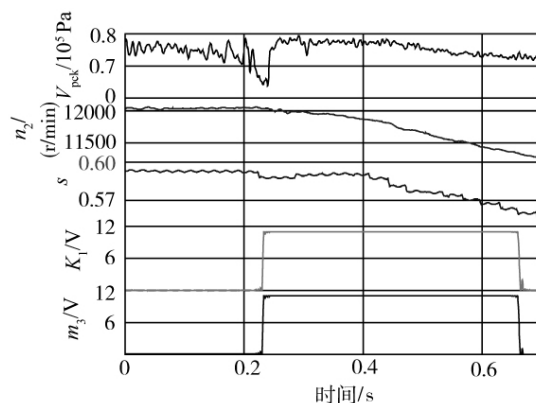


图 9 加力状态下插板逼喘和参数测试波形

Fig. 9 Waveform parameters of forced surge test with a movable plate at after-burning condition

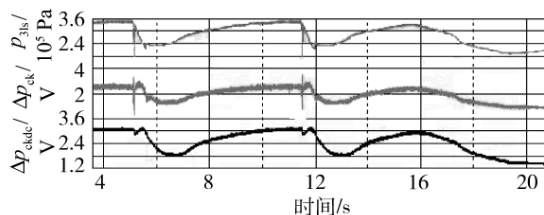


图 10 空中消喘验证过程动态参数测试波形

Fig. 10 Dynamic parameter waveforms during the test of a surge elimination control system in flight

从现有测得的波形和数据来看,在发动机单个喘振波形的下跳沿附近,消喘控制系统就已检测出失稳特征,并发出消喘指令。在信号分析上,具有连续或间断的多个失稳波形可以分解为具有不同相位失稳波形的叠加,改进后消喘控制系统具有更广泛的应用范围。

5 结 论

本文可以得出如下结论:

1) 无论是地面还是空中,一旦发动机发生喘振,通过数字仿真优化设计确定的消喘控制系统能快速检测出发动机失稳特征,并发出消喘指令信号。

2) 在进口畸变进口流场条件下,消喘控制系统在地面试验和空中飞行过程中,未出现误报和漏报现象。

3) 消喘控制系统恢复时间约在 8 s 左右,恢复过程中空中发动机掉转的相对幅度要低于地面,能满足发动机的要求^[13]。

4) 随着飞行高度的增高,发动机喘振首发部位没有变化,喘振频率有变大的趋势.

综上所述,通过数字仿真确定的消喘控制系统工作可靠,实时性强,能够满足发动机在地面和空中失稳测控的需要,改进后消喘控制系统具有更广泛的应用范围.

参考文献:

- [1] Gaston J R. Turbocompressor anti-surge control, new solution for an old problem[R]. ASME 92-GT-428, 1992.
- [2] FfowesWilliams J E, Graham W R. An engine demonstration of active surge control[R]. ASME 90-GT-224, 1992.
- [3] 张绍基. 航空发动机控制系统的研发与展望[R]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 375-382.
- ZHANG Shaoji. A review of aeroengine control system [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 375-382. (in Chinese)
- [4] 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[R]. 推进技术, 2006, 27(1): 15-19.
- ZHANG Shaoji. Research on the heat distortion parameters and the design for engine surge control systems[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 15-19. (in Chinese)
- [5] 孙健国. 现代航空发动机多变量控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 536-553.
- [6] 张绍基. 俄罗斯航空发动机的燃油控制系统发展简况[J]. 国际航空, 1995(394): 48-50.
- ZHANG Shaoji. Developing briefing of aero-engine fuel control in Riissia[J]. International Aviation, 1995(394): 48-50. (in Chinese)
- [7] Гуревич О С, Гольберг Ф Д, Селиванов О Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета[M]. Moscow: Машиностроение. 1993.
- Gurevitch O S, Golberg F D, Selivanov O D. Integrated control of multi-mode aircraft propulsion[M]. Moscow: Mashinostroyenie Pub. , 1993. (in Russia)
- [8] Jaw L C, Mattingly J D. 飞机发动机控制: 设计、系统分析和健康监测[M]. 张新国, 译. 北京: 航空工业出版社, 2010: 155-162.
- [9] 聂恰耶夫. 航空动力装置控制规律与特性[M] 单风桐, 程振海, 译. 北京: 国防工业出版社, 1999: 102-114.
- [10] 秦海波, 孙健国. 某型发动机防喘/消喘控制系统分析研究[R]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 201-206.
- QIN Haibo, SUN Jianguo. Investigation on aircraft engine anti-surge/surge eliminating control system [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 201-206. (in Chinese)
- [11] ZHANG Shaoji. Development of the optimization for a jet engine anti-surge control system [R]. AIAA 2005-4018, 2005.
- [12] ZHANG Shaoji. Research on the heat disturbance parameters and the optimization for engine surge control system [R]. AIAA 2004-4076, 2004.
- [13] 刘大响. 航空发动机燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.