

某航空发动机喘振控制系统设计与验证

王 波^{1,2}, 张兴龙¹, 张新非³, 车杰先², 张天宏¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500;

3. 中国人民解放军 空军装备部 项目管理中心, 北京 100843)

摘 要: 针对航空发动机易出现喘振误报、误判和消喘失败等问题, 对某单轴带核心机驱动风扇(CDFS)的航空发动机对比分析不同的测点位置、信号处理、消喘控制逻辑设计下的消喘效果, 并在高空模拟试验台上进行燃油阶跃逼喘验证。结果表明, 测点 2 的 A 值脉动幅值是测点 1 的 4 倍, 采用的硬件判喘准确率达到 100%, 制定的燃油阶跃供油控制方法可成功实现发动机逼喘, 制定的消喘控制逻辑可成功使发动机退出喘振并恢复到目前状态。

关 键 词: 压气机稳定性; 喘振; 喘振检测; 控制逻辑; 消喘; 逼喘

中图分类号: V233.95

文献标志码: A

Surge control system design and validation for an aero-engine

WANG Bo^{1,2}, ZHANG Xinglong¹, ZHANG Xinfei³,

CHE Jiexian², ZHANG Tianhong¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China;

3. Project Management Center, Equipment Department of Air Force,
People's Liberation Army, Beijing 100843, China)

Abstract: In view of the problems that aero-engines were prone to surge false alarm, mis-judgment and failure of anti-surge, the anti-surge effects of a single-shaft aero-engine with core drive fan stage (CDFS) at different measurement points using different signal processing methods and anti-surge control logic designs were compared and analyzed. The surge control system was verified by the fuel step forced-surge on the high altitude simulation test. The results show that the pulsation amplitude of A value at the measurement point 2 is 4 times of that at the measurement point 1, and the accuracy of surge detection by hardware is 100%. The control method by fuel step can successfully realize the engine forced-surge, and the anti-surge control logic can successfully make the engine surge exit and restore to the present state.

收稿日期: 2021-10-21

基金项目: 国家航空专项基础研究(J2019-V-0010)

作者简介: 王波(1979—), 男, 高级工程师, 博士生, 主要从事航空发动机控制系统设计研究。E-mail: flasbbobo@163.com

引用格式: 王波, 张兴龙, 张新非, 等. 某航空发动机喘振控制系统设计与验证[J]. 航空动力学报, 2022, 37(5): 1100-1112. WANG Bo, ZHANG Xinglong, ZHANG Xinfei, et al. Surge control system design and validation for an aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(5): 1100-1112.

Key words: compressor stability; surge; surge detection; control logic; anti-surge; forced-surge

由于航空发动机推质比不断提高,要求压气机的级负荷也在提高,使得发动机稳定工作范围面临严峻考验,为了使高负荷轴流压气机安全、稳定工作,在喘振发生后能够消除喘振,减小喘振对发动机工作的影响,同时防止喘振发生后二次喘振甚至连续喘振的出现^[1],应配备专用的消喘控制系统,因此,开展喘振控制系统设计与验证研究非常必要。

航空发动机的喘振在一定程度上严重影响了发动机性能的改善与效率的提高,甚至会导致发动机的突然停车,造成严重的后果^[2-5]。近年来随着计算机技术和现代控制技术的发展,人们已经不再满足于被动地避开发动机失稳,而是希望能够对其进行实时地检测并加以主动控制,以便获得更好的性能与更高的效率^[6-11]。而目前工程中应用比较广泛的是采用总/静压差传感器对喘振信号捕捉,通过计算提取喘振特征值 A 值进行判喘^[12],结合相关的消喘逻辑和消喘恢复逻辑,实现消喘控制。也有采用压气机出口压力脉动信号作为判喘依据^[13-14],通过一些算法得到喘振特征值 B 值进行判喘^[15]。但无论是 A 值判喘或者 B 值判喘,相同的发动机执行的控制逻辑区别并不大,都是采用扩稳定边界和脉冲供油的措施,并使发动机快速远离喘振点,这些控制措施都离不开准确的喘振信号识别和正确的消喘控制逻辑设计。在目前工程中,往往出现喘振信号识别不准确、消喘失败或消喘恢复不成功等问题。

本文从工程应用出发,以某带CDFS的航空发动机为对象,针对喘振信号测点选取、喘振信号识别和消喘控制逻辑设计三个方面开展研究,并采用不同压缩部件导叶(CVV)角度调整量和转速调整量匹配组合分别验证消喘效果,为变循环发动机消喘控制系统工程应用奠定基础。

1 喘振信号测点选取

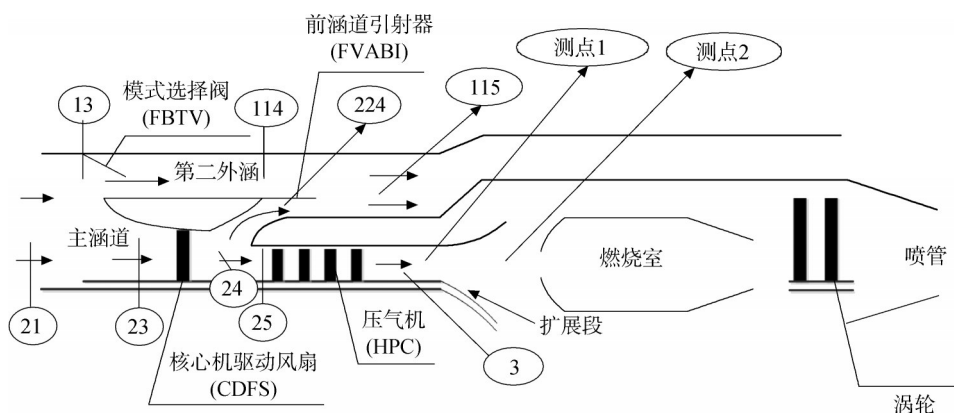
喘振时压气机后压力及进口质量流量(下文简称流量)具有强烈的脉动,压气机转速急剧下降,涡轮后温度急剧上升,推力急剧下降,发动机进口压力突升,同时还伴随一种特殊的放炮声以

及发动机出现很大的振动。压气机失稳发生时最直接的表现是压气机通道内气体流量的变化。因此,流量是最能也是最直接反映压气机不稳定状态的物理量。也就是说,检测压气机流量信号的变化是检测压气机不稳定信号的最直接方式。然而,如何准确测量压气机的流量一直是该领域的一大难题,包括流量传感器的选型、安装方式以及测量的稳定性等。而且,高性能的流量传感器价格非常昂贵,即使采用也未必能达到预期效果。因此,工程上很少通过测量流量信号来检测压气机的不稳定状态。

通过分析表明,压气机后不稳定流动的共同特点是压力脉动,且具有相对固定的频率。因此,工程上用相对脉动幅值和脉动频率来表征压气机的失速和喘振,通过提取压气机出口的压力脉动信号作为失稳先兆特征的载体。然而获取压力信号时,压气机后不同的测点位置会影响获取喘振信号的真实性,因此,本文选取两个测点位置进行验证分析,测点布局见图1。

由于要求压气机不断减少重量和不断提高级压比,压气机级数也在减少,甚至某些发动机压气机末级静子与扩压段采用一体化设计,导致在扩压段上无法安装总压探针,再加上压气机的先进性,出口流道变得越来越狭窄,安装总压探针后导致气流堵塞比超标,因此,个别先进发动机的总/静压探针就安装在扩压段出口位置。为了验证总/静压探针安装在图1中测点1和测点2位置对喘振控制系统的影响,开展两个测点位置的对比试验研究。总/静压差传感器对采集的总压和静压进行信号转换,输出电信号传递给控制器单元,两个测点安装的总/静压差传感器相同。

为了对比总/静压差传感器在两个测点获取喘振信号的真实性,在测点1和测点2位置周向增加脉动压力测点,用单独的脉动采集装备获取信号,相关文献[16-17]讲述了信号处理和组成原理,本文不再详细描述,该采集装备对脉动压力信号进行处理,并判断是否发生喘振,当喘振时,输出“失稳信号”状态字(0或者1)给控制器单元。



21 发动机进口截面; 13 发动机第二外涵进口截面; 114 发动机第二外涵出口截面;
224 发动机第一外涵出口截面; 115 外涵道混合室; 23 CDFS进口截面;
24 CDFS出口截面; 25 压气机进口截面; 3 压气机出口截面。

图 1 总/静压差传感器测点布局

Fig.1 Measuring points layout of total/static differential pressure sensor

2 喘振信号识别

采用总/静压差传感器进行信号采集,传感器输出交流电压为 $0.57 \sim 1.84 \text{ V}$, 频率为 $2\,000 \text{ Hz}$, 控制器进行解调电路处理,并分别进行低通滤波和带通滤波^[18],控制器单元采集电路采样频率可达到 31.25 kHz ,即 $32 \mu\text{s}$,而软件采样周期为 5 ms ,远远小于硬件采集数据量。硬件电路中,经过低通滤波处理后得到直流分量,要求低通滤波截止频率小于 1 Hz ;经过带通滤波处理后得到交流分量,应保证对 $3 \pm 1 \text{ Hz}$ 和 $166 \pm 30 \text{ Hz}$ 处的信号衰减是 40 Hz 处信号衰减的两倍。然后采取线性

放大处理和模/数(A/D)转换,得到直流分量 S_{dc} 和交流分量 S_{ac} ,该值可以被硬件和软件按照自身采样频率读取后计算,喘振信号处理原理见图 2,图中 FPGA (field programmable gate array) 为现场可编程逻辑门阵列, k_0 、 k_1 为计算所得信号。

直流分量 S_{dc} 由于扰动比较大,根据经验设置一个 C 值,交/直流计算 A 值公式如下:

$$A = \frac{S_{ac}}{S_{dc}} \quad (1)$$

当直流分量 S_{dc} 小于 C 值(C 一般取 0.981 ,对应总/静压差为 $20 \sim 25 \text{ kPa}$)时,则 S_{dc} 取 C 值。

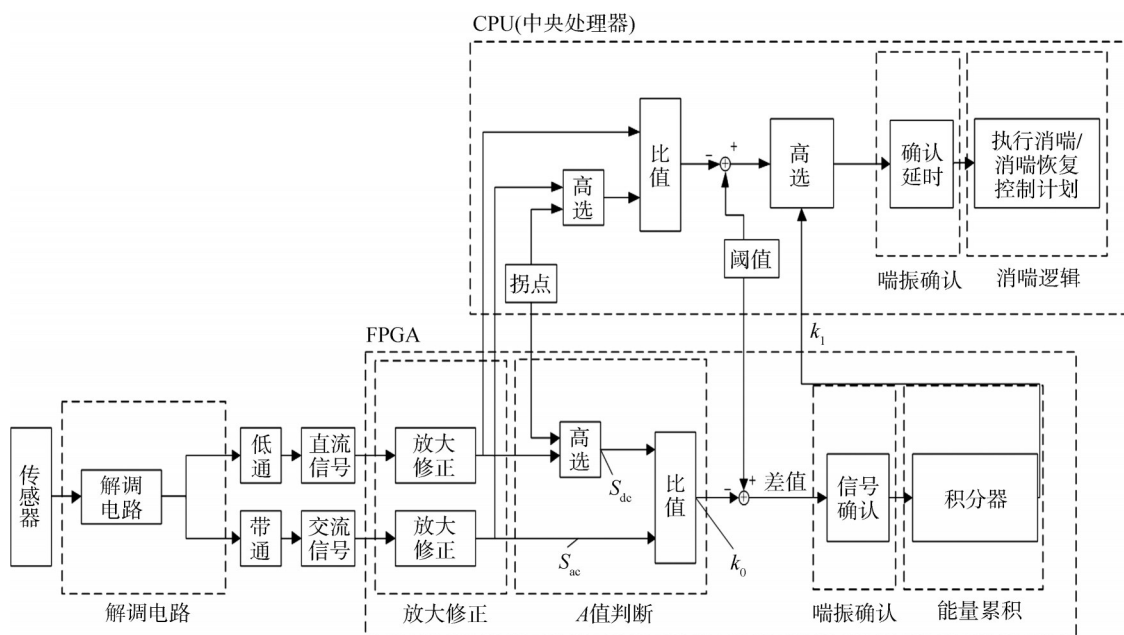


图 2 总/静压差传感器信号处理原理

Fig.2 Signal processing principle of total/static differential pressure sensor

采用软件判喘时,读取硬件中 S_{dc} 和 S_{ac} 的 5 ms 内最大值,依次执行与 C 值高选、 A 值计算和确认时间判断,输出是否触发消喘控制逻辑的决定,控制系统把每个控制周期内最大值输出出来存储、计算和显示。

采用硬件判喘时,在 FPGA 中执行信号处理和喘振信号识别,每个采样周期内与 C 值比较后计算 A 值,得到 k_0 值再与阈值比较,并判断是否发生喘振故障,后面设置喘振信号确认时间和积分器,积分器按出现喘振告警信号的次数进行累积,如下公式设置能量累积阈值:

$$X_1 = t_0 \times 2^7 \quad (2)$$

式中 t_0 为喘振信号确认时间,一般不超过 2 个控制周期, X_1 为能量累积阈值。

在工程应用中,积分器分为两级,一级积分器执行能量累积以及与 X_1 的比较,并抑制低于 10 ms 的干扰信号,防止误输出消喘指令;二级积分器对一级积分器的有效性进行累加,当一级积分器累加值大于 X_1 时输出有效值,二级积分器接收到该信号则增加 D_1 ,若未持续收到则减 D_2 (D_1 、 D_2 值由调试过程确定,与确认时间和延迟时间相关),当二级积分器增加到比较值 X_2 (取 1 024) 时输出 k_1 信号,当一个控制周期内二级积分器数值低于 X_2 时,关闭 k_1 信号输出。二级积分器只需 2.3 ms 之后便能输出消喘指令,随后很快进入饱和状态,一旦进入消喘状态,需保持一最小时间才能退出消喘状态。

3 消喘控制逻辑设计

制定消喘控制逻辑的过程是对消喘控制时序、执行步骤的统一研究过程,针对不同发动机,消喘控制逻辑不完全相同,本文以带 CDFS 的航空发动机作为控制对象,该发动机由 CDFS、压气机(HPC)、燃烧室、涡轮、内/外涵喷管、外涵道机匣,以及机械系统、控制系统和空气系统组成。几何可调机构包含模式选择阀(FBTV)作动筒位移 M_{fbtv} 、CDFS/HPC 导叶(CDFS 和 HPC 的导叶机械联动)CVV 角度 θ_{cvv} 、前涵道引射器(FVABI)作动筒位移 M_{fvabi} ,都采用燃油经伺服控制装置驱动。该发动机具有两种工作模式(单外涵模式和双外涵模式),当 FBTV 开度为 0 时为单外涵模式,否则为双外涵模式。在如此多几何可调机构作用下,制定消喘控制逻辑时考虑的因素更多,时序也会更加复杂,为判断消喘控制逻辑的合理性,

需要发动机消喘时间和消喘恢复时间尽可能短,同时要求转速变化量足够能抵消剩余功 G 增加量。评估消喘控制逻辑有效性采用表 1 参数^[13,19]。

表 1 评估消喘系统有效性的参数
Table 1 Parameters for evaluating anti-surge system validity

参数	名称
ΔN_2	转子转速相对变化值
ΔT_5	排气温度相对变化值
Δt_{11}	消喘时间
Δt_{22}	消喘恢复时间
Δt_{N2}	转子转速下降时间

消喘控制逻辑在控制器软件中编程实现,控制器接收到喘振信号后执行消喘控制逻辑。消喘控制逻辑设计通常包括以下步骤:信号确认、脉冲供油、几何机构调节、油门杆控制、点火、消喘恢复。

3.1 信号确认

当控制系统接收到喘振故障信号时,需经过喘振信号确认时间 t_0 ,在这个时间内持续存在喘振故障信号,则判断信号真实有效,发出喘振告警。该时间与传感器响应时间、采样周期和控制周期有关,根据这三者综合评估喘振信号确认时间,一般取 15~25 ms。喘振信号消失,同样设置有确认时间 t_3 ,一般为 1~2 个控制周期。

3.2 脉冲供油

通过以往试验经验,在发生喘振时短时切断供往燃烧室的燃油有利于消喘,目前有两种断油方式:脉冲供油与直接断油。脉冲供油是供往燃烧室的燃油按照设置时间执行通、断;直接断油则直接切断供往燃烧室的燃油一定时间,直到进入消喘恢复时才恢复供油。

本文采用脉冲供油方式,当接收到喘振信号并确认有效后,立即执行小流量供油,一般在燃烧室最小燃油流量的基础上增加约 150 kg/h,比慢车供油量低。在通往燃烧室供油管路上设置有停车电磁阀,通过停车电磁阀通 t_1 时间、断 t_2 时间交替切换实现脉冲供油。通断时间根据发动机燃烧室特性、总管容积大小设置,一般确保不熄火原则。脉冲供油时,控制器需持续输出点火信号,在停止脉冲供油后也应持续输出点火信号一段时间

t_4, t_4 一般取 8 s。

当喘振信号消失后持续确认时间 t_3 后停止脉冲供油,按油门杆位置计算燃油流量供油。

3.3 几何机构调节

几何机构调节具有快速改变气流流通能力的作用,与脉冲供油同时进行,可有效使发动机快速退出喘振,在制定消喘控制逻辑时需考虑几何机构调节对气流的影响和发动机功率的平衡。本文某发动机喷管为固定喷管,只有三个可调几何机构,需注意几何机构调节的先后顺序和快慢匹配问题。

1) FBTV 的打开和关闭需注意外涵气流流向的变化,对于带 CDFS 的航空发动机,在高转速状态容易引起外涵气流倒流进入发动机进口,而喘振时,由于进口压力会突升,若这时外涵气流倒流,会引起进气气流稳定性进一步恶化,引起压力和转速不稳定,导致控制紊乱,因此,在发生喘振时首先强行关闭模式选择阀。

2) 前涵道引射器可看成中间级放气,在发生喘振时,应快速打开。在转速低于设计转速时的喘振现象,是由于压气机前几级流量系数减少过多引起的,因此,常规发动机有采用压气机中间级的机匣上开一圈放气孔,用放气活门控制,使部分空气由此孔向外排出,可增加前几级空气流量,避免喘振。带 CDFS 的航空发动机前涵道引射器的作用就起到中间级放气的作用,在发生喘振时打开有利于消除喘振。消喘恢复时,再按一定速率恢复到正常控制逻辑。

3) CDFS/HPC 导叶在消喘过程中尤其重要,大部分发动机的消喘控制逻辑都是制定全关 CVV,利用可调节的进气导叶,或前几级整流静子叶片,改变进入压气机的空气相对于压气机叶片流动的方向,这样有三种好处:一是使气流相对于叶片的流动方向与叶片的安装角度相匹配,则可避免叶片背部发生气流分离,防止喘振发生;二是关闭 CVV 一定角度,可增加压气机喘振裕度,具有扩压气机稳定边界的作用;三是执行关 CVV,内涵气流流量减小,负荷降低,减小喘振能量的破坏力。

当关 CVV 时,压气机消耗功在减小,同时,燃烧室气流减少,燃油流量减少,产生的热减少,涡轮做功能力在降低,需注意评估发动机剩余功变化率,防止出现剩余功增加的现象。如某航空发动机 CVV 角度快速全关闭时,在消喘恢复过程

中,由于与燃油流量下降速率不匹配导致发动机剩余功增大的现象,使发动机消喘恢复时间过长或无法恢复到目标状态,引起发动机超转等安全问题。

3.4 油门杆控制

油门杆(PLA)调节可以改变发动机燃油流量,从而改变转速给定值 $N_{2,dem}$,改变涡轮做功,发动机转速实际采集值为 N_2 。在喘振过程中,由于几何机构较多,引起喘振的因素也较难排查,试验阶段比较安全的做法就是消喘恢复时恢复到发动机较低工作状态(慢车),因此,本文制定控制逻辑时,控制油门杆角度 θ_{pla} 到慢车角度,以减少主燃烧室供油量,以降低主燃烧室温度、减小空气流通的热阻力,减小涡轮功。油门杆控制方法采取进入消喘控制逻辑后,切换到数字油门杆控制燃油,数字油门杆角度为 $\theta_{pla,c}$ 。有两种控制方式:一是从当前角度按 $50(^{\circ})/s$ 速率降到慢车对应油门杆角度,实际转速下降速率为 8.08% ;另一种是直接阶跃到慢车对应油门杆角度,实际转速下降速率为 9.7% ,由于执行机构的延迟作用和发动机的惯性,不用担心会引起转速或燃油流量跟随阶跃变化。两种控制油门杆的试验结果对比见图 3,本文中转速梯度设置为 5% , t 为时间。

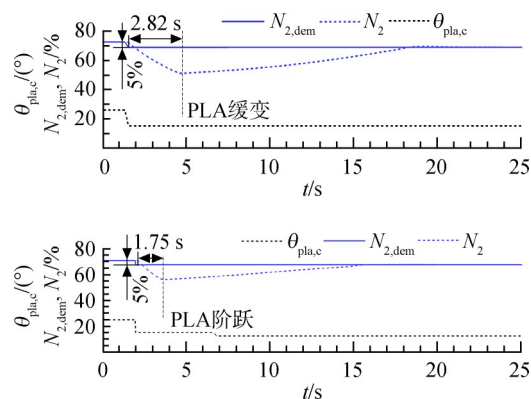


图 3 不同油门杆速率的喘振模拟试验结果

Fig.3 Surge simulation test results of different throttle lever speeds

3.5 点火

发动机进行消喘时,若采用脉冲供油,会引起燃烧室熄火,不利于在消喘后的发动机状态恢复。这里采取消喘过程或消喘恢复过程一直点火,防止燃烧室熄火,并在消喘恢复过程中延长点火时间 t_4 ,保证发动机点火成功。

3.6 消喘恢复

消喘恢复是喘振控制中对发动机状态进行恢

复的过程,其控制逻辑设计更加严谨,该阶段更需要预判发动机可能会处于的状态,如果有多个可能状态出现,则在制定消喘恢复逻辑时都需要考虑,否则可能导致发动机无法恢复到目标状态,甚至出现超转、超温现象。同样,在消喘恢复逻辑中,需考虑 CVV 角度与燃油流量的匹配关系,且更需要注意加速燃油流量($q_{m,acc}$)限制线和减速燃油流量($q_{m,dec}$)限制线对消喘恢复过程供油量的限制作用。

4 发动机试验验证

4.1 A 值对比分析

测点 1 和测点 2 采集到 A 值见图 4。在相同转速下,测点 1 位置 A 值为 0.240 ± 0.12 ,测点 2 位置 A 值为 0.240 ± 0.43 ,脉动幅值相差近 4 倍。

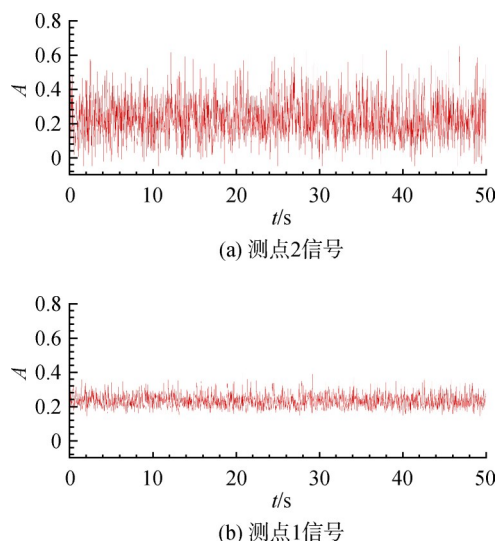


图 4 不同测点位置 A 值试验曲线

Fig.4 Test curves of A value collected at different measuring points

测点 2 位置得到的 A 值明显波动较大,从燃烧室三维流场仿真计算结果(见图 5)可知,总/静压差传感器探针所在的扩压段出口测点位置马赫数较压气机出口截面有所降低,且此处存在明显的角涡区,气流方向角与压气机出口截面也有差异,这将导致探针总压测量值偏低,静压测量值相对偏高;另一方面,该处由于靠近燃烧室,此处压力值可能受燃烧室不稳定燃烧影响,使测量的 A 值出现较大幅度的波动,若燃烧室存在震荡燃烧,将加剧这种波动幅值。

测点 2 位置得到的 A 值由于波动幅值大,很容易超过设定阈值,引起喘振误判而进入消喘控

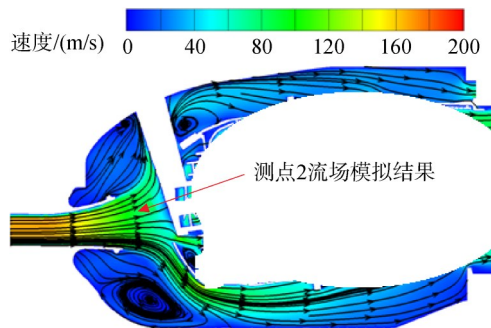


图 5 扩压段出口截面速度和流线分布

Fig.5 Velocity and streamline distribution at outlet section of diffuser

制。该现象已在多型发动机上出现,而通过脉动采集系统喘振信号证明,发动机实际并未发生喘振。通过分析认为,测点 2 位置不宜作为喘振信号测点。

另外,采用硬件判喘和软件判喘也存在较大差异,这两种判喘试验曲线见图 6。

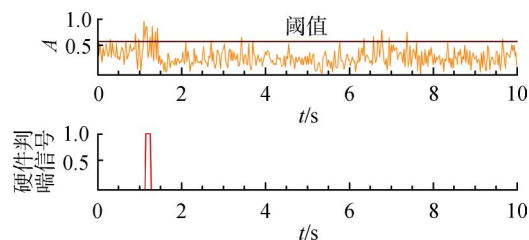


图 6 软件判喘信号 A 值和硬件判喘信号对比

Fig.6 Comparison between A value of surge signals in software and hardware surge signals

从图 6 可知,软件判喘信号 A 值一直不稳定,甚至存在短时超过阈值的现象,由于未达到喘振信号确认时间,故未发出喘振告警信号,但在中间位置真实发生喘振后,A 值存在多次持续超过阈值并满足发出喘振告警条件,而硬件判喘信号只发出一次,持续时间为 0.1 s,与脉动采集系统判喘结果一致。因此,在软/硬件设置相同阈值情况下硬件判喘更加准确,后面验证也只采用硬件判喘信号作为触发消喘控制逻辑的信号。

4.2 消喘控制逻辑验证

4.2.1 消喘控制逻辑设计

为了对消喘控制逻辑中各参数设置及匹配关系进行摸底,本文设计了三套消喘控制逻辑参数,如表 2。三套消喘控制逻辑分别为:第一种是 Y1 类,控制油门杆按 $50 (^{\circ})/s$ 速率下降到慢车,并按油门杆计算供油量脉冲供油,且 CVV 角度执行全关并保持;第二种是 Y2 类,控制油门杆按 $50 (^{\circ})/s$

表 2 消喘控制逻辑设计参数
Table 2 Design parameters of anti-surge control logic

序号	参数名称	Y1类	Y2类	Y3类
1	A	0.3	0.5	0.5
2	t_0/s	0.015	0.015	0.015
3	t_3/s	0.05	0.05	0.05
4	数字油门杆	50 (°)/s 下降	50 (°)/s 下降	阶跃到慢车对应值
5	供油量	闭环计算	闭环计算	开环,最小供油量+150 kg/h
6	供油脉冲时序	$t_1=0.1$ s 断油 $t_2=0.3$ s 供油	$t_1=0.1$ s 断油 $t_2=0.3$ s 供油	$t_1=0.2$ s 断油 $t_2=0.2$ s 供油
7	CVV 角度	保持全关	保持关 10°	关 10°后恢复
8	M_{btv}/mm	0	0	0
9	$M_{\text{fabi}}/\text{mm}$	17	17	17
10	消喘失败处理	2.4 s 后执行停车	2.4 s 后执行停车	2.4 s 后执行停车
11	t_4/s	8	8	8
12	恢复状态	慢车	慢车	慢车

速率下降到慢车,并按油门杆计算供油量脉冲供油,且 CVV 角度不执行全关并保持在正常角度偏关 10°的位置;第三种是 Y3 类,控制油门杆阶跃到慢车,并按小燃油量脉冲供油,且 CVV 角度不执行全关而在消喘恢复阶段恢复正常控制角度。

喘振消除过程和消喘恢复过程发动机都保持模式选择阀全关,若喘振发生时模式选择阀全开,则立即关闭模式选择阀,当发动机退出喘振后并消喘恢复到目标转速时,才恢复模式选择阀正常控制。

4.2.2 消喘控制逻辑验证方法

为了降低逼喘时的风险,对喘振控制系统、消喘控制逻辑、发动机喘振边界线依次进行验证,分别采用喘振模拟、诱喘、燃油阶跃逼喘三种试验方法验证。

喘振模拟是通过操作按钮给出喘振信号给控制系统,进而触发消喘控制的试验方法,该信号也称为喘振模拟信号。这种试验方法可以初步验证消喘控制逻辑是否合理,也是对比消喘控制逻辑效果的主要验证方法,但不能验证软/硬件判喘系统是否可靠,也不能验证发动机喘振机理。

诱喘试验是适当降低 A 值的阈值,然后逐渐提升发动机状态使实际 A 值达到阈值触发消喘控制。这种方式既可以验证消喘控制逻辑,还可以验证软/硬件判喘系统是否可靠,但不能验证发动机喘振机理。

燃油阶跃逼喘试验是通过给定燃油流量($q_{m,\text{dem}}$)激增使发动机发生真实喘振,触发软/硬件判喘系统和消喘控制逻辑的试验,是一种获取发动机边界参数的试验方法。前两种方法触发的喘振都不是发动机真实喘振,因此试验风险相对较低,常用来初步验证消喘控制逻辑,后一种方法风险较大。

燃油阶跃逼喘试验原理是采用燃油流量增量 $\Delta q_{m,\text{dem}}$ 加上时间步长 Δt_{33} 共同作用实现发动机逼喘,即燃油流量在规定时间内增加当前燃油流量一定倍数供往燃烧室,燃烧室燃油流量突然激增,使得涡轮前温度在瞬间急剧升高,利用涡轮部件的热节流效应来降低压气机进口的空气流量,从而引起发动机喘振。具体操作步骤:发动机运行到慢车及慢车以上稳态,操作员按下“阶跃供油指令”按钮,发动机在阶跃供油持续时间 Δt_{33} 内按照阶跃供油量供油, Δt_{33} 时间结束后若未出现喘振,则恢复发动机转速到油门杆对应位置,若出现喘振,则按消喘控制逻辑恢复到慢车。一般的发动机,给定燃油流量 $q_{m,\text{dem}}$ 按当前燃油流量 1.5~3 倍(不同转速下燃油流量突增量不等,根据发动机模型计算得到突增量)突增,阶跃供油持续时间 Δt_{33} 按 0.2 s 设置是比较安全的选择,如果未喘振,再通过增加时间 Δt_{33} 或调节阶跃供油量倍数两种途径再次逼喘试验。

如图 7 所示,燃油流量突增 1.58 倍持续 0.2 s 停止,在 0.275 s 时发生喘振告警,成功实现逼喘。

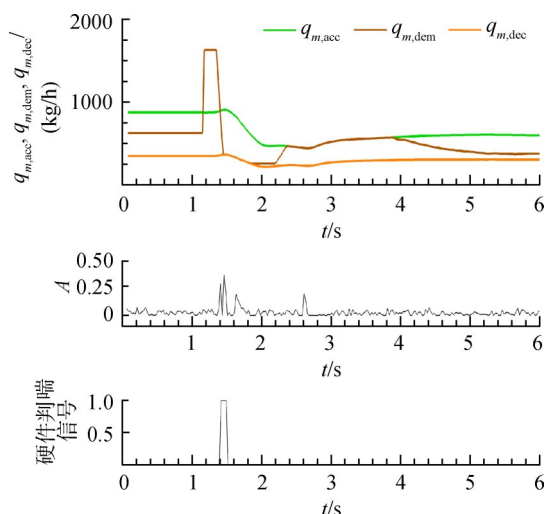


图7 燃油阶跃逼喘至喘振告警

Fig.7 Fuel step forced-surge to surge alarm

逼喘过程中,相对物理转速增加约0.5%后开始下降,压气机出口总压 p_3 增加约3%后开始下降,涡轮后温度上升约6%后开始下降。阶跃供油量随逼喘转速点上升而增加,且受燃油泵供油能力限制,在高转速时,由于稳态燃油流量本身就较大,燃油泵瞬态加载到稳态燃油的1.5~3倍所花费的时间就更长,转速越高越不易逼喘成功,因此,在高转速进行逼喘时,可以适当减小喷管面积或提高燃油泵在逼喘点的供油能力来提高逼喘成功率。

燃油阶跃逼喘的优点在于只需要修改控制系统程序,不用改装、改造试验设备和发动机,易于实现、成本低。通过对时间和燃油流量的控制可更安全地进喘和退喘,逼喘成功率高。

4.2.3 喘振模拟试验验证

1) Y1类消喘控制逻辑验证

控制系统参数设置见表2中Y1类参数,在发动机高空模拟试验台进行喘振模拟试验。试验时当转速 N_2 在71%转速点(高于慢车转速5%)稳定后,按“喘振模拟”按钮,控制系统执行Y1消喘控制逻辑,试验曲线见图8。

为了对Y1类消喘控制逻辑进行摸底,在高空台进行了诱喘试验。诱喘试验前,减小喘振阈值。试验过程中,通过拉升发动机状态使得A值逐渐接近阈值,当转速 N_2 为86%(换算转速97%)转速点时,控制系统接收到硬件判喘信号,同时发出喘振告警状态字,触发控制系统执行Y1类消喘控制逻辑,试验曲线见图9。

从图9可知,控制系统成功执行了消喘,硬件

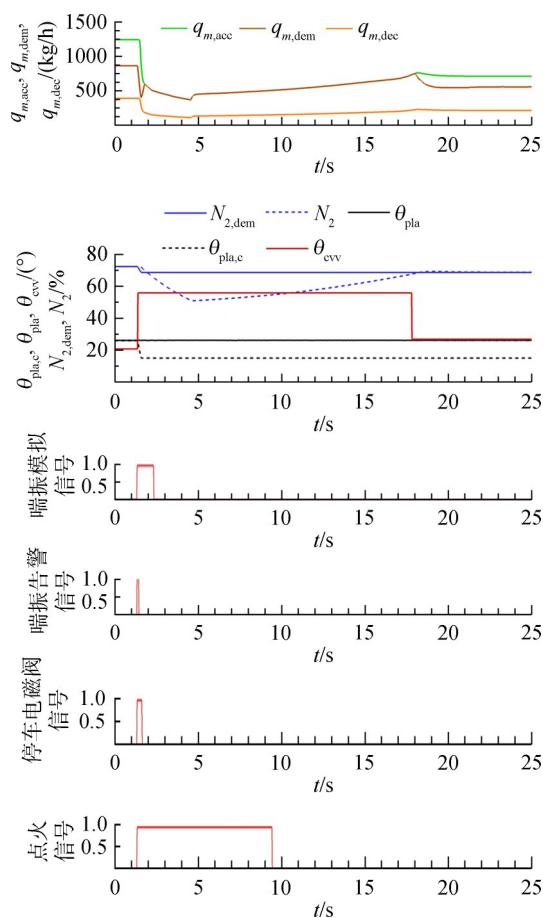


图8 Y1类消喘控制逻辑喘振模拟试验曲线

Fig.8 Simulated surge curve of Y1 unti-surge control logic test

判喘信号持续0.1 s后消失,发动机喘振告警消失后进入到消喘恢复阶段,这时油门杆仍在持续下降且CVV始终处于全关,导致转速出现异常上升现象,控制系统未成功恢复到慢车。分析认为执行消喘逻辑时,油门杆以50(°)/s速率下降过程中CVV在0.139 s就执行完全关,在0.1 s脉冲供油时,转速未下降,脉冲供油后恢复正常供油,这时转速下降速率4.1%/s明显较慢,而CVV关闭速度较快,变化量达到36°,导致发动机实际剩余功在增加,转速反而在减速燃油流量($q_{m,dec}$)限制线作用下上升;进入消喘恢复阶段时,CVV一直保持全关,虽然下拉油门杆,但CVV全关导致压气机消耗功很小,燃油流量减少带来的涡轮功下降速率低于压气机消耗功下降速率,使得发动机剩余功持续增加,发动机无法恢复到慢车。剩余功趋势曲线见图10。

试验表明:油门杆下降速率引起的燃油流量下降速率与CVV关闭速率不匹配,该发动机0.1 s的脉冲供油时间较短。

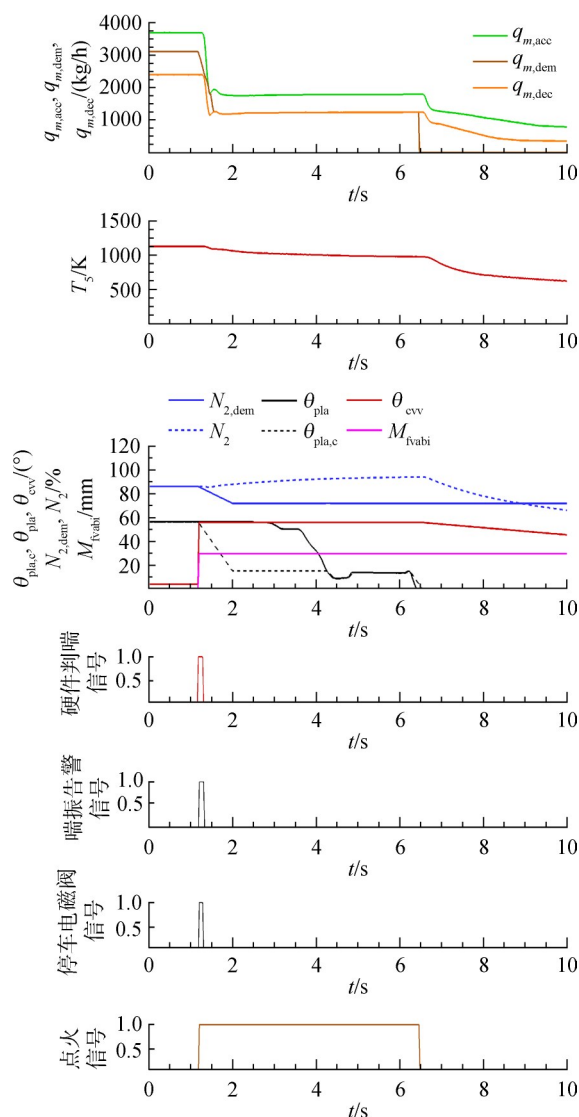


图9 Y1类消喘控制逻辑诱喘试验曲线

Fig.9 Induced surge curve of Y1 anti-surge control logic test

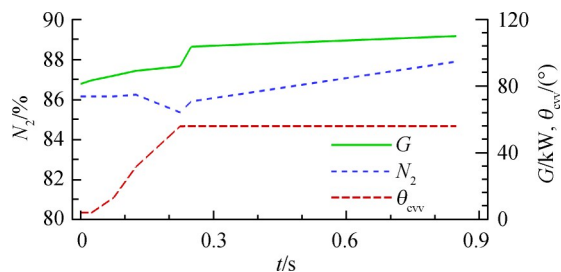


图10 PLA速率下降过程剩余功变化趋势

Fig.10 Change trend of residual work during PLA rate drop

2) Y2类消喘控制逻辑验证

表2中Y2类参数是在Y1类参数基础上,调整消喘过程中CVV角度在正常角度控制值基础上关 10° ,并在消喘恢复时保持这种差值至消喘恢复到目标转速,其他参数不做大的调整。试验时

当转速 N_2 达到71%转速点稳定后,按下“喘振模拟”按钮进入喘振模拟试验,触发消喘控制逻辑,试验曲线见图11。试验结果表明,减少 θ_{cvv} 关闭幅度,消喘时间和消喘恢复时间得到优化,但转速下降速率偏小,为了在全工况下满足消喘控制,还需要调整转速下降速率。

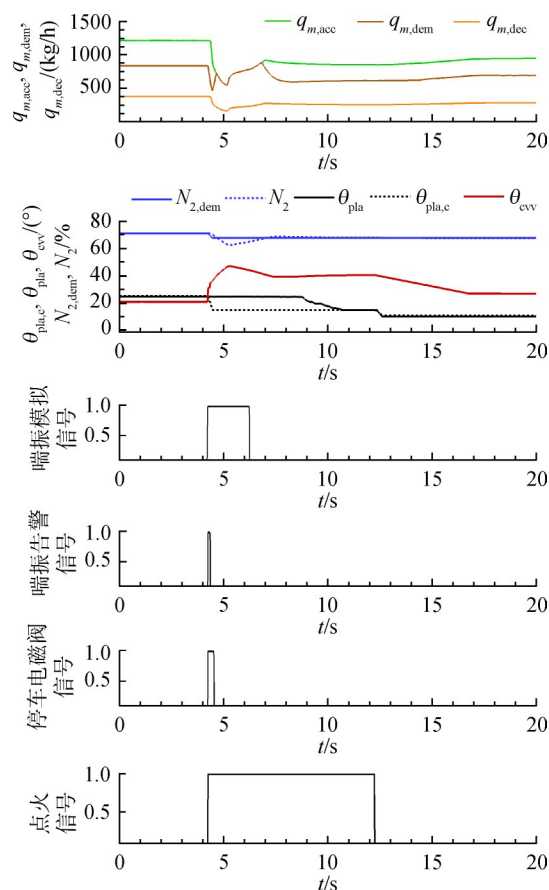


图11 Y2类消喘控制逻辑喘振模拟试验曲线

Fig.11 Simulated surge curve of Y2 anti-surge control logic test

3) Y3类消喘控制逻辑验证

表2中Y3类消喘控制逻辑是在Y2类基础上作如下改动:①接收到喘振模拟信号时,控制系统增加持续作用时间限制参数,确保执行一个完整的脉冲供油逻辑。②消喘恢复阶段供油不受加速燃油流量($q_{m,acc}$)限制线供油影响,采用单独的供油规律。③ $\theta_{pla,c}$ 阶跃到慢车对应角度。④脉冲供油通断时间统一调整为0.2 s。

同样,在试验台进行喘振模拟试验,曲线见图12。

从图12可知,Y3类设计采用两个脉冲供油后消喘时间明显增加,同时 ΔT_s 和 ΔN_2 也增加,消喘时间 Δt_{11} 和恢复时间 Δt_{22} 都增加,这是由于

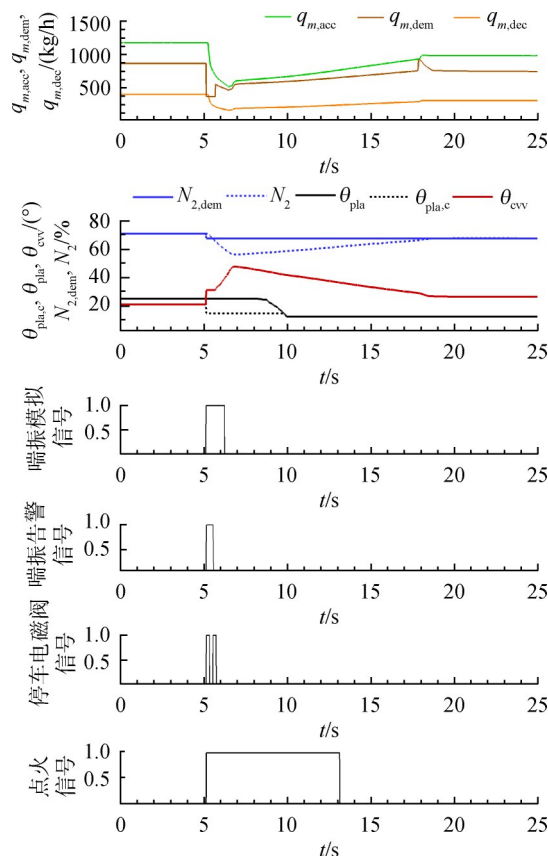


图12 Y3类消喘控制逻辑喘振模拟试验曲线

Fig.12 Simulated surge curve of Y3 anti-surge control logic test

消喘控制逻辑Y2的油门杆是按 $50(^{\circ})/\text{s}$ 下降, CVV角度关闭很小,在进入消喘恢复阶段时,燃油流量并没有大幅下降,因此能更快恢复到目标状态。在喘振模拟试验中Y2类效果更好,但并不适用真正发生喘振时的消喘控制,因为喘振时需要降低足够的转速才能更快消除喘振。根据经验,消喘时转速降幅应达到10%以上对提高压气机剩余裕度更有效,且提高转速下降幅度有利于快速降低涡轮功,有利于消除喘振,因此Y3类消喘控制逻辑更适合该发动机消喘控制系统参数设置。

4.2.4 燃油阶跃逼喘试验验证

经上述试验对比分析,确定采用Y3类消喘控制逻辑进一步做逼喘试验,首次选取两个点进行燃油阶跃逼喘试验,先验证消喘控制逻辑是否合理,然后在发动机各稳态转速点进行燃油阶跃逼喘试验,以获取该发动机实际的安全工作边界参数。这里选取逼喘点1(慢车转速)和逼喘点2(95%转速)两个点,获取两组试验数据评估消喘控制逻辑的合理性,曲线见图13和图14。

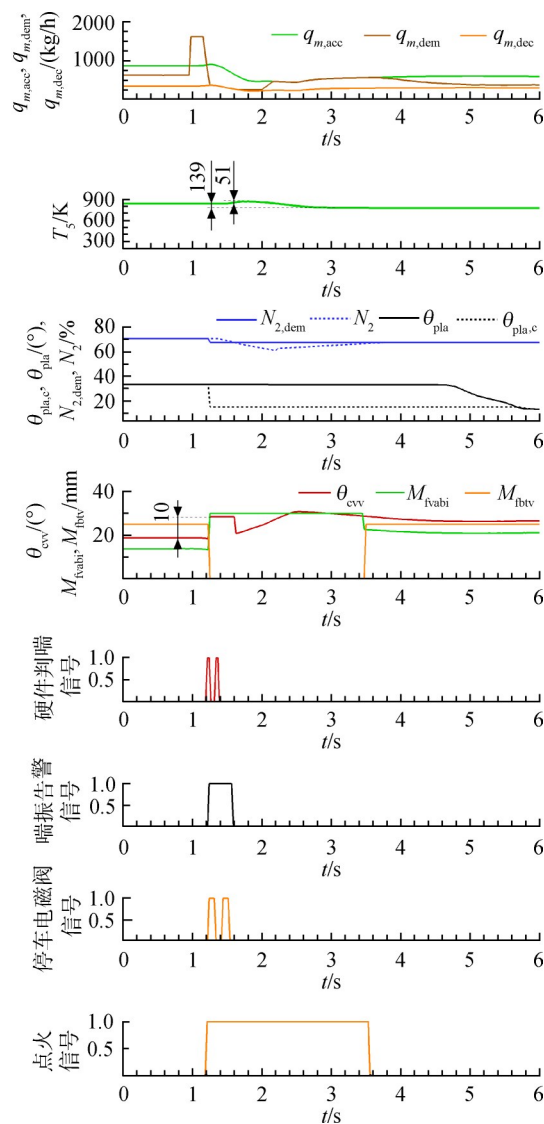
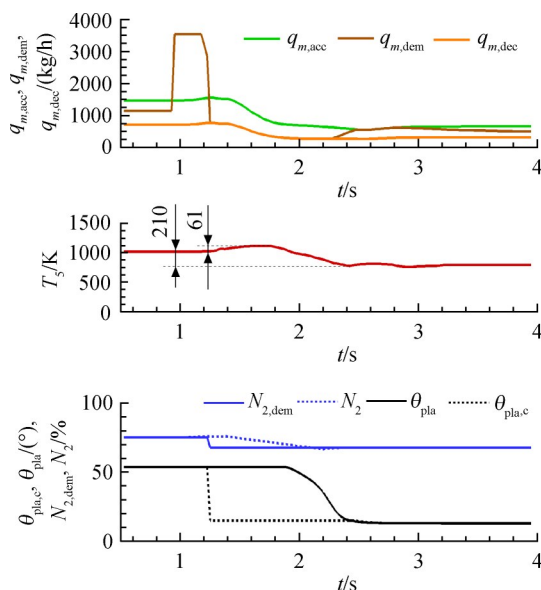


图13 Y3类消喘控制逻辑逼喘点1试验曲线

Fig.13 Forced-surge test curve of Y3 anti-surge control logic at state point 1



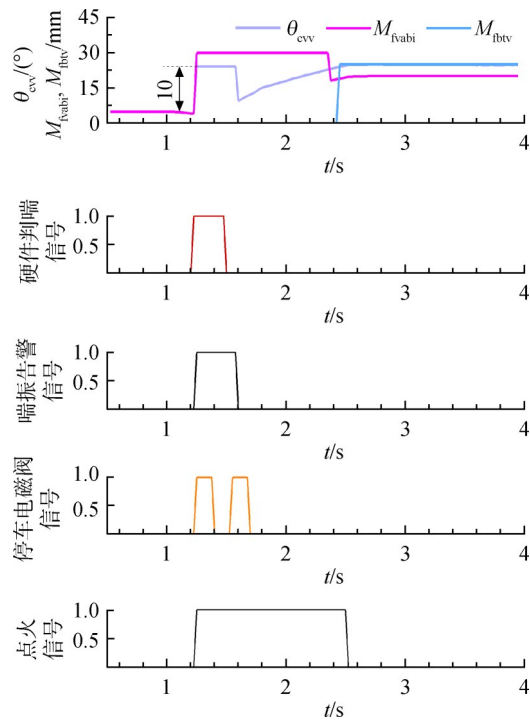


图 14 Y3类消喘控制逻辑逼喘点2试验曲线

Fig.14 Forced-surge test curve of Y3 anti-surge control logic at state point 2

喘振控制系统按发动机当前燃油供油量突增 1.5~3 倍,逼喘点 1 增加 1.58 倍,逼喘点 2 增加 2.1 倍,同时放开数控系统加/减速燃油流量限制,避免受加/减速燃油流量限制线作用无法实现燃油激增。试验中得到 Y3 类消喘控制逻辑下的统计参数,见表 3。

试验中,阶跃供油开始时,压气机出口总压随之升高,转速和 CVV 角度也略有上升,但变化量很小,数据见表 4。涡轮后温度 T_5 随阶跃供油增加后缓慢下降,实际压缩系统总压比也是先增加后下降。各转速下的发动机喘振频率相近,测得除逼喘点 1 为 18 Hz 外,其余逼喘点均为 13 Hz 或 14 Hz。

经过两个点逼喘验证后的喘振控制系统,完成了发动机其他状态点逼喘试验,喘振控制系统未出现一次误判情况,判喘准确率达到 100%。

表 3 几种消喘控制逻辑下试验结果评估

Table 3 Evaluation of test results under several anti-surge control logics

参数	Y1 类试验结果		Y2 类试验结果 喘振模拟	Y3 类试验结果		
	喘振模拟	诱喘		喘振模拟	逼喘点 1	逼喘点 2
$\Delta N_2/\%$	21.3	1.04	8.6	13.2	11.06	12.4
$\Delta T_5/K$	160	35	138.2	171.2	139	210
$\Delta t_{11}/s$	0.35	0.15	0.2	0.625	0.4	0.35
$\Delta t_{22}/s$	16.6	$+\infty$	2.5	6.85	8.8	8
$\Delta t_{N2}/s$	3.35	0.3	0.95	1.375	1.45	1.175

表 4 燃油阶跃逼喘试验主要参数变化

Table 4 Main parameter changes during fuel step forced-surge test

状态点	燃油 突增量/倍	阶跃 时间/s	消喘 时间/s	p_3 脉动 频率/Hz	喘振 次数	阶跃供油过程中	
						N_2 增加量/(r/min)	$\Delta\theta_{cvv}/(^{\circ})$
逼喘点 1	1.58	0.2	0.3	18	2	15	0.426
逼喘点 2	2.1	0.25	0.325	13	1	42	0.866

5 结 论

本文针对带 CDFS 的单轴航空发动机,给出了喘振控制系统多种方案下的试验结果,通过对

两种测点、两种喘振信号处理和三种消喘控制逻辑下的试验对比分析,确定了最佳的喘振控制系统设计方案。该系统通过工程验证,具有较好的识别能力和安全性。本文通过喘振控制系统设计

与验证研究,得出以下结论:

1) 发生喘振时,压气机出口压力脉动频率在13~18 Hz。

2) 总/静压差传感器不能安装在扩压段出口位置,该位置测得A值波动大,且受燃烧室影响较大。

3) 硬件判喘比软件判喘更加可靠,但硬件判喘的数据采样频率很高,发动机机载系统还无法实时存储数据。

4) 消喘控制时,调节CVV角度一定注意与燃油流量调节量的匹配关系,保证发动机剩余功是在减少。

5) 消喘恢复时,CVV应偏开消喘控制时角度,或者恢复正常控制角度,有利于气动参数匹配。

参考文献:

- [1] 申世才,周超,高磊.涡扇发动机消喘系统飞行试验验证方法研究[J].燃气涡轮试验与研究,2019,32(1):43-46.
SHEN Shicai, ZHOU Chao, GAO Lei. Study on flight test verification method of turbofan engine surge elimination system[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(1):43-46. (in Chinese)
- [2] 张绍基,刘世官.航空发动机消喘控制系统设计与试验[J].航空动力学报,2012,27(1):204-210.
ZHANG Shaoji, LIU Shiguan. Research on the surge elimination control system design and test for aero-engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1):204-210. (in Chinese)
- [3] WALSH P P, FLETCHER P. Gas turbine performance [M]. Oxford, UK: Blackwell Science Limited, 2004.
- [4] 丁蓬勃,王仲生.航空发动机喘振故障机理以及监控方法研究[J].科学技术与工程,2010,10(15):1784-1790.
DING Pengbo, WANG Zhongsheng. The research on the surge mechanism and monitoring method of aero-engine[J]. Science Technology and Engineering, 2010, 10(15): 1784-1790. (in Chinese)
- [5] 屈霖云,马明明,王小峰,等.某型发动机喘振特征分析及消喘系统验证试验[J].航空动力学报,2010,25(6):1291-1296.
QU Jiyun, MA Mingming, WANG Xiaofeng, et al. Investigation of surge characteristics and surge eliminating system verification based on a certain engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6):1291-1296. (in Chinese)
- [6] 黄伟,黄向华.航空发动机喘振主动控制技术的发展[J].航空科学技术,2013(1):68-73.
HUANG Wei, HUANG Xianghua. Development of aero-engine surge active control[J]. Aeronautical Science and Technology, 2013(1):68-73. (in Chinese)
- [7] GU Guoxiang, SPARKS A G, BANDA S S. An overview of rotating stall and surge control for axial flow compressors [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 1999, 7(6):639-647.
- [8] 张海波,华伟,吴伟超.一种基于发动机喘振实时模型的主动稳定性控制方法[J].航空动力学报,2013,28(5):1150-1158.
ZHANG Haibo, HUA Wei, WU Weichao. Active stability control method for turbofan engine based on post-stall model [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5):1150-1158. (in Chinese)
- [9] 刘永泉,施磊,梁彩云.某航空发动机全包线气动稳定性设计方法[J].航空动力学报,2012,27(11):2462-2467.
LIU Yongquan, SHI Lei, LIANG Caiyun. Aerodynamic stability design method for certain aero-engine in whole engine's flight operating envelope[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11):2462-2467. (in Chinese)
- [10] 刘大响,叶培梁,胡骏,等.航空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.
- [11] 吴虎,东秋生.某发动机压缩系统喘振与消喘控制的模拟分析[J].推进技术,2002,23(3):216-218.
WU Hu, DONG Qiusheng. Modeling surge and recovery of the axial compression system in a turbine engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(3): 216-218. (in Chinese)
- [12] 雷杰,房剑锋,雷晓波.基于脉动压力变化率的航空发动机喘振检测方法[J].燃气涡轮试验与研究,2019,32(2):1-6.
LEI Jie, FANG Jianfeng, LEI Xiaobo. Aero-engine surge detection method based on fluctuating pressure change rate[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(2): 1-6. (in Chinese)
- [13] 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,1998,11(4):45-49.
YE Wei, LU Deyu, HUANG Shunzhou. The anti-surge system design and research for aero-engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1998, 11(4):45-49. (in Chinese)
- [14] 李长征,熊兵,韩伟.基于统计特征的轴流压气机喘振检测[J].航空动力学报,2010,25(12):2656-2659.
LI Changzheng, XIONG Bing, HAN Wei. Surge detection of an axial compressor based on statistical characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12):2656-2659. (in Chinese)
- [15] 王玉东.基于压气机出口静压变化率的喘振检测方法[J].航空动力学报,2020,35(6):1131-1139.
WANG Yudong. Surge detection method based on rate of change of compressor discharge static pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(6):1131-1139. (in Chinese)

- [16] 钟明,陈洪敏,熊兵,等.风扇/压气机失稳辨识系统设计与验证[J].燃气涡轮试验与研究,2016,29(6): 51-55.
ZHONG Ming, CHEN Hongmin, XIONG Bing, et al. Design and experimental investigation of instability identification system for fan and compressor [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(6): 51-55. (in Chinese)
- [17] 夏联,顾杨,崔健,等.多级轴流压气机不同工况下失速/喘振试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,2001,14(3): 16-23.
XIA Lian, GU Yang, CUI Jian, et al. An experimental investigation of stall/surge of a multistage axial compressor in different conditions [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(3): 16-23. (in Chinese)
- [18] 秦海波,孙健国.某型发动机防喘/消喘控制系统分析研究[J].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)
- [19] 程兴齐,郑铁军,王曦,等.某型航空发动机防/消喘控制计划分析[J].航空发动机,2005,31(1): 37-39.
CHENG Xingqi, ZHENG Tiejun, WAN Xi, et al. Analysis of surge-prevention/elimination control scheme for an aircraft engine [J]. Aeroengine, 2005, 31(1): 37-39. (in Chinese)

(编辑:秦理曼)