

# 涡扇发动机消喘系统飞行试验验证方法研究

申世才, 周超, 高磊  
(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

**摘要:** 针对涡扇发动机消喘系统飞行试验验证需求, 和传统试验方法不能有效验证消喘结束后发动机状态恢复能力的问题, 根据消喘系统工作原理, 提出了单次喘振和连续多次喘振下消喘系统的飞行试验验证方法。该方法通过加装座舱开关, 触发发动机调节器内设置的喘振模拟模块, 发出根据真实喘振信号特征设计的喘振模拟信号, 从而使消喘系统工作, 验证飞行状态下发动机消喘系统对短时切油、喷口面积和可调导叶的控制及消喘结束后发动机状态恢复的能力。试验结果表明: 所提出的方法能有效验证消喘系统的功能及消喘结束后发动机状态恢复的能力。本研究对发动机消喘系统可靠性和有效性的飞行试验鉴定具有一定的工程应用价值。

**关键词:** 航空发动机; 消喘系统; 连续喘振; 恢复能力; 座舱开关; 喘振模拟; 飞行试验

**中图分类号:** V231.1    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-2620 (2019) 01-0043-04

## Study on flight test verification method of turbofan engine surge elimination system

SHEN Shi-cai, ZHOU Chao, GAO Lei

(Engine Flight Test Technology Institute of Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** In order to meet the flight validation requirements of turbofan engine surge elimination system and to effectively validate the engine recovery ability after surge elimination, a flight test validation method of surge elimination system with single surge and continuous multiple surge was proposed according to the working principle of surge elimination system. In this method, the cockpit switch was installed to trigger the surge simulation module set in the engine regulator to send out a surge simulation signal based on the characteristics of a real surge signal, so as to make the surge elimination system work. The surge elimination system control of fuel cutting for a short time, nozzle area and adjustable guide vane in flight and the engine recovery ability after surge elimination was validated. The results indicate that this method can effectively verify the function of surge elimination system and engine recovery ability after surge elimination. This study provides important engineering application reference for reliability of surge elimination system and validity of flight testing.

**Key words:** aero-engine; surge elimination system; continuous surge; recovery ability; cockpit switch; surge simulation; flight testing

## 1 引言

现代超声速战斗机性能不断提升, 要求航空发动机在实现高增压比、高推重比和低耗油率等技术指标的同时, 还要能在宽广的飞行包线范围内稳定工作。为实现这一目标, 国内外专家开展了大量的

研究工作<sup>[1-4]</sup>, 使发动机稳定性有了持续提升。尽管如此, 在大迎角等机动飞行、发射武器、编队吞吸高温尾喷流等特殊条件下, 由于进气畸变加剧, 极易引起发动机压缩系统喘振, 导致发动机性能急剧恶化、停车, 甚至进气道和发动机出现机械性损坏造成飞

收稿日期: 2018-02-26

作者简介: 申世才(1983-), 男, 山东成武人, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机性能特性试验研究。

行事故。为在喘振发生后消除喘振,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,需短时提高发动机的稳定裕度,为此设计出了消喘系统。

业界针对消喘系统的研究主要包括数值模拟、系统设计和试验验证<sup>[5-15]</sup>,其中飞行试验验证主要采用在进气道中加装模拟板等逼喘方式进行<sup>[9,15]</sup>。由于发动机喘振因子始终存在,必须收油门杆到低状态位置或停车位置退出喘振,使得试飞风险较高,而且需在飞行台等具备条件的载机上进行改装,其普遍适用性受到限制。在发动机的飞行试验中,进行武器发射时发动机工作质量鉴定试飞等存在喘振风险的科目,必须对发动机消喘系统的可靠性进行检查和验证。考虑到安全因素,传统方法一般采用发动机地面上位机发送消喘指令,在地面检查发动机消喘系统的工作状态。该方法可以检查地面环境下消喘系统的工作情况,但无法检查和验证真实飞行条件下消喘后发动机状态恢复的能力。

本文通过对涡扇发动机消喘系统工作原理进行分析,在传统方法的基础上,根据发动机喘振特征,设计了发动机消喘系统飞行试验方法,并进行了飞行试验验证。

## 2 消喘系统及传统试验方法

### 2.1 消喘系统工作原理

图1为涡扇发动机消喘系统工作原理<sup>[12,16]</sup>。飞机座舱防喘开关处于打开位置,满足飞行高度、飞行速度和发动机转速条件后,喘振传感器与相关处理电路检测到喘振现象并发出喘振信号,调节器控制各作动系统,短时切油、放大喷口面积、调节压气机和风扇可调导叶角度。对于可调节式进气道,调节器发出指令,减小进气道流通面积。通过以上过程增加压缩系统的稳定裕度,达到消除喘振的目的。除此之外,在调节器接收到上位机消喘指令信号时,也执行消喘。

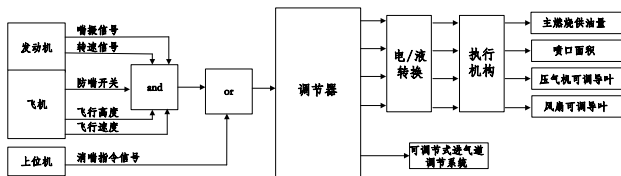


图1 发动机消喘控制系统原理

Fig.1 Principle of engine surge elimination system

### 2.2 传统试验方法

采用发动机地面上位机发送消喘指令的试验操作步骤为：①地面静止状态,连接地面上位机,发动机在指定状态稳定工作；②地面操作人员操作地面上位机,发送消喘指令信号,发动机执行消喘动作。传统方法可有效检查消喘系统对短时切油、喷口面积和可调导叶角度等的控制逻辑,且地面静止状态和空中飞行状态一致。但是对于消喘结束后按照一定的起动供油规律(该规律只在消喘结束后执行,无法结合正常的空中起动进行验证)恢复至消喘前状态的过程中,由于地面静止状态和空中飞行状态环境的不同,发动机起动供油量存在显著差异,此时地面检查试验无法验证空中消喘后发动机状态恢复的能力,需在空中进行验证,以尽可能化解由此带来的试验风险。

## 3 消喘系统飞行试验方法

### 3.1 试验方法设计

为验证空中飞行状态发动机消喘系统的功能及消喘结束后发动机状态恢复的能力,在传统方法的基础上,在座舱内加装开关,以期通过开关发送消喘指令至调节器,触发调节器的消喘功能。

发动机在飞行过程中除单次喘振外,还可能出现二次喘振甚至连续喘振(导致喘振的原因未消除或消喘措施未能有效消除喘振)。这种情况下,发动机消喘系统将进行持续短时切油以及喷口面积和可调导叶角度调节,而持续短时切油有可能导致发动机熄火停车。如图2所示,某发动机空中出现连续喘振,持续切油导致转速持续降低,而排气温度不断上升,最终造成发动机停车。因此,通过座舱开关触发发动机调节器的消喘功能,应具备单次喘振和连续多次喘振下验证消喘功能的能力。据此,在发动机调节器内部设计喘振模拟模块,模块内设置喘振模拟程序,分别由不同的代码标识单次喘振模拟信号和连续多次喘振模拟信号。试验前通过输入代码选择喘振模拟信号,飞行时由座舱开关触发喘振模拟程序发出喘振模拟信号,进而触发调节器消喘功能。

图3为座舱开关触发消喘功能的逻辑图,其中连续多次喘振程序根据发动机实际喘振信号时序特征设计。图4所示为某发动机连续5次喘振信号时序,图中 $t_i$  ( $i=1\sim 7$ )为喘振信号持续或间隔的时间。

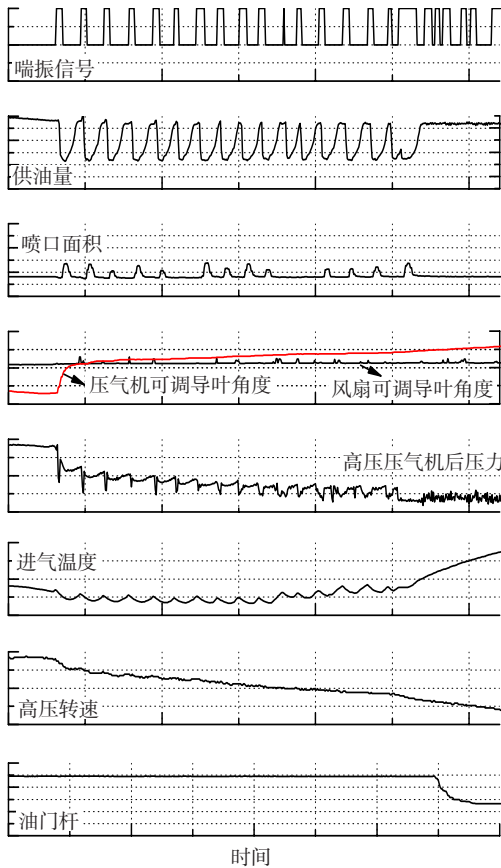


图2 发动机连续消喘过程持续切油停车

Fig.2 Stop by continuous cutting fuel during one continuous surge elimination

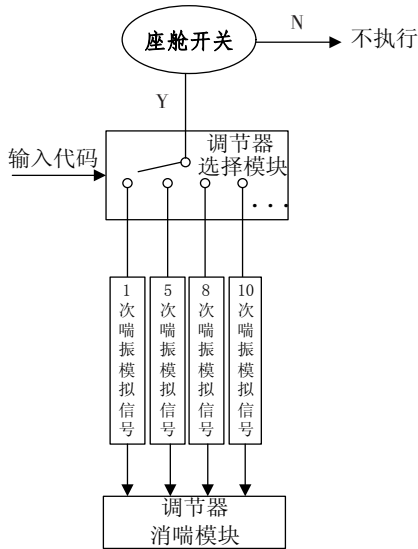


图3 座舱开关触发消喘功能的逻辑

Fig.3 The logic of triggering surge elimination function by cockpit switch

3.2 测试改装及地面检查程序

在飞机座舱内加装两位开关,标识“试验”和“正

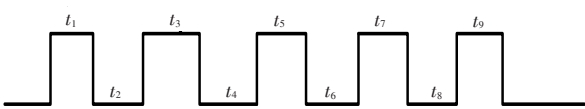


图4 发动机5次连续喘振信号时序

Fig.4 Five consecutive surge signals of an engine

常”位置。其中“试验”位置为接通状态,即发出指令至调节器,触发相应的喘振模拟模块;“正常”位置为断开状态。飞行试验前,先在地面静止状态验证加装的座舱开关及消喘功能。试验操作方法如下:

- (1) 地面静止状态,调节器上电,通过上位机输入代码,选择调节器选择模块中的1次喘振模拟信号或连续多次喘振模拟信号;
- (2) 发动机指定状态稳定工作,座舱操作人员将开关拨至“试验”位置,发动机执行消喘动作,消喘结束发动机恢复至消喘前状态后,复位座舱开关。

4 飞行试验验证

地面检查加装的座舱开关功能及消喘逻辑正常后,再进行飞行试验。飞行试验分别在不同的试验点共进行了6次消喘系统功能及消喘结束后发动机状态恢复能力的验证,其中4次为连续5次喘振模拟,2次为连续10次喘振模拟。图5为典型试验点连续5次喘振模拟消喘过程的时间历程曲线。表1给出了试验验证结果。结果表明:消喘系统按照喘振模拟信号可以连续执行消喘,发动机能有效恢复至消喘前状态。

表1 消喘系统飞行试验验证结果

Table 1 The flight test results of surge elimination system

试验点	切油次数	$\Delta A_8$	$\Delta \alpha_1$	$\Delta \alpha_2$	$\Delta n_H$	恢复时间
1	5	0.11	1.92	0.41	0.04	0.40
2	5	0.10	1.03	0.53	0.03	0.64
3	5	0.13	8.66	1.31	0.07	0.79
4	5	0.13	8.32	1.90	0.09	0.68
5	10	0.12	6.75	1.67	0.06	0.58
6	10	0.12	5.52	1.83	0.09	0.64

注1:  $\Delta A_8$ 、 $\Delta \alpha_1$ 、 $\Delta \alpha_2$ 、 $\Delta n_H$  分别为喷口面积、风扇可调导叶角度、压气机可调导叶角度、高压转速在消喘过程的最大变化量相对消喘前一时刻值的比值;

注2:恢复时间为消喘结束后发动状态恢复至消喘前状态的时间相对设计值的比值。

5 结论

针对涡扇发动机消喘系统飞行试验验证的需求

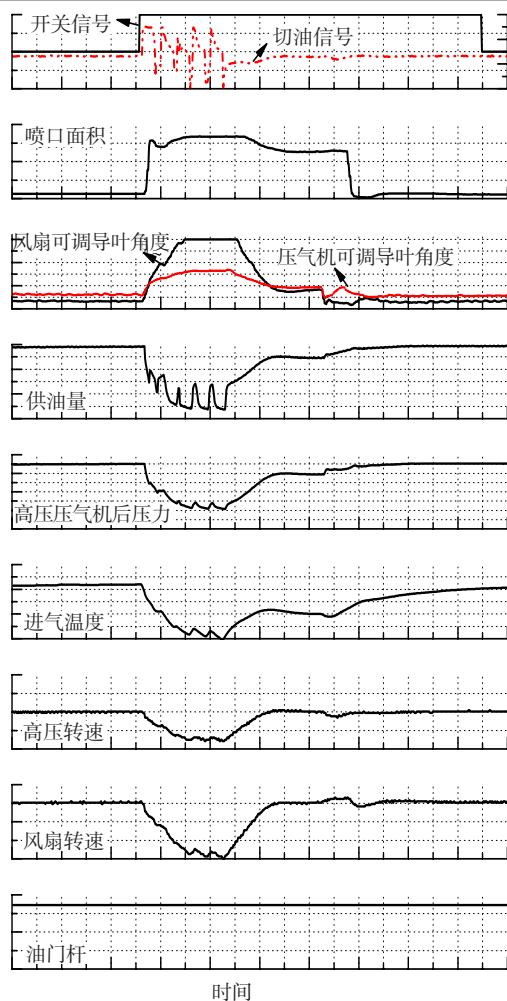


图5 5次喘振模拟消喘过程时间历程

Fig.5 Time history of five simulated surge elimination process

和传统试验方法存在的问题,提出了单次喘振和连续多次喘振下消喘系统的飞行试验方法,并进行了飞行试验验证。主要研究结论如下:

(1) 文中提出的消喘系统试验方法,可有效验证发动机单次喘振和连续喘振下消喘系统的功能及消喘结束后发动机状态恢复的能力,达到了飞行试验的目的;

(2) 消喘系统试验方法有效化解了飞行试验风险,可为其他类型发动机消喘系统的验证提供参考,还可为发动机防喘系统、控制系统故障检测等其他

功能的验证提供借鉴,具有一定的工程应用价值。

### 参考文献:

- [1] 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.
- [2] 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.
- [3] Southwick R D, Gallops G W, Kerr L J, et al. High stability engine control (HISTEC) flight test results[R]. AIAA 98-3757, 1998.
- [4] 申世才,郝晓乐,贾一哲. 高空超声速涡扇发动机喘振特征及扩稳措施的飞行试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2016,29(3):7—10.
- [5] 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.
- [6] 吴 虎,蒋建军. 加力涡扇发动机喘振与消喘模拟[J]. 航空动力学报,2006,21(2):275—279.
- [7] 李 伟,李 军. 消喘调节系统工作时发动机工作过程数值仿真[J]. 推进技术,2006,27(2):162—165.
- [8] Lee J, Kim C, Yang S. Surge line measurement of a gas turbine engine by fuel spiking test[R]. AIAA 2005-810, 2005.
- [9] 马燕荣,王小峰,马明明. 发动机空中插板逼喘试验研究[J]. 实验流体力学,2010,10(5):92—96.
- [10] Williams F J E, Graham W R. An engine demonstration of active surge control[R]. ASME 90-GT-224, 1990.
- [11] 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.
- [12] 刘世官,张绍基,薛秀生,等. 涡扇发动机消喘系统设计与试验研究[J]. 航空发动机,2011,37(1):31—35.
- [13] 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.
- [14] 李应红,李 军,姜 涛. 某型发动机喘振综合治理及扩稳试验[J]. 推进技术,2002,23(3):213—215.
- [15] 屈霖云,马明明,王小峰,等. 某型发动机喘振特性分析及消喘系统验证试验[J]. 航空动力学报,2010,25(6): 1291—1296.
- [16] 周宗才. 飞机推进控制系统[M]. 西安:空军工程大学, 1997.