

# 涡扇发动机消喘系统设计与试验研究

刘世官 张绍基 薛秀生 郭贵喜

(中航工业沈阳发动机设计研究所 沈阳 110015)



刘世官(1968) ,男 ,高级工程师 ,从事航空发动机气动失稳测控技术研究工作。

收稿日期 2010- 01- 22

## 符号表

$\alpha_2$	高压进口叶片导向角 , $^{\circ}$
$H_{PB}$	飞行高度
$n_{2cor}$	高压换算转速 ,%
$K_1$ (GSSUR)	消喘指令信号 ,V
$m_3$	控制燃油电磁阀信号,V
$s$	插板插入相对深度 ,%
$n_2$	高压物理转速 , $rap/min$
$GP_{13M}$	风扇后外涵脉动总压电压信号 ,V
$GP_{23M}$	风扇后内涵脉动总压电压信号 ,V
$P_{31M}$	高压出口脉动总压电压信号 ,V
$D_{PCK}$	消喘差压信号电压信号,V
$D_{PCKDC}$	$D_{PCK}$ 的直流分量
$D_{PCKAC}$	$D_{PCK}$ 的交流分量
$A_{q1}、A_{q2}$	消喘控制触发信号 1、2
$G_{n1}$	发动机低压物理转速电压信号 ,V

**摘要** :在某型涡扇发动机气动失稳特征的基础上 ,建立了航空发动机失速 /喘振特征工程数学模型 ,研制出发动机消喘系统数字仿真平台 ,完成了消喘系统的方案优化设计 ,并在地面台架和飞行台试验中得到了验证。其气动失稳工程数学模型、数字仿真优化设计技术和试验验证方法可广泛应用于航空发动机、地面和舰船燃气轮机、以及其它民用叶轮机机械气动失稳测控设计领域 ,同时也为制定航空发动机消喘系统设计规范奠定了坚实的技术基础。

**关键词** 消喘系统设计 涡扇发动机 试验研究

## Design and Experimental Investigation of Anti-surge System for Turbofan Engine

LIU Shi-guan, ZHANG Shao-ji, XUE Xiu-sheng, GUO Gui-xi

(AVIC Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** Based on the aerodynamic instability characteristics of a turbofan engine, the engineering mathematical model of turbofan engine stall/surge characteristics was developed. A digital simulation platform of the engine anti-surge system was constructed. The optimizing design of the anti-surge system scheme was completed and verified on the ground and flight test bed. The engineering mathematical model of aerodynamic instability, the optimizing design technology of the digital simulation and the method of test verification were applied widely in the measurement and control of aerodynamic instability for aeroengine, land-based and marine gas turbine, and other civil turbo machinery. And it laid a solid technical foundation for the formulating the design specifications of the turbofan engine anti-surge system.

**Key words:** anti-surge system; turbofan engine; test

$G_{n2}$	发动机高压物理转速电压信号 ,V
$G_{PFSE}$	燃油总管压力 ,MPa
$V_i$	飞行表速 , $km/h$
$G_{NLB}$	风扇物理换算转速 ,%
$G_{NHB}$	高压物理换算转速 ,%
$G_{SSIG}$	点火电压信号 ,V
$G_{OVL}$	风扇进口叶片导向角 , $^{\circ}$
$G_{OVH}$	高压进口叶片导向角 , $^{\circ}$

1 引言

涡扇发动机消喘系统设计与试验技术研究的开展在中国尚属首次。本研究从理论和工程应用 2 个方面对发动机消喘系统的机理、设计和试验验证方法进行了分析,总结并建立了 1 套基于理论和经验的航空发动机消喘系统设计与试验方法。在此基础上,完成了某型涡扇发动机消喘系统的优化设计,并通过了地面和空中的考核试验,成功应用在发动机上,为提升发动机性能和保障其安全提供了重要技术保障。

本文对某型涡扇发动机消喘系统在工程应用中出现失效现象,研究出涡扇发动机消喘系统设计和试验的方法。

2 总体技术方案设计与实施

该项研究的总体技术方案设计与实施分为 5 个阶段。(1)选择合理的逼喘方法,获取发动机典型的喘振数据,并结合失稳历史数据,归纳总结失速/喘振特征,建立发动机气动失稳特征工程数学模型;(2)结合气动失稳特征工程数学模型,分析原消喘系统工作失效的原因;(3)研制涡扇发动机消喘系统数字仿真平台,进行消喘系统方案的优化设计,确定初步的设计方案;(4)进行地面和空中试验验证,进一步完善设计方案;(5)完成技术总结,对消喘系统的性能进行综合评估。

2.1 发动机失速/喘振特征工程数学模型

2.1.1 发动机气动失稳特征分析

利用插板和  $\alpha_2$  逼喘,获取了大量的发动机典型的失稳特征数据,结合以往地面试验和空中试飞积累的失稳历史数据,对发动机气动失稳特性进行统计分析。结果表明,该发动机喘振具有多样性、离散性、间断性等 3 个特征。

典型的发动机喘振测试波形如图 1 所示。

2.1.2 发动机气动失稳特征工程数学模型

分析压气机不稳定工作参数结果表明,压气机出口不稳定流动的共同特点是压力脉动,并具有相对固定的频率范围。不同结构和尺寸的发动机不稳定统计特征参数见表 1<sup>[1]</sup>。

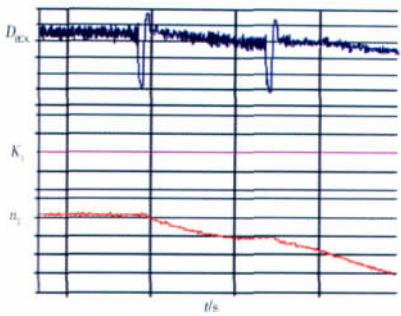


图 1 发动机  $\alpha_2$  逼喘时高压出口差压与  $K_1$  时域测试曲线

表 1 不同结构和尺寸的发动机不稳定统计特征参数

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

在分析大量发动机失速喘振数据的基础上,提出了基于发动机气动失稳能量累积特征的数学模型。

$$\Sigma A = 1/t \int_{t_0}^t (P_{ac} - A_0 P_{dc}) dt \quad (1)$$

式中  $\Sigma A$  为失稳能量幅度相对累加变量; $t$  为失稳积分时间; $A_0$  为失稳门槛限制值; $P_{ac}$  为脉动压力信号交流分量; $P_{dc}$  为脉动压力信号直流分量。

它涉及 5 个特征参数,当式  $P_{ac} - A_0 P_{dc} < 0$  时,其值自动赋零;否则在接下来的  $t$  时间段内进行积分,当  $\Sigma A$  值高于某一设定的常量时,就可确定发动机流路内出现了不稳定现象。

对不同的发动机,只需改变  $A_0$  和  $t$ ,就可满足对其气动失稳测控的要求;对同一发动机有多个( $A_0, t$ )组合,需在均衡实时性和可靠性这 2 个技术指标的基础上进行优化。

气动失稳特征工程数学模型的说明如下。

(1)设置不同的  $A_0$  值,可以实现分级报警功能。

(2)通过计算( $\Sigma A, H_{PB}$ )特征组合参数,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,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,建立通用型的发动机防/消喘系统。

2.2 发动机原消喘系统失效原因分析

原消喘系统工作原理如图 2 所示,其系统技术参数见表 2。消喘指令响应时间为 125 ms 或 50 ms,要确保在相应时间段内  $\Sigma A$  大于某一设定的常数,就必须在该时间段内不断有连续的或间断性较小的失稳

周期波作用在消喘控制器输入端。由此可以看出,原消喘系统的设计原理建立在渐近型失稳或时间间隔较短的多周期失稳信号之上。

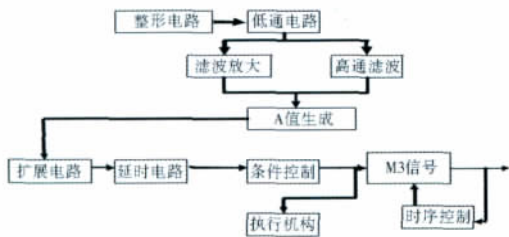


图2 原消喘系统工作原理

表2 原消喘系统特征参数

$n_{2cr}$	$A_0$	消喘指令响应时间 /ms	失稳频率范围 /Hz
<85	0.3	125	8~210
≥85	0.6	50	

如上所述,发动机喘振形态具有多样性的特征,除在中低转速工况下,失稳表现为渐近型失稳外,发动机更多地表现为突变型失稳。其失稳波形具有较强的间断性和离散性特征,ΣA根本不能满足原消喘指令发出的条件。因此,与发动机失稳特性不相适应是原消喘系统不能正常工作的主要原因。

2.2.1 消喘系统数字仿真平台研制与设计方案优化

消喘系统设计与验证流程如图3所示。气动失稳建模和仿真优化设计是最重要的2个环节,以下简要介绍数字仿真平台研制与设计方案优化的情况。

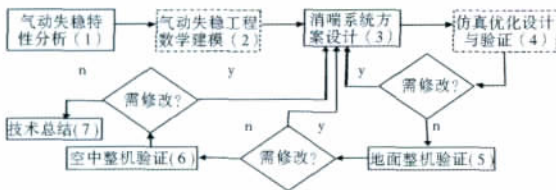


图3 发动机消喘系统研制流程

2.2.1.1 消喘系统数字仿真平台的研制

要得到1个性能优良的发动机消喘系统,就必须通过整机逼喘试验来深入研究和确定消喘控制器的控制参数。俄罗斯研制1套发动机消喘系统通常要进行500余次的整机逼喘试验来进行验证,这不仅需要巨额的科研经费,而且项目周期也很长。为减少整机逼喘次数和逼喘对发动机构件的损伤,借助

先进的电子技术,研制了1套发动机消喘系统数字仿真平台,其结构如图4所示。该平台主要由仿真数据库、数模转换、消喘控制器仿真电路或算法和高速数据采集分析系统4部分组成,各模块的功能如下。

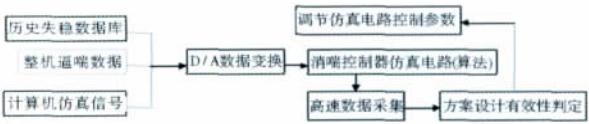


图4 消喘系统数字仿真平台

(1)仿真数据库

提供工程应用条件下的模拟数据,其由历史失稳数据库、典型整机逼喘数据和计算机模拟数字信号组成。前2类数据是通过动态高速数据采集系统采集得到的数字信号,是消喘系统设计方案仿真和优化的主要数据源,计算机模拟数字信号则主要用来验证消喘系统的抗干扰能力。

(2)数模转换

其功能是将数字信号转换成模拟信号。

(3)消喘控制器仿真电路或算法

通过调节仿真电路或算法的相应参数,可以得到不同的消喘设计方案。

(4)高速数据采集分析系统

测量消喘控制器仿真电路状态参数,分析和评价相应消喘设计方案的性能。

2.2.1.2 消喘系统优化方案设计

根据发动机气动失稳特征数学模型,并结合该型发动机气动失稳特性,确定了多个消喘设计方案。为验证和优化消喘系统设计方案,在消喘系统数字仿真平台上利用历史失稳数据和获取的典型逼喘数据,对每个设计方案的性能指标进行测试,通过了多次模拟、仿真和优化,确定了消喘系统设计方案的作参数。

原系统方案和优化设计方案对发动机逼喘测试数据的仿真测试波形如图5、6所示。从图中可见,优化设计方案从发动机进喘至消喘指令 $K_1$ 发出所持续的时间仅为十几毫秒,而原消喘方案则没有响应。与原方案相比,其设计机理发生了本质的变化,优化方案能对所有失稳类型的特征进行检测,并作出快速响应,其实时性和适用性有了质的提高。



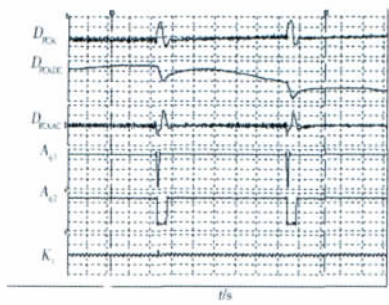


图 5 原系统对整机逼喘数据仿真时域测试波形

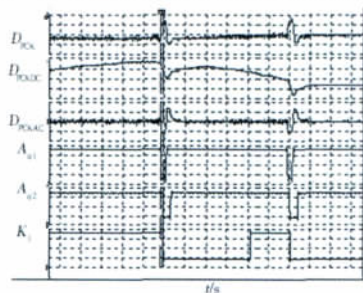
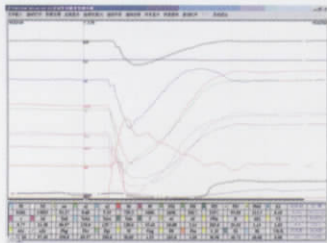


图 6 优化方案对整机逼喘数据仿真时域测试波形

2.2.2 消喘系统优化设计方案试验验证

2.2.2.1 地面试验验证

在地面验证试验前,对消喘系统测试受感部连接接头进行了优化改进设计,提高了系统的可靠性,在试车中对消喘执行机构进行了调整,以达到既能扩大发动机的喘振裕度和实现短时消喘,又能不使发动机状态降低的太多(因而推力也不会降低的太多)的目的。采用上述措施,采用优化设计后的消喘系统进行了发动机台架试验,验证了设计方案的有效性和可靠性。在 50 多次整机逼喘验证试验中,消喘系统工作正常率达到 100%,在油门杆保持不变的情况下,发动机自动恢复到喘前状态。某工况下系统验证稳态和动态参数测试时域波形如图 7、8 所示。



次的逼喘试验中,消喘系统正常工作率达到 100%,没有漏报。可以看出,优化设计后的消喘系统具有很高的可靠性。

### 2.2.3.2 消喘指令信号实时性分析

在空中某 2 个高度发动机喘振过程时域测试波形如图 11、12 所示。从图中可见,在高度 1 和高度 2 处,发动机进喘后分别在 15.625 ms 和 31.25 ms 后发出了消喘指令,综合地面逼喘数据分析结果,优化设计后的消喘系统消喘指令的响应时间在 30 ms 左右。

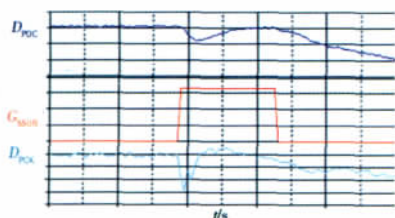


图 11 空中某高度第 1 次喘振过程时域波形

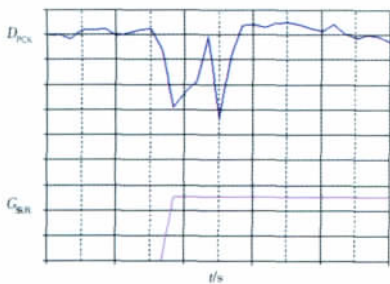


图 12 空中某高度第 2 次喘振过程时域波形

### 2.2.3.3 适用性分析

在试验验证过程中,发动机共逼喘 70 余次,其喘振频率分布较宽。从喘振首发部位来看,既有高压压气机也有风扇;从发动机失稳类型来看,既有突变型也有渐进型。从喘振时域特征来看,喘振波形具有明显的间断性特征,但优化设计后的消喘系统均无一例外地快速检测出失稳特征,并发出消喘指令信号,使

发动机快速退出失稳状态。

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,消喘系统就已检测出失稳特征,并发出消喘指令,这表明优化设计同时兼顾系统的可靠性和实时性。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。因此,经优化设计后的消喘系统能够同时满足渐近和突变型气动失稳要求,与原系统相比,消喘系统具有更广泛的应用范围。

## 3 结论

(1)优化设计后的涡扇发动机消喘系统在全转速范围内,无论对渐近型和突变型气动失稳,还是对高压先进喘或风扇先进喘,均具有良好的工作适应性。

(2)该系统抗干扰能力强。在总共 70 多次的逼喘验证试验和某飞机完成的数十次飞行架次中,消喘系统正常工作率达到 100%。

(3)该系统的实时性有了质的提高。对突变型喘振,从进喘至给出消喘控制信号所持续的时间在 30 ms 左右,对渐近型失稳,可以抑制喘振的发生。

(4)所建立的气动失稳工程数学模型以及数字仿真优化设计技术和试验验证方法可广泛应用于航空发动机、地面和舰载燃气轮机、以及其他民用叶轮机械气动失稳测控设计领域,具有重要的工程应用价值和可观的经济效益。

## 参考文献

- [1]刘大响,胡骏,等编著.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.
- [2]郭贵喜,刘世官,薛秀生.基于虚拟仪器的数字式气动失稳仿真系统的研制与应用[J].航空发动机,2010,36(6):43-46.

(上接第 47 页) 要及时掌握定期检查发动机的工作情况和变化规律,加强经验积累,确保发动机在寿命期内安全可靠地工作<sup>[4]</sup>。当大气条件改变时要及时调整影响起动性能的有关参数,确保起动可靠性。

## 参考文献

- [1]李树人.航空燃气涡轮发动机工作特性试验分析[M].西安:

中国飞行试验研究院,2008.

- [2]张绍基,郝连喜,等.涡扇发动机起动和加速规律的研究及应用[J].航空发动机,2007(增刊1):59-63.
- [3]李冬兰.涡轮螺旋桨发动机地面起动试验方法及其特点[J].飞行试验,2001,17(1):21-24.
- [4]张健,徐太文.某型飞机发动机地面起动故障解析[J].沈阳航空工业学院学报,2004,21(4):15-16.