

# 面向航空发动机推力控制的大气参数测量系统设计

李琛,郝彬彬,左伟,何佳音,吴新,高凯

(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

**摘要:**为了实现多发飞机推力控制匹配要求,以及提升机载控制参数测量可靠性要求,设计了一套适用于多发飞机的机载环境大气参数测量系统。通过对发动机推力控制需求和适航相关要求的分析,确定了系统设计原则,利用飞机和发动机的有限硬件资源,提出了一种适用于多发飞机的冗余度机载环境大气参数测量系统架构。针对不同来源的信号,分别设计了相应信号故障诊断算法、表决算法以及多源信号故障切换逻辑,保证系统在信号发生故障时可及时切换到健康余度。通过仿真和试验对测量系统在信号发生故障时的容错能力进行了验证,结果表明:系统冗余设计合理,故障诊断和表决逻辑有效,环境大气参数测量的可靠性和安全性得到了提升;当信号发生故障时,可实现故障重构,且切换过程产生的推力变化小于 3%。

**关键词:**大气环境参数;推力控制;故障诊断;容错能力;信号表决;航空发动机

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.01.022

## Design of Air-data Parameters Processing System for Aeroengine Thrust Control

LI Chen, HAO Bin-bin, ZUO Wei, HE Jia-yin, WU Xin, GAO Kai

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** In order to meet the thrust control matching requirements of multi-engine aircraft and improve the reliability of airborne control parameters, an air-data parameters processing system for multi-engine aircraft was designed. Based on the analysis of engine thrust control requirements and related airworthiness requirements, the system design principles were determined. Using the limited hardware resources of aircraft and engines, a redundant air-data parameters processing system architecture suitable for multi-engine aircraft was proposed. For signals from different sources, the corresponding signal fault diagnosis algorithm, voting algorithm and multi-source signals fault switching logic were designed to ensure timely switching over to valid signal in case of a signal fault. The fault tolerance of the system in the event of signal fault was verified by simulation and test. The results show that the system redundancy design is reasonable, the fault diagnosis and voting logic are effective, and the reliability and safety of air-data parameters are improved. In case of signal fault, fault reconstruction can be realized, and the thrust change generated in the switching process is less than 3%.

**Key words:** air-data parameters; thrust control; fault diagnosis; fault tolerance; signal voting; aeroengine

## 0 引言

随着电子技术的迅速发展,在航空发动机控制领域,结构复杂且笨重的机械液压控制系统已逐步被更加先进的全权限数字电子控制系统代替<sup>[1-2]</sup>。采用全权限数字电子控制系统后,能够实现的功能越来越多,复杂程度也越来越高,因此对其安全性和可靠性提出了更高的要求,在不增加系统硬件的前提下,提升系统的可靠性和安全性成为研究重点。推力控制

是控制系统重要的控制功能之一,发动机推力的设定一般与飞机油门杆直接相关,同时依据外界环境大气数据修正后得到最终的推力设定值,对于多发飞机,涉及各发动机之间的推力匹配问题,因此在油门杆角度相同的条件下,大气环境参数测量的可靠性和稳定性直接影响着发动机推力控制的稳定性及飞机飞行的安全。为了提升大气环境参数测量的可靠性和安全性,必须在测量系统设计过程中采用故障诊断与容错设计技术,容错的重要手段即采用余度(冗余)设

收稿日期: 2020-11-16 基金项目: 国家自然科学基金(61890925)资助

作者简介: 李琛(1990),男,硕士,高级工程师,从事航空发动机控制系统设计工作;E-mail: LICHEN\_AECC@163.com。

引用格式: 李琛,郝彬彬,左伟,等.面向航空发动机推力控制的大气参数测量系统设计[J].航空发动机,2023,49(1):151-157.LI Chen,HAO Binbin,ZUO Wei,et al.Design of air-data parameters processing system for aeroengine thrust control[J].Aeroengine,2023,49(1):151-157.

计<sup>[3-5]</sup>。杜永良等<sup>[6]</sup>基于硬件冗余的方式,提出了一种3余度模拟信号表决方案;蒋平国等<sup>[7]</sup>采用基于数学模型的故障诊断方法,提升了传感器故障诊断的准确性和快速性;魏志远<sup>[8]</sup>以某型民用齿轮传动风扇发动机为对象,基于卡曼滤波器开展了传感器的故障诊断、隔离与重构研究,并根据传感器无故障的故障指示信号特征,设计了故障诊断阈值。就故障诊断与容错而言,诊断是基础,容错是目的。由最早的基于硬件冗余的故障诊断,到硬件冗余+软件故障诊断算法,再到基于解析余度的智能诊断,故障诊断与容错技术已成为近年研究的热点技术之一<sup>[9-10]</sup>。航空发动机的工作过程是一个非常复杂的非线性热力学过程,要获取准确的解析模型非常困难,简化后的模型又与真实对象之间存在较大差异,因此在目前的航空发动机工程设计中多采用硬件冗余+软件故障诊断的模式。

本文以不增加硬件冗余为前提条件,针对提升机载环境参数测量的可靠性和安全性问题,以及多发飞机推力匹配问题,提出了一种大气环境参数测量系统冗余架构,设计了一套信号故障诊断与表决逻辑和一种多源信号的切换逻辑,并对该逻辑开展了仿真和试验验证。

## 1 设计的基本原则

航空发动机的主要作用是飞机提供可靠稳定的推力,而对于多发飞机,在正常的平飞过程中,希望多台发动机产生的推力尽量保持一致,以实现飞机左右推力相同,有利于飞行的稳定控制。发动机的推力是按油门杆位置信号和给定的控制规律,经过环境的总压、静压和总温修正后确定的,当油门杆位置相同时,发动机的推力只与外界环境参数相关。同时,在飞行显示中,若飞机不同系统之间采用不同的环境参数,在计算推力时会出现推力差异,会对飞行员造成困扰。基于上述原因,需要统一多发飞机的飞发推力计算参数。

在适航规章中要求发动机的控制不能依赖于飞机信号,要保证在飞机数据失效时不会导致发动机功率或推力产生不可接受的变化,或妨碍发动机安全稳定运转<sup>[11-13]</sup>。在控制系统设计过程中,要保证在任何电气或电子部件发生单一失效或故障以及组合失效时,发动机仍能保持安全控制<sup>[14-16]</sup>。

基于上述2项原则开展环境大气参数信号测量

系统设计,主要包括系统的余度设计及信号故障诊断与表决逻辑设计。

## 2 余度设计

环境大气参数主要包括大气静压、总压以及总温,参数采集来源主要包括飞机大气计算机(Atmosphere Data Computer, ADC)和发动机环境大气参数传感器,在民用飞行器上一般至少会设有2台大气数据计算机,同时对于发动机上的关键控制参数传感器一般设置2个余度。

分别将ADC采集的环境大气数据(静压 $P_{amb}$ 、总压 $P_{total}$ 、总温 $T_{AT}$ )通过数据总线传递给数字电子控制器(Electronic Control Unit, ECU)的A、B控制通道,通道之间通过通讯可以分别获取对方通道的数据,这样每个通道都可以获得4个大气数据。发动机测量的大气环境数据(静压 $P_0$ 、总压 $P_2$ 、总温 $T_2$ )也可通过ECU双通道之间的通讯传递给对方通道。余度架构如图1所示。

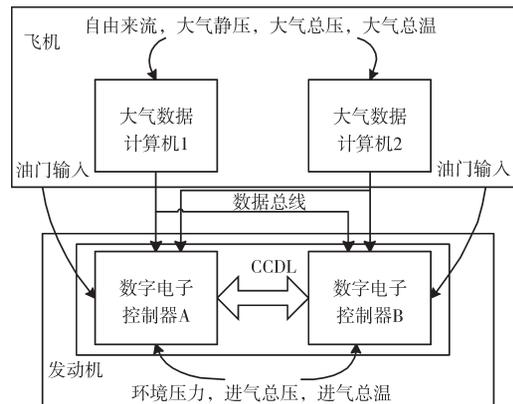


图1 余度架构

采用此余度架构既未增加系统的复杂度,又可提升环境参数测量的可靠性和安全性。依据此架构,ECU将采集到的数据进行故障诊断、隔离、表决后,选出优选信号作为发动机推力控制参数,用于发动机的推力控制。

## 3 信号故障诊断算法与表决逻辑设计

信号处理流程如图2所示。从图中可见,ADC测量的信号和发动机采集的信号分别经过信号处理、故障诊断以及信号表决3个步骤。

故障诊断与容错算法包含信号的故障诊断与隔离、信号的表决2个主要模块。分析传感器故障模式,确定对应故障模式的诊断算法,实现故障的实时

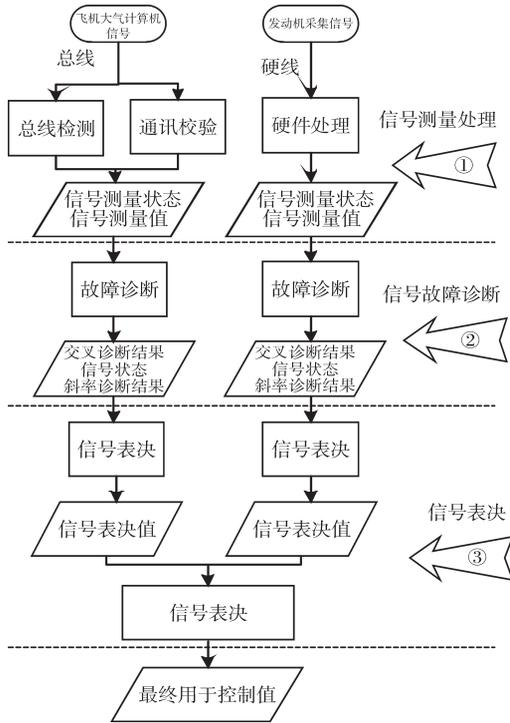


图2 信号处理流程

检测和隔离;将相关故障信息传递给信号表决模块,通过设计合理的表决算法,在多余度信号中选取最优的信号,用于发动机的推力控制。

### 3.1 飞机信号

飞机信号处理流程如图3所示。

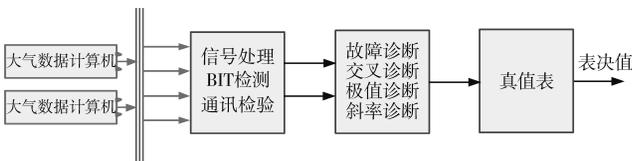


图3 飞机信号处理流程

#### 3.1.1 通讯校验

目前在国际商用客机上多采用 ARINC 429 总线作为通讯传输形式,国内对应的总线标准为 HB 6096 数据总线。通讯校验主要包含奇偶校验(Parity, P)、状态矩阵校验(Sign Status Matrix, SSM)、数据存储区校验、标识位(Source Destination Identifier, SDI)和数据标志位(Label),通过通讯校验得到传输的总线数据状态(ADC\_ARINC)作为后续信号表决的输入条件之一。

#### 3.1.2 总线 BIT 检测

BIT 检测可通过硬件或软件来实现,在设计过程中应尽量减少额外增加的硬件元件或软件代码,且应

保证 BIT 电路的可靠性。通过 BIT 对 ECU 与飞机之间的数据总线模块进行检测,获得数据总线硬件电路状态(ADC\_BIT)。

#### 3.1.3 故障诊断

在工程实践中,较常遇到的传感器故障模式有断路、短路、信号偏差、虚连、信号干扰等,这些故障模式占传感器故障的 95% 以上,因此故障诊断算法应至少覆盖上述故障模式,传感器故障的模式、表现形式及诊断方法见表 1。

表 1 传感器故障的模式、表现形式及诊断方法

模式	表现形式	诊断方法
断路	无输出	极值诊断、BIT
短路	输出异常	极值诊断、BIT
信号偏差	表现为与实际值存在固定的偏差	交叉诊断
虚连	测量值时有时无	极值诊断、斜率诊断、故障积分
信号干扰	信号突变	极值诊断、斜率诊断、故障积分

##### 3.1.3.1 极值诊断

极值诊断用于判断测量参数是否在正常工作范围内。对输入信号进行参数范围判定,设定极大值、极小值,当被测参数超出判定阈值的极大值或极小值时,判定出现极值故障。

##### 3.1.3.2 交叉诊断

交叉诊断用于判断不同余度之间的偏差程度。对同一信号的双通道测量值进行对比,当 2 个通道的信号差异在设定阈值范围内时,认为双通道交叉诊断正常,超出设定阈值范围时判定出现故障。

##### 3.1.3.3 斜率诊断

斜率诊断用于判断信号瞬时跳变故障。根据输入信号与前一周期的变化量来诊断是否出现故障,当连续若干周期每一周期与前一周期相比信号的差值都大于 1 个设定的阈值,则认为出现信号故障。

##### 3.1.3.4 故障积分诊断

故障积分诊断用于确认故障是否真正发生。以信号的故障信息作为输入,当信号连续出现故障,或在一定时间内出现故障次数超过限制值时才判定该故障为真实故障。故障积分诊断用于确认传感器是否真的出现故障,避免由于传感器虚连、信号干扰等原因导致误判传感器故障。

通过故障诊断算法得到各故障状态信息,以极值(ADC1\_A\_RANGE)、斜率(ADC1\_A\_SLOPE)故障检

测结果为输入,当极值或斜率出现任意故障时,认为该通道获取的数据出现故障,获取 ADC 数据故障状态(ADC1\_A\_F),见表 2,T 表示未发生故障,F 表示发生故障。

表 2 通道数据故障状态(以 ECU A 获得的 ADC1 数据为例)

ADC1_A_RANGE	ADC1_A_SLOPE	ADC1_A_F
T	T	T
T	F	F
F	T	F
F	F	F

### 3.1.4 信号表决

依据通讯校验结果(ADC1\_A\_ARINC)、BIT 检测结果(ADC1\_A\_BIT)和数据故障状态(ADC1\_A\_F)进行通道状态验证,获取通道故障状态(ADC1\_A\_S),当任一检测结果出现故障则判定该通道数据存在故障,判断逻辑见表 3。

表 3 通道故障状态验证(以 ADC1 A 通道为例)

ADC1_A_F	ADC1_A_ARINC	ADC1_A_BIT	ADC1_A_S
T	T	T	T
T	T	F	F
T	F	T	F
T	F	F	F
F	T	T	F
F	T	F	F
F	F	T	F
F	F	F	F

数据选用原则:

(1) 优先选择 ECU 在控通道的数据,当在控通道数据损坏时使用备份通道数据;

(2) 优先选择 ADC1 数据,其次选择 ADC2 数据,在现在多数飞机设计方案中,ADC1 数据是提供给驾驶员的,优先级更高。

ADC1 数据表决逻辑见表 4,优选次选表决逻辑见表 5,依据上述原则,按表 4 获取 ADC 的测量表值(ADC1\_SED)和故障状态(ADC1\_S)。按表 5 逻辑获取优选信号(ADC1\_PRE)、次选信号(ADC1\_SEC)

表 4 ADC1 数据表决逻辑(以 ADC1 为例)

ADC1_A_S	ADC1_B_S	ADC1_SED	ADC1_S
T	T	(ADC1_A+ADC1_B)/2	T
T	F	ADC1_A	T
F	T	ADC1_B	T
F	F	default(缺省值)	F

表 5 优选次选表决逻辑

ADC1_S	ADC2_S	ADC_PRE	ADC_PRE_S	ADC_SEC	ADC_SEC_S
T	T	ADC1_SED	T	ADC2_SED	T
T	F	ADC1_SED	T	default	F
F	T	ADC2_SED	T	default	F
F	F	default	F	default	F

及对应的故障状态(ADC1\_PRE\_S、ADC1\_SEC\_S)。

### 3.2 发动机信号处理

发动机信号处理流程如图 4 所示。

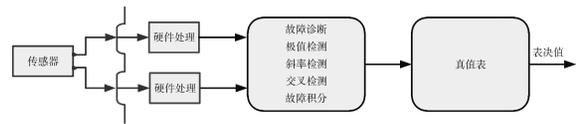


图 4 发动机信号处理流程

#### 3.2.1 硬件处理

将发动机环境大气数据测量传感器测量的信号传递给数字电子控制器,通过控制器内部设置的 BIT 检测电路获取传感器硬件的健康状态,同时将传感器的测量信号转化为物理测量值(ENGA、ENGB)。

#### 3.2.2 故障诊断

发动机信号的故障诊断与飞机信号的相同。通过故障诊断算法得到极值(ENGA\_RANGE)、斜率(ENGA\_SLOPE)故障信息,与 BIT 检测结果(ENGA\_BIT)一起输入以判断通道健康状态(ENGA\_S),见表 6。

表 6 通道健康状态(以 ECU A 通道为例)

ENGA_BIT	ENGA_RANGE	ENGA_SLOPE	ENGA_S
T	T	T	T
T	T	F	F
T	F	T	F
T	F	F	F
F	T	T	F
F	T	F	F
F	F	T	F
F	F	F	F

#### 3.2.3 信号表决

依据交叉诊断结果(ENG\_CR)和通道健康状态表决得到最终的发动机信号(ENG\_SED)和信号状态(ENG\_S),发动机信号表决逻辑见表 7。当交叉诊断结果为“F”时,应从保证发动机安全的角度确定选取较大值或较小值。

### 3.3 信号综合表决

为了保证多发飞机的推力相同以及各飞机系统

表 7 发动机信号表决逻辑

ENG_CR	ENGA_S	ENGB_S	ENG_SED	ENG_S
T	T	T	(ENGA+ENGB)/2	F
T	T	F	ENGA	F
T	F	T	ENGB	F
T	F	F	default	T
F	T	T	Max or Min (ENGA, ENGB)	F
F	T	F	A	F
F	F	T	ENGB	F
F	F	F	default	T

中显示的推力数据一致,在飞机正常平飞时,应采用相同的大气环境参数,由于不同发动机所处飞机位置不同,环境参数测量存在偏差,此时应优先选择 ADC 测量的环境参数数据。但 ADC 数据更容易受到飞机姿态等外界因素的影响,特别在大机动飞行时,没有进气道的整流,ADC 测量的传感器数据会失真,此时应选择发动机测量的参数用于发动机控制。为此设计了一种切换方案用于解决此类问题。信号选择逻辑如图 5 所示。

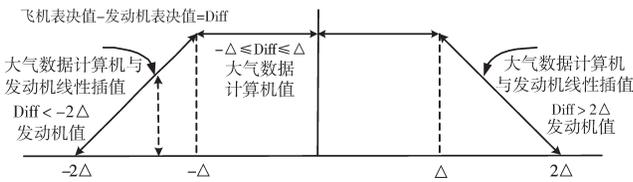


图 5 信号选择逻辑

在适航条款中规定<sup>[11]</sup>,由于参数切换引起的发动机推力变化不超过最大起飞推力的 3% 时,是可接受的,因此在切换过程中应保持推力变化满足该要求,通过反算可得到各大气环境信号允许的最大偏差范围。从图 5 中可见,当 ADC 与发动机测量的数据偏差在  $\Delta$  之内时,选择 ADC 的测量信号用于推力控制;当二者偏差超出允许范围时,选择发动机测量的数据,但这样处理会导致发动机推力产生阶跃。为了避免信号切换时产生较大的阶跃变化或者在临界状态信号频繁切换,设置  $\Delta \sim 2\Delta$  过渡区域,在此范围内采用飞机与发动机测量数据线性插值。当差值大于  $2\Delta$  时放弃使用 ADC 数据,选用发动机自身的测量数据。信号综合表决逻辑见表 8,表中的判断逻辑按先后次序依次判断。

#### 4 仿真实验

本文采用 Matlab/Simulink 搭建了故障诊断逻辑和表决算法,仿真逻辑关系如图 6 所示。分别模拟斜坡、随机、正弦和阶跃变化,对仿真模型进行了校验,仿真分析结果如图 7 所示。

从图中可见,对于斜坡模拟信号漂移故障、随机模拟信号干扰、正弦模拟信号脉动和阶跃模拟信号的突然短路或断路,仿真结果表明,当飞机优选信号出现故障时,可切换至次选信号,次选信号出现故障后,采用发动机双通道表决值保证信号在较小范围内波

表 8 信号综合表决逻辑

序号	ENGA_S	ENGB_S	ADC_PRE_S	ADC_SEC_S	表决逻辑
1	T	T	T	T	(1)当优选信号与发动机测量值的差值在 $\Delta$ 范围内时,选择优选信号; (2)当次选信号与发动机测量值的差值在 $\Delta$ 范围内时,选择次选信号; (3)当优选信号与发动机测量值的差值在 $\Delta \sim 2\Delta$ 范围内时,采用优选信号与发动机信号线性插值后数据作为控制参数; (4)当次选信号与发动机测量值的差值在 $\Delta \sim 2\Delta$ 范围内时,采用次选信号与发动机信号线性插值后数据作为控制参数; (5)执行发动机双冗余信号表决逻辑。
2	T	T	T	F	执行序号 1 中逻辑,去除涉及 ADC_SEC 的判断逻辑。
3	T	T	F	F	执行发动机信号表决逻辑。
4	T	F	T	T	执行序号 1 中逻辑,去除涉及 ENG_B 的判断逻辑。
5	T	F	T	F	执行序号 1 中逻辑,去除涉及 ENG_B、ADC_SEC 的判断逻辑。
6	T	F	F	F	发动机信号 ENG_A。
7	F	T	T	T	执行序号 1 中逻辑,去除涉及 ENG_A 的判断逻辑。
8	F	T	T	F	执行序号 1 中逻辑,去除涉及 ENG_A、ADC_SEC 的判断逻辑。
9	F	T	F	F	发动机信号 ENG_B。
10	F	F	T	T	飞机信号平均值。
11	F	F	T	F	优选信号 ADC_PRE_S。
12	F	F	F	F	缺省值,取故障前值。

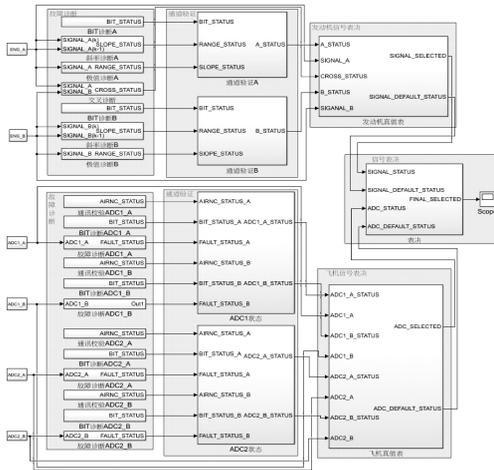


图6 仿真逻辑关系

验结果与仿真结果一致,与设计方案的设想一致,且在故障过程中信号未出现大幅波动。

信号故障对发动机推力影响如图9所示。从图中可见,在信号波动过程中,推力未出现明显波动。

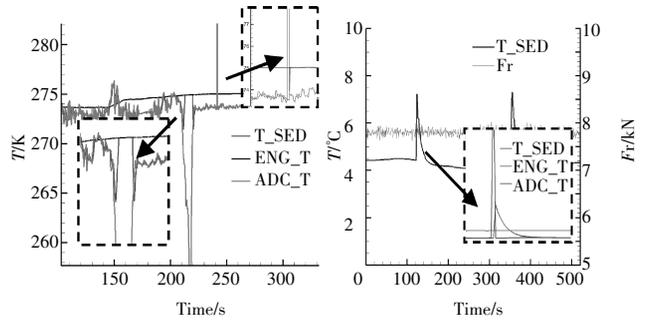
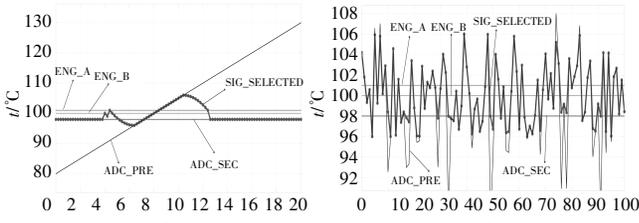


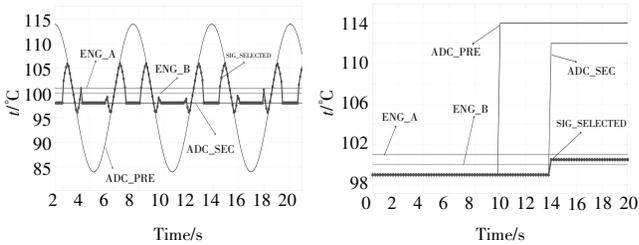
图8 故障时信号选择

图9 故障时推力变化



(a) 斜坡信号

(b) 随机信号



(c) 正弦信号

(d) 阶跃信号

图7 各类型故障仿真分析结果

动,信号不会出现大幅度的变化,提升了系统的容错能力,保证了发动机安全控制,仿真结果符合设计方案的设想。

### 5 试验验证

以大气总温信号为例,在试车过程中出现ADC大气总温信号故障,信号选择如图8所示。在出现总温故障前,由于ADC采集的大气总温与发动机采集的大气总温相差小于设定的 $\Delta$ ,大气总温表决值( $T_{SED}$ )为ADC采集值;当ADC采集总温出现故障(双余度ADC均故障,总温降至253 K后恢复),并且变化值未超过设定的 $2\Delta$ 时,总温表决值选取为ADC与发动机测量值的插值,当变化值超过 $2\Delta$ 时,总温表决值选取为发动机测量值;总温恢复过程亦如此。试

由此可见,本文建立的机载多余度环境大气参数测量系统架构合理,表决方案有效,在双余度ADC数据均出现故障的情况下,仍可实现发动机推力的稳定控制,并且在信号切换过程中未对推力产生明显扰动,满足适航规定中推力波动不大于最大起飞推力的3%的要求,提升了环境参数测量的可靠性和安全性。

### 6 结论

(1)建立了一种适用于航空发动机的机载环境参数测量系统,以飞机ADC大气参数计算机测量参数和发动机机载测量参数为基础,在不增加硬件冗余的前提下,构建了系统余度架构,采用此架构可提升环境参数测量的可靠性和安全性。

(2)分别提出了对ADC测量信号和机载信号的故障诊断算法和表决算法,具备故障检测和故障信号隔离功能,可检测并隔离95%的故障模式。

(3)对于多发推力匹配问题,针对多源信号,提出了一种飞发信号综合表决逻辑算法,该算法可以筛选出最优信号用于发动机控制,且在参数切换过程中,推力变化小于3%。

(4)仿真分析和台架试车验证证明了所建立的系统余度设计合理,故障诊断算法和信号表决逻辑有效,可以实现对故障信号的有效隔离和重构,并能保证在多源信号切换过程中信号测量的稳定性,从而提升参数测量的可靠性和安全性。

#### 参考文献:

[1] 孙健国.面向21世纪航空动力控制展望[J].航空动力学报,2001,16(2):97-102.

- SUN Jianguo. Prospects of the aeroengine control development in the early time of the 21st century[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2):97-102. (in Chinese)
- [2] 张绍基. 航空发动机控制系统的研发与展望[J]. 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)
- [3] 郑波, 朱新宇. 航空发动机故障诊断技术研究[J]. 航空发动机, 2010, 36(2):22-25.
- ZHENG Bo, ZHU Xinyu. Investigation of fault diagnosis technology for aeroengine[J]. Aeroengine, 2010, 36(2):22-25. (in Chinese)
- [4] 郝春生, 秦月. 航空发动机故障诊断及测试流程分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(3):71-74.
- HAO Chunsheng, QIN Yue. Fault diagnosis methods and testing procedure of aeroengine[J]. Aeroengine, 2014, 40(3):71-74. (in Chinese)
- [5] 姚一平, 李沛琼. 可靠性及冗余度技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991:1-10.
- YAO Yiping, LI Peiqiong. Reliability and redundant techniques[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1991:1-10. (in Chinese)
- [6] 杜永良, 高亚奎. 基于纯硬件电路的三冗余度信号表决器设计[J]. 航空科学技术, 2017, 28(8):47-51.
- DU Yongliang, GAO Yakui. Design of triple redundancy signal-voter based on pure hardware circuit[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(8):47-51. (in Chinese)
- [7] 蒋平国, 姚华, 孙建国. 航空发动机数控系统执行机构回路故障诊断和容错控制方法[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2):282-286.
- JIANG Pingguo, YAO Hua, SUN Jianguo. Method of fault diagnosis and fault-tolerant control for actuator loop in aeroengine digital control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2):282-286. (in Chinese)
- [8] 魏志远. 航空发动机控制系统传感器故障诊断与信号重构研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2016.
- WEI Zhiyuan. Research on sensor failure diagnosis and signal accommodation of aero-engine control system[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2016.
- [9] 陈曦, 廖明夫, 王俨凯. 航空发动机故障融合诊断研究[J]. 航空发动机, 2010, 39(4):78-84.
- CHEN Xi, LIAO Mingfu, WANG Yankai. Investigation of aeroengine fault fusion diagnosis[J]. Aeroengine, 2010, 39(4):78-84. (in Chinese)
- [10] 周东华, 叶银忠. 现代故障诊断与容错控制[M]. 北京: 清华大学出版社, 2000:20-25.
- ZHOU Donghua, YE Yinzhong. Modern fault diagnosis and fault-tolerant control[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2000:20-25 (in Chinese)
- [11] Society of Automotive Engineers. Guidelines for the integration of electronic engine control systems for transport category (part 25) and general aviation (part 23) aircraft: SAE AIR-5924A[S]. Warrendale: SAE International, 2013:55-58.
- [12] Federal Aviation Administration. Code of federal regulations, parts 33: AMDT 33-26[S]. Washington: FAA, 2008:30-32..
- [13] Society of Automotive Engineers Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment: SAE ARP-4761[S]. Warrendale: SAE International, 1996:12-18.
- [14] Society of Automotive Engineers. Certification considerations for highly-integrated or complex aircraft systems: SAE ARP-4754[S]. Warrendale: SAE International, 1996:57-62.
- [15] European Aviation Safety Agency. Certification specifications for engines: CS-E[S]. Koeln: European Aviation Safety Agency, 2007:35-40.
- [16] Federal Aviation Administration. Compliance criteria for 14 CFR § 33.28, aircraft engines, electrical and electronic engine control system: AC 33.28-1[S]. Washington: FAA, 2001:27-29.

(编辑:刘 静)