

新型喷管电控系统可靠性设计

刘 凯

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要:为提高新型喷管电控系统可靠性及故障安全性,对该系统的故障进行检测,并对故障采取相应的对策以保证系统在故障状态下能够安全工作。对该系统的可靠性设计技术进行了初步探讨,对其硬件及软件进行介绍,并对该系统可能发生的故障及其失效原因、拟采取的措施及对安全的影响进行了初步分析,对故障事件的发生概率、故障对飞行安全的严酷度等也进行了安全评估。分析结果表明:新型喷管电控系统可靠性满足要求。

关键词:控制;可靠性;故障检测;安全评估;航空发动机

中图分类号: V233.7+5

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.01.003

Reliability Design of a New-Type Nozzle Electronic Control System

LIU Kai

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

Abstract: In order to improve the reliability and safety of a new-type nozzle electronic control system, the failure of the system was checked, and some measures should be taken to ensure the work safety. The reliability design technology of the system was discussed, the hardware and software of the system were also introduced. And system failure, faulty reason, measures and the influence on safety were initially analyzed. Furthermore, the probability of failure and the influence on flight safety were also evaluated for safety. The results show, the reliability of the new-type nozzle electronic control system can meet flight requirement.

Key words: control; reliability; fault detect; safety evaluation; aeroengine

0 引言

新型喷管技术的应用将能赋予战斗机超机动性、短距起降和低可探测性^[1-3],能够显著提高战斗机的作战能力。该喷管电控系统是保证其正确运动的重要部分,如果一旦失控将使飞机失去控制,甚至在瞬间就发生机毁人亡的灾难性后果。因此该喷管不但要求具有可变速率的应急回中功能^[4],还要求电控系统具有较高的可靠性及故障检测功能。因此对该喷管电控系统进行可靠性设计^[5],对故障检测、隔离及处理的研究对工程实践具有十分重要的意义^[6-7]。

目前,美、俄等航空技术先进国家已经开展了新型喷管技术的应用,并在新型喷管控制设计、使用等方面积累一定的经验^[8];但是由于技术保护等原因,只能接触有限的外围技术^[9],而对电控系统可靠性设计

等方面从无相关介绍^[10]。国内近年来在新型喷管及其控制技术方面开展一定的研究工作^[11],但对其电控系统可靠性方面研究较少^[12]。

本文对新型喷管电子控制系统可靠性设计技术进行了初步探讨,对新型喷管电子控制系统包括硬件及软件进行了介绍,并对系统可能发生的故障及其失效原因、拟采取的措施及对安全的影响进行了初步分析,对故障事件的发生概率、故障对飞行安全的严酷度等也进行了安全评估。

1 系统介绍

新型喷管电子控制器接收飞控计算机的偏转角及方位角指令,并接收飞行高度、马赫数、喉道面积等信号^[13],由新型喷管控制算法软件模块计算出 3 个作动筒的目标位置,通过射流管电液伺服阀对作动筒进

收稿日期:2017-03-30 基金项目:航空动力基础科研项目资助

作者简介:刘凯(1974),男,高级工程师,从事航空发动机控制系统设计工作;E-mail: 18642093785@163.com。

引用格式:刘凯.新型喷管电控系统可靠性设计[J].航空发动机,2018,44(1):14-17. LIU Kai. Reliability design of a new-type nozzle electronic control system [J]. Aeroengine, 2018, 44(1): 14-17.

行闭环控制^[4],3 个作动筒的位置决定了喷管的偏转角、方位角及喷管的出口面积,新型喷管控制工作原理如图 1 所示^[15]。

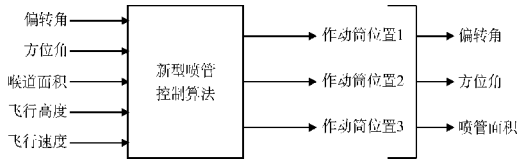


图 1 新型喷管控制工作原理

新型喷管电控部件含新型喷管控制器、控制软件、控制电缆、传感器等。新型喷管控制器算法软件模块计算出 3 个作动筒的目标位置后,并完成对作动筒的闭环控制,作动筒的控制系统原理如图 2 所示,其中 K_1 为射流管电液伺服阀本身的特性,是 1 个比例环节。 K_2/s 为作动筒本身的特性,是 1 个积分环节。 K 是电子控制器选取的参数,是 1 个比例环节。因此,整个控制系统是 1 个 1 阶积分控制系统。

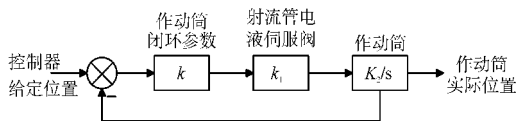


图 2 作动筒的控制系统原理

新型喷管电子控制器要完成 2 个功能,包含对 3 个作动筒的目标位置的计算和完成对作动筒的闭环控制功能。为保证作动筒的动、静态特性,并保证能够及时地对飞机的指令进行响应,要求控制器软件定时周期定为不大于 5 ms。由于涉及空间位置计算,并且为了满足计算精度的要求,对作动筒目标位置的计算量比较大,经借鉴其他项目经验估算控制器计算能力应不小于 20 Mips。为保证控制系统可靠、安全地工作,对电子控制器(含软件)要求具有自检、容错、故障诊断和处理的能力,具备初步的健康管理功能。

新型喷管电子控制器拟采用主备方式进行控制(控制器为双余度,含 A 机余度及 B 机余度),当双余度控制器都正常时,A 机进行控制并对自身进行监控,B 机同样进行控制的计算并对 A 机的控制进行监控,只是此时 B 机不对外进行控制输出。当控制器发现故障时,如果能够确认故障位置时,将故障报告给飞控计算机,在飞控计算机没有发出结束工作信号前,由非故障余度控制器单余度工作,如果工作的余度又发生故障,系统将进入应急状态,并且将故障报

告给飞控计算机。

2 硬件设计

2.1 传感器

传感器设计对其性能有相应要求;有相应的环境技术要求、电磁兼容性要求及可靠性指标等要求;还要求具有故障检测接口,当传感器出现短路、断路等故障时,能够通过该接口检测到该传感器已发生故障。

2.2 电子控制器

电子控制器采用军品设计要求,对其有相应的环境技术要求、电磁兼容性要求及可靠性指标等要求。控制器为全机双余度设计,电源、CPU、I/O 口、驱动电路等均采用双余度结构,双机间要有数据交换及故障监控和处理功能。控制器具有对传感器的输入信号检测功能、伺服阀的输出回路检测功能及执行机构断路检测功能。由于液压、机械部件采用单余度工作方案,电子控制器有些开关量输出接口为单余度。为保证系统安全,电子控制器的单余度开关量输出为双余度计算机输出信号经逻辑判断后进行控制,在一机检测到另一机有问题的情况下,可以利用该信号使另一机输出关断;而在在一机复位时,另一机可以单独控制输出。这样就可以保证当出现不可判别的故障时,喷管可以回到中立位置,也可以使系统能够单余度工作。

3 软件设计

喷管电子控制器软件不仅要满足功能性要求,还要满足健壮性、可维护性等设计要求。软件要求周期内有至少 30%的时间余量。该软件包含操作软件和应用软件 2 部分。软件模块如图 3 所示。

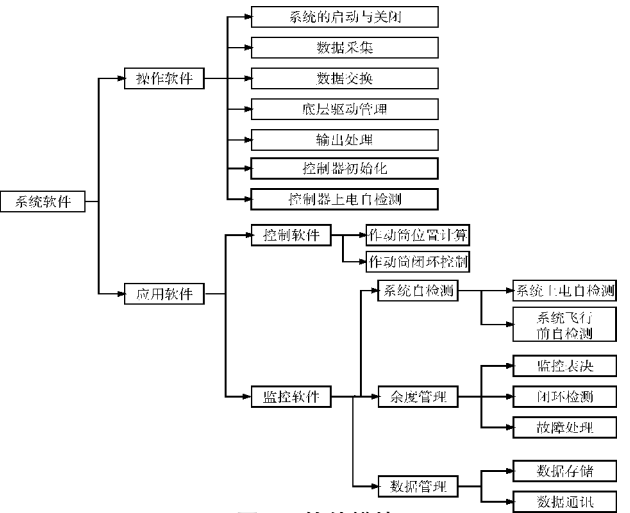


图 3 软件模块

3.1 操作软件功能

操作软件为应用软件提供安全、有效、快捷的运行平台,负责协调、管理数字式电子控制器硬件、外设资源,进行自身正确性监控。其内容涉及模拟量和开关量输入信号的数据采集,余度系统的数据交换、中断控制及程序调度、模拟量和开关量输出等。

3.2 应用软件

3.2.1 控制软件的功能

控制软件根据飞控计算机的指令及发动机的状态,计算作动筒的给定位置,并通过 PID 算法对作动筒实现闭环控制,使作动筒动、静态指标满足飞机及发动机的要求。

3.2.2 监控软件设计

监控软件主要完成数字式电子控制系统的自检测、余度管理、同时完成喷管数据的记录、存储和通信。

3.2.2.1 控制系统自检测软件的设计

喷管控制系统的自检测功能主要由喷管数字式电子控制器来完成,负责检测系统内各硬件包括传感器、电缆、输入通道、输出通道、及相应的电液转换元件等单元功能的正确性和性能的符合性,同时也应在系统存在故障的条件下,实现故障认定,并为使用和维护提供技术支持。系统自检测对于输出量要保持原状态,不要为检测而改变输出状态,以免造成喷管误动作。

对于系统上电自检测,只有确认双余度控制系统检测都无故障时,系统才能继续运行;如果任何 1 个余度计算机检测出故障,则记录相应的故障状态字,并向飞控系统报告故障,当程序停止时,不再向下运行,系统进入断开工作模态。

系统在线检测则通过硬件查询传感器及电缆是否有故障,还要查询其他的输入及输出是否有故障。如果监控查询有故障,则置相应故障标志,由其他单元对故障进行处理。

3.2.2.2 余度管理软件的设计

余度管理软件要对开关量信号进行逻辑判断。对模拟量数据,余度管理软件首先比较输入信号是否超过传感器的输入范围,如果超过范围则直接确认信号故障;其次要比较计算双机间同一传感器差值,若差值小于故障门限,则认为信号无故障,否则认为输入信号故障,置相应位故障标志;余度管理软件还要比较本次输入值与上一次输入值的差是否超过门限,如

果超过,则确认信号故障。

表 1 喷管电控系统可能发生的故障进行分析

故障部件	故障原因	解决措施	故障影响	安全评估
控制器故障	控制器 CPU 故障,导致数据无法进行比较。	控制器退出工作状态。	喷管进入应急状态,影响任务可靠性。	发生概率为几乎不可能,严酷度为 3。
	与飞控计算机通讯其中 1 个余度无法接收到数据。	单余度工作。	喷管正常工作,影响基本可靠性。	发生概率为非常少,严酷度为 4。
通讯故障	与发动机控制器通讯其中 1 个余度无法接收到数据。	单余度工作。	喷管正常工作,影响基本可靠性。	发生概率为非常少,严酷度为 4。
	1 个余度传感器采样值超门限。	单余度工作。	喷管正常工作,影响基本可靠性。	发生概率为非常少,严酷度为 4。
传感器故障	1 个余度传感器短路。	单余度工作。	喷管正常工作,影响基本可靠性。	发生概率为非常少,严酷度为 4。
	1 个余度传感器断路。	单余度工作。	喷管正常工作,影响基本可靠性。	发生概率为非常少,严酷度为 4。
	双余度传感器采样值误差超门限。	控制器退出工作状态。	喷管进入应急状态,影响任务可靠性。	发生概率为几乎不可能,严酷度为 3。
	1 个余度射流管电磁阀短路	单余度工作。	喷管正常工作,影响基本可靠性。	发生概率为非常少,严酷度为 4。
	1 个余度射流管电磁阀断路	单余度工作。	喷管正常工作,影响基本可靠性。	发生概率为非常少,严酷度为 4。
	1 个余度 2 位三通阀短路	单余度工作。	喷管正常工作,影响基本可靠性。	发生概率为非常少,严酷度为 4。
执行机构故障	1 个余度 2 位三通阀断路	单余度工作。	喷管正常工作,影响基本可靠性。	发生概率为非常少,严酷度为 4。
	射流管电磁阀卡死	控制器退出工作状态。	喷管进入应急状态,影响任务可靠性。	发生概率为非常少,严酷度为 4。
作动筒	2 位三通阀卡死	喷管无法进入应急状态。	喷管正常工作,影响基本可靠性。	发生概率为几乎不可能,严酷度为 4。
	作动筒卡死	控制器退出工作状态;座舱报警信号;建议飞行员将该发动机降至慢车使用。	喷管不能正常工作,影响任务可靠性。	发生概率为几乎不可能,严酷度为 3。

余度管理软件还通过数学模型及工程经验对动作筒控制闭环进行检测,以确定控制系统是否存在故障。

如果发现故障,余度管理软件将依据故障位置、飞行条件等因素对故障进行隔离及处理。

3.2.2.3 数据管理软件的设计

数据管理软件将记录控制器的工作状态、输入输出数据等信息,并负责向飞参系统传送数据,待飞行结束后进行分析。

4 失效模式及对系统的影响

对喷管电控系统可能发生的1次故障进行分析,分析结果见表1,经分析认为新型喷管控制系统可靠性满足要求。

5 试验验证

为验证新型喷管电控系统可靠性,对新型喷管控制系统进行了故障模拟试验验证,模拟故障同上表1,经验证本系统能够正确识别试验中模拟的全部故障,并正确处理。

6 结论

经对新型喷管控制系统故障模式进行分析,并针对系统的故障模式增加故障检测、隔离及处理功能后,其可靠性得到了较大提升。经故障模拟试验验证,该系统能够正确识别试验中模拟的全部故障,并正确处理。经对系统失效模式及对系统的影响分析,认为新型喷管控制系统可靠性满足要求。

参考文献:

- [1] 贾东兵,陈锐. 轴对称矢量喷管设计与试验技术研究[J]. 航空发动机,2002(1):1-3.
JIA Dongbing, CHEN Rui. The investigation on axial symmetric vectoring nozzle[J]. Aeroengine, 2002(1):1-3. (in Chinese)
- [2] 肖宇,张兴有. 战斗机发动机推力矢量控制技术的研究[J]. 航空发动机,2008,34(4):56-58.
XIAO Yu, ZHANG Xingyou. Application of thrust vector control technology on fighter engine[J]. Aeroengine, 2008, 34(4): 56-58. (in Chinese)
- [3] 靳宝林,朱明俊. 航空发动机推力矢量技术发展趋势分析[J]. 航空发动机,1997(1):44-49.
JIN Baolin, ZHU Mingjun. Development analysis of thrust vectoring technology on aeroengine [J]. Aeroengine, 1997 (1): 44-49. (in Chinese)
- [4] 孟庆明,李清盛. 推力矢量喷管及其控制技术综述[J]. 航空发动机,1995(3):53-57.
MENG Qingming, LI Qingsheng. Summary of thrust vectoring nozzle and control technology[J]. Aeroengine, 1995(3):53-57. (in Chinese)
- [5] 张书刚,郭迎清,陈小磊. 航空发动机故障诊断系统性能评价与仿真验证[J]. 推进技术,2013,34(8):1121-1127.
ZHANG Shugang, GUO Yingqing, CHEN Xiaolei. Performance evaluation and simulation validation of fault diagnosis system for aircraft engine [J]. Propulsion Technology, 2013, 34 (8):1121-1127. (in Chinese)
- [6] 张萍,王桂增,周东华. 动态系统的故障诊断方法[J]. 控制理论与应用,2000,17(2):153-158.
ZHANG Ping, WANG Guizeng, ZHOU Donghua. Fault diagnosis methods for dynamic systems [J]. Control Theory & Applications, 2000, 17(2):153-158. (in Chinese)
- [7] 臧大进,曹云峰. 故障诊断技术的研究现状及展望 [J]. 矿山机械,2010,38(18):9-13.
ZANG Dajin, CAO Yunfeng. Present study situation and prospect of fault diagnosis technology [J]. Mining & Processing Equipment, 2010, 38(18):9-13. (in Chinese)
- [8] 梁春华. 国外航空发动机推力矢量喷管技术的发展研究[J]. 航空发动机,1998(1):49-55.
LIANG Chunhua. Investigation of thrust vectoring technology on aero-engine development abroad [J]. Aeroengine, 1998(1): 49-55. (in Chinese)
- [9] 靳宝林,朱明俊. 航空发动机推力矢量技术发展趋势分析[J]. 航空发动机,1997(1):44-49.
JIN Baolin, ZHU Mingjun. Development analysis of thrust vectoring technology on aeroengine [J]. Aeroengine, 1997(1): 44-49. (in Chinese)
- [10] 范作民,孙春林,白杰. 航空发动机故障诊断导论[M]. 北京:科学出版社,2004:3-4.
FAN Zuomin, SUN Chunlin, BAI Jie. Introduction to fault diagnosis of aeroengine[M]. Beijing: Science Press, 2004: 3-4. (in Chinese)
- [11] 陈志英,李其汉. 监视参数预测和故障识别法[J]. 航空动力学报,1994,9(4):419-421.
CHEN Zhiying, LI Qihan. Monitoring parameters forecasting and faults recognition [J]. Journal of Aerospace Power, 1994, 9(4):419-421. (in Chinese)
- [12] 朱建东. 飞机发动机的监控技术及其发展趋势 [J]. 飞机设计,2003(1):58-61.
ZHU Jiandong. The developing tend of aeroengine control [J]. Aircraft Design, 2003(1):58-61. (in Chinese)
- [13] 樊思齐. 航空发动机控制(下册)[M]. 西安:西北工业大学出版社,2008:477-500.
FAN Siqi. Aeroengine control (part II) [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2008:477-500. (in Chinese)
- [14] 曲山,邢家瑞. 飞机/发动机推力矢量综合控制方法的探讨 [J]. 航空发动机,2003,29(1):27-30.
QU Shan, XING Jiarui. Investigation of thrust vector aircraft/engine integrated control [J]. Aeroengine, 2003, 29(1): 27-30. (in Chinese)
- [15] 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)

(编辑:张宝玲)