

飞机刹车控制系统维修性分析与设计

Maintainability Analysis and Design of Aircraft Braking Control System

中南大学信息科学与工程学院 吴华伟
空军驻长沙地区军事代表室 许 炳
南京机电液压工程中心 刘启生
湖北襄州一中 刘双双



吴华伟

中南大学博士研究生,主要研究方向为飞机着陆系统和智能控制、优化算法。

维修性是产品的质量特性之一,是指在规定的条件下和规定的时间内,按规定的程序和方法维修时,保持或恢复到规定状态的能力^[1]。良好的维修性,可提高故障诊断能力、缩短维修停机时间、提高系统效费比、提高系统的可用性和任务成功率。刹车系统是飞机重要安全保障设备,实现飞机安全、可靠、平稳、高效地制动减速和滑行。

维修性是产品的质量特性之一,是指在规定的条件下和规定的时间内,按规定的程序和方法维修时,保持或恢复到规定状态的能力。良好的维修性,可提高故障诊断能力、缩短维修停机时间、提高系统效费比、提高系统的可用性和任务成功率。

为提高某教练机的维修性和测试性,本文以RCM(reliability centered maintenance)思想为指导,从系统可靠性角度出发,采用故障率初次分配,然后再采用加权评分的方式进行二次修正,对系统的平均修复时间MTTR(mean time to repair)指标进行了分配,并介绍了相关维修性设计原则和缩短故障检测时间的BIT测试技术和地面检测设备,通过对比和分析,系统维修性指标满足要求。

刹车系统的介绍

经过几十年的发展,我国刹车系统经历了机械式、电子开关式、模拟电传式和数字电传式几个阶段,全电刹车正处于工程化试用阶段。

为适应新的发展和要求,对某新

型教练机的正常刹车系统,采用数字电传刹车系统。该系统由刹车指令传感器、轮速传感器、控制盒、伺服阀等组成(如图1)。机轮(含刹车装置)一般属起落架结构系统,故单独计算。刹车系统工作原理为:控制盒根据刹车指令传感器信号输出相应的刹车压力,同时监测机轮速度信号,当机轮出现抱死迹象时,控制盒根据机轮速度信号的变化,计算出防滑信号,来调节伺服阀的输出刹车压力,以解除机轮抱死现象,从而实现飞机安全平稳高效的着陆。同时具有交叉保护、接地保护、起落架收上刹车、起飞线刹车、停机刹车等功能。

系统维修性分析

1 维修性要求

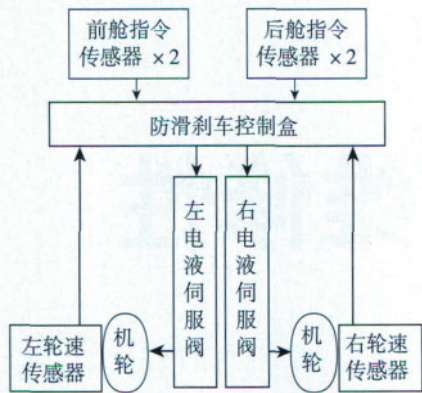


图1 飞机刹车系统组成

根据主机要求,本系统为一级拆卸更换成品维修和三级专业修理或承制厂修理。系统外场可更换单元(LRU)见表1。

维修性指标:平均修复时间为MTTR=42min,最大修复时间Mmax ≤ 90min;系统可靠性要求MTBF ≥ 400h。

测试性要求:故障检测率一个LRU:98%,两个LRU:99%。

2 维修性分配

采用故障率分配法初步计算系统中各个产品的MTTR,根据工程经验,使用评分法,进行二次分配,二次分配后的MTTR即为分配至各项产品的平均修复时间MTTR值。

$$\overline{M_{cti_0}} = \frac{\bar{\lambda}}{\lambda_i} \overline{M_{ct}}; \quad (1)$$

$$\overline{M_{ct}} = \frac{MTTR}{N}; \quad (2)$$

$$\bar{\lambda}_i = \frac{\sum_{i=1}^n \lambda_{ni}}{n}; \quad (3)$$

$$\overline{M_{cti_1}} = \overline{M_{cti_0}} \cdot a_i。 \quad (4)$$

其中, $\overline{M_{cti_0}}$ 、 $\overline{M_{cti_1}}$ 为初步和评分修正后分配到单个产品的修复时间; $\overline{M_{ct}}$ 为各项产品的平均修复时间; $\bar{\lambda}_i$ 、 $\bar{\lambda}$ 为每项产品和每个产品的平均故障率; λ_{ni} 为第 i 项产品的故障率; N 为产品的数量; n 为每项产品单机配套数量; a_i 为第 i 项产品评分系数,主要根据故障检测、拆卸、安

装、校验和调整等因素,取值范围为0.5~5。

采用工程加权评分法^[1-3],对系统的可靠性进行分配,分配结果见表1。

根据公式(1)~(4),可得出各附件的平均修复时间和最大修复时间,如表2(括号内为规整后数据)。

该防滑刹车系统中的9个LRU故障相互独立,每次飞行前的地勤检查均可检测出各个LRU是否发生故障,采用更换的方式排除故障。

$$\overline{M_{CT}} = \frac{32 \times 4.9652 + 9 \times 9.7752 + 18 \times 7.4516 + 20 \times 2.7941}{4.9652 + 9.7752 + 7.4516 + 2.7941} = 17.48$$

(min)=18min < 42 min,

$$\overline{M_{CTmax}} = \frac{68 \times 4.9652 + 15 \times 9.7752 + 38 \times 7.4516 + 40 \times 2.7941}{4.9652 + 9.7752 + 7.4516 + 2.7941} = 35.19$$

(min)=36min < 90 min。

维修性设计原则

以“RCM可靠性为中心的维修”思想进行维修性的设计、验证和评价,同时应考虑简洁化、可达性、易操作性、标注化、测试性、防差错等要求。

系统具有自检功能和地面故障检测接口等故障诊断手段,并有故障指示,可方便将故障隔离到外场可更换单元(LRU)和车间可更换单元(SRU),方便使用部门维修时便于用换件的方式进行排故,同时可以简捷快速地进行修复后的检验工作。

为缩短拆装时间,电子设备设计成可快卸的安装形式。

1 可达性要求

系统、设备、部件应根据故障频率的高低、调整工作难易,拆装时间的长短、重量的大小、标牌的位置

和安装特点等,将其布置在可达性不同的位置上,尽量做到在检查或拆卸任一故障部件时,不必拆卸其他设备、部件。如控制盒的电源PCB组件,由于采用高可靠的模块电源,同时方便散热,将其安装在控制盒的最底部;而对于输出PCB组件,由于控制外部交联信号,同时驱动相应的系统LRU部件故障指示灯,故将其安装在控制盒的最上端。

2 简洁成熟、系列化、标准化要求

根据主机给定的指标,该教练机刹车系统可在某双座歼击机基础上进行改进和提升,且同型号、同功能的部(组)件具有互换性,并尽量采用标准化设计和选用标准化的设备、附件和零件。

轮速传感器、指令传感器在原型号基础上进行外观结构上的改进,其原理、材料、工艺等方面基本与原型产品一样,产品的有些组件和零件可以直接借用。

伺服阀则直接选用成熟可靠的原型产品,以利于附件产品的批量化、系列化生产。

本系统的核心附件——控制盒,在采用先进器件及检测算法的同时,基本的控制原理仍采用国内外流行的“滑移率+减速率”的电传控制模式,该原理已经成功应用于众多歼击机、教练机和民机上。

选择满足航标要求的接口螺纹及螺钉标准件。

3 防差错要求

系统、设备应防止在连接、装配、

表1 系统附件可靠性分配表

序号	1	2	3	4	
LRU名称	指令传感器	控制盒	伺服阀	速度传感器	
单机配套数量	4	1	2	2	
附件	MTBF/h	2014	1023	1342	3579
	$\lambda_i (\times 10^{-4} \cdot h^{-1})$	4.9652	9.7752	7.4516	2.7941
系统	MTBF/h	400			
	$\lambda (\times 10^{-4} \cdot h^{-1})$	25			

表2 系统维修指标分配统计表

名称		指令传感器	控制盒	伺服阀	速度传感器
单机配套数量		4	1	2	2
评分系数		3	5	5	2
维修指标 MTTR/ min	单件	$\overline{M_{cti_1}}$ 7.83 (8)	6.63 (9)	8.70 (9)	9.28 (10)
		$\overline{M_{cti_1 \max}}$ 16.79 (17)	14.21 (15)	18.64 (19)	19.88 (20)
	每架份	$\overline{M_{cti_1}}$ 32	9	18	20
		$\overline{M_{cti_1 \max}}$ 68	15	38	40

安装及盖口盖时发生差错,做到即使发生操作差错也能立即发现,避免导致损坏装置和发生事故等后果。

容易发生维修差错的重要设备或部位应采用“错位装不上”的特殊措施。如控制盒中的 PCB 组件采用矩形连接器错位安装的方式,使不同 PCB 组件只能安装在其各自的插槽。

4 安全性要求

严重危及安全的设备、组件应有故障自动保护措施,不至于因一个组件或设备发生故障而导致伤害人员及损坏其他设备、组件。应尽量将损坏后易造成严重后果的设备、系统布置在不易损伤的部位。

如系统配有刹车故障保护模式,当出现刹车故障时,系统进行保护性卸压,以防止“爆胎”或偏航等情况发生,并以告警方式,提醒驾驶员采取应急刹车系统,来保证飞机安全。

5 测试性要求

为了提高飞机的安全性和任务可靠性,系统具有机内测试(BIT)和报警功能。系统上电后,控制盒会自动检测系统各电气附件的状态,当发现故障时,会驱动告警信号,以灯光或语音的形式告诉飞行员或地勤人员,采取相应的应急措施。

系统留有地面检测接口,以便利用地面测试设备将 LRU 的故障隔离到车间可更换单元(SRU)。

所有测试技术和设备的引入,不因其自身故障而导致系统发生故障。

6 与维修有关的可靠性要求

可靠性是产品在给定的条件下和时间内,完成规定的功能,即要求产品正常工作时间越长越好;而维修性则要求系统故障能在尽可能短的时间内加以修复。可用度 A ,

是指产品在某时刻具有或维持其规定功能的概率:

$$A = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR}$$

就系统而言,可靠性与可维修性相辅相成,需要两者有机结合起来,实现系统的高可用性。

系统所用器件严格按主机优选目录,选用军用级元器件,100% 进行二次筛选,且进行降额设计,并留有较大的功率、电压、电流裕量,尽量采用 CMOS 集成电路,减少功耗。对于失效率较大的器件,设计和选型时尽量采用带可靠性指标的器件。

系统具有良好的耐久性和环境适用性,要能适应我国不同区域的各种不同自然条件,并在设计上应采取耐环境的控制措施。系统设计完成后,按照系统及 GJB2879A 要求项目,依据 GJB1032、GJB150、GJB151A 和 GJB152A 所列要求和方法严格进行如下环境试验:环境应力筛选、高/低温试验、寿命试验、振动试验、冲击试验、温度-高度、加速度、盐雾、沙尘、湿热、电源特性、电磁兼容性等。通过这些试验,使系统在实际使用环境中可能产生的问题及早暴露并予以解决。

7 其他维修性保障措施

开展设计、工艺、接口和软件等方面的故障模式、影响分析(FMEA)和危害性分析(CA)、修理级别分析,并编写使用维护说明书、维修手册、

测试手册等维修性出版物。

产品的维修性是一复杂的工程,涉及技术、管理、场地、资源、人员等,限于篇幅,这里不再叙述。

维修测试性及评价

就系统的一级修理级别而言,影响 MTTR 的几个重要因素,包括故障检测诊断时间 T1、拆卸时间 T2、更换新件时间 T3、重装后检测时间 T4 等。因此如何准确快速地对系统故障进行检测与定位,对缩短系统平均修复时间、提高系统的测试性、维修性有着决定作用。为此设计了 BIT 检测技术,来完成外场级的 LRU 检测。同时根据三级专业或承制厂维修的需要,设计专用检测设备进行 SRU 的检测。

1 BIT 测试

根据主机测试性要求及通讯协议要求,本系统的 BIT 测试分为上电 BIT、维护 BIT、和周期 BIT。并根据测试结果,驱动相应的故障灯,发送相应的故障代码,机务人员可方便地根据故障代码或控制盒面板上的指示灯,来进行故障判定。图 2 为控制盒故障指示灯示意图,实现 LRU 的故障检测与隔离。

上电 BIT 和维护 BIT 属于静态检测范畴,检测刹车系统电器附件及控制盒的静态功能是否正常,是对系统比较全面的检测,检测内容包括速度传感器及处理电路、指令传感器及处理电路、伺服阀及处理电路、刹车控制电路、防滑控制电路、电源故障、微处理器、故障驱动电路等。

上电 BIT 和维护 BIT 完成后,系统进入工作状态,根据检测模型周期性对系统部件的工作状态进行检测,并将故障定位到附件种类(如速度传感器、指令传感器、伺服阀等)。

2 维修性测试设备

根据测试性维修性要求,为方便内场的检查、调试及排故,特根据刹

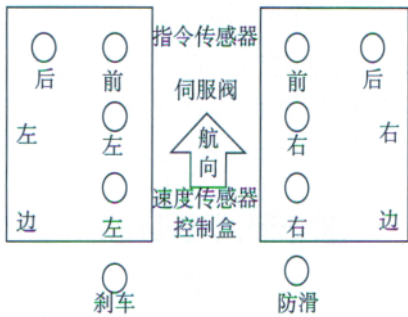


图2 故障指示灯

车控制系统的特点,设计了故障测试设备,如图3所示,可方便、直观地对元件级、组件级、系统级三种不同类型的故障检测和定位,极大地方便了调试和排故工作,缩短了故障检测时间,提升了系统的测试性和维修性。

3 维修性测试评价

维修性是一个复杂的工程,需要大量的实践来验证和考核的。本维修性指标为设计研发阶段的指导性指标,根据动力惯性试验(使用真实的刹车系统各部件,以载荷或轮胎压缩量模拟飞机跑道状态的惯性模拟试验),在30min内,可以拆装、并测

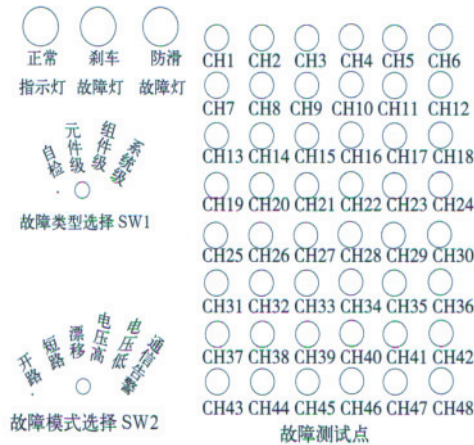


图3 故障检测操作面板

试完整套刹车系统。

实际维修样本数据,需随机进一步验证获得。可通过运用模糊综合评判法对装备的维修性设计进行评估^[4],从维修简化性、维修可达性、借用工具、故障诊断能力、测试性、模块标准化及互换性、防差错、维修安全性等因素进行综合评价。

结束语

以“以可靠性为中心的维修”

RCM思想为指导,通过对刹车系统维修性分析、分配和预计,将维修性设计融入到产品的性能设计中,提高了系统的测试性和可靠性,保障了研制工作的顺利进行。今后的工作开展MSG-3思想维修理念,系统的故障预测及健康管理PHM,以及自主保障等方面的研究。为我国民用刹车系统走向国际积累宝贵经验。

参考文献

- [1] 《飞机设计手册》编委会. 飞机设计手册: 可靠性、维修性分册. 北京: 航空工业出版社, 1999.
- [2] 吴华伟, 陈特放, 刘文胜, 等. 某型数字防滑刹车控制盒可靠性分析与设计. 航空制造技术. 2011(3):66-68.
- [3] 丁晓力, 王仕兵. 飞机刹车系统中LVDT的可靠性设计. 航空制造技术. 2009(4):90-93.
- [4] 王禹, 姚树峰. 基于模糊综合评判法的装备维修性设计评估. 武器装备自动化, 2007, 26(12):24-25. (责编 晓立)

FAIERR® 芬尔把手点缀精美机械

手柄类

水平调整件

合金拉手

把手

铰链

● 压紧把手

● 拉紧把手

● 顶紧把手

扬州芬尔机械配件有限公司
YANGZHOU FAIERR MECHANICAL FITTING CO., LTD.

地址: 江苏省扬州市沙头镇施沙路8号 邮编: 225105
电话: 0514-87533188 87533288 传真: 0514-87533288 87533088
http://www.faierr.com E-mail: sale@faierr.com.cn

广告索引号 11-086