

文章编号: 1673-4599(2006)01-0035-04

电传飞行控制系统的余度设计技术

刘小雄, 章 卫国, 李广文

(西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 余度设计是提高电传飞行控制系统安全性与任务可靠性的一种重要手段。对电传飞行控制系统中的余度设计内容进行了介绍, 探讨了这一领域的一些重要问题。主要内容包括相似余度, 非相似余度, 解析余度, 功能冗余设计技术。对其核心技术和研究难点进行了分析, 为进一步研究打下了基础。

关键词: 余度管理; 相似余度; 非相似余度; 解析余度; 功能冗余

中图分类号: V249. 1 文献标识码: A

Redundancy Techniques for Fly-By-Wire Flight Control Systems

LU X iao-xiong, ZHANG W ei-guo, LI Guang-wen

(College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Redundancy management is a key means of improving the reliability of safety-critical fly-by-wire flight control systems. The redundancy management design for flight control systems and important aspects in the field are presented and discussed, including similar redundancy, non-similar redundancy, analytical redundancy, and functional redundancy. Their critical technologies and problems to be solved are analysed. The works reported in this paper provide a basis for future researches.

Key words: redundancy management, similar redundancy, non-similar redundancy, analytical redundancy, functional redundancy

以电传方式作为飞行控制系统的设计基础, 极大地方便了主动控制功能的应用, 但是目前单套电传飞行控制系统的可靠性, 远不如机械操纵系统。为了提高电气系统的可靠性, 国际、国内新发展的飞机飞行控制系统都采用了余度技术。美国的 F-16A/B采用四余度模拟电传飞行控制系统; A-129攻击直升机采用了二余度综合电子飞行控制系统; 波音 777数字式电传操纵飞行控制系统使用了非相似余度容错技术, 其飞行控制计算机包括 3 个通道的基本飞行控制计算机 PFC, 每个飞行控制计算机又包含了 3 个非相似的数字计算机; A320采用三余度/二余度(相似硬件, 非相似软件); 我国的 ACT验证机采用三

余度综合式电液作动器, 基本四余度配置。
应用余度技术是提高系统任务可靠性、安全可靠性和容错能力的有效手段。对可靠性要求高的系统, 仅采用提高组成系统元部件可靠性的办法, 对提高系统的可靠性, 效果并不显著, 付出的代价却很大。采用余度技术, 可采用可靠性相对较低的元部件组成高可靠性或超高可靠性的系统, 即用付出超常规资源代价的方法, 获得系统的高可靠性。电传系统均采用余度技术, 从而使电传操纵系统可以达到很高的可靠性, 达到并超过机械操纵系统的可靠性。在进行余度系统设计时, 应从可靠性、质量、空间、费用、维护性及研制周期等方面全面考虑^[1, 2]。在满足要求的条

件下, 系统的余度结构应尽量简单。

目前, 世界各国对电传操纵系统安全可靠性的指标一般是: 军用飞机一般为 1.0×10^{-7} / 飞行小时; 民用飞机为 $1.0 \times 10^{-10} \sim 1.0 \times 10^{-9}$ / 飞行小时。对于这样高的安全性指标, 要想依靠单套包含电气、电子部件的控制系统来实现, 是不可能的。目前, 单套电气控制系统的安全性仅能达到 $1 \times 10^{-3} \sim 2 \times 10^{-3}$ / 飞行小时, 与机械操纵系统相比要差上上万倍, 因此, 提高电传操纵系统的可靠性, 以达到或超过机械操纵系统的可靠性指标, 是研制和开发电传操纵系统必须首先要解决的关键问题。为了有效地提高系统的容错能力, 国内外研制的先进飞机的飞行控制系统大多采用了余度设计技术^[3]。

1 飞行控制系统冗余设计的基本内容

飞行控制系统一般由感知对象状态的传感器、实施数据处理和执行控制功能的计算机、操纵舵面运动的伺服作动系统、作为人机接口部件的控制与显示装置及机内自测试 (BIT) 等分系统组成。以上 5 个分系统是飞行控制系统完成其功能和任务的基本平台, 每个分系统性能的优劣决定着整个飞行控制系统的性能, 因此, 在飞行控制系统冗余设计中, 应充分考虑这几个方面^[3]。

为了保证飞行控制系统的任务可靠性和安全性, 在现代飞行控制系统, 特别是电传飞行控制系统中, 飞行控制计算机均采用余度技术, 一般为四余度或三余度容错飞行控制计算机, 采用相似的或非相似的余度设计技术。余度设计及其综合验证是飞行控制计算机设计的关键。对于操纵权限较小的飞行控制系统, 也可以采用双余度飞行控制计算机 (如直升机控制增稳系统), 但对于可靠性要求非常高的民用客机的电传飞行控制系统, 不但要采用多余度结构, 还要采用非相似余度技术 (如波音 777 飞机), 以避免软件共性故障的发生。

伺服作动分系统是飞行控制系统中必不可少的组成部分, 作为执行机构, 伺服作动分系统按照计算机指令驱动舵面, 实现对飞机的控制。伺服作动分系统性能的高低直接影响飞行控制系统的性能。电传伺服作动系统一般要求具有双故障工作能力, 所以, 大都采用四余度或带自监控的三余度系统。目前, 国内、外大部分先进的军用、民用飞机均采用电子、电气部分四余度或三

余度配置。对于动力作动器, 军用飞机大都采用串列双余度, 以便与飞机的油源数目相适应; 而民用飞机为了满足结构完整性需求, 大都要求 3 个以上的作动器来驱动操纵面, 完成对飞机的控制。同时, 处于不同位置的操纵面具有相同或者相似的功能, 所以也使用功能冗余来完成对飞行控制的重构。

要实现对飞机的飞行控制, 首先要解决的问题就是如何精确测量飞机的各类飞行参数, 如飞机的姿态角、迎角、过载、飞行高度和速度等。此外, 要控制飞机运动也需要测量驾驶员的指令, 如驾驶杆的位移或力, 因此出现了各种敏感元件。传感器是发展较早, 也是发展较为活跃的一个领域。现代飞行控制系统, 特别是电传飞行控制系统所用的传感器, 均要求按余度配置, 并应具有自监控功能, 以便实现空中的实时监控和地面的自检测。所以出现了 3 个或 4 个相同或同类传感器组合装配在一个盒子内的传感器组件。对于可靠性要求高的测量传感器, 可以采用解析余度技术完成对其的状态监控和故障隔离。

现代电传飞行控制系统都采用余度技术, 从上面的分析可以看出, 电传飞行控制系统的余度设计主要集中在这几个方面, 相似余度、非相似余度、解析余度、功能冗余。

2 相似余度技术

余度技术是指具有多余的资源。当系统中的一部分 (或全部) 出现故障时, 可以由冗余的部分 (或全部) 顶替故障的部分 (或全部) 工作, 以保证系统在规定的时间内正常地完成规定的功能。其基本思想是增加余度资源, 提高可靠性。余度资源包括硬件和软件余度、时间重复、信息余度以及设置余度逻辑状态等。从相反的一面来看, 增加余度资源, 同时增加了系统的复杂程度, 增加了系统的出错率。如果设计不当, 系统可靠性反而下降。所以就要考虑怎样才能做到既消耗资源少, 又要达到可靠性的指标要求; 或者如何选择和配置余度资源, 使系统可靠性有所提高^[3]。

相似余度技术就是使用相同的软、硬件, 由相同的设计部门, 根据系统的故障容限, 以及可靠性指标要求, 来对余度系统进行设计, 即采用多套相同的分系统来实现同一功能。

现在, 先进的战斗机飞行控制系统大都采用相似余度设计技术 (自监控的三余度或四余度结

构), 以色列的“狮”是以美国 F-16 为原形研制的飞机, 采用基于通道表决结构的相似四余度表决监控飞行控制系统。其飞行控制计算机由 4 个数字通道和 2 个模拟通道组成。

相似余度技术的研究重点是系统的余度管理, 主要是解决多通道之间信号的监控表决、通道的切换、通道故障的隔离与系统的重构。

3 非相似余度设计技术

非相似余度技术就是在相同的技术规范条件下, 由不同的软硬件设计人员、使用不同的软硬件设计、采用不同生产厂家的元器件、包括不同的控制/监控功能、运用不同的算法和编程语言进行开发, 以达到降低甚至消除共性故障和设计错误带来的影响, 同时, 该技术对于硬件的随机失效、瞬态干扰和外界环境因素引起的故障也非常有效。

目前, 为了有效地提高系统容错能力, 国外研制的民用客机的飞行控制计算机大多采用了非相似余度容错技术^[4]。

非相似余度系统的研究目的在于克服系统中的共性故障, 使之保持正常运行。非相似余度系统设计的基本思想是采用非相似的 N 版本 ($N \geq 2$) 的硬件和软件, 即采用多个版本程序运行在多个硬件通道上, 以实现软硬件故障的容错。

在非相似硬件设计中, 为了避免相同机器指令的共性故障, 使所使用的指令系统不同, 非相似余度容错计算机的各个工作单元包含具有不同处理器的计算机通道, 以及相关的共享存储器和输入/输出子系统。各个计算机通道通过通道间同步离散量及共享存储器进行同步和输入输出信息的交换。为了避免硬件共性故障导致的硬件系统崩溃, 采用不同的硬件设计组进行独立的设计, 消除硬件相关故障; 同时, 控制部件和监控系统也相应地采用不同的硬件设计技术, 从而提高整个系统的可靠性。

为了保证非相似余度软件的容错功能, 必须保证冗余的各个软件版本, 具有尽可能多的独立性。使软件设计中的缺陷, 局限在一个版本之内, 需要采用多样性的设计方法, 也就是对容错软件各冗余版本的设计组成不同的工作组、每一组的设计人员都不相同、且设计人员的经验和知识背景尽可能地不相同; 各版本所使用的开发工具也不相同、使用不同的语言、不同的机器指令、不同的算法。这样可将设计出的各软件版本

具有相似性故障的可能性减少到最小。程序的多样性为故障诊断提供了方便, 当软件故障暴露时, 各版本几乎不发生相同的故障, 这时使用表决式验证程序来检测其各版本的正确性, 对出错部件定位, 为故障恢复提供基础。在现今飞机的飞行控制系统中, 空客公司的 A3XX 系列飞机和波音公司的波音 777 均采用非相似余度设计技术。

非相似余度技术更多的工程技术应用是硬件的相似或非相似研究成果。软件的非相似技术, 则由于需要投入的人力、财力的众多, 以及组织的繁杂, 往往需要经过反复充分论证, 才能决定取舍; 同时, 硬件的选型也是难点之一。

4 解析余度技术

在早期的研究中, 解决系统容错能力的方法主要是采用硬件余度技术, 是建立在多通道基础之上的。一般情况下, 由 3 到 4 个相互联系的通道组成, 通过切换装置完成通道之间的转换。硬件冗余结构不仅使得系统的结构复杂, 质量增加, 成本提高, 增加能源消耗和寿命周期费用, 而且增加了系统的故障率, 消耗操作人员的精力, 同时还会带来其他的问题, 如对于所有相同类型的多个余度的传感器都工作在相同或相似的环境条件下, 相同的外部条件会形成对相同传感器的相同的故障诱因, 会增加多个余度的传感器同时故障的可能性。于是, 在可靠性要求较高, 且相应需要的部件余度等级较高的情况下, 可以引入解析信号作为解析余度来替代部分硬件余度, 构成混合余度配置结构, 或者直接应用解析余度信号代替硬件余度, 减轻了系统质量和费用, 同时达到了和硬件余度相同的功能。解析余度的应用, 解决了系统中许多问题, 拓宽了容错技术的研究领域。

解析余度技术就是在动态性系统中, 建立系统的解析模型, 根据作为系统被控对象的数学模型所揭示的各个变量之间的解析关系, 估计对象的某些变量的值。当一些变量发生变化时, 用这些估计值作为余度信息, 并且运用一些有效的算法, 检测出这些发生故障的对象, 从而进行故障隔离, 提高系统的可靠性。

最初的基于解析余度的故障检测与隔离系统的主要研究对象是飞行控制传感器(飞控系统的测量元件)故障。为了减小传感器的余度数目, 在 70 年代初期, 美国空军采用双余度的 F-8 验

证机, 利用飞行控制系统传感器之间的解析关系, 构造出被检测传感器的解析值, 从而实现了双物理余度加单解析余度的三余度故障检测表决机制, 解决了传感器的故障诊断问题。进而, 研究重点转向作动器、操纵舵面(飞控系统的控制元件)的故障检测与隔离研究。

在 70 年代至 80 年, 解析余度的研究重点主要是运用观测器/滤波器技术, 进行飞控系统的故障诊断, 如 VISTA/F-16 验证机采用检测滤波器方法, 可同时检测传感器和作动器故障。

随着人工智能技术的发展, 智能型解析余度技术等方法已在航空技术领域得到了广泛应用, 大大增强了人们对飞机设备工作状态的监控能力。美国空军于 80 年代末至 90 年代中期, 用神经网络技术进行故障诊断, 针对 F-16 验证机型, 实现了对飞控系统作动器和舵面损伤的部分自修复检测与隔离功能。

随着航空、航天技术的快速发展, 实时系统的快速在线解析余度算法是研究的趋势, 也是此方法的研究难点。寻找一种简单快速的算法, 对于解决突发性故障具有很高的实用价值。

5 功能冗余

最早在 1976 年, Willis 在研究动态系统的故障检测与诊断时, 提出了系统功能冗余的概念, 但并没有给出功能冗余的精确定义和分析方法。功能冗余不同于直接冗余, 功能冗余是系统的固有属性, 是指系统中不同部件在功能上有重叠, 其中某些部件的部分或全部功能可由系统中别的部件的功能来代替, 它也可通过人为地增加部件而形成。直接冗余一般是人为地增加备用部件, 使 2 个或 2 个以上的部件完成同一功能。使用直接冗余不但增加系统的成本, 而且使系统复杂化。

在控制系统设计中, 如果考虑了功能冗余性, 将能更好地提高系统的可靠性。对研究功能冗余的控制系统完整性设计, 具有实用价值。

所谓功能冗余(也叫控制冗余), 从本质上讲是效率机构对飞机各个轴提供的控制力和力矩的冗余。过去的飞机, 控制面主要集中在平尾、副翼和方向舵, 这三个舵面就是飞机的关键操纵面, 一旦其中某个舵面出现故障, 都将出现严重的后果, 因为平尾主要提供俯仰力矩, 副翼主要提供滚转力矩, 方向舵主要提供偏航力矩, 控制冗余是比较少的。现代飞机的设计, 由于多种舵面的

引入, 飞机设计的方向就是要减少, 甚至是消除关键操纵面, 将控制作用适当地分配到不同的操纵面上, 从飞机的飞行品质、战术任务以及控制系统的角度等多方面综合考虑, 最终形成操纵面的优化设计, 这也是控制冗余配置研究的目标。

飞机操纵面的合理分配, 可以保证飞机某个通道出现故障时, 仍然具有一定的控制冗余, 进一步, 可以利用可靠控制方法和自修复控制方法保证闭环系统的稳定及一定的飞行品质要求, 如在先进飞机的设计中, 采用襟翼、襟副翼、鸭翼、扰流板等具有相同功能的操纵机构来共同操纵飞机, 从而形成一定的功能冗余, 提高系统的可靠性^[4]。

多操纵面的飞行控制系统的设计, 不但是对操纵面的优化设计, 这也是对飞机可靠性的进一步提高。在飞机的某一操纵面受到损伤的情况下, 可以用具有相同功能的操纵面进行代替, 从而完成飞机的正常操纵, 提高制空能力和容错能力。

功能冗余飞行控制系统实现的关键在于任务分割、任务冗余调度和任务监控这 3 方面, 同时还应考虑飞机的气动布局。

6 结束语

电传飞行控制系统是现代先进飞机的标志, 余度设计是提高电传飞行控制系统安全性与任务可靠性的一种重要手段。本文对相似余度、非相似余度、解析余度、功能冗余技术设计进行了分析说明。在设计过程中, 应该综合考虑各种因素, 从而定出最优方案。对于余度设计的核心技术, 还有待进一步的研究。

参考文献

- [1] Collinson R P G. Fly-by-wire flight control [J]. Computer & Control Engineering Journal 1999, 12(12): 141—153
- [2] Ahlstrom K, Torp J. Future architecture for flight control systems [C]. IEEE 20th Digital Avionics Systems Conference, 2001, 1: 35—45
- [3] 宋翔贵, 张新国. 电传飞行控制系统 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003
- [4] 文传源. 现代飞行控制 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004

作者简介

刘小雄(1973—), 男, 陕西周至人, 博士研究生, 研究方向为飞行控制与仿真、冗余容错技术。

章卫国(1956—), 男, 安徽南陵人, 教授, 博导, 长期从事计算机控制、飞行控制和智能控制研究。

李广文(1978—), 男, 河北献县人, 博士研究生, 研究方向为飞行控制与先进控制技术。