功率电传机载一体化电作动系统的研究

沙南生 李 军
(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 概述了近10年国内外机载功率电传一体化电动作动系统的研究发展状况,已成功的机载电力作动系统主要包括电静液作动器和机电作动器,得出了电作动器可用于未来机载作动系统相关的一系列结论;归纳了采用电力作动系统的优点;阐述了发展该机载一体化电作动系统的关键技术,包括高性能永磁、无刷直流电机-泵及其集成设计、冗余管理、高响应高精度控制等;指出了机载一体化电作动系统的研制目标和技术难点,为发展机载功率电传一体化电作动系统进行了深入的探讨.

关 键 词: 飞机附件; 操舵系统; 功率电传; 电作动系统; 电动静液压作动器; 机电作动器; 集成设计制造
中图分类号: V 245.1; TH 137
文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2004)09-0909-04

Research on airborne power-by-wire integrated electrical actuation and control systems

Sha Nansheng Li Jun
(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The development of airborne integrated electrical actuation systems in the latest ten years and main results were summed up. It concluded the virtues of integrated electrically actuation system. The successful airborne electrical actuators consist of electro-hydrostatic actuator and electro-mechanic actuator. It summarized series results referring the electrical actuators which will apply to aircrafts in the future. It presented the key technologies of power-by-wire (PBW) electrically powered actuation systems including high performance hard magnetic material, brushless DC motor-pump, integrated designing and manufacturing, redundancy management, fast response and high precision control. It pointed out the R&D targets and the urgent need technique difficulties to develop the next generation airborne actuation system.

Key words: aircraft accessories; steering control systems; power-by-wire; electrical actuation and control system; electro-hydrostatic actuator; electro-mechanical actuator; integrated design and manufacture

为了满足未来飞机向高机动性、超高速及大功率方向发展,飞机液压系统正朝着高压化、大功率、变压力、智能化、集成化、多余度方向发展[1]. 然而,采用液压作动系统,由于飞机全身布满液压管路,增加了飞控系统的总重量,使飞机的受攻击面积增大,导致飞机战伤生存率不高;其次高压化和大功率则使传统飞机液压系统的效率问题日益突出,进而引发了诸如散热、燃油总效率降低等问题. 目前,液压作动系统已成为飞行控制系统的薄弱环节[2,3].

随着电机技术、材料科学、控制学和精密制造等学科的发展,飞机上电气系统不久将发生变革,

收稿日期: 2003-09-29
基金项目: 高等学校博士点专项科研基金资助项目(20020006006)
作者简介: 沙南生(1963-),男,江西宁都人,博士生,shalao5@sina.com.

未来飞机将可能完全取消液压作动系统,而新型的电力作动器(Electrically Powered Actuator),将成为飞机的新型舵面执行机构,从而实现功率电传的电力作动系统,并使飞机性能得以提高[4~6].

1 电作动系统的研制情况

1.1 研究状况

20 世纪 60 年代末和 70 年代初,美国空军的飞机发生了几起事故,从而揭开了电力作动系统的研究序幕,美国空军提出了电动作动器计划(EPAD,Electrically Powered Actuation Design)[7].

20 世纪 70 年代国外已研制出作为应急舵机用的功率电传舵机——电液静压作动器. 80 年代开始英国卢卡斯(Lucas)公司又发展成了一种集成驱动组件[8].

1988 年 12 月 Bendix 公司展出了 F/A-18 灵巧式副翼舵机原型(如图 1 所示),并在 NASA 德莱顿基地进行了地面飞行模拟实验,这种舵机的电子装置作为舵机的组成部分,与机械、液压部件组成一个装置,故又称机电液一体化舵机[8].

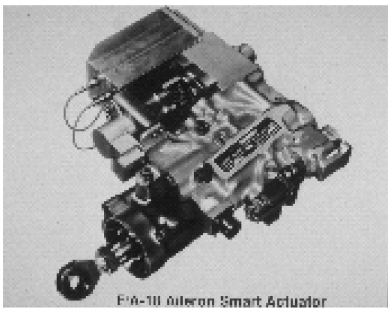


图 1 F/A-18 灵巧式副翼舵机

90 年代,美国的功率电传舵机已接近实际应用水平. 1991 年 12 月 Parker Berta 公司研制的电动液压作动器在 C-130 飞机上完成了空中试飞[8]. 1991 年,美国 NASA 在 Racal 飞行模拟器上对直升飞机上的电动静液作动器进行飞行试验. Lucas 研制了作为备份系统与传统的液压系统结合成双余度电作动器(EBHA,Electrical Back-up Hydrostatic Actuator),如图 2 所示[8]. 1994 年开始,美国在 F/A-18 副翼上分别进行电动静液作动器和机电作动器的飞行试验[9,10]. 1996 年,Moog 公司开始为电力作动控制系统(EACS,Electric Actuation and Control System)计划研制电动静液作动器,其制造的 EHA 已经完成 F/A-18 SRA 飞机上的飞行试验. 图 3 为在 F/A-18 SRA 飞机上完成飞行试验的 EHA、EMA 作动器[9,10].

1997 年开始在 F/A-18 SRA 飞机上完成了

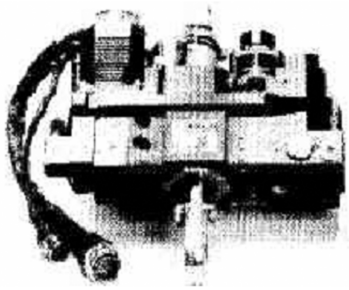


图 2 Racal 飞行模拟器上安装的 EBHA

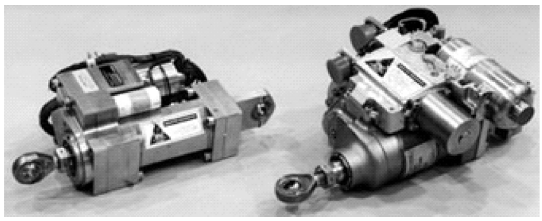


图 3 用于 F/A-18 SRA 飞机上飞行试验的电作动器:EMA(左)、EHA(右)

23.5 h的飞行试验,其中,用于替代 F/A-18 SRA 左副翼液压作动筒的 EHA 主要性能指标如表 1[9].

表 1 EHA 的主要技术指标

参数项目	参数指标
作动筒伸出力/kN	59.122
活塞杆行程/mm	±57.15
负载/kN	28.134
负载速度/(mm·s^{-1})	152.40
空载速度/(mm·s^{-1})	195.58
动态刚度/(kN·mm^{-1})	49.353
响应频率/Hz	7(±5% 负载)

1998 年,C-141 副翼上电动静液压作动器完成近 1 000 h 的飞行试验.

洛克希德·马丁公司改装了一架 F-16 战斗机,把主飞行控制系统原有的液压作动器拆除,换上 5 个电动静液作动器,改装后的 F-16 飞机在 1998 年 8 月进行 4 个月的地面试验,在 1999 年进行了 6 个月 60 次飞行验证试验.

1.2 国外已取得的成果和主要结论

到目前为止,美国空军研究所(USAF)、Boeing、GE、Moog、Parker 公司和 Dryden 研究所,英国 Lucas Aerospace、Sheffield 大学、瑞典 LinkÖping 大学、德国 Hamburg-Harburg 技术大学,以及加拿大、日本、法国、新加坡等国家的多个企业、大学、研究所,都在进行一体化作动器的研究开发. 已进行的飞行试验都取得了成果,已达到或证实了如下目的[3]:

1) 已证实功率电传作动器可以作为操纵战

斗机关键飞行舵面的主要作动手段,并为多电飞机(MEA,More Electrical Aircraft)规划一个根本的电力作动计划.

2)验证了功率电传作动器在高性能的多电飞机上操纵舵面的有效性,确保机电作动器和电动静液压作动器不会成为限制多电飞机发展的因素.

3)通过 1 000 h 的飞行试验证实,功率电传作动器比目前装机使用的液压作动器可靠性高、维修性更好、更易于保障和寿命周期费用低.

4)功率电传作动器可用于正在研制的联合攻击战斗机(JSF,Joint Strike Fighter). 目前,Parker 公司的电动静液压作动器(如图 4 所示),已经通过联合攻击战斗机/集成子系统技术项目(J/IST,JSF/Integrated Subsystems Technology)验证,并被证明具有更好的可靠性、更方便的维修性和大量节省费用.

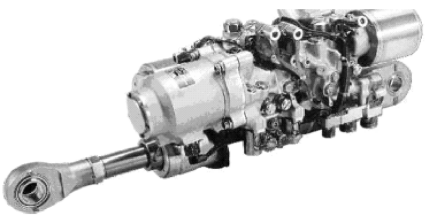


图 4　用于 JSF 的一体化电静液压作动器

美国 Moog 公司设计了用于 F-35 的双余度 EHA 和单余度 EHA 等(如图 5 所示).



a　单余度 EHA　　b　双余度 EHA

图 5　用于 F-35 的单余度、双余度 EHA 作动器

研究表明,飞行控制舵面均采用一体化电动作动器后,由于没有了遍布机身的液压管路,加上一体化作动器易形成容错能力,使飞机具有一系列优点[2,8]:更好的可靠性、更高的生存力、维修性更好、效率更高、飞机性能提高、大量节省费用等.

据 EPAD 工程师估计[9],当飞机的所有飞行控制舵面均采用一体化电动作动器后,对于客机,将使飞机燃油节省 5% ~9%,同时减少 30% ~50% 的地面设备;对于战斗机,起飞重量可减少 272 ~454 kg,并使易受轻武器攻击的机身面积减少 14%.

功率电传作动器在国外正处于飞行试验、验证阶段,已取得成功的电力作动器主要有两种形式,即电动静液作动器(EHA)和机电作动器(EMA).

未来飞机使用 EHA 与 EMA 的配置,将与飞机的总体设计和要求密切相关,未来飞机的功能系统设计将与飞机的总体设计同步进行,这样就可以充分发挥 EHA、EMA 各自的优势.

2　关键技术与需要研究的问题

一体化机载作动器的关键技术包括功率电传作动器以及组成电动作动系统所必须突破的一系列核心技术,主要可概括为[2,5,8]:

1)高性能永磁材料

2)高效无刷直流电机及驱动

3)飞控系统相关的余度控制、监控技术、差动和同步控制

4)电机-泵及液压缸集成设计制造

5)高响应高精度控制

2.1　材料元件与集成设计制造技术

要发展大功率、高集成、安全可靠的一体化电动作动器,需要研究和解决高性能永磁材料、大功率半导体器件、微处理器、无刷直流电动机设计制造技术,以及高速高效双向液压泵、液压缸集成设计制造技术.

2.2　冗余控制与系统监控

对于电力作动系统,通常需要通过形成余度以满足系统可靠性指标. 例如,F/A-18 SRA 试飞的电动控制系统(EACS)平尾 EHA 有三个主要部件:三重控制器、双重电源平台和二通道作动器. 此外,EACS 系统采用了复杂的余度管理技术,包括硬件和软件的余度管理,其中要重点解决的问题是:操作模式、系统再入与复位、故障识别和重新配置、故障记录.

3　研制目标与技术难点

3.1　研制目标

一体化电动作动器的研究目标[7,11]:对飞行控制舵面,战斗机的每个作动器最大功率为 35 ~50 kW,民用飞机舵面的典型功率为 3 kW. 其中,电机转速应高达 10 000 r/min,其输出力矩应满足在1 000 r/min时为 50 N · m;若采用 EHA,液压泵转速应达到 10 000 r/min,其排量为 1 ~10 mL/r;电源为 270 VDC. 就动态指标而言,一体化作动器应满足负载为 5% ~0.5% 时,响应频率为 5 ~30 Hz,另外空载速度、负载速度等指标必须满

足当前液压作动系统作动筒能达到的指标. 对于尺寸和重量,1985年美国爱理德·西格诺公司为飞行控制系统研制的外场可更换电动静液压作动器可供参考:输出力为42 kN,体积为245.8 cm^3,重量为17.2 kg.

3.2 技术难点

发展我国的机载电力作动系统,除了必须解决前面提到的关键技术和问题外,还必须解决EHA、EMA作动器本身的一些理论问题[12],譬如:EMA的快速响应控制问题,EHA电机泵集成设计、系统仿真和快速响应的控制问题,电机、液压泵复合调节的稳定性证明以及快速调节方法也亟待解决[13],对于一体化作动器的动态性能指标与高精度控制的矛盾也要足够重视.

不仅要考虑EHA的冗余控制和监控,更需要研究机电综合管理、飞控综合以及与航电系统综合的体系结构、可靠性以及综合调度管理算法.

4 结束语

用于功率电传的机载一体化电作动系统近20年来在国外获得了快速的发展,EHA、EMA、EACS已经在多个飞行验证计划中得到成功试验,并已经和即将在多种新型战斗机(如JSF、F-35)中得到应用. 同时,由于一体化电作动装置的显著优点,其可在航空航天航海及其他民用领域得到广泛使用.

我们认为,国内开展这方面研究的条件已经成熟,必须尽快研制采用高性能永磁材料、集成设计技术的无刷直流电机泵、大功率驱动器件,研究飞控作动系统相关的冗余、监控和同步控制,突破EHA与EMA系统的理论问题,以尽早开发出电力作动系统,为多电飞机或全电飞机作准备.

参考文献 (**References**)

[1] 王占林,陈 斌. 未来飞机液压系统的特点[J]. 中国工程科学,1999,1(3):5~10
Wang Zhanlin, Chen Bin. Characters of future aircraft hydraulic system[J]. Engineering Science, 1999,1(3):5~10(in Chinese)

[2] 于 敦. 飞机电力作动系统发展方向[R]. 航空信息研究报告, HY95007, 北京: 中国航空信息中心,1995
Yu Dun. Development orientation of airborne electrical actuation systems[R]. Aero Information research report, HY95007, Beijing: China Aero Information Center, 1995(in Chinese)

[3] Alden R E. Flight demonstration, evaluation and proposed applications for various all electric flight control actuation system concepts[A]. AIAA/AHS/ASEE Aerospace Design Conference[C]. Irvine, 1993

[4] Croke S, Herrenschmidt J. More electric initiative power-by-wire actuation alternatives[A]. Proceedings of the IEEE 1994 National Aerospace & Electronics Conference[C]. New York: IEEE, 1994.1338~1346

[5] Cloyd J S. Status of the united states air force's more electric aircraft initiative[J]. Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE, 1998,13(4): 17 ~ 22

[6] Chang Jie. EHA system for 'more-electric' aircraft[A]. Rockwell Power Seminar[C]. Mequon, 2000

[7] Williams K, Brown D. Electrically powered actuator design (EPAD)[R]. NASA/USAF/Navy,1997

[8] 徐步力. 一体化机载作动系统原理样机的性能研究[D]. 北京: 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院,2002
Xu Buli. Research on an EHA prototype of flight control system[D]. Beijing: School of Automation Science and Electric Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002(in Chinese)

[9] Navarro R. Performance of an electro-hydrostatic actuator on the F-18 systems research aircraft[R]. NASA/TM-97-206224,1997

[10] Jensen S C. Flight test experience with an electro mechanical actuator on the F-18 systems research aircraft[R]. NASA/H-2425,2000

[11] Habbi S , Goldenberg A . Design of a new high performance electrohydraulic actuator[A]. 1999 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics Proceedings[C]. New York: IEEE, 1999, 227~232

[12] Churn P M, Maxwell C J,Schofield N, *et al*. Electro-hydraulic actuation of primary flight control surfaces[A]. All Electric Aircraft, IEE Colloquium[C]. London, 1998

[13] 祁晓野,付永领, 王占林. 功率电传机载作动系统方案分析[J]. 北京航空航天大学学报, 1999,25(4): 426~430
Qi Xiaoye, Fu Yongling, Wang Zhanlin. Scheme analysis of power by wire airborne actuation systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(4): 426~430(in Chinese)