

文章编号:1674-8190(2014)02-201-05

主-主式舵驱动系统力纷争缓解仿真

马建平¹, 张莹², 金磊¹, 张婷¹, 张亚平¹

(1. 中航工业西安飞机工业(集团)有限责任公司 技术中心, 西安 710089)

(2. 中国新时代国际工程公司 自动控制室, 西安 710054)

摘要: 针对某型机舵驱动系统主-主力综合配置存在的力纷争现象, 提出在控制通道引入跨通道力均衡算法的解决方案, 并结合实际工程, 在 AMESim 软件中, 对该均衡方案在不同差异信号影响下的均衡效果进行仿真分析。结果表明: 该方案能够有效地缓解并行驱动间的力纷争, 是一种快速的力纷争缓解解决方案。

关键词: 主-主式舵驱动系统; 电液伺服舵机; 力纷争缓解技术

中图分类号: V249.121

文献标识码: A

Action-action Surface Actuation System Force Fight Mitigation Method Simulation

Ma Jianping¹, Zhang Ying², Jin Lei¹, Zhang Ting¹, Zhang Yaping¹

(1. Technical Center, AVIC Xi'an Aircraft Industry(Group) Company Ltd., Xi'an 710089, China)

(2. Automatic Control Department, China New Era International Engineering Corporation, Xi'an 710054, China)

Abstract: Aimed at force fighting phenomenon in action-action force combination configuration of the certain aircraft control surface drive system, the resolution with cross-channel force equilibrium methodology is exploited, and according to project, the mitigation effect of the methodology under different discrepant signals influence is simulated in AMESim software. The simulation result reveals that the resolution not only mitigates force fight in parallel drive system effectually, but is the optimal force fight mitigation plan as well.

Key words: action-action surface actuation system; electro-hydraulic servo actuator; force fight mitigation technology

0 引言

为满足现代民用飞机电传操纵系统可靠性与安全性要求, 民用飞机飞行控制系统主控制面(舵面)多采用多个作动器并联的布局形式, 驱动形式设置有主-主与主-备两种模式。相对于主-备驱动形式, 主-主驱动形式不仅能够降低单个作动器的重量, 还可以在单个作动器发生故障进行冗余重构时, 更好地抑制故障瞬态带来不利于飞行安全的影响, 因此现代民用飞机的舵面驱动形式大多采用主-主式驱动形式^[1-4]。但是各个作动器驱动机

构以及作动器前置级控制信号存在的差异导致了并行驱动的作动器之间输出位移与输出力的不一致, 引起同一舵面多个主动作动器间互为负载和相互对顶的现象, 即所谓的“力纷争”现象。力纷争不仅会引起输出力死区造成失控, 还会导致传动机构的卡滞, 使舵面内产生过大的交变内应力, 舵面产生扭曲变形, 引起结构疲劳甚至破坏^[5-7]。

通常缓解力纷争的方法主要有两种: 一种方法是通过降低系统刚度来减小力纷争的幅度^[8], 例如 A320 飞机的方向舵由三台作动器并联使用同步工作, 存在力纷争问题, 所以其机械输入杆采用弹簧拉杆, 在作动器中采用弹簧支点和减压阀来减缓力纷争^[9], 但这种方法会影响舵机的动态特性; 另一种方法是在舵回路控制信号中引入均衡控制技术, 迫使各通道压力趋于一致, 从而缓解或消除力

收稿日期: 2013-08-24; 修回日期: 2013-11-06

通信作者: 马建平, majianping812@126.com

纷争现象^[10]。相对于第一种方法,第二种方法在不影响系统性能基础上,仅仅通过调节均衡算法中的参数来实现力纷争的缓解,给舵系统驱动机构的设计带来很大便利,被广泛应用于电传民用飞机的设计当中,例如 ARJ21 飞机和 C919 飞机。

某型机舵回路驱动系统拟采用主—主力综合并行的驱动形式,鉴于上述第一种方法的复杂性且其很难满足舵面的颤振要求,决定采用第二种方法来缓解驱动机构的力纷争,这就需要对结构专业已经定义好的作动器的安装形式所能接受的力纷争程度进行计算分析,同时对缓解算法产生的均衡效果进行有效评估。国内一些学者在进行多余度舵机并行驱动研究中,对力纷争产生的原因以及缓解算法进行了一定的理论分析^[6,9-10],但并未将实际工程作为研究对象;所有研究方法都将舵回路进行了有效的简化,建立简化后的舵回路数学模型并进行力纷争缓解效果的分析,但作为控制指令与末端被控对象间的纽带的舵驱动系统涉及到液压、结构、机械以及控制等专业,建立相应的数学模型难度很大,因此在飞机设计初期如何快速、准确地对力纷争缓解方案和缓解效果进行有效评估是一个非常棘手而又必要的问题。

本文提出利用工程仿真软件 AMESim 对主—主力综合配置的舵驱动机构进行建模仿真分析的方法,在 AMESim 软件中通过其自带的模块直接建立控制系统、结构以及液压系统的模型,并将真

实工程参数数据赋予模型,根据实际需要选取具有典型意义的通道偏差信号作为引起力纷争的信号,分别分析不同差异信号在结构中出现的力纷争程度,以及差异信号下的力纷争缓解算法对力纷争均衡的效果。

1 力纷争均衡技术

均衡即采用额外的反馈回路以产生信号来减小通道间的不匹配,是实现交联解耦的一种方式。从物理意义上讲,均衡就是通过闭环控制使各个通道的压力趋于相同,从而达到消除力纷争的目的。均衡网络可以是通道内的反馈(在单一通道内实现反馈补偿),也可以是跨通道均衡^[6]。跨通道均衡技术便于反馈回路参数的调整、工程上便于实现,因此被广泛应用于工程实际中。本文以某飞机副翼主—主式配置舵系统为例进行研究,采用跨通道均衡技术对其力纷争现象进行缓解。

负载压差的均值均衡原理如图 1 所示。DP (Delta Pressure) 为作动器两腔压差,DDP (Delta Delta Pressure) 为作动器间的两腔压差之差。其原理是采用多作动器间的 DDP 作为反馈输入控制参数,经过比例积分环节,形成对超前作动器的负位移增量指令和对滞后作动器的正位移增量指令,从而通过减小作动器间的不同步位移来减缓力纷争^[10]。

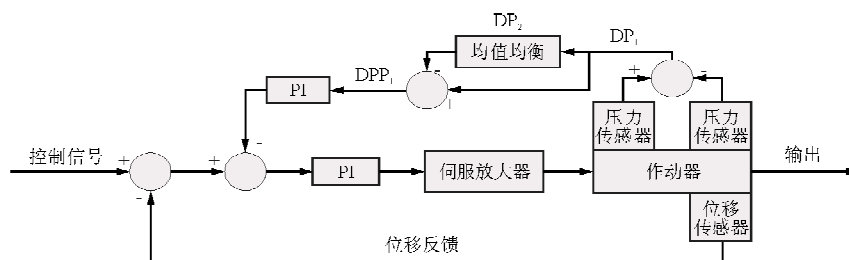


图 1 基于负载压差的均值均衡原理图

Fig. 1 Average value equilibrium method schematic based on pressure difference of load

2 副翼系统配置与副翼舵面驱动

2.1 副翼系统配置

飞机的副翼系统配置如图 2 所示。副翼系统由三套独立的液压源共同供压,一号液压源 (HYD1) 给左右外侧电液伺服作动器 (EHSA1、EHSA4) 供压,二号液压源为左内侧电液伺服作动

器 (EHSA3) 供压,三号液压源为右内侧电液伺服作动器供压 (EHSA2),保证了任何一套液压源失效均不会导致副翼系统失效。控制信号分别来自不同的作动器控制电子组件 (ACE),四个完全独立的作动器控制电子组件分别安装在机体不同位置,通过 Arinc429 总线将信号传递给不同的作动器前部的远距离控制组件 (REU),REU 将接收到的信号通过数模转换并放大提供给电液伺服作动

器,相应的作动器按照指令信号来驱动副翼的偏转,实现飞机的横向控制。每一个舵面上的两个作动器的 REU 彼此能够传递信息,实现故障的判断与力纷争的缓解。

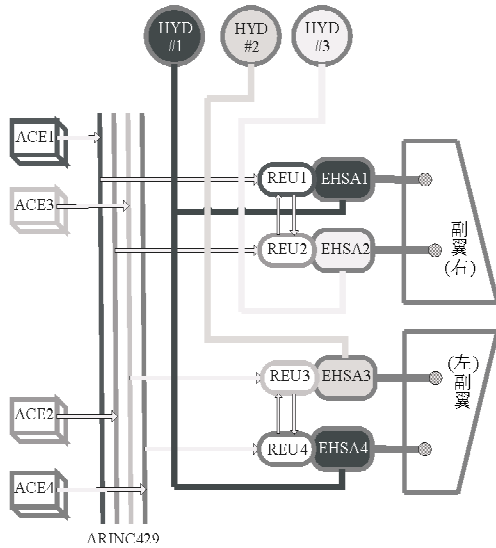


图 2 飞机的副翼系统配置

Fig. 2 System configuration of aircraft aileron

2.2 副翼舵面驱动

副翼舵面液压驱动机构如图 3 所示。作动器

采用点一点式安装形式与副翼连接,当处在中立位置时,其轴线与副翼轴线平行,摇臂半径 r 为 0.06 m ,重心作用在距 O_1 为 0.2 m 的 A 点处,同时为验证力纷争缓解算法对外界扰动的稳定性,在距 O_1 水平位置 0.5 m 处的 B 点作用了一个扰动量 F 。

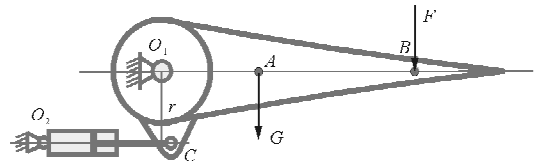


图 3 副翼液压驱动机构

Fig. 3 Hydraulic driving mechanism of aileron

3 系统仿真

3.1 系统建模

根据上述飞机副翼舵系统配置与结构原理,在 AMESim 环境下搭建相应的副翼舵系统模型,对副翼舵系统进行均衡效果的分析与验证,系统 AMESim 模型如图 4 所示。由于左右副翼舵系统配置大体相同,本文仅针对单边副翼舵系统进行力纷争缓解算法的仿真分析。

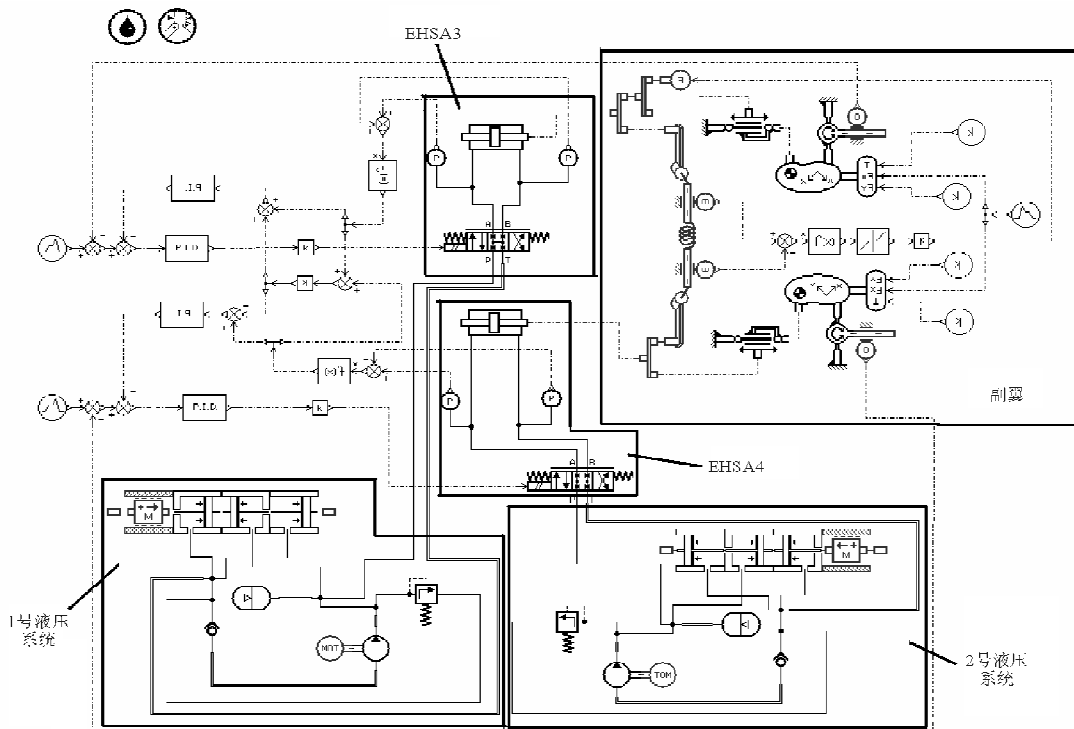


图 4 副翼系统力纷争模型

Fig. 4 Force fighting modle of aileron system

图4中,一号液压源与二号液压源分别为EHSA3和EHSA4供压,每个作动器的控制信号跟舵面反馈来的位移信号进行比较,传递给相应EHSA3和EHSA4共同驱动飞机的副翼。两个作动器之间控制回路增加了力纷争缓解网络,该网络求出EHSA3和EHSA4作动器两端压差的均值作为目标值,将该目标值和各作动器两端的压差值进行比较,最后将比较后的信号进行PI修正增加到原位置伺服的控制信号中,外环实现位移伺服,内环实现力纷争的均衡。

3.2 仿真内容

根据工程经验,选定两种不同偏差信号(结构累积误差引起的力纷争;输入信号偏差引起的力纷争)对力纷争程度以及引入均衡算法后力纷争缓解效果进行分析。为分析系统的抗干扰性,在控制过程中某一时刻叠加了一个常值垂直于舵面的外力。

3.3 结果与分析

在AMESim环境下对系统进行建模并分别对仿真内容进行仿真分析,仿真时间设定为80s,仿真步长设定为0.1s,外界干扰力作用于第10~14s内。

3.3.1 无均衡算法的差异信号引起的力纷争程度仿真

根据结构提供的方案,将传动机构的间隙与误差折合成一个结构累积误差定值添加到3号作动器机械结构中,用来模拟机构静态的差异引起的力纷争,仿真结果如图5所示。

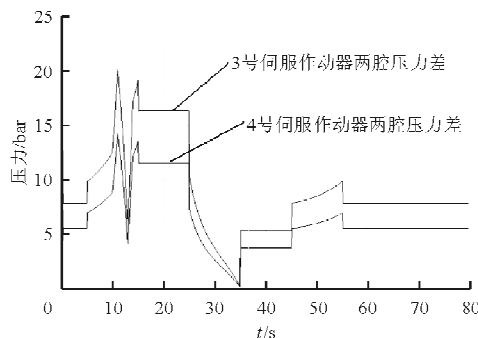


图5 无均衡网络作动器压差曲线

Fig. 5 Actuator pressure difference curve without equilibrium method under structure error signal

从图5可以看出,当并行的两个机构存在结构误差时,该静态的常值差异会造成两个作动器压差出现很大的不一致性,两个作动器的输出力并不一致,力纷争现象严重。

为了模拟由于传感器或控制器的差异等电气差异引起的控制信号差异,模型中对3号伺服作动器添加了一个幅值为0.2V的随机噪音信号,控制信号的差异引起的力纷争仿真结果如图6所示。

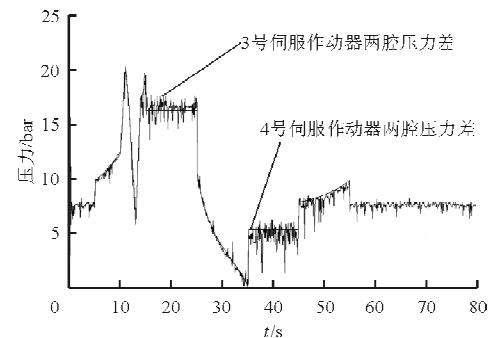


图6 引入随机噪音信号的无均衡网络作动器压差曲线

Fig. 6 Actuator pressure difference curve without equilibrium method under random noise signal

从图6可以看出,在3号伺服作动器控制信号中引入幅值为0.2V的动态随机噪音后,通过舵回路系统的放大,两个作动器压差也随着驱动过程出现很大波动,力纷争现象仍然很严重。

3.3.2 带均衡算法的差异信号引起的力纷争仿真

均衡算法对结构累积误差引起的力纷争缓解仿真结果如图7所示。

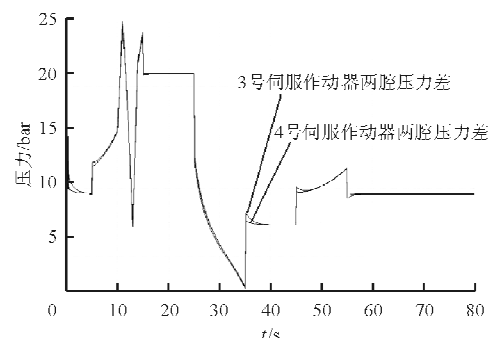


图7 带均衡网络作动器压差曲线

Fig. 7 Actuator pressure difference curve with equilibrium method under structure error signal

从图7可以看出,引入均衡算法之后,虽然并行的两个机构存在着结构误差,但是两作动器输出

力基本趋于一致,仅在转换瞬间出现了压力脉冲,与图 5 相比,最大的出力差降到了 12.5%,均衡算法很好地抑制了机构中的静态误差引起的力纷争。

对信号偏差引起的力纷争缓解仿真结果如图 8 所示。

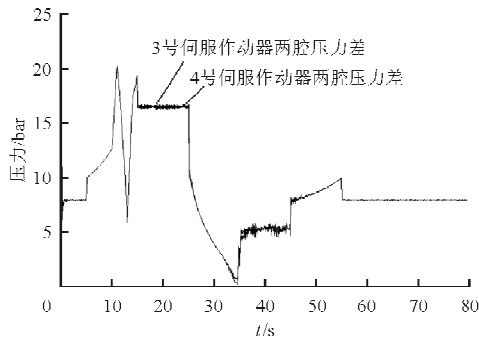


图 8 引入随机噪音信号的带均衡网络作动器压差曲线

Fig. 8 Actuator pressure difference curve with equilibrium method under random noise signal

从图 8 可以看出,均衡算法将随机信号引起的力纷争也进行了有效衰减,与图 6 相比,最大的出力差值降到了 22.2%,表明均衡算法对随机偏差信号引起的力纷争也具有很好的抑制性。

4 结 论

针对某飞机副翼舵系统主一主式配置的作动器力纷争现象,提出了在控制通道引入跨通道力均衡算法的解决方案,并在 AMESim 环境中,对工程中常见的机构偏差和输入控制信号偏差引起的力纷争进行缓解效果的仿真。该方案不仅能够有效地缓解并行驱动间的力纷争,还能通过对均衡通道控制参数的调节实现力纷争现象的缓解,是一种快捷的力纷争缓解解决方式。但是基于 AMESim 平面机构建模的局限性,通过一个扭簧实现舵系统力耦合,不能直观反映出在力纷争现象下舵结构的变形,今后可通过动力学仿真软件与 AMESim 软件联合实现控制系统与舵面结构的动态刚柔耦合仿真分析。

参考文献

[1] 王永熙. 飞机设计手册:第十二分册——飞行控制系统和

液压系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2003.

Wang Yongxi. Aircraft design manual: volume 12—flight control system and hydraulic system design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003. (in Chinese)

[2] 刘林,郭恩有,等. 飞行控制系统的分系统[M]. 北京:国防工业出版社,2003.

Liu Lin, Guo Enyou, et al. Subsystem of flight control system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)

[3] 孙卫华,胡贵彦. 新型机载作动系统研究[M]. 北京:中国物资出版社,2009.

Sun Weihua, Hu Guiyan. Research of new aircraft actuation system[M]. Beijing: China Material Press, 2009. (in Chinese)

[4] 沈燕良. 飞机系统原理[M]. 北京:国防工业出版社,2010.

Shen Yanliang. Aircraft system principle[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010. (in Chinese)

[5] 王旻,马显超. 冗余度作动系统力纷争试验方法研究[J]. 民用飞机设计与研究,2010(2): 12-15.

Wang Min, Ma Xianchao. Test method research for force fighting in redundant actuation system[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2010(2): 12-15. (in Chinese)

[6] 郑翌. 多通道电液舵机均衡技术的研究[C]//王自力. 中国航空学会可靠性工程专业委员会第十一届学术年会论文集:航空可靠性工程技术与应用. 北京:国防工业出版社,2008.

Zheng Yi. Balancing technology research for multi-channel electric-hydraulic actuator[C]//Wang Zili. Eleventh Annual Conference Proceedings of Reliability Engineering Committee for China Aviation Institute: aviation reliability engineering and application. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)

[7] 程涛,王占林. 灵巧式舵机并行驱动的研究[J]. 北京航空航天大学学报,1996,22(2): 167-170.

Cheng Tao, Wang Zhanlin. Study of the parallel actuation of smart actuators[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(2): 167-170. (in Chinese)

[8] 王占林. 液压伺服控制[M]. 北京:北京航空学院出版社,1987.

Wang Zhanlin. Hydraulic servo control[M]. Beijing: Beihang University Press, 1987. (in Chinese)

[9] 李凌,段西林,郭志攀. 大型飞机机械备份电液伺服作动器研究[J]. 系统仿真学报,2009,20(S2): 292-294.

Li Ling, Duan Xilin, Guo Zhipan. Research of the mechanical backup electrical-hydraulic servo actuator of large aircraft[J]. Journal of System Simulation, 2009, 20(S2): 292-294. (in Chinese)

[10] 王少萍,崔明山,石健,等. 冗余舵机系统的性能降级与可

- measuring systems[S]. ASME B89, 4, 19, 2006.
- [8] 张春富. 激光跟踪仪现场测量不确定度的评定[J]. 计量学报, 2005, 26(1): 20-22.
Zhang Chunfu, Laser tracker field measurement uncertainty evaluation[J]. Acta Metrologica Sinica, 2005, 26(1): 20-22. (in Chinese)
- [9] 杜福州, 王怀. 激光跟踪仪现场测点不确定度建模及试验分析[J]. 制造业自动化, 2013, 35(2): 23-26.
Du Fuzhou, Wang Huai, Modeling site measuring uncertainty of the laser tracker and experimental analysis[J]. Manufacturing Automation, 2013, 35(2): 23-26. (in Chinese)
- [10] Measuring and test equipment specifications[S]. NASA-HDBK-8739. 19. 2, National Aeronautics and Space Administration, 2010.

作者简介:

丁建萍(1971—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:计量测试。

张俊(1984—),男,硕士,工程师。主要研究方向:计量测试。

(编辑:马文静)

(上接第 205 页)

靠性分析[J]. 中国航空学报(英文版), 2005, 18(4): 359-365.

Wang Shaoping, Cui Mingshan, Shi Jian, et al. Performance degradation and reliability analysis for redundant actuation system[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(4): 359-365. (in Chinese)

作者简介:

马建平(1982—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机液压系统设计。

张莹(1982—),女,工程师。主要研究方向:自动控制系统设计。

金磊(1981—),女,工程师。主要研究方向:飞机液压系统设计。

张婷(1979—),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞机液压系统设计。

张亚平(1969—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机液压系统设计。

(编辑:马文静)