非相似余度作动系统设计及工作模式分析

付永领 庞 尧 刘和松

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191) (北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

王利剑

(INSA 大学 ICA 实验室, 图卢兹 31077)

摘 要: 非相似余度配置方式可省去中央液压源并有效克服共性故障,成为多电飞机的发展趋势. 利用机械特性匹配的方法对变转速电动静液作动器和直驱式机电作动器组成的非相似余度系统进行总体设计. 考虑舵面空气负载和连接刚度建立总体数学模型,对 3 种典型工作模式进行理论分析和仿真对比,再现带载情况下这 3 种工作模式的切换瞬态. 同时提出电机电流内环零值控制的无载工作模式,控制器结构简单并且切换可靠迅速. 分析结果对非相似作动系统的设计、工作模式和故障切换方法提供了理论依据.

关 键 词: 非相似余度作动系统; 工作模式; 系统设计; 切换瞬态

中图分类号: TH 137

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)04-0432-06

Design and working mode analysis of dissimilar redundant actuator system

Fu Yongling

(School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Pang Yao Liu Hesong

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Wang Lijian

(ICA Institut Clément Ader, INSA de Toulouse, Toulouse 31077, France)

Abstract: The dissimilar redundant actuator system gets rid of central hydraulic power and avoids the common fault effectively, which is consistent with the development trend of more electric aircraft. Based on the load characteristics matching method, a dissimilar redundant actuator system made of electro-hydrostatic actuator with variable motor speed and electro-mechanical actuator was designed. The overall mathematic model was established by considering both of the air load and connecting stiffness of control surface. Then three typical operation modes were analyzed theoretically and simulated contrastively, and the switch transience between these operation modes under the air load was presented, too. Meanwhile, the zero current control method in the current loop of motor was proposed to the no-load operation mode. Its controller was simple to realize and the switch was rapid and reliable. The analysis results provide the theoretical evidence to system design, operation mode and fault switch method of dissimilar redundant actuator system.

Key words: dissimilar redundant actuation system; operation modes; system design; switch transience

功率电传作动系统的典型代表为电动静液作动器(EHA, Electro-Hydrostatic Actuator)和机电作动器(EMA, Electro-Mechanical Actuator)[1-3]. EHA 采用闭式容积控制,电机带动液压泵输出高

收稿日期: 2010-12-14; **网络出版时间**: 2012-04-20 09:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120420.0915.005.html

基金项目: 国家科技合作计划资助项目(S2010GR0522); 国家自然科学基金资助项目(50675009)

作者简介: 付永领(1966-),男,河北迁西人,教授,fuyongling@126.com.

压油驱动液压缸. EMA 由双向伺服电机、滚动丝杠机构或齿轮旋转机构组成,电机的旋转运动转化成直线运动输出. 功率电传作动系统采用柔性电缆进行功率传输,取消遍布机身的液压管路,可安置在最佳重量、平衡和气动外形的地方;集成度高,体积小重量轻.

传统中央液压源飞机关键部位采取相同的余度配置,称为相似余度. 通常有 2 种工作模式:主动/主动模式和主动/被动模式(被动模式是通过旁通作动筒两腔实现). 功率电传作动系统只能采用非相似余度配置,正如空客 A380 的"2E-2H"结构(2 套液压源/2 套电源),其中 2 套采用传统的液压作动系统,另外 2 套采用功率电传作动系统.

本文所论述的非相似余度系统由定排量变转速 EHA(EHA-VS, EHA-Variable Motor Speed)和直驱式 EMA 构成. 传统的主动/主动模式和主动/被动模式是否可行需要进一步验证[4-7]. 文献[8-9]针对阀控作动器和 EMA 的系统提出了全新的主动/无载工作模式,对力纷争及均衡策略进行初步研究. 本文将进一步探讨此模式在 EHA-VS 和 EMA 非相似系统中的可行性和实现方法.

1　系统结构和性能指标

系统结构如图 1 所示,上半部分为 EHA-VS,伺服电机带动定量泵,控制输出流量驱动液压作动筒;下半部分为直驱式 EMA,电机的旋转运动通过滚柱丝杠转化为直线运动. 2 个通道在舵面处采用力综合的形式,共同驱动负载. EHA-VS 和 EMA 物理原理不同,通道差异较大. 若能保持负载特性一致,在外负载变化时保持同步快速跟踪,减小力纷争.

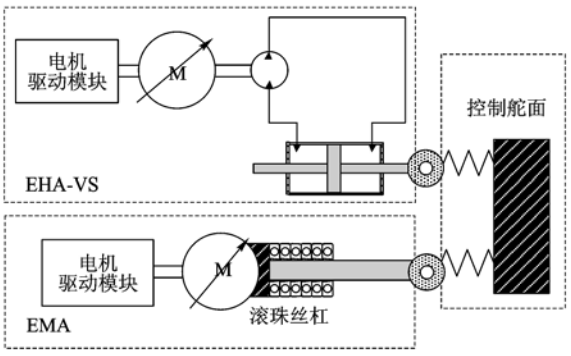


图 1　系统原理图

设 2 个通道均采用直流无刷电机,稳态公式如下:

$$T = k \times I \tag{1}$$

$$U = k\omega + IR \tag{2}$$

其中,T 为电机输出转矩;k 为电机反电势系数;I 为电枢电流;U 为电机控制电压;ω 为电机转速;R 为电枢电阻系数. 得出 EHA-VS 和 EMA 的理论负载特性公式(速度 v-负载力 F):

$$v_{\mathrm{EHA}} = \frac{q_{\mathrm{p}}}{2\pi \cdot k_{\mathrm{EHA}} A} U_{\mathrm{EHA}} - R_{\mathrm{EHA}} \left(\frac{q_{\mathrm{p}}}{2\pi \cdot k_{\mathrm{EHA}} A} \right)^2 F_{\mathrm{EHA}} \tag{3}$$

$$v_{\mathrm{EMA}} = \frac{P_{\mathrm{ho}}}{2\pi \cdot k_{\mathrm{EMA}}} U_{\mathrm{EMA}} - R_{\mathrm{EMA}} \left(\frac{P_{\mathrm{ho}}}{2\pi \cdot k_{\mathrm{EMA}}} \right)^2 F_{\mathrm{EMA}} \tag{4}$$

其中,k_{EHA} 和 k_{EMA} 为两通道电机的反电势系数;R_{EHA} 和 R_{EMA} 为两通道电机的电枢电阻;v_{EHA} 和 v_{EMA} 为输出速度;F_{EHA} 和 F_{EMA} 为外负载;U_{EHA} 和 U_{EMA} 为控制电压;q_{p} 为泵理论排量;A 为作动筒面积;P_{ho} 为滚珠丝杠的导程.

可以看到,若电机参数和控制电压相同,只要 $P_{\mathrm{ho}} = q_{\mathrm{p}}/A$ 就可以保证负载特性完全一致. 但实际上 EMA 滚珠丝杠的导程选择受安装尺寸和负载的限制;2 个通道的粘性阻尼力矩($T_{\mathrm{viscous}} = \omega \times B_{\mathrm{tv}}$, B_{tv} 是粘性阻尼力矩系数)和粘性阻尼摩擦力($F_{\mathrm{viscous}} = v \times B_{\mathrm{fv}}$, B_{fv} 是粘性阻尼系数)不尽相同;EHA-VS 液压泵存在泄漏等均导致负载特性不一致. 故设计从较复杂的 EHA-VS 着手,再遵循负载特性一致的原则选取 EMA 参数. 选取参数的原则如下:首先选择 k_{EMA} 和 R_{EMA} 保证 2 个通道的速度刚度一致;然后改变 U_{EMA},在速度 v 方向上平移负载特性曲线,总有一个值可以保证负载特性曲线重合.

2　系统建模

2.1　EHA-VS 系统建模

假设电机和泵刚性连接,建模如下:

1)电势平衡方程:

$$U_{\mathrm{C1}} = C_{\mathrm{e1}} \omega_1 + R_{\mathrm{C1}} i_1 + L_{\mathrm{C1}} \frac{\mathrm{d}i_1}{\mathrm{d}t} \tag{5}$$

2)转矩平衡方程:

$$C_{\mathrm{m1}} \cdot i_1 = T_{\mathrm{M1}} + J_{\mathrm{M1}} \cdot \frac{\mathrm{d}\omega_1}{\mathrm{d}t} + B_{\mathrm{M1}} \cdot \omega_1 \tag{6}$$

3)泵输出流量方程和转矩方程:

$$Q_{\mathrm{p}} = q_{\mathrm{p}} \cdot \omega_1 / 2\pi \tag{7}$$

$$T_{\mathrm{M1}} = q_{\mathrm{p}} \cdot P_{\mathrm{L}} / 2\pi \tag{8}$$

4)作动筒流量连续方程:

$$Q_{\mathrm{p}} = A \frac{\mathrm{d}x_1}{\mathrm{d}t} + \frac{V}{2E_{\mathrm{y}}} \frac{\mathrm{d}P_{\mathrm{L}}}{\mathrm{d}t} + C_{\mathrm{st}} P_{\mathrm{L}} \tag{9}$$

5)作动筒力平衡方程:

$$AP_{\mathrm{L}} = m_{\mathrm{t}}\frac{\mathrm{d}^2x_1}{\mathrm{d}t^2} + B_{\mathrm{t}}\frac{\mathrm{d}x_1}{\mathrm{d}t} + F_{\mathrm{l1}} \tag{10}$$

式中,U_{C1}为控制电压;C_{e1}为电机反电势系数;ω_1为电机转速;R_{C1}为电枢电阻;i_1为电机电流;L_{C1}为电枢电感;C_{m1}为电磁转矩系数;T_{M1}为电机输出转矩;B_{M1}和J_{M1}是电机和泵的阻尼系数和转动惯量;Q_{p}为工作流量;q_{p}为泵理论排量;A为活塞面积;x_1为输出位移;V为总容腔体积;E_{y}为体积弹性模量;C_{st}为泄漏系数;P_{L}为负载压力;m_{t}为活塞质量;B_{t}为作动筒粘滞阻尼系数;F_{l1}为输出力.

2.2 EMA 系统建模

EMA 为直驱式,方程如下:

1) 电势平衡方程:

$$U_{\mathrm{C2}} = C_{\mathrm{e2}}\omega_2 + R_{\mathrm{C2}}i_2 + L_{\mathrm{C2}}\frac{\mathrm{d}i_2}{\mathrm{d}t} \tag{11}$$

2) 转矩平衡方程:

$$C_{\mathrm{m2}}\cdot i_2 = T_{\mathrm{M2}} + J_{\mathrm{M2}}\cdot\frac{\mathrm{d}\omega_2}{\mathrm{d}t} + B_{\mathrm{M2}}\cdot\omega_2 \tag{12}$$

3) 滚柱丝杠负载力及输出位移方程:

$$T_{\mathrm{M2}} = F_{\mathrm{s}}\cdot P_{\mathrm{ho}}/2\pi \tag{13}$$

$$\frac{\mathrm{d}x_2}{\mathrm{d}t} = P_{\mathrm{ho}}\cdot\omega_2/2\pi \tag{14}$$

4) 滚柱丝杠力平衡方程:

$$F_{\mathrm{s}} = m_{\mathrm{s}}\frac{\mathrm{d}^2x_2}{\mathrm{d}t^2} + F_{\mathrm{l2}} \tag{15}$$

其中,U_{C2}为控制电压;C_{e2}为电机反电势系数;ω_2为电机转速;R_{C2}为电枢电阻;i_2为电机电流;L_{C2}为电枢电感;C_{m2}为电磁转矩系数;T_{M2}为电机输出转矩;B_{M2}和J_{M2}是阻尼系数和转动惯量;F_{s}为滚珠丝杠传递力;P_{ho}是滚珠丝杠导程;x_2为输出位移;m_{s}是滚珠丝杠质量;F_{l2}为输出力.

2.3 舵面建模

考虑输出轴与舵面的连接刚度,得到输出力方程如式(16)和式(17)所示. 如图2所示,飞行控制舵面的负载包括 2 个部分:舵面自身的转动惯量和空气动力负载(飞行中才会存在),力平衡方程见式(18).

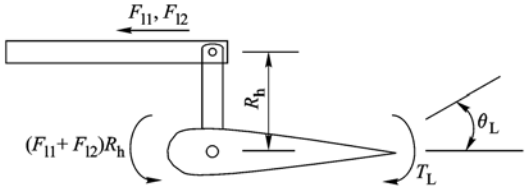


图 2 舵面示意图

$$F_{\mathrm{l1}} = K_{\mathrm{t}}\cdot(x_1 - x_{\mathrm{d}}) \tag{16}$$

$$F_{\mathrm{l2}} = K_{\mathrm{t}}\cdot(x_2 - x_{\mathrm{d}}) \tag{17}$$

$$(F_{\mathrm{l1}} + F_{\mathrm{l2}})R_{\mathrm{h}} = J_{\mathrm{L}}\frac{\mathrm{d}^2\theta_{\mathrm{L}}}{\mathrm{d}t^2} + T_{\mathrm{L}} \tag{18}$$

其中,x_{d}为舵面等效位移(后面说明);K_{t}为连接刚度;R_{h}为力臂长度;θ_{L}为舵面偏转角度;T_{L}为舵面的气动力矩;J_{L}为舵面转动惯量,它是一个与航行高度、速度和迎风角相关的函数,可以表示为

$$T_{\mathrm{L}} = qS_{\mathrm{t}}R_{\mathrm{h}}[C_{\mathrm{h}\alpha}\alpha + C_{\mathrm{h}\theta_{\mathrm{L}}}\theta_{\mathrm{L}}] \tag{19}$$

其中,q 表示空气平均动压(随着马赫数的增加而增加,随着高度的增加而减小);S_{t}表示舵面的表面积;$C_{\mathrm{h}\alpha}$和$C_{\mathrm{h}\theta_{\mathrm{L}}}$表示舵面对于攻角 α 和舵面偏转角度 θ_{L}的负载力矩系数. 将式(19)代入式(18),等式两边除以 R_{h}后得到:

$$F_{\mathrm{l1}} + F_{\mathrm{l2}} = \frac{J_{\mathrm{L}}}{R_{\mathrm{h}}}\frac{\mathrm{d}^2\theta}{\mathrm{d}t^2} + qS_{\mathrm{t}}(C_{\mathrm{h}\alpha}\alpha + + C_{\mathrm{h}\theta_{\mathrm{L}}}\theta_{\mathrm{L}}) \tag{20}$$

舵面负载可以等效为质量块 $m_{\mathrm{d}} = J_{\mathrm{L}}/R_{\mathrm{h}}^2$和空气负载力 $F_{\mathrm{air}} = qS_{\mathrm{t}}[C_{\mathrm{h}\alpha}\alpha + C_{\mathrm{h}\theta_{\mathrm{L}}}\theta_{\mathrm{L}}]$. 将舵面偏转看作直线位移 $x_{\mathrm{d}} = \theta_{\mathrm{L}}/R_{\mathrm{h}}$,上式变为

$$m_{\mathrm{d}}\frac{\mathrm{d}^2x_{\mathrm{d}}}{\mathrm{d}t^2} = F_{\mathrm{l1}} + F_{\mathrm{l2}} - F_{\mathrm{air}} \tag{21}$$

2.4 系统整体模型

由式(5)~式(21)得到系统方框图,见图 3.

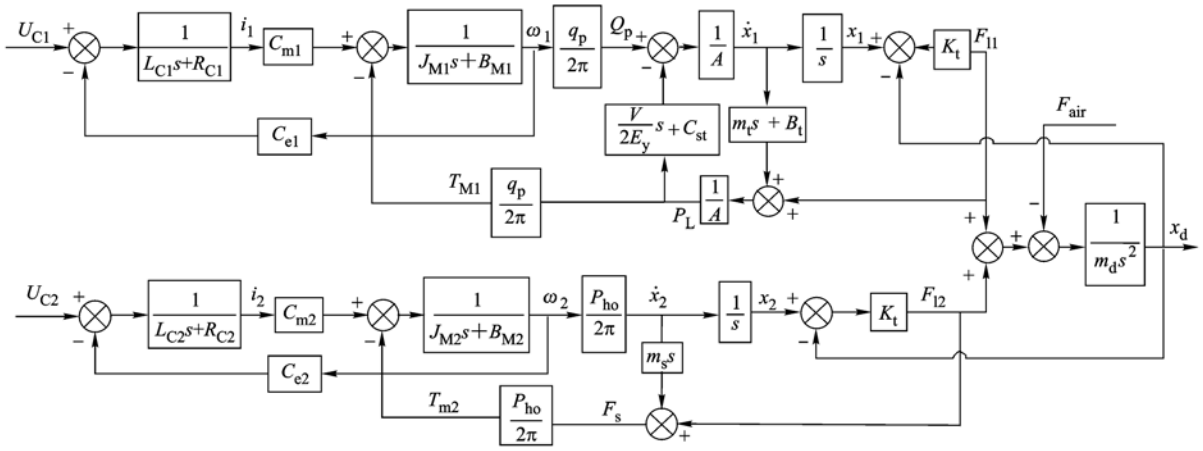


图 3 非相似余度作动系统方框图

3　系统工作模式分析

仿真参数如表 1 所示,以下详述主动/主动模式,主动/被动模式和主动/无载模式(暂不考虑 EMA 卡死等问题). 设置指令为 0.2 s 时 40 mm 阶跃信号和 80 kN 的外负载,分别观察两通道和舵面的位移响应.

表 1　系统参数

模型参数	数值
EHA 作动筒杆径/mm	50
EHA 作动筒活塞直径/mm	98
EHA 作动筒活塞重量/kg	2
EHA 作动筒行程/mm	100
EHA 泵排量/(mL·r^{-1})	4.17
EHA 电机电枢电阻/Ω	1
EHA 电机电枢电感/H	0.01
EHA 反电动势系数/(V·s·rad^{-1})	0.25
EMA 滚珠丝杠导程/(mm·r^{-1})	0.5
EMA 电机电枢电阻/Ω	1.6
EMA 电机电枢电感/H	0.01
EMA 反电动势系数/(V·s·rad^{-1})	0.15
连接刚度/(N·m^{-1})	5×10^8
负载质量/kg	2000

3.1　主动/主动模式

2 个通道各自采用位置闭环控制,到达指定位置后各承担一半负载力. 如图 4 所示,该模式下响应迅速,0.796 s 到达稳态,但通道间速度和位置的差异会产生力纷争,严重时导致舵面的疲劳损坏. 带载时舵面和作动筒的位移之间有偏差:$\varepsilon = F_{air}/2K_t$.

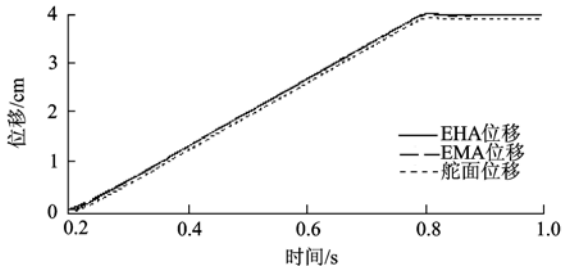


图 4　主动/主动模式位移响应

3.2　主动/被动模式

该模式仅单通道输出,另一个作为负载跟随,有 2 种工作方式:EHA 主动/EMA 被动和 EMA 主动/EHA 被动. EMA 被动时滚珠丝杠会将运动反馈至电机端带动电机反转,电机转动惯量等均要算作系统负载. EHA 被动时旁通液压缸两腔,负载小但需提供一定的阻尼. 2 种工作模式分析如下.

1) EMA 通道被动时方程如下:

$$F_{l2} = K_t(x_d - x_2) \tag{22}$$

$$x_2 = \frac{(P_{ho}/2\pi)^2}{(J_{M2}s + B_{M2})s}F_{l2} \tag{23}$$

$$F_{l2} = \frac{\dfrac{(J_{M2}s + B_{M2})}{(P_{ho}/2\pi)^2}s}{\dfrac{(J_{M2}s + B_{M2})}{(P_{ho}/2\pi)^2}s + K_t}x_dK_t \tag{24}$$

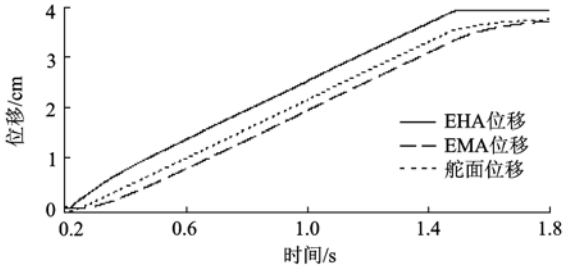
2) EHA 通道被动时方程如下:

$$F_{l1} = K_t(x_d - x_1) \tag{25}$$

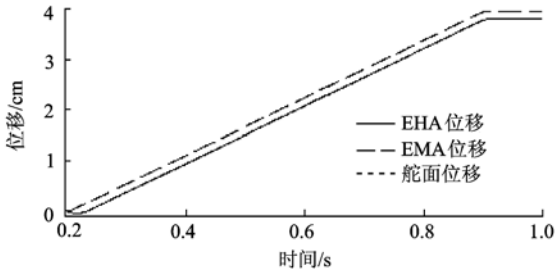
$$x_1 = \frac{1}{(m_ts + B_t)s}F_{l1} \tag{26}$$

$$F_{l1} = \frac{(m_ts + B_t)s}{(m_ts + B_t)s + K_t}x_dK_t \tag{27}$$

式(24)中,EMA 电机的转动惯量和阻尼系数,通过导程 P_{ho} 折算下来远大于 EHA 系统中的作动筒的质量和阻尼,系统响应较慢如图 5a,1.8 s后系统逐步趋于稳态;EHA 被动时如图 5b,于 0.93 s 达到稳态. 舵面位移和被动通道相同,与主动通道的位置静差为 $\varepsilon = F_{air}/K_t$,比主动/主动模式大 1 倍.



a　EHA 主动/EMA 被动



b　EHA 被动/EMA 主动

图 5　主动/被动模式位移响应

3.3　主动/无载模式

被动通道不采取控制无疑会增大负载,导致响应滞后. 无载模式采用主动跟随却不输出力的控制方式,正好解决了这个问题. 文献[8 - 10]提出了位置环外串联力闭环同时给定零值力的无载工作模式,但控制器结构较复杂,输出容易发散. EHA 和 EMA 的电机电流表征了输出力,故采用内部电流环零值控制的方式也可实现无载控制. 系统结构见图 6,控制器结构得到极大的简化.

和主动/被动模式一样,主动/无载模式也有

2 种方式,结果如图 7 均在 1.075 s 达到稳态,可见 EMA 无载模式克服了被动模式下的大负载响应滞后的缺点,但是 EHA 无载模式却不如被动模式响应快速. 无载模式实质是主动通道先运动产生差值力,无载的通道才开始跟随,存在固有的滞后,响应不如双主动模式;但无载通道不承担负载力,大大减小系统磨损,延长使用寿命. 和主动模式一样,无载模式也存在力纷争,理论上无法确定 2 种工作模式下力纷争究竟谁大谁小[10]. 舵面最终位移和无载通道相同,与主动通道的位置静差为 $\varepsilon = F_{air}/K_t$.

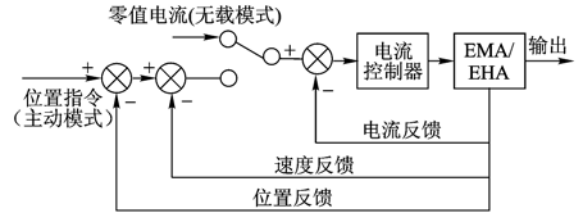
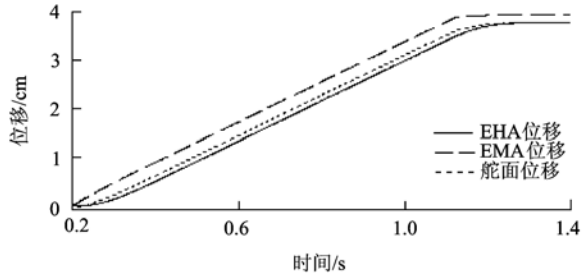
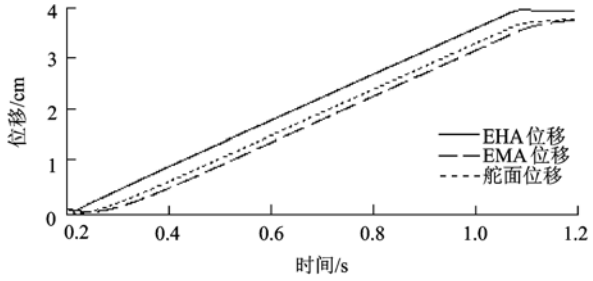


图 6 无载模式



a EHA 无载/EMA 主动



b EHA 主动/EMA 无载

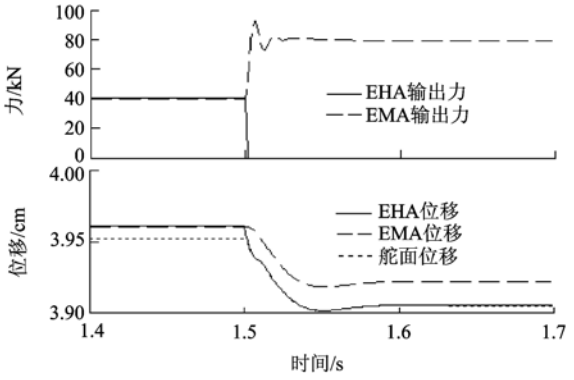
图 7 主动/无载模式控制位移响应

4 模式切换分析

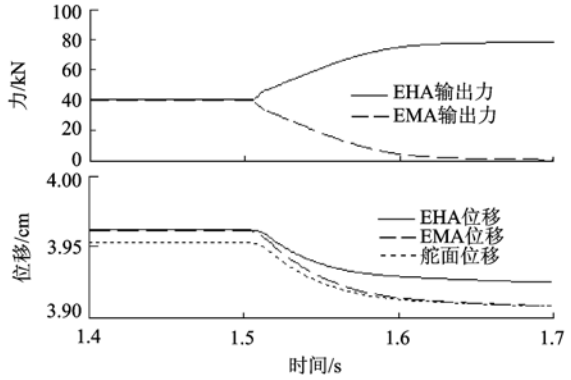
当某通道发生故障或为了节省能耗,3 种模式间会发生切换,以下探讨切换瞬态的影响. 假设切换发生在稳态 1.5 s,观察双通道输出力和位移.

4.1 主动/主动模式切换到主动/被动模式

双主动模式下通道各输出 50% 负载力,当某通道发生故障切换到被动模式,另一通道逐渐承担全部负载. 图 8 分别就 EHA 和 EMA 切换到被动模式进行仿真:EHA 切换时响应比 EMA 快得多,1.57 s 达到稳态,但阻尼过小输出力有超调. 舵面位移切换后有所减小,同被动通道一致.



a 双主动模式切换到 EHA 被动/EMA 主动



b 双主动模式切换到 EHA 主动/EMA 被动

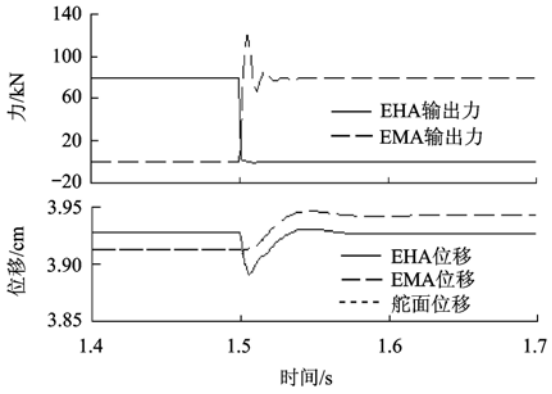
图 8 主动被动模式切换输出力和位移仿真

4.2 主动/无载模式切换到主动/被动模式

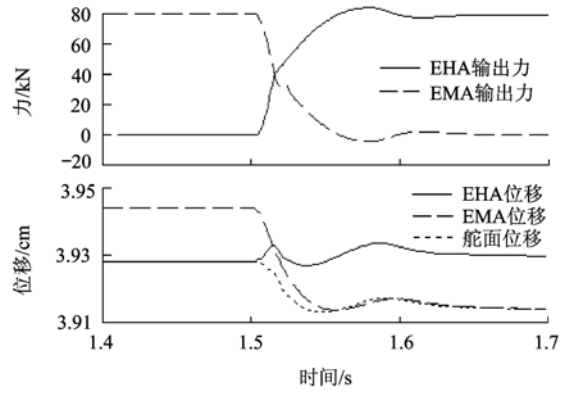
主动/无载切换到主动/被动模式分两种情况:无载通道有故障,输出力不发生变化,故障瞬态可以忽略;主动通道发生故障无载通道逐渐承担全部外力,故障瞬态较大,故研究这种情况. EHA 切换到被动时(见图 9a)较 4.1 略慢;但 EMA 切换(见图 9b)较 4.1 节迅速. 切换前舵面位移与无载通道相同,切换后与被动通道相同. 两个通道位移不尽相同,舵面位移发生微小变化.

4.3 主动/主动切换到主动/无载

EMA 输出静态力需保持一定电流消耗能量;而 EHA 系统中作动筒存在油液静压力,通过蓄能器在一定范围内可维持油液压力稳定,故输出静态力消耗能量很少. 主动/主动模式时系统快速达到指令位置,稳态后 EMA 切换到无载模式可节省能量. 切换时只需将系统速度和位置闭环并给定位置指令即可(如图 6). 图 10 的结果证明了电流内环给定零值的无载工作模式可以顺利实现切换,动作迅速. EMA 切换到无载模式可克服大惯性,提高系统性能. 切换后舵面位移减小,与无载通道一致.

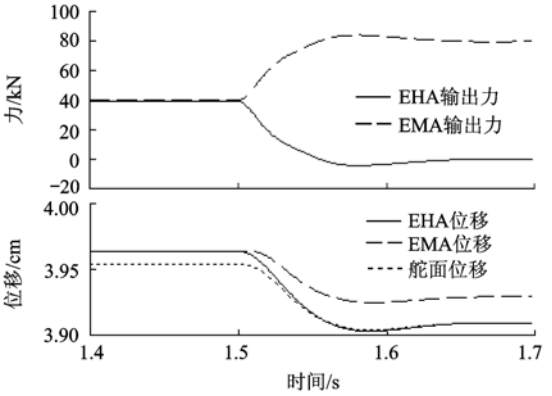


a　EHA 主动/EMA 无载切换到 EHA 被动/EMA 主动

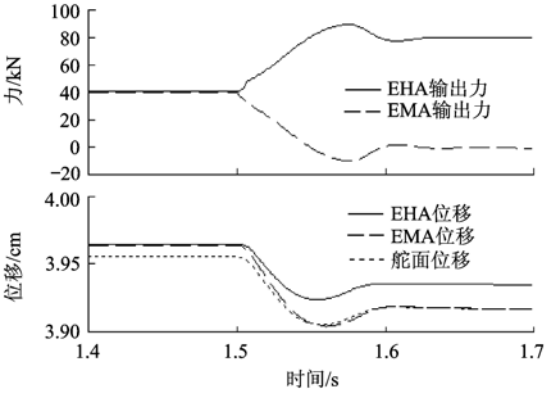


b　EHA 无载/EMA 主动切换到 EHA 主动/EMA 被动

图 9　无载被动模式切换输出力和位移仿真



a　双主动切换到 EHA 无载/EMA 主动



b　双主动切换到 EHA 主动/EMA 无载

图 10　主动无载模式切换输出力和位移仿真

5　结　论

功率电传作动器 EHA-VS 和 EMA 组成的非相似余度作动系统彻底摆脱中央液压源限制,结构紧凑安装灵活,是多电飞机的发展趋势. 对不同工作模式的建模分析,得出以下结论:

1) 提出机械特性匹配的设计方法,可以保证外负载变化时通道特性一致. 建立 EHA-VS 和 EMA 的数学模型,对控制舵面和空气动力负载进行简化,得到带载情况下的非相似系统的方框图.

2) 就 3 种工作模式进行理论分析和仿真验证. 主动/主动模式下快速性最好,但存在力纷争且能量消耗最大. 主动/被动模式中,EMA 被动时折算到输出端的惯性较大导致系统响应滞后严重;EHA 被动时旁通作动筒两腔响应快速. EMA 处于无载模式时,利用伺服电机电流内环零值信号的办法大大简化控制结构,既克服了大惯性系统响应滞后的问题,又减小滚珠丝杠的磨损. 考虑系统连接刚度,带载时单通道输出(无载和被动模式)舵面和作动器位移静差是双通道输出下的 2 倍.

3) 工作模式切换分析. 主动/主动模式下,当 EMA 通道故障时若切换到无载模式可以克服大惯性减小切换瞬态;当 EHA 系统发生故障时,切换到被动模式瞬态最小,但需提供足够的阻尼. 无故障时将 EMA 通道切换到无载模式可以减小稳态时的功率消耗. 无论切换到被动模式还是无载模式,舵面输出位移都有所下降. 主动/无载模式切换到主动/被动模式,舵面位移始终和无输出力的通道相同.

参考文献 (References)

[1] Bennett J W, Mecrow B C, Jack A G, et al. A prototype electrical actuator for aircraft flaps[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2010, 46(3): 915 - 921

[2] Garcia A, Cusido J, Rosero J A, et al. Reliable electro-mechanical actuators in aircraft[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2008, 23(8): 19 - 25

[3] Bennett J W, Mecrow B C, Atkinson D J. Safety-critical design of electromechanical actuation systems in commercial aircraft[J]. IET Electric Power Applications, 2011, 5(1): 37 - 47

[4] Qi Haitao, Mare J C, Fu Yongling. Force equalization in hybrid actuation systems[C]//Proceedings of the Seventh International Conference on Fluid Power Transmission and Control. Hangzhou: World Publishing Corporation, 2009: 342 - 348

(下转第 443 页)

航天运载技术,1993(4):37 – 44
Qiu Jibao. Prospect for computational structural dynamics of space vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles,1993(4):37 – 44(in Chinese)

[2] 王毅,朱礼文,王明宇,等. 大型运载火箭动力学关键技术及其进展综述[J]. 导弹与航天运载技术,2000(1):29 – 37
Wang Yi,Zhu Liwen,Wang Mingyu,et al. Summary of some key technologies on dynamics of large launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles,2000(1):29 – 37(in Chinese)

[3] 邱吉宝,王建民. 运载火箭模态试验仿真技术研究新进展[J]. 宇航学报,2007,28(3):515 – 521
Qiu Jibao,Wang Jianmin. The recent progresses on research into modal test simulation techniques for launch vehicles[J]. Journal of Astronautics,2007,28(3):515 – 521(in Chinese)

[4] 王龙生,张德文. 火箭结构有限元分析的若干问题[J]. 强度与环境,1988(3):45 – 53
Wang Longsheng,Zhang Dewen. Several problems in structural finite element analysis of rockets[J]. Structure & Environment Engineering,1988(3):45 – 53(in Chinese)

[5] Pinson L D. Longitudinal spring constants for liquid-propellant tanks with ellipsoidal ends[R]. NASA TN D-2220,1964

[6] Archer J S,Rubin C P. Improved analytic longitudinal response analysis for axisymmetric launch vehicles [R]. NASA CR-345,1965

[7] Pinson L D. Evaluation of a finite-element analysis for longitudinal vibrations of liquid-propellant launch vehicles[R]. NASA TN D-5803,1970

[8] 龙乐豪. 总体设计:上册[M]. 北京:宇航出版社,1989,469 – 475
Long Lehao. Systems design:volume I[M]. Beijing: Astronautics Press,1989,469 – 475(in Chinese)

[9] 潘忠文. 运载火箭动力学建模及振型斜率预示技术[J]. 中国科学,E 辑:技术科学,2009,39(3):469 – 473
Pan Zhongwen. The dynamical modelling and modal slope indicate technique of launch vehicle[J]. Science in China,Series E: Technological Sciences,2009,39(3):469 – 473(in Chinese)

[10] 邓魁英,王毅. 火箭动特性的缩比模型及建模分析[J]. 导弹与航天运载技术,2003(3):6 – 12
Deng Kuiying,Wang Yi. Studies on the scaled model and mathematical model for the overall dynamic characteristics of launch vehicle [J]. Missiles and Space Vehicles,2003(3):6 – 12(in Chinese)

[11] 李道奎,刘林,万军. 牵制释放过程中火箭液体推进剂的建模研究[J]. 强度与环境,2008,35(6):14 – 18
Li Daokui,Liu lin,Wan Jun. Study of the model of rocket's liquid propellant in the process of hold-down and release [J]. Structure & Environment Engineering,2008,35(6):14 – 18(in Chinese)

[12] 王建民,荣克林. 捆绑火箭全箭动力学特性研究[J]. 宇航学报,2009,30(3):821 – 826
Wang Jianmin,Rong Kelin. The research of dynamic characteristics for the strap-on launch vehicle [J]. Journal of Astronautics,2009,30(3):821 – 826(in Chinese)

[13] Yoshiki Morino. Vibration test of 1/5 H-II launch vehicle[R]. AIAA-87-0783,1987

(编　辑:李　晶)

(上接第 437 页)

[5] 王占林,石立. 力均衡式余度电液伺服系统的优化设计[J]. 航空学报,1989,10(8):366 – 370
Wang Zhanlin,Shi Li. The optimal design of multipass electric-hydraulic servo system with force balance type[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica,1989,10(8):366 – 370(in Chinese)

[6] Mare J C,Moulaire P. The decoupling of position controlled electrohydraulic actuators mounted in tandem or in series[C]//Proceedings of the Seventh Scandinavian International Conference on Fluid Power. Linkoping: Linkoping Universitet Institute of Technology,2001:93 – 99

[7] Jacazio G,Gastaldi L. Equalization techniques for dual redundant electro hydraulic servo actuators for flight control systems[C]// ASME Symposium on Fluid Power and Motion Control. Bath:American Society of Mechanical Engineers,2008:543 – 549

[8] Cochoy O,Hanke S,Carl U B. Concepts for position and load control for hybrid actuation in primary flight controls[J]. Aerospace Science and Technology,2007,11(3):194 – 201

[9] Cochoy O,Carl U B,Thielecke F. Integration and control of electromechanical and electrohydraulic actuators in a hybrid primary flight control architecture[C]//International Conference on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components. Toulouse:INSA,2007:1 – 8

[10] 付永领,齐海涛,王利剑,等. 混合作动系统的工作模式研究[J]. 航空学报,2010,31(6):1177 – 1184
Fu Yongling,Qi Haitao,Wang Lijian,et al. Research on operating modes in hybrid actuation systems[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica,2010,31(6):1177 – 1184(in Chinese)

[11] 王纪森,李志勇,彭博. 非相似余度作动系统建模研究[J]. 机床与液压,2008,36(6):79 – 83
Wang Jisen,Li Zhiyong,Peng Bo. Modeling and analysis of the dissimilar redundant actuator system[J]. Machine Tool and Hydraulics,2008,36(6):79 – 83(in Chinese)

(编　辑:文丽芳)