某型航天器推力矢量控制伺服机构的设计理论

陆 豪 李运华 朱成林

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191) (中国航天科技集团公司 第1研究院18所，北京 100076)

摘 要：针对某型航天器对伺服机构的要求，设计了推力矢量控制伺服机构.通过比较液压、气动和电动3种类型伺服机构的特点，选择了电动伺服机构.研究了包括机电作动器设计、驱动控制技术和冗余技术等电动伺服机构的3项关键技术.建立了双冗余电动伺服机构的二自由度动力学模型，对其动态性能进行了仿真研究.理论分析和仿真结果证明：电动伺服机构的方案设计合理可行，不仅满足航天器高可靠性、良好维护性等基本要求，而且满足控制系统的动态性能指标要求.

关 键 词：航天器；伺服机构；机电作动器；驱动控制；冗余

中图分类号：V 448.2；TP 273

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2010)12-1417-05

Design theory of thrust vector control servo mechanism for a type of spacecraft

Lu Hao Li Yunhua

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

Zhu Chenglin

(The 18th Institute of 1st Academe in China Aerospace Science & Technology Group Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: Addressing the requirements of servo mechanism applied in a certain type of spacecraft, one servo mechanism for thrust vector control was designed. By comparing hydraulic servo mechanism, pneumatic servo mechanism and electric servo mechanism, their characteristics were obtained and the electric servo mechanism was selected. The key techniques of electric servo mechanism were researched, including the design of electromechanical actuators, drive and control technology and redundancy technology. The two-degree of freedom dynamics model of electric servo mechanism with two redundancies was established and its dynamic characteristics were simulated. Theory analysis and simulation results show that the scheme of electric servo mechanism is practical and logical. The electric servo mechanism not only meets the basic demands of the spacecraft, such as high reliability and good maintainability, but also satisfies the requirements of dynamic performance targets for controlling system.

Key words: spacecraft; servo mechanism; electromechanical actuator; drive and control; redundancy

目前国内在航天器伺服机构中以液压和燃气型式为主[1].国外已对在航天器中应用电动伺服机构进行了大量试验[2-4].较大功率电动伺服机构的研制在国内虽已取得一定进展[5]，但距航天器应用还有较大的差距.本文针对航天器电动伺服机构，对其设计理论和关键技术进行了研究.

收稿日期：2009-12-02

基金项目：国防科工委“十一五”预研资助项目

作者简介：陆 豪(1973—)，男，山东东平人，博士生，luhaocasc@sina.com.

1 电动伺服机构的方案设计

航天器对伺服机构的基本要求为:能适应空间恶劣环境,满足大功率质量比、长寿命、高可靠性、良好维护性等使用要求,位置跟踪特性好.

伺服机构按照能源类型一般分为液压伺服机构、气动(包括冷气和燃气)伺服机构和电动伺服机构3种基本形式,详细特点如表1所示.

表1 3种伺服机构的特点

机构类型	能源	机械结构	生命周期成本	可维护性	使用寿命	控制性能	环境适应性
液压	液压电力	较复杂	较高	较差	较长	较好	较差
气动	气动电力	较复杂	较高	较差	较短	一般	较差
电动	电力	较简单	较低	较好	较长	较好	较好

某型航天器与基础级火箭相对独立,具有较强的任务适应性,具有多次起动、长时间工作等特点.它采用伺服机构驱动摇摆发动机的方式进行推力矢量控制.针对其使用要求,本文选择电动伺服机构,因为它能源单一、环境适应性好、寿命长、维护性好、可靠性高等.在未来深空探测和星际飞行任务中,电动伺服机构比液压伺服机构的优越性更加明显,无需采取较多的防护措施,可减少液压伺服机构调整所需的时间.

某型航天器的推力矢量控制结构如图1所示,由2台机电作动器控制摇摆发动机在俯仰和偏航2个方向摆动,2台机电作动器和1台控制器构成伺服机构.

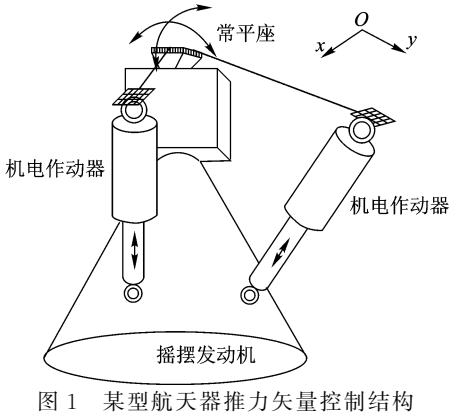


图1 某型航天器推力矢量控制结构

在航天器应用中,电动伺服机构的关键技术涉及机电作动器设计、驱动控制技术和冗余技术应用等方面.

1.1 机电作动器设计

机电作动器主要由伺服电动机、传动装置(多为减速装置)、位移传感器等组成,这些组件的联接需要进行合理的结构布局设计.根据初步的接口尺寸要求,机电作动器采用了串联型结构布局,如图2所示,电动机组件与传动装置组件布置在同一条轴线上.根据高比功率的设计要求,机电作动器选择了滚珠丝杠传动.

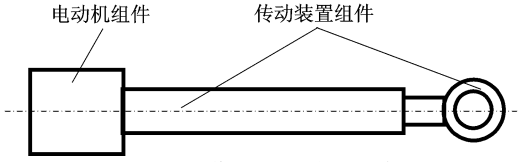


图2 机电作动器的外形示意图

目前,作动器机械传动部分存在的主要问题是:减速器间隙引起的非线性及振荡问题;空间环境中的润滑问题.减速器间隙在作动器频繁正反向调节时引起的系统振荡必须要消除.本文设计的机电作动器拟从两方面解决该问题:①通过控制方法消除减速器的振荡;②采用零间隙的滚珠丝杠从根本上消除振荡的隐患.空间润滑是保证作动器可靠性和正常运行的重要途径,用来保证运动副不出现冷焊现象,并具有良好、稳定的摩擦特性.由于液体润滑剂在空间环境中容易流失,因此此处的机电作动器采用固体润滑.

根据电动伺服机构在轨时间长、高可靠性、比功率高和环境温度苛刻的要求,驱动电机选择能够耐受高低温的钐钴永磁体的永磁式无刷直流电机.考虑到方波无刷直流电机(BLDCM, Brushless Direct Current Motor)在国内的应用相对成熟,这里选择BLDCM.

电动机的故障绝大多数是绕组故障和轴承故障.航天驱动电机大部分时间工作于真空环境下,这种环境会带来电气间隙和外绝缘强度降低,以及电晕腐蚀严重等负面影响.由于电动机频繁起停、换向,电动机发热严重,热应力对绝缘的老化过程也产生了重要作用.为解决该问题,选用的电机拟在绕组工艺上进行改进优化,选用高强度的轴承及合适的润滑,并对电机壳体进行涂层处理.

1.2 驱动控制技术

电动伺服机构驱动控制部分主要包括:功率驱动电路、数字信号处理器(DSP, Digital Signal Processor)控制电路、信号检测及调理电路等.它对电机的控制主要是基于驱动电路功率器件高速开关作用的脉冲宽度调制(PWM, Pulse Width Modulate)控制.BLDCM一般多采用三相六桥臂结构,为了避免硬开关PWM技术所引起的电应力大、电磁干扰严重等问题[6],本文研究的电动伺服机构拟采用一种软开关技术——零电压开关技术(ZVS, Zero Voltage Switching),如图3所示.该电路包括直流电源、谐振单元和三相电压源逆

变器.谐振电路为电压源逆变器开关提供零电压开关条件;三相逆变桥的开关器件在直流母线电压凹槽期间关断或开通,功率器件开关时无电压和电流的重叠,从而降低了开关损耗和电磁干扰.

1.3　冗余技术应用

电动伺服机构的冗余方案主要包括双余度型式、三余度或四余度型式.考虑到安装空间和重量的限制,本电动伺服机构采用了双余度型式.双余度型式又有双电机冗余和双绕组冗余两种类型[7].考虑采用双电机驱动会增大机电作动器尺寸,影响系统的动态性能,因此本文采用双绕组冗余方案,如图 4 所示.

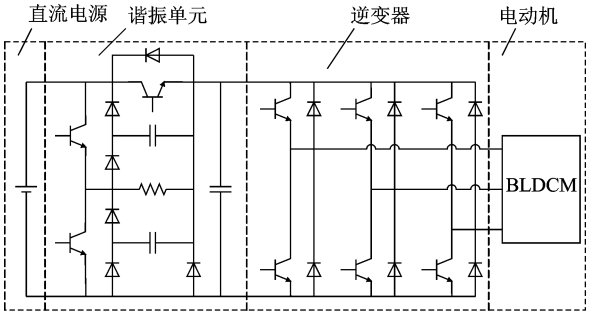
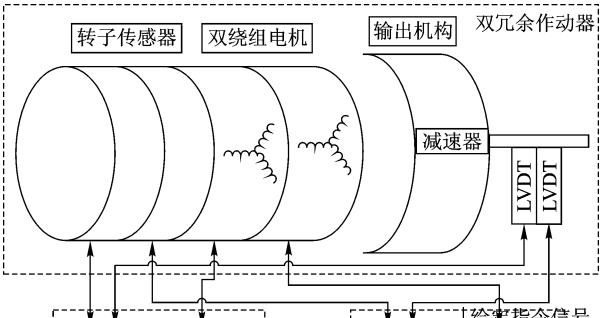


图 3　电机 ZVS 软开关驱动电路示意图



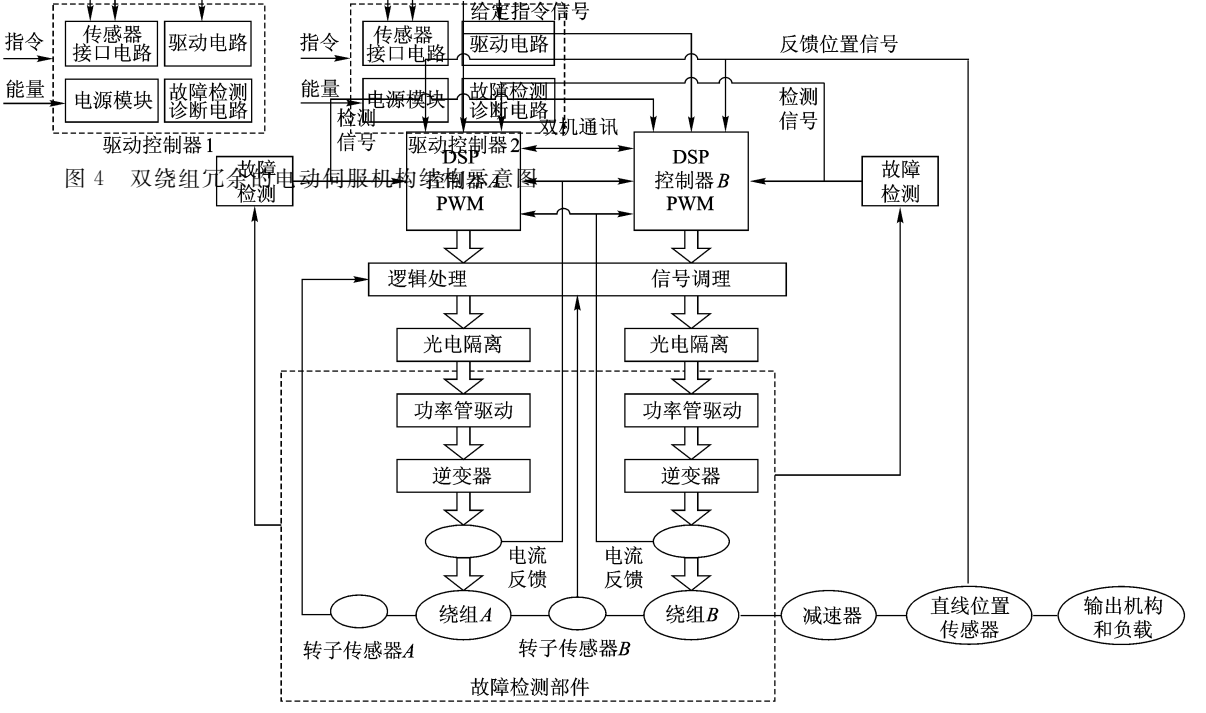


图 4　双绕组冗余电动伺服机构结构示意图

双绕组冗余的电动伺服机构由 1 个双冗余作动器和 2 个相同的驱动控制器组成.其中作动器由 2 套直线变量位置传感器(LVDT,Linear Variable Displacement Transformer)、2 套转子传感器和双绕组电机组成.驱动控制器包括电源模块、传感器接口电路、故障检测诊断电路等.BLDCM 的 2 套独立的定子绕组分别由 2 套功率电路驱动,与相应的 LVDT、转子传感器形成 2 个独立的电气控制通道.当某一电气控制通道发生故障后,系统由双余度工作模式转为单余度工作模式,但仍能按要求完成控制系统发出的指令.

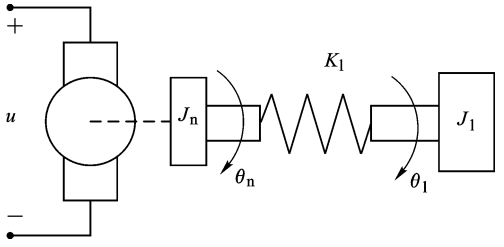
针对双绕组冗余的电动伺服机构,提出了一种双冗余控制方案,其原理框图如图 5 所示.系统具有 2 套驱动器,2 套 DSP 控制器.2 个 DSP 相互通讯,从而在所有薄弱环节均实现了双冗余.系统在双余度工作模式下,DSP 处于主从备份式工作模式,1 个 DSP 控制 2 个驱动器.当某一个 DSP 发生故障后,另一个 DSP 接管故障 DSP 的任务.这样的工作方式既避免了 2 个 DSP 控制的同步性问题,又从结构上解决了双余度问题,比单个 DSP 控制具有更高的可靠性.

余度管理需要进行故障检测,整个系统的故障涉及的方面为:电机绕组故障(开路故障、短路故障);逆变器故障(开关管开路故障、短路故障);转子传感器故障;DSP 控制器故障等.余度管理的内容包括在单余度和双余度工作时如何进行故障判断、通道切除、电流均衡、功率平衡等.

图 5　电动伺服机构双冗余控制原理示意图

2 电动伺服机构的建模

针对图1所示的推力矢量控制结构，以俯仰或偏航单方向运动的电动伺服机构为例，建立系统的控制模型. 为简化起见，忽略传动环节转换的非线性，将传动环节的质量特性分别折算到电机轴和负载轴上，从而可将被控对象视为由作动器和负载组成的二自由度系统，如图6所示.



u—电机绕组施加的电压；J_n，J_1—系统折算到电机轴、负载轴的转动惯量；θ_n，θ_1—作动器、负载的输出转角；K_1—作动器和负载之间的耦合刚度系数.

图6 二自由度被控对象示意图

根据图6，可以得出单余度电动伺服机构的支配方程.

作动器部分方程为

$$u = K_e\dot{\theta}_m + 2RI + 2L\dot{I} \tag{1}$$

$$K_t I = (T_1/N) + J_n\ddot{\theta}_m + b_n\dot{\theta}_m \tag{2}$$

$$\dot{\theta}_m = N\dot{\theta}_n \tag{3}$$

式中，I，R 和 L 分别为电机绕组电流、电阻和电感；K_e 和 K_t 分别为电机反电动势系数、电磁力矩系数；b_n 为系统折算到电机轴的粘性阻尼系数；θ_m 为电机轴的输出转角；T_1 为负载端输入力矩；N 为传动机构的减速比.

负载部分方程为

$$T_1 = K_1(\theta_n - \theta_1) \tag{4}$$

$$T_1 = J_1\ddot{\theta}_1 + b_1\dot{\theta}_1 \tag{5}$$

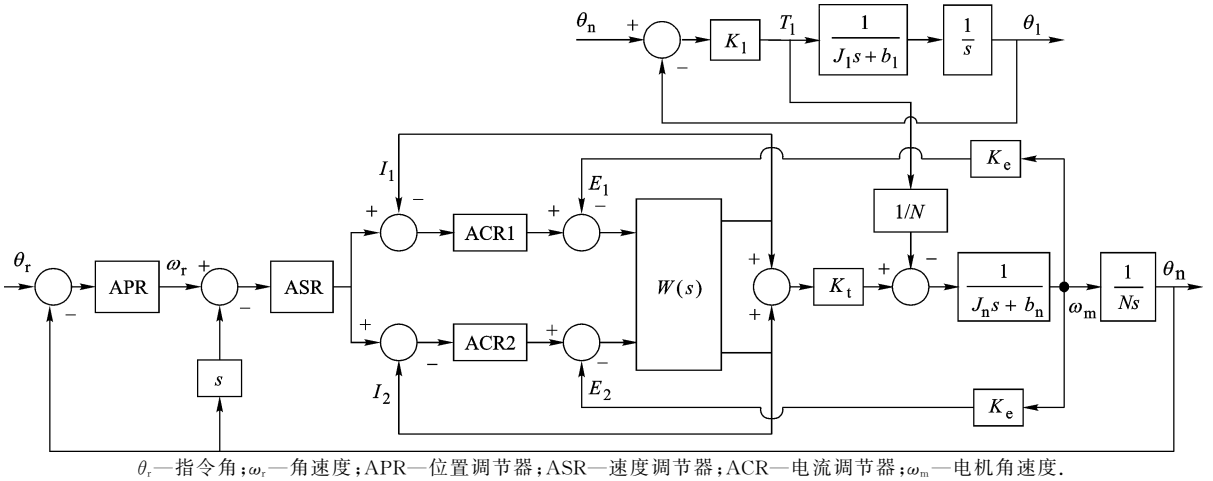
式中，b_1 为系统折算到负载轴的粘性阻尼系数.

由式(1)～式(5)，考虑系统的双绕组冗余方案，可以得到图7所示的电动伺服机构双冗余控制方块图. $W(s)$ 为双绕组电机的电压平衡方程，由式(6)给出.

$$\left.\begin{aligned} u_1 &= 2RI_1 + 2L\dot{I}_1 + L_m\dot{I}_2 + E_1 \\ u_2 &= 2RI_2 + 2L\dot{I}_2 + L_m\dot{I}_1 + E_2 \\ E_1 &= E_2 = K_e\dot{\theta}_m \end{aligned}\right\} \tag{6}$$

式中，u_1，u_2 为两绕组电枢电压；I_1，I_2 为两绕组电枢电流；E_1，E_2 为两绕组反电动势；L 为两绕组自感；L_m 为两绕组互感.

从图7可见，电动伺服机构采用了电流、速度、位置三环控制. 为了实现电流均衡控制，系统采用了1个APR，1个ASR和2个ACR. ASR的输出与2个ACR的给定值相同，通过各自ACR的调节作用，控制绕组电压的大小，使两套绕组电流保持一致.



θ_r—指令角；ω_r—角速度；APR—位置调节器；ASR—速度调节器；ACR—电流调节器；ω_m—电机角速度.

图7 电动伺服机构双冗余控制方块图

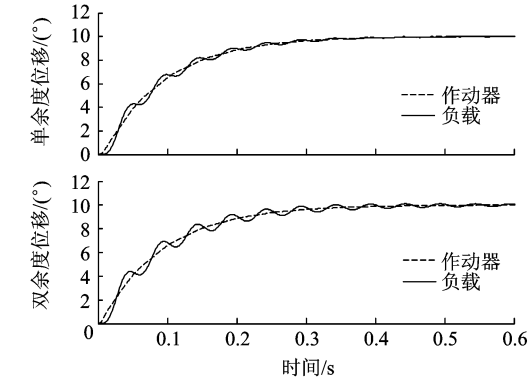
3 双冗余伺服机构的性能仿真

某型航天器要求电动伺服机构的动态性能指标为：在输入10°的位置指令时，系统阶跃响应的调节时间≤0.5 s，跟踪精度≤0.1°，超调量≤5%.

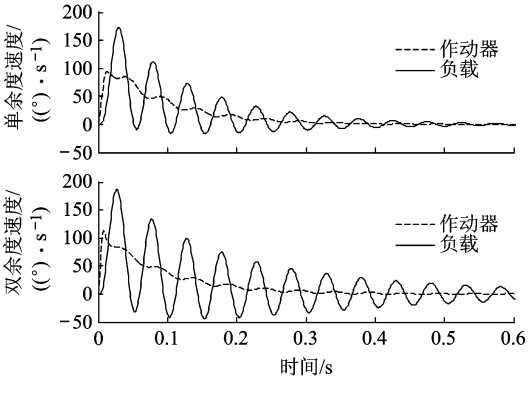
所设计的双冗余电动伺服机构有双余度工作方式与单余度工作方式. 为了分析冗余配置对电动伺服机构控制性能的影响，对两种运行方式下的电动伺服机构进行了性能仿真. 为了保证电机的温升不致过高，系统在容错运行方式下必须降额使用，这将导致系统的动态特性降低，但只要满足系统的动态指标要求即可.

研究对象模型参数:$L=2.5\times10^{-3}$ H,$L_m=0$,$R=1\ \Omega$,$K_e=0.06$ V·s/rad,$K_t=0.06$ N·m/A,$J_n=1.98\times10^{-5}$ kg·m^2,$b_n=1\times10^{-4}$ N·m/rad/s,$b_l=1\times10^{-3}$ N·m/rad/s,$K_l=1.49\times10^3$ N·m/rad,$J_l=0.096$ kg·m^2,$N=160$.

两种工作方式的位置、转速和电流调节器采用了相同的参数,3 种调节器的控制律采用了基于比例、积分和微分的非线性控制算法,这里非线性是指对电流、电压进行了限幅处理.其中 ACR 采用比例控制,控制参数为 $K_{CP}=1.8$;ASR 采用比例、积分控制,控制参数分别为 $K_{SP}=0.3$,$K_{SI}=0.02$;APR 采用比例、微分控制,控制参数分别为 $K_{PP}=14.2$,$K_{PD}=0.01$.仿真结果如图 8 所示.



a　作动器和负载位移响应



b　作动器和负载速度响应

图 8　电动伺服机构两种工作方式下动态过程响应曲线

从图 8 可见,由于电机单余度工作时输出转矩较小,从而使容错模式下位置响应的最大速度小于双余度模式,位置响应的上升时间也大于双余度模式,但两者的调节时间基本一致.在位移和速度响应曲线上,负载输出位移和速度没有作动器输出位移和速度那么平滑,是由于本伺服机构驱动大惯量、小刚度负载的原因.就位移响应而言,两种工作方式下的调节时间均为 0.4 s,基本实现了无静差、无超调跟踪,能够满足控制系统的性能指标要求.

4　结　论

针对某型航天器对伺服机构的要求,选择了电动伺服机构;通过对机电作动器技术、驱动控制技术和冗余技术的分析,对电动伺服机构进行了方案设计;建立了双冗余电动伺服机构的二自由度控制模型,进行了动态性能仿真研究.理论分析和仿真结果表明:所设计的双冗余电动伺服机构不仅满足航天器高比功率、长寿命、高可靠性、良好维护性的使用要求,而且满足控制系统的动态性能指标要求.

参考文献(References)

[1] 王占林.近代电气液压控制[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005:3－5
Wang Zhanlin. Modern electric hydraulic control[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press,2005:3－5(in Chinese)

[2] Charrier J,Kulshrshtha A. Electric actuation for flight & engine control system:evolution,current trends & future challenges[R]. AIAA-2007-1391,2007

[3] Rodriguez F D. Electromechanical motion control system in spacecraft applications[R]. AIAA-2006-7291,2006

[4] Albright J D,Moore L A. Development and implementation of electromechanical actuators for the X-38 atmospheric test vehicles[R]. AIAA-2008-6569,2008

[5] 周元钧,赵运坤,葛云海.复合式余度机电作动系统容错控制与性能分析[J].北京航空航天大学学报,2008,34(3):285－289
Zhou Yuanjun,Zhao Yunkun,Ge Yunhai. Fault-tolerant control method and characteristic analysis of hybrid redundant EMA system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2008,34(3):285－289(in Chinese)

[6] Pan Zhiyang,Lou Fanglin. Novel soft switching inverter for brushless DC motor variable speed drive system[J]. IEEE Transactions on Power Electronics,2004,19(2):280－288

[7] Garrison M,Steffan S. Two-fault tolerant electric actuation systems for space applications[R]. AIAA-2006-4939,2006

(编　辑:刘登敏)