

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2019.06.013

弯扭复合大负载下电动舵机设计及性能试验研究

帅鹏¹, 钱帅², 黄建², 李浩男², 王贯²

(1. 海军装备部装备审价中心, 北京 100074;
2. 北京自动化控制设备研究所, 北京 100074)

摘要:针对弯扭复合大负载工况下电动舵机快速性与稳定性匹配的问题,在分析有限空间质量约束下舵机设计要求的基础上,采用基于核心部件与系统仿真及试验验证相结合的手段,提出了一种高刚度高功率密度的抗弯扭复合大负载电动舵机设计方法。详细阐述了高功率密度伺服电机和高刚度传动机构的设计过程,并研制了工程样机。试验结果表明:该电动舵机伺服刚度与功率密度得到显著提升,在复合大负载工况下能够实现高动态高可靠稳定运行。

关键词:电动舵机;复合大负载;性能试验

中图分类号: TP275

文献标志码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号: 2095-8110(2019)06-0082-06



Research on Design and Performance Test of Electromechanical Actuator Combined Large Load of Bending and Torsion

SHUAI Peng¹, QIAN Shuai², HUANG Jian², LI Hao-nan², WANG Guan²

(1. Equipment Procurement Center, Beijing 100074, China ;

2. Beijing Institute of Automatic Control Equipment, Beijing 100074, China)

Abstract: Aiming at the matching problem of speediness and stability of electromechanical actuator (EMA) under combined large load of bending and torsion, on the basis of analyzing the design requirements of EMA with limited volume and weight constraints, by using the components and system simulation and test verification method, a high-stiffness and high-power density EMA design method is proposed. The design process of high-power density servo motor and high-stiffness transmission mechanism is elaborated, and the engineering prototype is developed. The test results show that the servo stiffness and power density of the EMA are significantly improved, and it can operate with high dynamics, high reliability and stability under combined large load conditions.

Key words: Electromechanical actuator; Combined large load; Performance test

0 引言

电动舵机是飞行器制导控制系统的重要组成部分,它根据制导控制系统指令操纵舵面偏转,实

现飞行器姿态稳定控制。未来飞行器飞行跨空域大、速域宽、动态高、非线性强、结构紧凑,电动舵机受到大弯矩、大铰链扭矩和大惯量负载的共同作用,应具有高刚度、高功率密度、小型化、轻质化和

收稿日期:2019-04-22;修订日期:2019-07-18

基金项目:国家自然科学基金(51777013,61603051)

作者简介:帅鹏(1979-),男,硕士,主要从事武器装备建设研究。

快响应的特性^[1-3]。抗复合大负载能力差的电动舵机在工作过程中极易引发颤振,从而直接影响系统稳定性^[4-5]。目前,该领域国内基本采用无刷直流电机和滚珠丝杠方案,功率密度不超过 300W/kg,刚度约 1500(N·m)/(°),在极端复合大负载工况下存在系统不稳定风险。因此,需对在有限空间质量约束下的抗复合大负载快速响应电动舵机设计和试验方法进行深入研究。

本文从高功率密度伺服电机设计、高刚度传动机构设计和结构布局优化等多方面着手,提出了一种高刚度高功率密度电动舵机设计方法,并进行了部件仿真、系统仿真与样机性能试验。

1 高功率密度伺服电机设计

伺服电机是电动舵机的核心部件,其在弯扭复合大负载工况下具有高动态性能和高转矩过载能力,是电动舵机设计和研究的重点^[6]。本文选用高功率密度永磁同步电机作为电动舵机的驱动力来源,电机的永磁材料选用烧结钕钴,定子铁心和转子铁心选用叠压的电工钢带,并用特殊工艺粘接。相比其他类型的伺服电机,具有功率密度高、高效低损耗、转矩脉动小和控制精度高等显著优点^[7-9]。

根据任务要求,电动舵机负载转动惯量 0.8kg·m²,额定转矩 800N·m,弯矩 4000N·m,最大转速不低于 200(°)/s,系统频带不低于 15Hz。由此确定的伺服电机性能参数如下:1)额定转矩:3N·m;2)额定转速:11000r/min;3)峰值力矩:11N·m。经过多轮计算与优化设计得到的永磁同步电机参数如表 1 所示。

表 1 电机设计参数

Tab. 1 Motor parameter design

项目	设计值
定子外径/mm	65
定子轴向长度/mm	90
气隙宽度/mm	0.5
磁钢厚度/mm	5
槽满率/%	72
每相绕组电阻/Ω	0.07

在 Ansoft 软件中建立伺服电机仿真模型,进行电磁和性能仿真,计算得到电机输出额定力矩时的磁密特性如图 1 和图 2 所示,额定输出力矩曲线如图 3 示。由仿真结果可知,伺服电机输出额定力矩 3N·m 时的齿磁密为 1.5T,转速达到 11000r/min,

满足电磁场设计要求和性能指标要求。

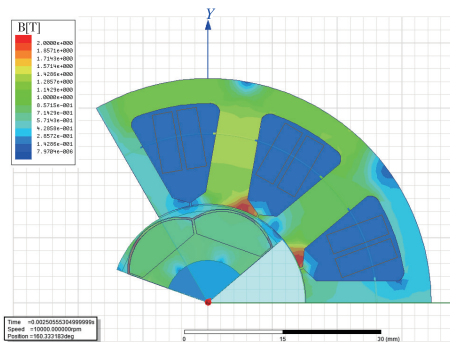


图 1 额定力矩的磁密云图

Fig. 1 Magnetic density cloud diagram of rated torque

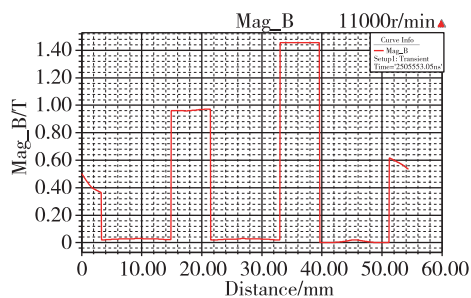


图 2 额定力矩的磁密曲线

Fig. 2 Magnetic density curve of rated torque

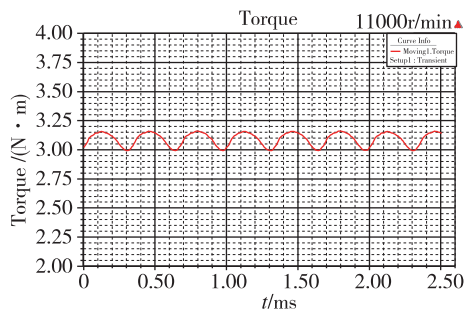


图 3 电机额定输出力矩曲线

Fig. 3 Motor rated output torque curve

针对飞行器对电动舵机高功率密度、高刚度和适应恶劣力学环境的要求,对伺服电机结构细节进行了特殊设计。1)电机轴与电机齿轮采用一体化设计,避免了电机轴与电机齿轮分体时销装工艺可能造成的电机轴承损伤,也进一步提高了传动刚度和可靠性;2)电机壳体与传动机构壳体采用一体化设计,解决了电机壳体与传动机构壳体分体方案造成的接连刚度不足和体积质量过大的问题;3)电机轴两端选用角接触轴承支撑,与深沟球轴承相比,角接触轴承轴向承载能力更强,更适应飞行过程中的大量级振动和强烈冲击。

最终设计得到的伺服电机如图 4 所示,单个伺服电机质量约 1.6kg,功率密度达到 2.1kW/kg。

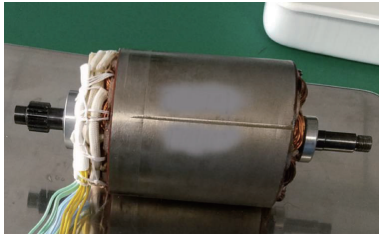


图 4 高功率密度永磁同步电机

Fig. 4 High power density permanent magnet synchronous motor

2 高刚度传动机构设计

电动舵机传动机构应当具有高刚度和高效率的工作特性,刚度特性差的传动机构在复合大负载下极易引发颤振,从而直接影响系统稳定性。在国外,行星滚柱丝杠已经被广泛应用于运载火箭推力矢量伺服机构和高超声速飞行器电动舵机等领域,在高刚度、大推力、高精度场合开始快速取代滚珠丝杠成为直线伺服系统的主要传动机构^[10-13]。本文选用了标准型小螺距行星滚柱丝杠,以实现传动部件的高刚度、高承载能力和小型化,其内部结构如图 5 所示,并针对复合大负载工况进行了螺纹参数优化和一体化设计,样机如图 6 所示。

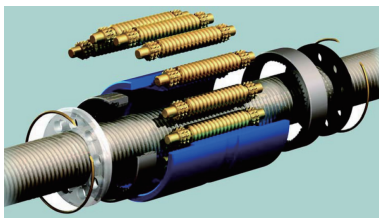


图 5 行星滚柱丝杠

Fig. 5 Structure of planetary roller screw



图 6 行星滚柱丝杠样机

Fig. 6 Planetary roller screw prototype

传动机构选用齿轮与平面连杆机构组合的方案,并采用了齿轮一体化设计和大弯矩输出轴支承结构

技术。如图 7 所示,永磁同步电机通过一体化电机齿轮输出力矩和转速,经惰轮传递到行星滚柱丝杠设置的圆柱齿轮上,丝杠齿轮两端安装有推力轴承以承受轴向推力,行星滚柱丝杠将力矩和转速转变为直线推力和位移后,通过连杆和摇臂推动输出轴和舵面偏转。输出轴通过一对圆锥滚子轴承支撑,承受舵面传递给输出轴的弯矩、扭矩和惯量负载。

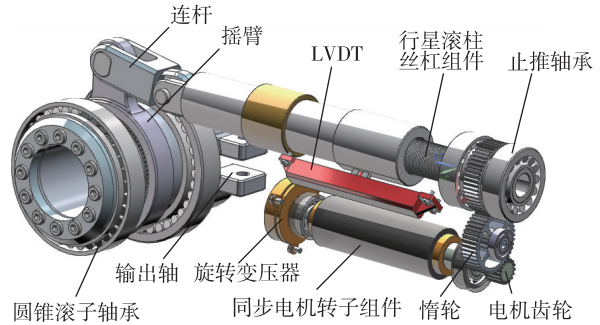


图 7 电动舵机传动机构

Fig. 7 Transmission mechanism of EMA

传动机构及其壳体按照功能与受力情况不同,分别采用高强度铝合金、钛合金、不锈钢等轻质高强度材料,并应用拓扑优化技术进行结构减重与优化设计。电动舵机的位置反馈采集采用线性可变差动传感器 (Linear Variable Differential Transformer, LVDT) 实现,它能够进行非接触式位移测量,且工作寿命长、精度高、性能稳定^[14-15]。传感器倾斜布置在同步电机定子组件与行星滚柱丝杠组件之间,显著减少了壳体的体积和质量,提高了空间利用率。

利用 ABAQUS 有限元分析软件对电动舵机传动机构进行极限负载下的静力学仿真分析,得到的传动机构(含行星滚柱丝杠)等效应力云图如图 8 所

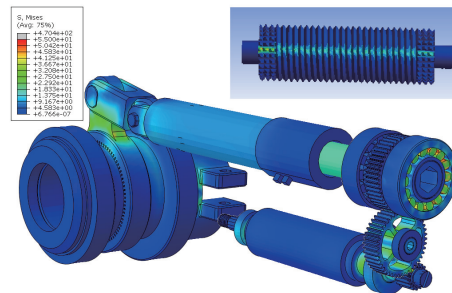


图 8 传动机构等效应力云图

Fig. 8 Equivalent stress cloud diagram of transmission mechanism

示。仿真结果显示,传动机构最大应力出现在滚柱丝杠螺纹处,470MPa 小于材料许用应力,整体强度满足设计要求,通过计算负载力矩与变形量的比值,可得传动机构刚度达到 1865(N·m)/(°)。

3 系统仿真

在 MATLAB 中构建系统模型,如图 9 所示。系统在负载转动惯量 0.8kg·m²、额定转矩 800N·m

和弯矩 4000N·m 工况下的转速响应仿真结果如图 10 所示。由仿真结果可知,系统最大转速约 210(°)/s,满足不小于 200(°)/s 的指标要求。

图 11 所示为额定转矩 800N·m 工况下,幅值 2.5°、频率 15Hz 正弦信号下的系统响应仿真结果,仿真结果显示系统响应幅值 1.9°,衰减不超过 -3dB,系统频带优于 15Hz,满足指标要求。

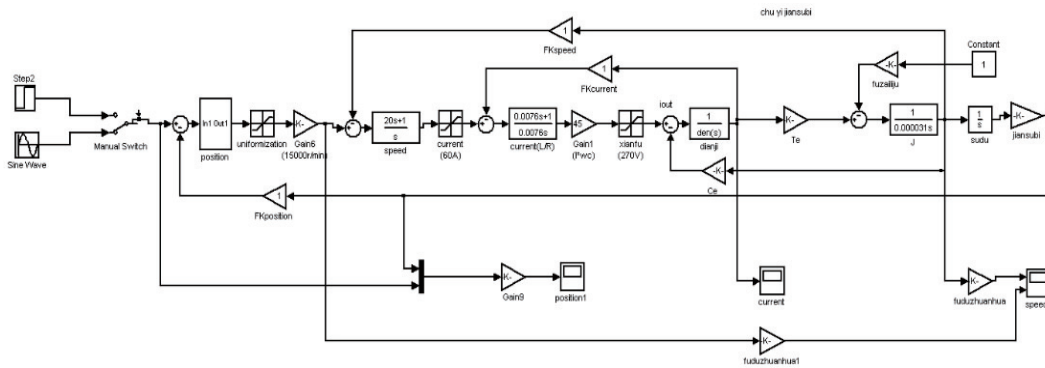


图 9 系统仿真模型

Fig. 9 System simulation model

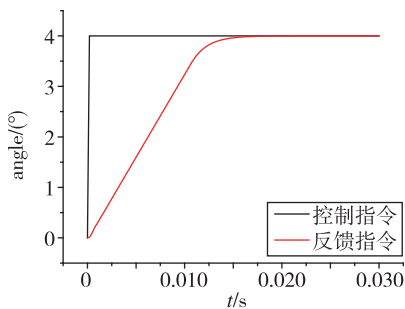


图 10 最大转速仿真结果

Fig. 10 Maximum speed simulation result

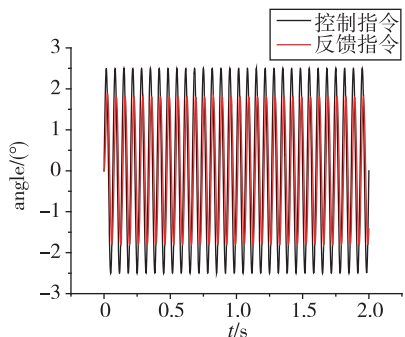


图 11 频带仿真结果

Fig. 11 Frequency band simulation result

4 性能试验

将电动舵机安装于加载试验台上,采用专用舵机放大器和测试设备对该电动舵机的各项性能指标进行测试,其中测试设备通过 RS422 通信接口给予系统控制指令,并接收系统对外输出的反馈数据,专用舵机放大器功率驱动器开关频率为 16kHz。采用弹性扭杆与惯量工装的方式,对电动舵机施加弹性力矩负载和惯量负载,采用液压加载的方式,对电动舵机施加弯矩负载。

图 12 所示为电动舵机在负载转动惯量 0.8kg·m²、额定转矩 800N·m 和弯矩 4000N·m 条件下的转速测试曲线。试验结果表明,在此工况下电动舵机转速为 220(°)/s,优于不小于 200(°)/s 的指标要求。

图 13 所示为电动舵机在负载转动惯量 0.8kg·m²、额定转矩 800N·m 和弯矩 4000N·m 工况下,输入幅值 2.5°、频率 15Hz 的正弦控制信号的系统频带测试曲线。从测试曲线可知,电动舵机位置反馈信号无畸变,反馈信号峰峰值为 1.78°,幅频特性衰减小于 -3dB,相角均值滞后约 85.3°,系统频带优于 15Hz。

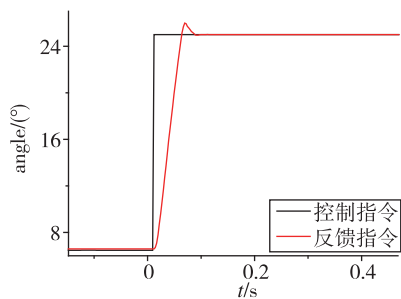


图 12 输出转速测试曲线

Fig. 12 Output speed test curve

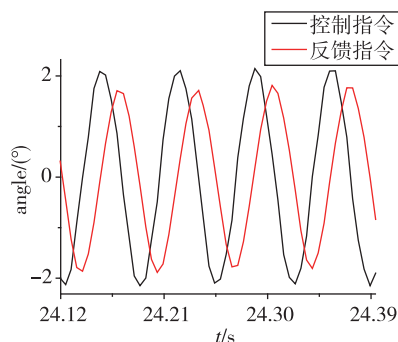


图 13 频带测试曲线

Fig. 13 Frequency band test curve

图 14 所示为给电动舵机施加 $800\text{N}\cdot\text{m}$ 的反向操纵力矩后(负载施加方向与电动舵机运动方向一致),伺服系统从 10° 位置阶跃回到零位的反向操纵力矩测试曲线。由图可知,电动舵机在承受 $800\text{N}\cdot\text{m}$ 的反向操纵力矩的情况下,控制稳定性良好,没有出现抖动现象,稳态精度满足指标。

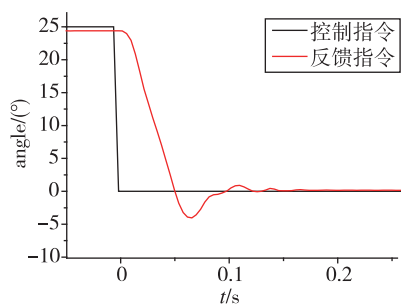


图 14 反向操纵力矩测试曲线

Fig. 14 Reverse steering torque test curve

5 结论

针对复合大负载工况电动舵机稳定性的问题,重点研究了有限空间质量约束下的伺服电机和传动机构,提出了一种区别于现有无刷直流电机和滚珠丝杠方案,基于高压永磁同步电机、高刚度行星

滚柱丝杠和一体化设计技术的高刚度高功率密度抗复合大负载快速响应电动舵机设计方法,并进行了部件仿真、系统仿真与样机性能试验。试验结果表明:该电动舵机能够在复合大负载工况下稳定运行,功率密度达到 $393\text{W}/\text{kg}$,传动机构刚度达到 $1865(\text{N}\cdot\text{m})/(\text{度})$,系统频带不低于 15Hz ,指标达到国内先进水平,证明了该方法具有重要的工程应用价值。

参考文献

- [1] 黄琳,段志生,杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战[J]. 控制理论与应用, 2011, 28(10): 1496-1505.
Huang Lin, Duan Zhisheng, Yang Jianying. Challenges of control science in near space hypersonic aircrafts[J]. Control Theory & Applications, 2011, 28(10): 1496-1505(in Chinese).
- [2] Shin W H, Lee I, Shin Y S, et al. Nonlinear aeroelastic analysis for a control fin with an actuator[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(2): 597-605.
- [3] Todeschi M. Airbus-EMAs for flight controls actuation system 2012 status and perspectives[C]// Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components, 2012.
- [4] Aten M, Whitley C, Towers G, et al. Dynamic performance of a matrix converter driven electromechanical actuator for an aircraft rudder[C]// Second International Conference on Power Electronics, Machines and Drives(PEMD 2004). IET, 2004: 326-331.
- [5] 张新华,黄建,张兆凯,等. 大功率高性能航天伺服系统发展综述[J]. 导航定位与授时, 2017, 4(1): 14-19.
Zhang Xinhua, Huang Jian, Zhang Zhaokai, et al. Review on the development of high-power high-performance aerospace servo system[J]. Navigation Positioning & Timing, 2017, 4(1): 14-19(in Chinese).
- [6] 李焯,严欣平. 永磁同步电动机伺服系统研究现状及应用前景[J]. 微电机, 2001, 34(4): 30-33.
Li Ye, Yan Xiping. The perspective and status of PMSM electrical servo system [J]. Micromotors, 2001, 34(4): 30-33(in Chinese).
- [7] Kefalas T D, Kladas A G. Finite element transient thermal analysis of PMSM for aerospace applications [C]// 2012 International Conference on Electrical Machines(ICEM). IEEE, 2012: 2566-2572.
- [8] 孔晓光,王凤翔,邢军强. 高速永磁电机的损耗计算与温度场分析[J]. 电工技术学报, 2012, 27(9):

- 166-173.
- Kong Xiaoguang, Wang Fengxiang, Xing Junqiang. Losses calculation and temperature field analysis of high speed permanent magnet machines[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2012, 27(9): 166-173(in Chinese).
- [9] 魏娟, 闫海媛, 郭喜彬, 等. 舵机用大功率永磁同步伺服电机电磁设计[J]. 微特电机, 2016, 44(10): 18-21.
- Wei Juan, Yan Haiyuan, Guo Xibin, et al. Electromagnetic design of servo permanent magnet synchronous motor with high power[J]. Small & Special Electrical Machines, 2016, 44 (10): 18-21 (in Chinese).
- [10] Todeschi M. Airbus-EMAs for flight controls actuation system-perspectives[C]// Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components, 2010.
- [11] Jones M H, Velinsky S A. Stiffness of roller screw mechanism by the direct method [J]. Mechanics Based Design of Structures and Machines, 2014, 42 (1): 17-34.
- [12] Abevi F, Daidie A, Chaussumier M, et al. Static load distribution and axial stiffness in a planetary roller screw mechanism[J]. Journal of Mechanical Design, 2016, 138(1): 012301.
- [13] Abevi F, Daidie A, Chaussumier M, et al. Static analysis of an inverted planetary roller screw mechanism [J]. Journal of Mechanisms and Robotics, 2016, 8 (4): 041020.
- [14] 刘志才. LVDT 位移传感器数字信号处理算法及电路研究[D]. 浙江: 浙江大学, 2012.
- Liu Zhicai. Digital signal processing algorithm and circuit research on LVDT displacement sensor[D]. Zhejiang: Zhejiang University, 2012(in Chinese).
- [15] Weissbach R S, Loker D R, Ford R M. Test and comparison of LVDT signal conditioner performance [C]// Proceedings of the 17th IEEE Instrumentation and Measurement Technology Conference. IEEE, 2000: 1143-1146.