

文章编号 1004-924X(2015)11-3138-09

双环控制电动舵机系统的设计验证

张 跃, 韩雪峰*

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要:针对空空导弹的电动舵机系统,提出了基于传动机构主模态的控制方案,并利用机构动态特性匹配和主模态法设计了双环控制系统。对曲柄滑块机构中的连杆进行分析,利用机构动态特性匹配和主模态方法将高阶多自由度动力学模型简化为二自由度自由转子模型。对二自由度模型与控制系统联合建模,分析机构在有阻尼状态时谐振主频对系统开环截止频率的影响,确定了按照无阻尼状态进行系统设计更为可靠。最后,对传动机构进行了模态测试,确定了机构动态特性匹配设计方法的可行性。结合风洞测试数据在全弹道飞行平台上对含机构主模态的舵机系统进行了性能验证。模态测试结果表明:固支舵面第一阶扭转频率为 1 210.47 rad/s,传动机构(含舵面)第一阶扭转频率为 1 148.17 rad/s,与理论 1 180.0 rad/s 结果一致。全弹道飞行平台外载荷验证显示:最大铰链力矩为 6.8 Nm 时,舵面弹性转角为 1.1°,舵机跟踪自驾仪指令最大误差为 $\pm 0.1^\circ$, 这些结果满足舵机系统对性能指标的要求。

关键词:双环电动舵机;机构模态;谐振主频;飞行平台验证;空空导弹

中图分类号:V472.13;V241 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20152311.3138

Design and verification of double-loop control electromechanical actuator system

ZHANG Yue, HAN Xue-feng*

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

* Corresponding author, E-mail: hanxuefeng5210@163.com

Abstract: A control scheme for the electromechanical actuator systems in air-to-air missiles was proposed based on the main modal of a transmission mechanism, and a double-loop control system was designed by matching mechanism dynamic characteristics and the main modal method. Firstly, a connecting rod from the crank slider mechanism was analyzed and the high-order multi-degree-of-freedom dynamic model was simplified into a two-degree-of-freedom free rotor model by matching mechanism dynamic characteristics and the main modal method. Then, the two-degree-of-freedom model and control system were modeled jointly to analyze the influence of the main resonator model on the cutoff frequency of the open-loop system with or without damping states. By which it is ensured that the system is more reliable when analyzed at the undamped state. Finally, a modal test was performed for the transmission mechanism and the feasibility of the modal dynamic characteristic matching method was confirmed. A performance verification test was done for the electromechanical actuator system.

收稿日期:2014-12-09;修订日期:2015-02-07.

基金项目:中国科学院知识创新工程国防科技创新重要项目(No. YYYJ-1122)

containing main model on a whole trajectory flying platform according to the data from wind tunnel measurement. The results show that the first order torsional frequency of clamped support control surface is 1 210.47 rad/s, and that of the transmission modal (consist of the control surface) is 1 148.17 rad/s, which is consistent with the theoretical result of 1 180.0 rad/s. The external loading verification of whole trajectory flying platform indicates that the actuator system meets the demand of performance index when the maximum hinge moment is 6.8 Nm, the elastic angle of control surface is 1.1° and the actuator maximum error of instruction from a tracking autopilot is $\pm 0.1^\circ$.

Key words: double-loop electromechanical actuator; mechanism modal; resonant frequency; verification of flight platform; air-to-air missile

1 引 言

随着电力电子技术、微处理技术和永磁电机技术的快速发展^[1-2],电动舵机的性能在精度、快速性、存贮及负载刚度等方面得到明显改善,使世界各国重新关注电动舵机的研究,并逐渐投入产品应用^[3-4]。俄罗斯的“蝗蛇 R77”空空导弹,法国的马特拉 550 型空空导弹,美国的 AIM-120 空空导弹和“毒刺”地空导弹等^[5-6],国内“海鹰”反舰导弹和 HQ-7 空空导弹等都采用电动舵机。相比国外,国内电动舵机的性能还相对落后,北京 33 所、洛阳 014 中心、西北工业大学、南京航空航天大学等单位都在积极开展电动舵机的研制和开发工作^[7],其主要性能为带宽 15 Hz,误差小于 12',最大舵偏角 $\pm 15^\circ$ 。虽然部分产品已用于型号工程,但距现代导弹机动性能要求还有一定差距,因此,开展高带宽电动舵机的研究具有重要意义。

电动舵机的研究多关注控制方法与精度保证^[8-9]。文献[10]对舵结构进行了 2 自由度建模,但没有给出传动机构的弹性建模与优化设计方法;文献[11]对接触、碰撞变形及间隙与控制系统的耦合影响进行仿真。解决伺服控制系统的高带宽设计方法之一是采用多回路系统^[12],即在舵机设计中采用有速率环和位置环的双环控制设计。文献[12]中明确提出在系统要求带宽较高时,如果谐振频率较低,不能在设计中忽略,机械系统的动态方程一定要按照自由转子的模型来列写,不能使用转子锁定模型,并且当系统开环截止频率大于 100 rad/s 时,机构的动态问题必须考虑,但

是文献中并没有介绍匹配设计方法。

在小型化和高带宽要求下,在控制系统设计时不得不考虑传动机构的动态特性问题。本文主要在前期工作的基础上^[8-9,13-16],针对空空导弹的电动舵机开展系统设计与验证。对曲柄滑块机构中连杆的转动惯量及结构传动比随舵摆角变化进行分析,以指导建模;利用电机与负载自由转子模型的传递函数及结论,得到机构动态特性匹配和主模态基本方法,将高阶多自由度动力学模型简化为 2 自由度自由转子模型;将主模态 2 自由度模型与控制系统联合建模,分析机构在有无阻尼状态时谐振主频对系统开环截止频率影响,二者远离程度以不影响其幅相频特性为准则,并确定在系统初步设计时按照无阻尼状态设计更可靠;最后,对传动机构进行了模态测试,确定了机构动态特性匹配设计方法的可行性;结合风洞测试数据及全部的环境力,在全弹道飞行平台上对含机构主模态的舵机系统进行了性能验证,验证结果表明所设计舵机系统满足性能指标要求。

2 电动舵机总体方案

电动舵机的主要指标为:带宽 ≥ 35 Hz,阻尼比为 0.65,铰链力矩 ≥ 10 N·m,精度为 $\pm 0.2^\circ$,舵摆角为 $\pm 35^\circ$ 。

舵机系统是位置随动跟踪系统,采用速率环和位置环双环控制方案来实现提高舵机系统带宽与性能的目的,其控制原理如图 1 所示。在速率环加入磁电编码器滤波及主回路结构滤波器,位置环、速率环都采用了 PI 控制。

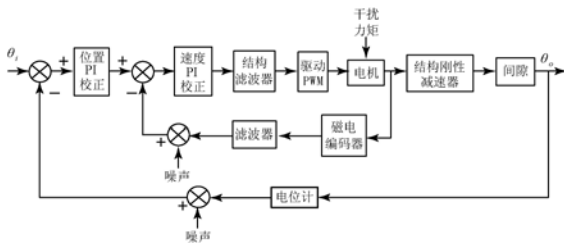


图 1 电动舵机总体方案原理图

Fig. 1 General scheme and principle of electromechanical actuator

电动舵机主要由电机、丝杠、连杆、曲柄、编码器、电位计和控制驱动板等组成,受尺寸空间和负载的限制,确定传动机构方案如图 2 所示。

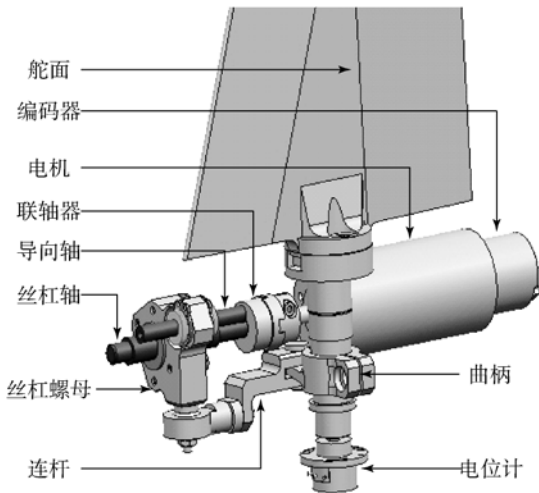


图 2 电动舵机结构布局

Fig. 2 Structural layout of electromechanical actuator

无刷直流电机通过联轴器与滚珠丝杠进行连接,电机驱动滚珠丝杠转动转化为螺母的平动,丝

$$J = m \left[\left(\frac{a}{2} \sin \theta_o \right)^2 + \left(a \cos \theta_o + \frac{1}{2} \cdot \frac{a^2}{b} \cdot \frac{(\cos \theta_o - 1) \sin \theta_o}{\sqrt{1 - \frac{a^2}{b^2} (1 - \cos \theta_o)^2}} \right)^2 \right] + m \frac{l^2}{12} \cdot \frac{\frac{a^2}{b^2} \sin^2 \theta_o}{1 - \frac{a^2}{b^2} (1 - \cos \theta_o)^2} \quad (1)$$

滑块位置 $x = a \sin \theta + \sqrt{b^2 - a^2 (\cos \theta - 1)^2}$, 若以 θ_m 为电机轴转角, 则 θ_m 与 x 关系为 $\theta_m = (x - b) (2\pi/dl)$ 。

丝杠连杆曲柄机构的传动比为:

$$i = \frac{\theta_m}{\theta_o} \quad (2)$$

通过 i^2 将转动惯量折算至电机轴, 连杆转动惯量和传动比与转角 θ_o 关系如图 4 所示。

由图 4 可知, 舵轴转角在 $0 \sim 35^\circ$ 内, 连杆转动惯量由 $1.47 \times 10^{-9} \text{ kgm}^2$ 减小到 $1.33 \times$

杠螺母通过关节轴承与连杆相连, 连杆驱动曲柄绕输出轴转动构成曲柄滑块机构, 舵轴与舵面固定。通过优化设计确定丝杠、螺母、连杆与曲柄等传动机构的最佳传动比, 降低电机到输出轴转速和提高输出力矩。磁电编码器与电机轴相连, 用于测量电机转速; 电位计与输出轴相连, 用于测量输出轴与舵面转角, 实现双环反馈控制。

3 传动机构关键参数设计

3.1 舵机连杆设计

传动机构工作时, 连杆转动惯量及传动比随舵摆角而变化, 连杆与曲柄机构结构原理如图 3 所示。

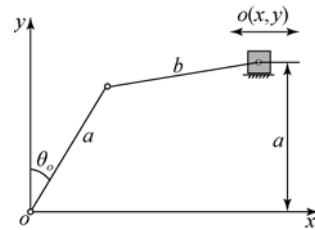


图 3 连杆与曲柄机构结构原理图

Fig. 3 Structural principle of connecting rod and crank mechanism

图 3 中曲柄长度 $a = 20 \text{ mm}$; 连杆两铰点间长度 $b = 47 \text{ mm}$, 总长 $l = 70 \text{ mm}$, 质量 $m = 54 \text{ g}$, 丝杠组件导程 $dl = 1 \text{ mm}$ 。o 点为舵轴轴线, θ_o 为输出转角。以 θ_o 转角为参数通过求取连杆质心运动动能和绕质心转动动能进而求出相对输出轴的转动惯量。则有:

10^{-9} kgm^2 , 变化了 9.5% , 减速比由 125.7 减小到 116.5 , 变化了 7.3% 。

结构的无阻尼固有频率一般为:

$$\omega = \sqrt{K/J} \quad (3)$$

若刚度一致, 运动全程中连杆最大与最小固有频率比是 0.95 倍。

根据设计总结, 连杆转动惯量和减速比的变化量 $\leq 10\%$, 可以简化为常值, 另一方面为了保证系统设计, 取全程固有频率最低点参与系统设计, 即转动惯量为 $1.47 \times 10^{-9} \text{ kgm}^2$ 。

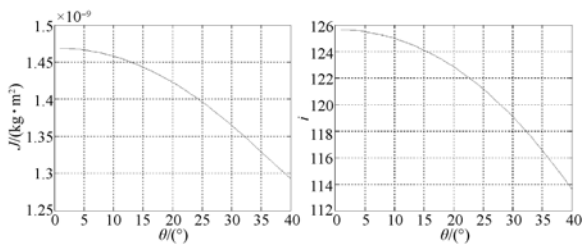


图 4 转动惯量和传动比与转角 θ_0 关系

Fig. 4 Relationship between moment of inertia, transmission ratio and angle θ_0 .

3.2 机构动态特性与主模态选取

随着导弹对舵机系统性能和小型化要求的不断提高,在小型化的前提下,舵机传动机构的固有频率越来越低,在系统设计中,传动机构已经不能按照刚体动力学方法来设计,各环节构件频率设计匹配的优劣直接影响系统性能。

按照弹性动力学和线性叠加理论,舵机传动机构可以分解为两端自由的各构件转动惯量和刚度的线性叠加,其动力学模型为高阶多自由度模型。为了满足最终系统性能指标的要求并简化控制参数的设计,通过匹配设计将传动机构多自由度模型简化二自由度模型,匹配设计的原则是通过设计分析使传动机构中薄弱环节回转运动方向的扭转频率远远小于其它环节的扭转频率,一般 10 倍关系即可。

其关系可由自由转子的模型来说明,2 个自由的惯性负载 J_1 和 J_2 由刚性为 K 轴连接,当惯性负载 J_1 作用力矩 T 时系统方程式为:

$$\begin{aligned} J_1 \ddot{\theta}_1 + K(\theta_1 - \theta_2) &= T, \\ J_2 \ddot{\theta}_2 + K(\theta_2 - \theta_1) &= 0. \end{aligned} \quad (4)$$

有传递函数:

$$\frac{\theta_1}{T} = \frac{(J_2/K)s^2 + 1}{(J_1 + J_2)s^2 (J_1 J_2 / (J_1 + J_2) / K s^2 + 1)}, \quad (5)$$

$$\frac{\theta_2}{\theta_1} = \frac{1}{(J_2/K)s^2 + 1}. \quad (6)$$

式中: θ_1 为 J_1 运动转角, θ_2 为 J_2 运动与弹性变形转角。自由转子由机构动态特性引起的弹性变形:

$$\Delta\theta = \frac{T}{\omega^2 (J_1 + J_2) (s^2 / \omega^2 + 1)}, \quad (7)$$

其中:扭转固有频率 $\omega = \sqrt{K/J_2}$ 。

当 $J_2 \ll J_1$ 时,由式(5)有 $(J_1 + J_2)\ddot{\theta}_1 = T$,即

两者可按惯量相加的刚体动力学特性进行合并,且系统能低阶简化;由式(7)可知:作用力矩 T 的弹性变形 $\Delta\theta$ 若为 1° ,固有频率增加 10 倍后,变形将为原来的百分之一,即使有多个环节变形量也能较小。

文献[12]中明确要求薄弱环节的固有频率要大于系统带宽 5 倍。舵机指标要求带宽为 35 Hz,则薄弱环节的固有频率至少为 175 Hz,其它环节的固有频率至少为 1 750 Hz。

结合所分配的各环节固有频率,对各环节构件进行设计。将图 2 传动机构各构件折算到输入轴端的等效转动惯量、刚度系数与固有频率参数列于表 1。由表 1 可知,舵面第一阶扭转固有频率最低 192 Hz,其次是连杆第一阶扭转固有频率为 3 440 Hz,电机转子扭转固有频率是舵面的 17.9 倍,其它环节扭转固有频率都远高于舵面。所以,舵面扭转频率可作为系统的主模态,将传动机构简化为二自由度自由转子模型,即将联轴器、丝杠轴、螺母、连杆、曲柄和舵轴的转动惯量与电机轴转动惯量合并作为驱动轴转动惯量 J_m ,舵面的转动惯量作为负载轴转动惯量 J_L ,简化的二自由度自由转子模型如图 5 所示。

表 1 结构参数

Tab. 1 Structure parameter

	电机 转子	联轴器	丝杠	螺母	连杆	曲柄 舵轴	舵面
转动惯量 /(10^{-9} kgm 2)	3 330	36	141	1.2	1.5	0.5	10.3
刚度系数 /(Nm·rad $^{-1}$)	/	791.1	409.5	1.5	0.7	3.03	0.015
固有频率 /Hz	/	23 599	8 583	5 637	3 440	12 420	192

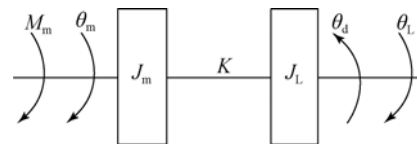
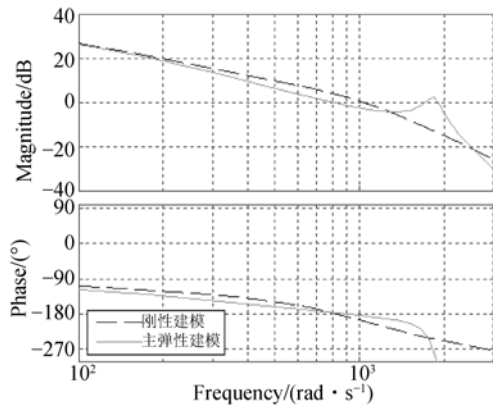


图 5 系统结构主谐振频率结构图

Fig. 5 Main resonance frequency structure in system structure

4 基于主模态的控制系统设计

为了满足舵机系统性能指标要求,结合传动



(b)有阻尼(0.65)时
(b)Damped of 0.65

图 7 有无机构主模态的位置环开环幅相频特性

Fig.7 Magnitude and phase frequency characteristics of open rate-loop with or without structural main modal

阻尼对谐振主频的影响可对式(13)简化获得。积分环节不影响系统谐振频率,只考虑速率环比例作用,同时略去较小的电机电感 L_a ,将式(13)传递函数三阶特征根分解成一次项与二次项乘积 $(T_s+1)(T_r^2 s^2 + 2\xi_r T_r s + 1)$ 的形式, T_r 为谐振主频时间常数, ξ_r 为系统阻尼, T 为系统时间常数。因为 $2\xi_r T_r \ll T$,可得下列各式:

$$T_r = \frac{1}{\omega_r} = \sqrt{\frac{\frac{R_a}{K_e K_t} \frac{J_m J_L}{K}}{\frac{R_a}{K_e K_t} (J_m + J_L) + \left(1 + \frac{K_{vp} K_v}{K_e}\right) \frac{B_L}{K}}}, \quad (14)$$

$$T = \frac{\frac{R_a}{K_e K_t} (J_m + J_L) + \left(1 + \frac{K_{vp} K_v}{K_e}\right) \frac{B_L}{K}}{\frac{R_a B_L}{K_e K_t} + \left(1 + \frac{K_{vp} K_v}{K_e}\right)}. \quad (15)$$

当 $B_L=0$ 时有:

$$T_r = \frac{1}{\omega_r} = \sqrt{\frac{J_m J_L}{K(J_m + J_L)}}, \quad (16)$$

$$T = \frac{R_a (J_m + J_L)}{K_e K_t \left(1 + \frac{K_{vp} K_v}{K_e}\right)}. \quad (17)$$

当 $J_L \ll J_m$ 时,对应二自由度自由转子模型的固有频率公式有:

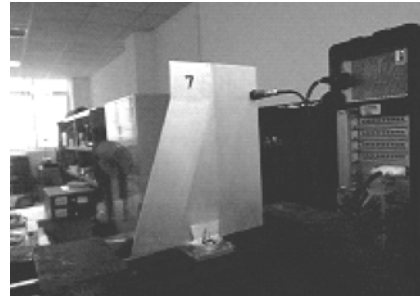
$$\omega_r = \sqrt{\frac{K(J_L + J_m)}{J_L J_m}} \approx \sqrt{\frac{K}{J_L}} \approx \omega_n. \quad (18)$$

由式(17)可知,电机机电时间常数与速率环参数关系,降低时间常数,可使带宽增大。由式(18)可知,系统初步设计时可直接根据匹配设计

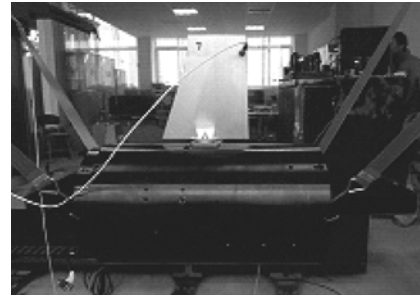
中的薄弱环节开展,最后再用式(13)进行详细验证。另一方面阻尼在不同的实际系统中不是一个可控可设计的参数,只有通过后期实验才能真正测得,所以在系统设计阶段应以无阻尼状态设计更可靠。

6 舵机的实验与设计验证

舵机系统有两部分验证工作即模态实验与全弹道飞行平台外载荷验证。模态实验分两部分进行,一是固支舵面的模态测试,二是传动机构(含舵面)模态测试,测试实验和结果如图 8、9 所示。



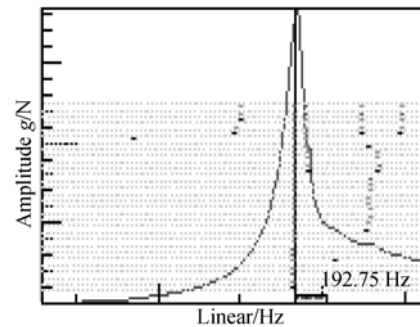
(a)固支舵面模态测试
(a)Test experiment of fixed stay



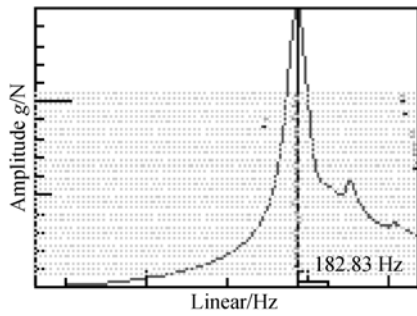
(b)传动机构(含舵面)模态测试
(b)Test experiment of transmission gear

图 8 舵机模态测试实验

Fig.8 Test experiment of actuator modal



(a)固支舵面扭转模态
(a)Torsional mode of actuator surface



(b)传动机构(含舵面)扭转模态

(b)Torsional mode of transmission mecharism

图 9 舵面与传动机构模态测试结果

Fig. 9 Modeling test result of actuator surface and transmission mechanism

由图 9 可知,固支舵面第一阶扭转频率为 192.75 Hz(1 210.47 rad/s);传动机构(含舵面)第一阶扭转频率为 182.83 Hz(1 148.17 rad/s),理论设计谐振主频为 187.8 Hz(1 180 rad/s),与理论设计结果基本一致,所以前述机构匹配设计方法合理,具有可行性。

舵机工作时飞行器飞行马赫数、动压、攻角和舵摆角都是连续变化的,弹体绕其质心转动的角加速度也随舵摆角和动压而变化。地面的试验验证也只能选择一些特征点或忽略一些影响而进行。为了更加完整地验证系统性能,选择在飞行模型平台上进行完整的设计验证。舵机载荷与舵输出和弹道参数关系如图 10 所示。对舵机铰链力矩、惯性力矩、摩擦力矩和结构模态进行准确描述,舵面铰链力矩为: $M_h = QSLm_h^0 \alpha + QSLm_h^0 \theta_0$, m_h^0 、 m_h^0 为风洞实验数据, α 为飞行器攻角,曲线如图 11 所示。 M_h 通过 $1/i$ 折算至电机轴。

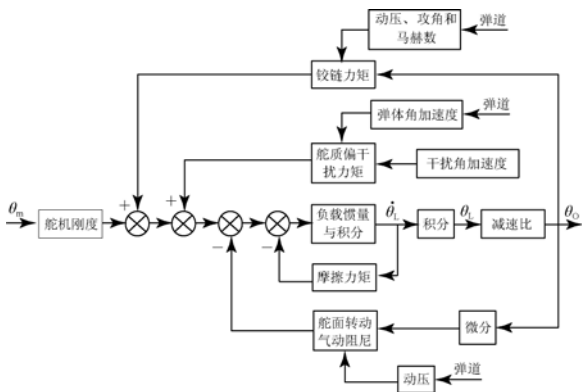


图 10 舵机载荷与舵输出和弹道参数关系

Fig. 10 Relationship between actuator load, rudder output and trajectory parameters

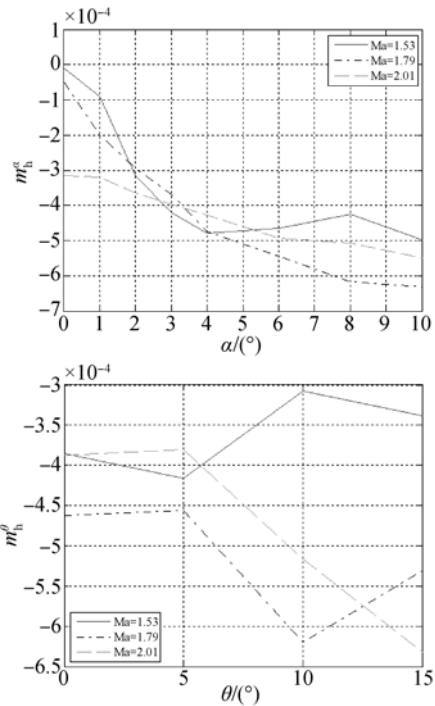


图 11 舵机铰链力矩系数

Fig. 11 Actuator hinge moment coefficient

舵面质偏干扰力矩: $M_i = mh^2 \vartheta$, $m=0.17 \text{ kg}$, $h=0.005 \text{ m}$, ϑ 为弹体俯仰角加速度,通过 $1/i^2$ 折算到电机轴;舵机的实测摩擦力矩为 $M_f = 2.28 \times 10^{-5} \dot{\theta}_L \text{ Nm}$;舵面转动时气动阻尼力矩为 $M_{\theta_L} = QSLm_{\theta_L}^0 \dot{\theta}_L$, Q 为动压, $S=0.0227 \text{ m}^2$ 为弹体截面积, $L=0.122 \text{ m}$ 为舵根弦长度, $m_{\theta_L}^0=0.000025$ 为空气动力计算结果, M_{θ_L} 通过 $1/i^2$ 折算至电机轴。

构建舵机系统,并在弹道飞行平台中对舵机设计进行全程检验,系统性能参数及其它输入参数如表 4 所示,同时给出舵机闭环相角如表 5 所示,由闭环相角可知,所设计系统小于带宽为 35 Hz(220 rad/s)阻尼为 0.65 时二阶系统相角,系统满足系统要求。

表 4 系统性能设计及其它输入参数

Tab. 4 System performance design and other input parameters

参数	数值
速率环截止频率 $\alpha / (\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	384
速率环相角裕度 $\gamma / (^\circ)$	84.2
电位计线性度 $(^\circ)$	0.002
磁电编码器分辨率 $(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	1.57

表 5 舵机闭环传函相角

Tab. 5 Phase angle of actuator closed loop transfer function

角频率/(rad · s ⁻¹)	30	40	50	80
指标要求/(°)	-11.1	-14.9	-18.8	-31.3
相角/(°)	-7.7	-10.4	-13.2	-22.0

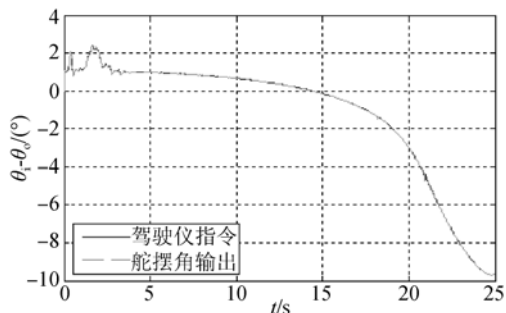


图 12 自动驾驶指令与舵摆角输出

Fig. 12 Instruction of autopilot and output of rudder swing angle

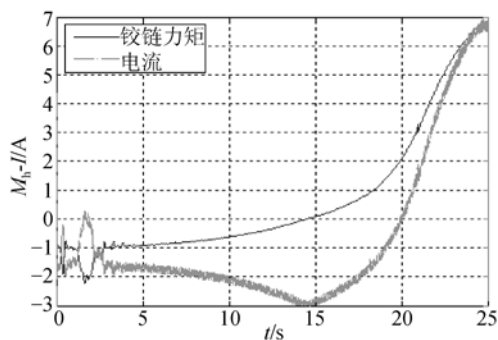


图 13 舵面铰链力矩与舵电流

Fig. 13 Hinge moment of rudder and actuator current

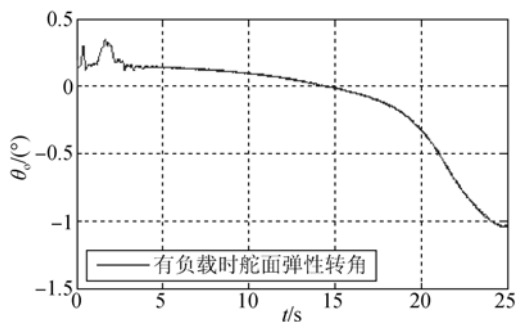


图 14 舵面弹性转角

Fig. 14 Elastic angle of rudder

参考文献:

[1] 汪军林,谢付强,刘玉浩. 导弹电动舵机的研究现状及发展趋势 [J]. 飞航导弹,2008(3):42-46.
WANG J L, XIE F Q, LIU Y H. The reasearch status and development of missile electromechanical

飞行末制导段时,自动驾驶指令与舵摆角输出,舵面铰链力矩与舵电流,舵面的弹性转角如图 12~14 所示。

由图 12~14 可知,舵摆角由 2°~ -10° 内对跟踪指令的最大误差为 ±0.1°;期间最大铰链力矩为 6.8 Nm、最大电流 2.0 A,舵面弹性转角 1.1°,但未影响输出精度,满足系统性能要求。

7 结 论

本文采用速率环和位置环双环控制方案,以保证系统具有较好的动态特性和稳定性。利用机构动态特性匹配和主模态方法,确定使传动机构中薄弱环节回转运动方向的扭转频率小于其它环节的扭转频率 10 倍以上,并且薄弱环节的固有频率大于系统要求带宽的 5 倍以上,可将高阶多自由度动力学模型简化为 2 自由度自由转子模型。将 2 自由度模型与控制系统统一建模,分析其开环截止频率和谐振主频,系统无阻尼时位置环开环截止频率约为 193 rad/s,系统谐振主频为 1 180 rad/s,有无机构主模态的幅相频曲线在截止频率处一致,保证了系统稳定性。通过舵机传动机构模态实验可知,固支舵面第一阶扭转频率为 1 210.47 rad/s,传动机构(含舵面)第一阶扭转频率为 1 148.17 rad/s,与理论设计结果一致,表明机构匹配设计方法是合理的,在系统设计中具有可行性。通过全弹道飞行平台外载荷验证,舵对跟踪指令的最大误差为 ±0.1°;期间最大铰链力矩为 6.8 Nm、最大电流为 2.0 A;舵面弹性转角为 1.1°,但未影响输出精度;舵机闭环传函在 30 rad/s 处相角为 -7.7°,在 80 rad/s 处相角为 -22.0° 满足系统性能要求。

电动舵机系统设计必须重视机构的动态特性和简化方法的可行性,才能在复杂的应用环境中求得完善,并为实际工程应用奠定基础。

actuator [J]. *Winged Missile Journal*, 2008(3): 42-46. (in Chinese)
[2] 林忠万. 基于 DSP 的导弹舵机伺服控制系统的研究 [D]. 西安:西北工业大学,2004.
LIN ZH W. *Study on actuation DC servo system based on DSP* [D]. Xi'an: Northwestern Polytech-

- nical University, 2011. (in Chinese)
- [3] VACULIK S A. *A framework for electromechanical actuator design* [D]. State of Texas: The University of Texas at Austin, 2008.
- [4] 李永锋. 电动舵机控制器的研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2006.
LI Y F. *Study on the controller of electromechanical actuator*[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2006. (in Chinese)
- [5] HABIBI S S, ROACH J, LUECKE G. Inner-loop control for electromechanical (EMA) flight surface actuation systems [J]. *Journal of dynamic systems, measurement, and control*, 2008, 130: 0510021-13.
- [6] HEWSON R. Air-to-air missiles beyond visual range, United States AIM-120 AMRAAM [C]. *Jane's Air Launched Weapons*, 2005.
- [7] 韩雪峰. 含间隙刚柔耦合电动舵机关键技术研究[D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2011.
HAN X F. *Research on the Key Technology of Rigid-flexible Coupling Electric Actuator Servo System with Clearance*[D]. Changchun: Chang-chun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Science, 2011. (in Chinese)
- [8] 肖前进. 电动舵机伺服系统非线性辨识及补偿 [J]. *光学 精密工程*, 2013, 8(21): 2038-2047.
XIAO Q J. Identification and compensation of nonlinearity for electromechanical actuator servo system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 8(21): 2038-2047. (in Chinese)
- [9] 张明月. 改进自抗扰控制谐波式电动舵机伺服系统 [J]. *光学 精密工程*, 2014, 1(22): 99-108.
ZHANG M Y. Servo system of harmonic drive electromechanical actuator using improved ADRC [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 1(22): 99-108. (in Chinese)
- [10] 崔业兵. 一种高带宽四舵翼电动舵机的可行性研究 [J]. *电机与控制学报*, 2012, 12(16): 87-93.
CUI Y B. Feasibility of bandwidth four rudder wings electromechanical actuator [J]. *ELECTRIC MACHINES AND CONTROL*, 2012, 12(16): 87-93. (in Chinese)
- [11] 王乐. 高速飞行器电动舵机伺服系统动力学仿真 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
WANG L. *Dynamic Simulation for Electromechanical Actuator Servo System of High-speed Vehicle*[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)
- [12] 王广雄, 何朕. 控制系统设计 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.
WANG G X, HE ZH. *Control System Design* [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2008. (in Chinese)
- [13] 章家保. 电动舵机伺服系统的模型辨识及其校正 [J]. *光学 精密工程*, 2008, 10(16): 1971-1976.
ZHANG J B, et al.. Model identification and corrector design for servo system of electromechanical actuator [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 10(16): 1971-1976. (in Chinese)
- [14] 章家保. 电动舵机的参数平衡设计 [J]. *弹箭与制导学报*, 2013, 5(33): 29-34.
ZHANG J B. Parameter balance design of electromechanical actuator [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2013, 5(33): 29-34. (in Chinese)
- [15] HAN X F, LIU B. Design and analysis of power system of micro-electromechanical actuator [C]. *IEEE 2010 2nd International Conference on Industrial Mechatronics and Automation*, 2010, 298-302.
- [16] HAN X F, GE M. The effect of backlash nonlinear on resonance frequency of actuator transmission system [C]. *IEEE 2011 3rd International Conference on Advanced Computer Control*, 2011, 586-590.

作者简介:



张跃 (1958—), 男, 河北承德人, 硕士, 研究员, 硕士生导师, 1982 年于北京工业学院获得学士学位, 2007 年于北京理工大学获得硕士学位, 主要从事飞行器总体技术, 导航、制导与控制等方面的研究。E-mail: zhangyue@ciomp.ac.cn



韩雪峰 (1982—), 男, 吉林公主岭人, 副研究员, 2006 年于吉林大学获得学士学位, 2011 年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位, 主要负责结构总体工作, 从事飞行器结构动力学和机电一体化协同优化研究。E-mail: hanxuefeng5210@163.com