

动基座下 DGCMG 框架伺服系统干扰补偿控制*

韩邦成^{1,2}, 杨莲慧^{1,2}, 李海涛^{1,2}

(1. 北京航空航天大学惯性技术重点实验室 北京, 100191)

(2. 新型惯性仪表与导航系统技术国防重点学科实验室 北京, 100191)

摘要 针对双框架控制力矩陀螺(double gimbal control moment gyro,简称 DGCMG)内外框架间的耦合力矩和航天器快速机动带来的牵连力矩引起框架角速率波动问题,建立了动基座下 DGCMG 框架伺服系统的动力学模型,提出了一种基于扩张状态观测器(extended state observer,简称 ESO)的扰动力矩估计方法。对耦合力矩、牵连力矩等扰动力矩进行估计并采用力矩前馈的方式进行补偿,从而抑制扰动力矩对框架伺服系统控制精度的影响。仿真及实验结果表明,该控制方法能有效抑制由于扰动力矩引起的框架速率波动,提高了框架的速率输出精度。

关键词 双框架控制力矩陀螺; 框架伺服系统; 动力学模型; 扩张状态观测器; 前馈补偿

中图分类号 TP275; V448

引言

控制力矩陀螺是控制敏捷机动卫星或空间站等航天器姿态的主要惯性执行机构^[1]。与单框架控制力矩陀螺相比,双框架控制力矩陀螺可输出两个自由度力矩,有效降低姿控系统的体积、质量和功耗,提高系统的冗余度,也可以减少航天器姿态控制系统的奇异性,是控制力矩陀螺发展的一个重要方向。控制力矩陀螺的力矩输出精度决定了航天器的姿态控制精度,而控制力矩陀螺框架伺服系统的速率控制精度又直接决定了控制力矩陀螺的输出力矩性能^[2]。因此,有必要研究 DGCMG 的框架伺服系统。

针对动基座下的 DGCMG 框架伺服系统,不仅在内外框架之间存在耦合力矩,而且航天器运动带来的牵连力矩也会耦合到内外框架上。根据相关敏捷机动卫星的 datasheet 可知:法国的 Pleiades 可以在 25 s 内实现 $-30^{\circ} \sim 30^{\circ}$ 机动;DigitalGlobe 公司的 WorldView-2 机动能力可达 $3 \sim 5^{\circ}/s$;英国的 BILSAT-1 最大机动能力可达 $6^{\circ}/s$ 等。针对上述航天器的机动能力,航天器耦合到框架上的牵连力矩是不能忽略的。内外框架之间的耦合力矩和航天器

的牵连力矩都会引起框架伺服系统角速率的突变,进而影响输出力矩的稳定性和精度,因此必须对其进行补偿。

文献[3]建立了动基座下单框架控制力矩陀螺框架伺服系统动力学模型,它是在假设卫星角速度较小的情况下采用的扰动力矩观测器的方法进行扰动抑制,即可以将牵连力矩忽略,但是针对本研究内容,牵连力矩不能忽略。文献[4]针对静基座下 DGCMG 框架之间的耦合力矩进行了分析,但没有考虑航天器运动对框架系统的影响,针对扰动抑制问题,提出了交叉前馈的控制方法来抑制耦合力矩,而对于陀螺系统而言牵连力矩是不可测的,是不能通过交叉前馈进行补偿的。文献[5]提出了一种重复控制方法来抑制扰动,但只是针对静基座下的扰动抑制问题并且算法稍显复杂。文献[6-7]提出的自适应控制器只是进行了仿真,在磁悬浮控制力矩陀螺高精度框架伺服系统中未能得到很好的应用。

笔者以 50 Nms 的 DGCMG 为研究对象,建立了动基座下 DGCMG 的框架伺服系统动力学模型,对内外框架之间的耦合力矩及航天器带来的牵连力矩进行了分析,采用了基于扩张状态观测器的扰动力矩估计方法,并通过前馈方式对扰动力矩进行补偿,仿真及实验结果表明了该控制方法的可行性及

* 国家重点基础研究发展计划(“九七三”计划)资助项目(2009CB72400103);国家杰出青年科学基金资助项目(60825305)

收稿日期:2012-08-27;修回日期:2012-12-04

有效性。

1 应用在航天器上的 DGCMG 动力学建模

1.1 坐标系定义

$O_i x_i y_i z_i$ 为惯性坐标系, $O_b x_b y_b z_b$ 为航天器本体坐标系, $O_s x_s y_s z_s$ 为 DGCMG 安装参考坐标系, $O x_1 y_1 z_1$ 为外框架坐标系, $O x_2 y_2 z_2$ 为内框架坐标系, 二者的原点与陀螺仪的支承中心重合。当陀螺绕外框架轴正向以角速度 $\dot{\alpha}$ 相对参考坐标系转动 α 角, 并绕内框架轴以角速度 $\dot{\beta}$ 相对参考坐标系转动 β 角时, 坐标系间的位置关系如图 1 所示。

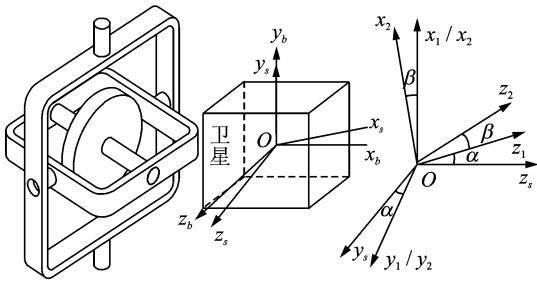


图 1 各坐标系示意图

Fig. 1 Diagram of coordinates

1.2 框架伺服系统的动力学方程

运用欧拉动力学方程^[8], 再根据动量矩 H 足够大和小角度线性化进行化简, 得到内外框架组件的动力学方程^[8]分别为

$$(J_2 y + J_e)(\dot{\omega}_{ib_y}^b \cos\alpha + \dot{\omega}_{ib_z}^b \sin\alpha + \ddot{\beta}) - H(\omega_{ib_x}^b \cos\beta + \omega_{ib_y}^b \sin\alpha \sin\beta - \omega_{ib_z}^b \cos\alpha \sin\beta + \dot{\alpha} \cos\beta) = M_y \quad (1)$$

$$J_1 x(\dot{\omega}_{ib_x}^b + \ddot{\alpha}) + (J_e + J_2 x)(\dot{\omega}_{ib_x}^b \cos\beta + \dot{\omega}_{ib_y}^b \sin\alpha \sin\beta - \dot{\omega}_{ib_z}^b \cos\alpha \sin\beta + \ddot{\alpha} \cos\beta) \cos\beta + J_2 z(\dot{\omega}_{ib_x}^b \sin\beta - \dot{\omega}_{ib_y}^b \sin\alpha \cos\beta + \dot{\omega}_{ib_z}^b \cos\alpha \cos\beta + \ddot{\alpha} \sin\beta) \sin\beta + H \cos\beta(\dot{\beta} + \omega_{ib_y}^b \cos\alpha + \omega_{ib_z}^b \sin\alpha) = M_x \quad (2)$$

这里

$$T_1 = -H\dot{\alpha} \cos\beta \quad (3)$$

$$T_2 = -H(\omega_{ib_x}^b \cos\beta + \omega_{ib_y}^b \sin\alpha \sin\beta - \omega_{ib_z}^b \cos\alpha \sin\beta) \quad (4)$$

$$M_1 = H\dot{\beta} \cos\beta \quad (5)$$

$$M_2 = H \cos\beta(\omega_{ib_y}^b \cos\alpha + \omega_{ib_z}^b \sin\alpha) \quad (6)$$

其中: $\vec{\omega}_{ib}^b$ 为航天器本体坐标系相对惯性系的速度在本体系上的投影; J_e 为转子相对自转轴的转动惯量; J_e 为相对赤道轴的转动惯量; H 为转子角动量且 $H = J_z \Omega$; Ω 为转子相对内框架的速度; β, α 分别为内、外框架角位置; $\dot{\beta}, \dot{\alpha}$ 分别为内、外框架的角速度; J_{2x}, J_{2y}, J_{2z} 为内框架相对内框架坐标系各轴的转动惯量; J_{1x}, J_{1y}, J_{1z} 为外框架相对外框架坐标系的转动惯量; T_1 为内外框架运动引起的耦合力矩; T_2 为航天器运动引起的牵连力矩; M_1 为内框架运动引起的耦合力矩; M_2 为由航天器运动引起的牵连力矩。

针对应用于航天器上的 DGCMG, 航天器需要快速机动时只是将框架角速度指令发送给 DGCMG, 内外框架之间的耦合力矩(即式(3), (5))是实时测量的。但是对于 DGCMG 来说, 航天器快速机动的速率和方向等信息是未知的, 所以由航天器引起的牵连力矩(即式(4), (6))是不可实时测量的。因此, 笔者采用扩张状态观测器来估计扰动力矩。

2 基于扩张状态观测器的扰动力矩估计器的设计

2.1 扩张状态观测器

扩张状态观测器不仅可以使控制对象的状态量重现, 而且可以估计出控制对象模型的不确定因素和干扰的实时值^[9-10], 这个实时值就是作为扩张状态量存在。可见, ESO 能实时估计并补偿系统各种外扰及系统机理本身决定的内扰。

二阶对象的状态方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x(t), t) + \omega(t) + bu(t) \end{cases} \quad (7)$$

其中: $f(x(t), t)$ 为与状态有关的未知函数; $\omega(t)$ 为未知扰动; $u(t)$ 为控制输入量; $x(t)$ 为状态变量, 通常是可测的或间接可测的。

系统的三阶扩张状态观测器可写为

$$\begin{cases} \epsilon(t) = z_1 - x_1(t) \\ \dot{z}_1 = z_2 - k_1 g(\epsilon(t)) \\ \dot{z}_2 = z_3 - k_2 g(\epsilon(t)) + bu \\ z_3 = -k_3 g(\epsilon(t)) \end{cases} \quad (8)$$

合理选择函数 $g(t)$ 和控制参数 k_1, k_2, k_3, z_3 就可以正确跟踪综合扰动 $A(t)$, 其中: $A(t) = f(x(t), t) + \omega(t)$, 估计出扰动然后进行补偿提高系统的稳

定性。选取 $g(z)$ 的规则^[11]为： $g(z)$ 连续可微； $g(0)=0$ ； $g'(z) \neq 0$ 。

2.2 扰动力矩估计器的设计

对于 DGCMG 系统而言,航天器的速度 ω_b 是未知的,因此牵连力矩(即式(4),(6))是不可实时测量的。由于 α, β 是实时可测的,因此耦合力矩(即式(3),(5))是可实时测量的。笔者采用基于扩张状态观测器的方法来估计包括耦合力矩、牵连力矩等综合扰动。从数学模型的角度考虑,内、外框架的区别只是负载的转动惯量大小不同,执行机构都是永磁无刷直流力矩电机,以内框架为例来设计干扰力矩观测器。

电机电磁特性及电磁转矩表达式分别为

$$U_m = RI + L \frac{dI}{dt} + C_e \dot{\theta}_m \quad (9)$$

$$T_m(s) = K_m I(s) \quad (10)$$

其中： I 为电机电枢电流； L, R 为电机绕组的电感值及电阻值， U_m 为电机输入电压， K_m, C_e, J_m 分别为电机的力矩系数、反电动势系数、转动惯量； T_m 为电机的电磁力矩； θ_m 为电机端输出的角位置。

假设系统中由于弹性变形折合到电机轴上的力矩为 M ,对电机轴进行动力学分析得到

$$T_m(s) = J_m s \theta_m(s) + M(s)/N \quad (11)$$

谐波减速器输入角位置为 θ_m , 输出角位置为 θ_l , K_l, N 为谐波减速器刚度系数和传动比,则谐波减速器的输出力矩为

$$M(s) = K_l \left(\frac{\theta_m}{N} - \theta_l \right) \quad (12)$$

负载轴上的黏性摩擦因数为 b_l, J_l 为负载转动惯量,对负载轴进行动力学分析得到

$$M(s) = J_l s^2 \theta_l(s) + b_l s \theta_l(s) \quad (13)$$

考虑到负载扰动力矩 T_f 的存在,将式(12),(13)写为内框架负载端的状态方程形式

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -\frac{K_l}{J_l} x_1 + \frac{K_l}{J_l} U + \frac{1}{J_l} T_f \end{cases} \quad (14)$$

$$\theta_l = x_1, \dot{\theta}_l = x_2, \frac{\theta_m}{N} = U, A(t) = -\frac{K_l}{J_l} x_1 + \frac{1}{J_l} T_f,$$

根据式(7),(8),(14),将扩张状态观测器表示为

$$\begin{cases} \epsilon = z_1 - x_1 \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_1 \frac{g(\epsilon)}{g'(\epsilon)} \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_2 \frac{g(\epsilon)}{g'(\epsilon)} + \frac{K_l}{J_l} U \\ \dot{z}_3 = -\beta_3 \frac{g(\epsilon)}{g'(\epsilon)} \end{cases} \quad (15)$$

其中： z_1 为 x_1 的跟踪值； z_2 为 x_2 的跟踪值； z_3 为 $A(t)$ 的跟踪值； $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ 为可控制参数,选取 $g(z) = (1 - e^{-z}) / (1 + e^{-z})$ ^[11]。

由于电流环的响应速度最快,因此估计出干扰力矩,再通过前馈补偿电流的方式补偿干扰力矩。根据式(9~13)和式(15)得到基于 ESO 力矩前馈补偿的内框架结构框图如图 2 所示。其中： $\dot{\theta}_{ref}$ 为指令速度； K_p, K_i 为速度环比例、积分、微分(proportion, integration, differentiation, 简称 PID)的比例、积分系数； K_{pi} 为电流环 PID 的比例系数； K_{back} 为反馈系数； K 为前馈系数， $\dot{\theta}_p$ 为转台转速； $\dot{\theta}_{out}$ 为外框架的负载端转速。

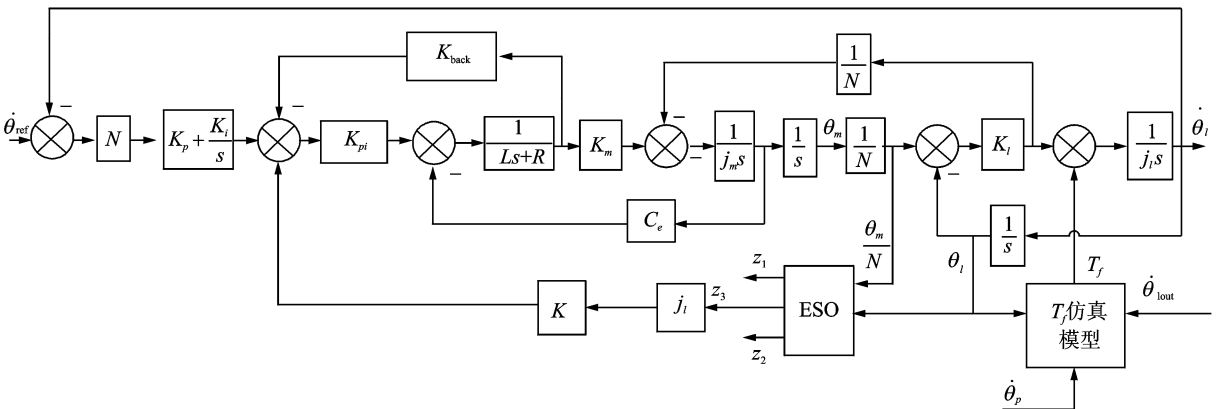


图 2 基于 ESO 的扰动力矩前馈补偿的内框架系统框图

Fig. 2 System block diagram of torque feed-forward based on ESO for inner gimbal

3 仿真及实验研究

3.1 仿真及结果

以基于单轴气浮台的双框架磁悬浮控制力矩陀螺 (duble gimbal magnetically suspended control moment gyroscope, 简称 DGMSCMG) 集成实验系统为研究对象进行仿真, 以内框架为例, 式 (1) 的 $\omega_{bx}^b = 0, \omega_{by}^b = 0, \omega_{bz}^b = \dot{\gamma}, \dot{\gamma}$ 为转台转速, 仿真参数如表 1 所示。

在第 2 s 时外框架 $10^\circ/\text{s}$ 阶跃, 根据式 (1) 得到此时只有外框架对内框架的耦合力矩。在第 4 s 时转台转速为 $3^\circ/\text{s}$ 并持续 3 s, 根据式 (1) 得知此过程中包含转台耦合到内框架上的牵连力矩。采用以上仿真参数并利用 Matlab/Simulink 进行仿真, 基于 ESO 的扰动力矩估计器对扰动力矩的估计如图 3, 4 所示。仿真结果表明该力矩估计器能够实时跟踪扰动力矩。

表 1 内框架系统仿真参数

Tab. 1 System physical parameters

参数	数值	参数	数值
L/mH	1.2	J_m/kgm^2	0.001 3
R/Ω	10.8	J_1/kgm^2	0.039 7
N	100	K_{back}	0.1
$K_m/(\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{A}^{-1})$	0.774	K_u	789
$K/(\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{rad}^{-1})$	50 000	$C_e/(\text{V}\cdot\text{rad}^{-1}\cdot\text{s}^{-1})$	0.892
K_{pi}	0.8	K_{q-in}	20
K_{qi}	0.056	β_1	9 000
K_p	0.2	β_2	90 000
K_i	95	β_3	300 000

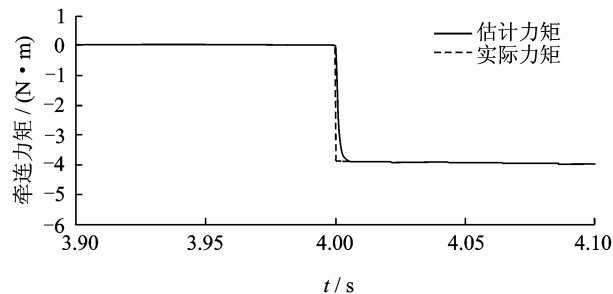


图 3 牵连力矩估计值的下降沿

Fig. 3 Low-going edge of estimation of gyroscopic torque caused by spacecraft

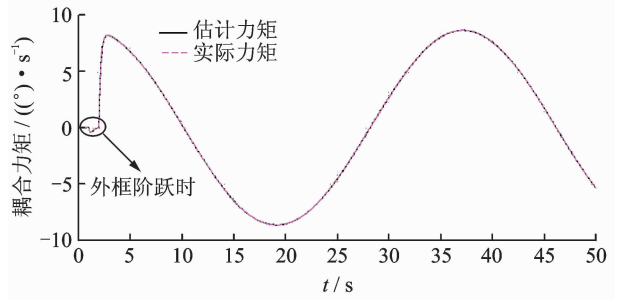


图 4 外框架耦合到内框架的力矩估计

Fig. 4 Estimation of the coupling moment for inner gimbal

扰动力矩补偿前后框架伺服系统阶跃响应如图 5, 6 所示。扰动力矩补偿前, 框架伺服系统的速度调节曲线如图 5 所示, 显然干扰力矩严重影响了框架伺服系统的速度调节性能。加入基于 ESO 的扰动力矩估计器并通过前馈的方式对力矩进行补偿后, 如图 6 所示, 在同样的控制参数下加入的扰动力矩补偿使框架伺服系统的速度调节性能大大改善。不仅使速度调节具有较高的快速性, 而且提高了系统的稳态精度。

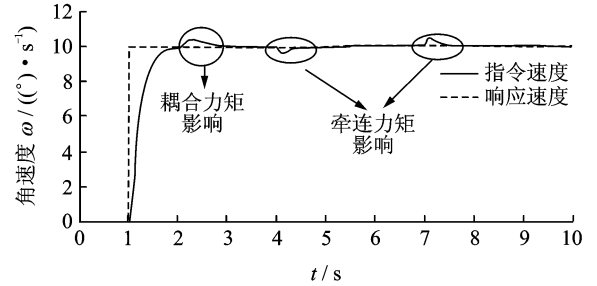


图 5 力矩补偿前内框架阶跃响应

Fig. 5 Step response of inner gimbal without torque compensation

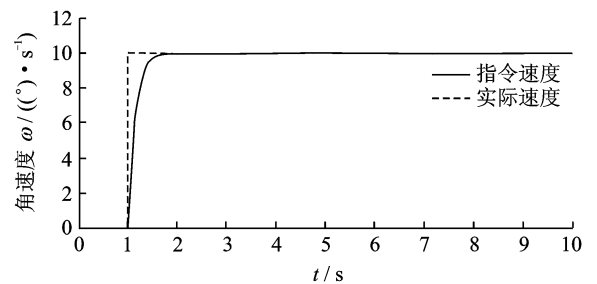


图 6 力矩补偿后内框架阶跃响应

Fig. 6 Step response of inner gimbal with torque compensation

3.2 实验及结果

基于单轴气浮台的双框架磁悬浮控制力矩陀螺

集成实验系统如图7所示。实验系统主要由 DGM-SCMG 原理样机、控制电路箱、电源箱、CAN 采集卡、监控电脑及示波器、单轴气浮台、实时仿真机和

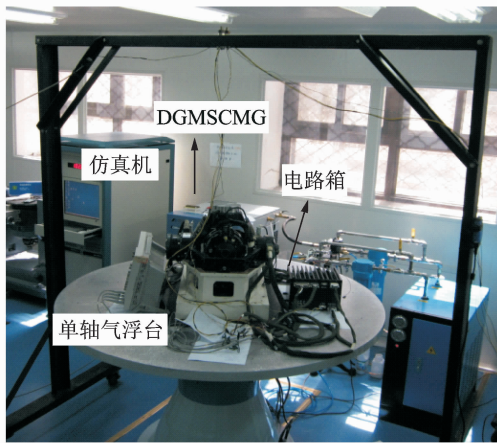


图7 DGMSCMG 集成实验系统

Fig. 7 Integrated experimental system of DGMSCMG

仿真管理计算机组成。实时仿真机获取单轴气浮台当前的姿态角和角速度信息,姿态控制律根据当前姿态角和角速度、指令姿态和指令角速度计算出指令力矩。根据 DGMSCMG 当前框架角进行框架角速度分配,计算出控制力矩陀螺指令框架角速度。实时仿真计算机将指令框架角速度发送给 DGM-SCMG, DGMSCMG 框架转动使其转子角动量方向变化,输出力矩使气浮台的姿态角和角速度发生变化,从而形成基于高性能小型 DGMSCMG 的单轴气浮台单次敏捷机动姿态控制回路。

控制电路箱中包含了框架、磁悬浮轴承及高速电机的控制电路板。框架系统采用的是 DSP+FP-GA 的控制器, DSP 选择 TMS320C31, FPGA 选用 EPF10K40RC。CAN 采集卡用于框架信息的采集,帧周期为 1 ms。系统供电电压为 28 V,框架系统电流环控制周期为 200 μ s,速率环周期为 1 ms。

将角动量 H 的方向与转台轴平行时定为初始位置,保证每次实验都从初始位置开始,实验过程中将转台设置成伺服控制状态。如图8所示,当高速转子为 15 kr/min,转台不动,考察内外框间耦合力矩对框架速率波动的影响时,内框架以 $5^\circ/\text{s}$ 转动,式(3)中 $\beta=0$,外框架以 $8^\circ/\text{s}$ 阶跃,内框速率波动为 $0.5^\circ/\text{s}$ 。图9是当高速转子为 15 kr/min,转台不动,外框架以 $5^\circ/\text{s}$ 转动,保证式(5)中 $\beta=0$,内框架以 $10^\circ/\text{s}$ 阶跃,外框速率波动为 $0.3^\circ/\text{s}$ 。图10是当高速转子为 15 kr/min、式(4)中 $\alpha=0, \beta$ 为 90° 时,给转台加以扰动,此时转台耦合到内框架轴上的牵连

力矩影响了内框架的速率输出,速率波动为 $0.15^\circ/\text{s}$ 。加入基于 ESO 的力矩补偿方法后 3 种情况下的速率输出波形如图 11~13 所示。

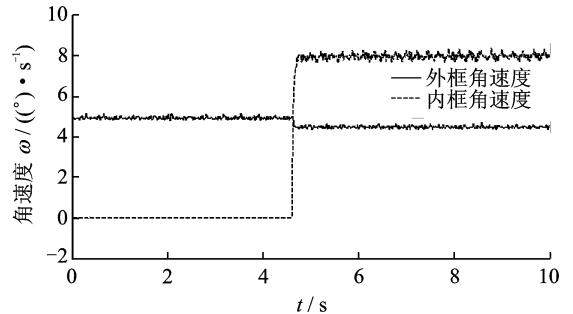


图8 补偿前,当内框架以 $5^\circ/\text{s}$ 运转、外框架以 $8^\circ/\text{s}$ 阶跃时,内外框的转速

Fig. 8 Without compensation, the velocity diagram of gimbals while inner gimbal velocity is $5^\circ/\text{s}$ and outer gimbal step velocity is $8^\circ/\text{s}$

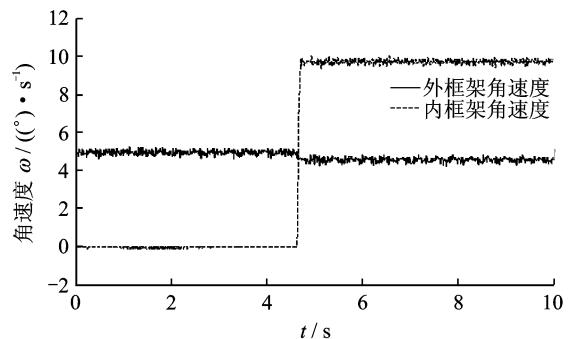


图9 补偿前,当外框架以 $5^\circ/\text{s}$ 运转、内框架以 $10^\circ/\text{s}$ 阶跃时,内外框的转速

Fig. 9 Without compensation, the velocity diagram of gimbals while outer gimbal velocity is $5^\circ/\text{s}$ and inner gimbal step velocity is $10^\circ/\text{s}$

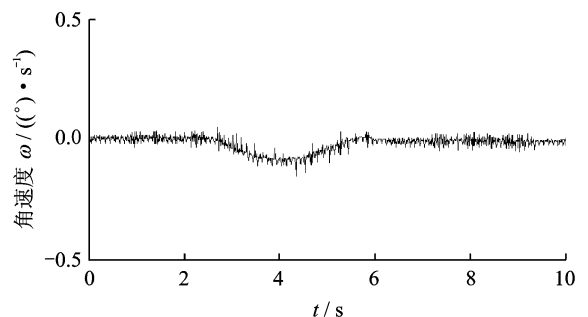


图10 补偿前,当内框架不动、转台转动时内框的转速
Fig. 10 Without compensation, the velocity diagram of inner gimbal when inner gimbal is standstill and test-bed is rotary

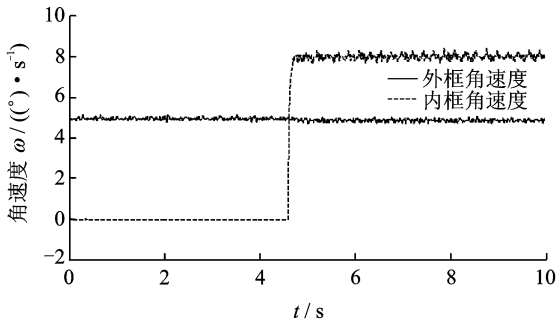


图 11 补偿后,当内框架以 5°/s 运转、外框架以 8°/s 阶跃时,内外框的转速

Fig. 11 With compensation, the velocity diagram of gimbals while inner gimbal velocity is 5°/s and outer gimbal step velocity is 8°/s

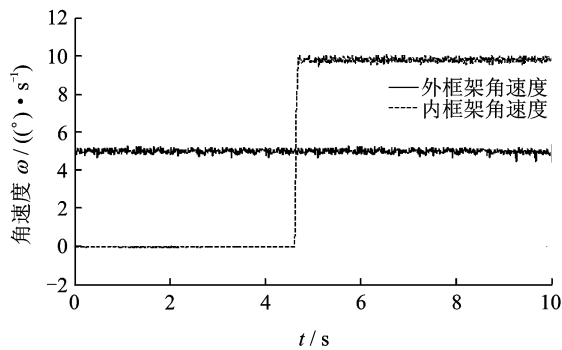


图 12 补偿后,当外框以 5°/s 运转、内框以 10°/s 阶跃时,内外框的转速

Fig. 12 With compensation, the velocity diagram of gimbals while outer gimbal velocity is 5°/s and inner gimbal step velocity is 10°/s

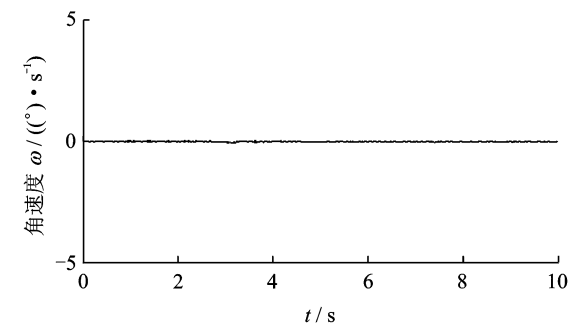


图 13 补偿后,内框不动,转台转动时内框的转速

Fig. 13 With compensation, the velocity diagram of inner gimbal when inner gimbal is standstill and test-bed is rotary

通过实验结果比较,加入基于 ESO 的力矩前馈补偿后,速率波动量分别为 0.1°/s, 0.08°/s, 0.06°/s。实验结果表明,采用基于 ESO 的扰动力矩

补偿控制方法有效地抑制了内外框架之间的耦合力矩及转台给框架系统带来的牵连力矩,解决了由于扰动力矩引起的速率突变问题,提高了输出力矩精度,保证系统稳定运行。

4 结束语

建立了动基座情况下 DGCMG 框架伺服系统内外框架的耦合动力学方程,对 DGCMG 框架伺服系统中内外框架之间的耦合力矩和航天器运动带来的牵连力矩进行了分析。在 PID 控制器的基础上采用了基于扩张状态观测器的干扰力矩估计器,同时,通过力矩前馈补偿的方式对该伺服系统进行控制,通过仿真及实验对该方法进行了验证。可以看出,采用笔者提出的基于扩张状态观测器的干扰力矩估计方法后,可以有效解决扰动力矩引起的速率不稳定问题,提高了系统的力矩输出精度保证系统稳定运行和 DGCMG 框架伺服系统的控制性能。

参 考 文 献

[1] Carpenter M D, Peck M A. Reducing base reactions with gyroscopic actuation of space-robotic systems [J]. IEEE Trans Robot, 2009, 25(6): 1262-1270.

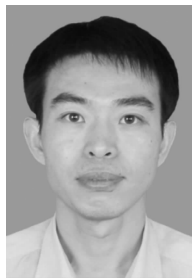
[2] Yu Linghui, Fang Jiancheng. Magnetically suspended control moment gyro gimbal servo-system using adaptive inverse control during disturbances [J]. IEEE Electronics Letters, 2005, 41(1):21-22.

[3] 吴忠,张激扬. 控制力矩陀螺框架伺服系统动力学建模与控制[J]. 应用基础与工程科学学报, 2007, 15(1): 130-136.
Wu Zhong, Zhang Jiyang. Dynamics and control of gimbal servo systems for control moment gyroscopes [J]. Journal of Basic Science and Engineering, 2007, 15(1): 130-136. (in Chinese)

[4] 李海涛,房建成. 一种双框架磁悬浮控制力矩陀螺框架伺服系统扰动抑制方法研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(6): 2199-2206.
Li Haitao, Fang Jiancheng. A method to depress the disturbance of gimbal servo systems in double gimbal magnetically suspended control moment[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(6): 2199-2206. (in Chinese)

[5] Nagashima M, Longman R W. Cancellation of unknown periodic disturbances by PLL/adaptive matched basis function repetitive control[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 2005, 120(2):2041-2060.

- [6] 于灵慧,房建成. 磁悬浮控制力矩陀螺框架伺服系统扰动力矩分析与抑制[J]. 宇航学报, 2007, 28(2): 287-291.
Yu Linghui, Fang Jiancheng. Analysis and attenuation of disturbance torque in control moment gyro gimbal servo system[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(2): 287-291. (in Chinese)
- [7] Shaw J. Adaptive control of avibration absorber by using a plant disturbance canceler[J]. Journal of Control System and Techonology, 1998, 6(3): 223-230.
- [8] 于波,陈云相,郭秀中,等. 惯性技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1990:16-51.
- [9] 韩京清. 一类不确定对象的扩张状态观测器[J]. 控制与决策, 1995, 10(1): 85-88.
Han Jingqing. The extended state observer of a class of uncertain system[J]. Control and Decision, 1995, 10(1): 85-88. (in Chinese)
- [10] Han Jingqing. From PID technique to active disturbances rejection control technique [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2009, 56(3): 900-906.
- [11] 李海涛,房建成. 基于扩张状态观测器的 DGMSCMG 框架伺服系统振动抑制方法[J]. 航空学报, 2010, 31(6): 1213-1219.
Li Haitao, Fang Jiancheng. Study on system vibration suppression method based on ESO used in gimbal servo system of DGMSCMG[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(6): 1213-1219. (in Chinese)



第一作者简介:韩邦成,男,1974年2月生,副教授。主要研究方向为机电一体化、磁轴承磁悬浮技术及应用、惯性执行机构、多学科设计优化。曾发表《基于滑模扰动观测器的磁轴承主动振动控制》(《光学精密工程学报》2012年第20卷第3期)等论文。

E-mail: hanbangcheng@buaa.edu.cn

欢迎订阅《振动、测试与诊断》

《振动、测试与诊断》由工业和信息化部主管,南京航空航天大学 and 全国高校机械工程测试技术研究会联合主办,是反映振动、动态测试及故障诊断学科领域的科研成果及其应用情况的技术性刊物。主要刊登国内外以振动测试与故障诊断为中心的动态测试理论、方法和手段的研究及应用方面的技术文献,包括实验测试技术、测试仪器的研制、方法和系统组成、信号分析、数据处理、参数识别与故障诊断以及有关装置的设计、使用、控制、标定和校准等,不拘泥于行业和测试项目。

本刊为 EI Compendex 数据库收录期刊和中文核心期刊,双月刊,每逢双月末出版,每本定价 20 元,全年 120 元。欢迎订阅和投稿,欢迎在本刊刊登各类广告和科技信息。

编辑部地址:南京市御道街 29 号 邮政编码:210016

电话:(025)84893332

传真:(025)84893332 E-mail:qchen@nuaa.edu.cn

网址:http://zdc.nuaa.edu.cn

