

文章编号 1004-924X(2023)23-3438-11

基于复合轴控制原理的卫星新型姿态稳定性调控

赵子菁¹, 刘彦甫¹, 赵宏超^{2*}, 范磊¹, 闫勇¹, 李资政¹

(1. 中山大学 物理与天文学院, 广东 珠海 519082;

2. 中山大学·深圳 先进制造学院, 广东 深圳 518033)

摘要:为减小无拖曳卫星的残余姿态误差,设计了一种基于动量交换的指向稳定性调控机构。采用复合轴控制的原理,与无拖曳姿态控制回路相配合,可将卫星的指向稳定性精度提高到纳弧度量级,同时减少工质损耗,达到延长卫星寿命的目的。利用压电陶瓷设计了一套敏感轴动量交换机构,并基于卫星姿态动力学对小质量块运动所产生的附加干扰力矩进行推导和分析。分别对复合轴系统的主轴系统和子轴系统进行整定,计算出满足性能需求的系统带宽。采用前馈逆模型和自适应PID控制对压电陶瓷的非线性和卫星所受扰动进行补偿。最后,通过Adams和Simulink联合仿真验证系统整体的可行性。仿真结果表明:该机构的介入可以有效降低控制系统带宽,实现 $10\text{ nrad}\cdot\text{Hz}^{-1/2}@1\text{ mHz}\sim 1\text{ Hz}$ 的指向稳定性控制。

关键词:无拖曳卫星;复合轴控制;姿态稳定性;压电陶瓷

中图分类号:V44;O43 **文献标识码:**A **doi:**10.37188/OPE.20233123.3438

Pointing stability control method for super stable satellite based on composite axis control

ZHAO Zijing¹, LIU Yanfu¹, ZHAO Hongchao^{2*}, FAN Lei¹, YAN Yong¹, LI Zizheng¹

(1. School of Physics and Astronomy, Sun Yat-sen University, Zhuhai 519082, China;

2. School of Advanced Manufacturing, Shenzhen Campus of Sun Yat-sen University, Shenzhen 518033, China)

* Corresponding author, E-mail: zhaohongch@mail.sysu.edu.cn

Abstract: To reduce the residual attitude error of the drag-free satellite, a pointing stability control mechanism based on momentum exchange was designed. To realize nanoradian-level pointing stability accuracy for the satellite, a composite axis control method was implemented. This method work in conjunction with the drag-free attitude control loop, simultaneously reducing the consumption of working fluid in other actuators. This approach was designed to extend the satellite's operational lifespan. Firstly, the design incorporated a linear reciprocating mechanism driven by piezoelectric ceramics on the satellite. This setup allowed for the derivation and analysis of additional interference torque, which resulted from the movement of small masses. The analysis was grounded in the principles of satellite attitude dynamics. Secondly, the composite axis system's main and auxiliary axes were individually tuned, and the system's bandwidth was calculated to ensure it meets performance requirements. Following this, a feed-forward inverse model and

收稿日期:2023-02-27;修订日期:2023-04-13.

基金项目:国家重点研发计划资助项目(No. 2021YFC2202103);深圳市科技计划资助项目(No. 20220818153519003)

adaptive PID control were employed. These techniques compensated for the nonlinearity of the piezoelectric ceramics and any disturbances affecting the satellites. Finally, the feasibility of the overall system was verified by an Adams and Simulink joint simulation. The simulation results show that the intervention of the mechanism can effectively reduce the bandwidth of the control system and realize high-precision pointing stability control of approximately $10 \text{ nrad} \cdot \text{Hz}^{-1/2} @ 1 \text{ mHz} \sim 1 \text{ Hz}$.

Key words: drag-free satellite; composite axis control; attitude stabilization; piezoelectric ceramics

1 引 言

天体引力波波源丰富,频率范围广,其中 $0.1 \text{ mHz} \sim 1 \text{ Hz}$ 频段的低频引力波在天文学领域具有重要的研究价值。但引力波探测设备臂长可达数十万公里,无法在地面建造。因此,在外太空建设由 3 个全同卫星构成的引力波天文台成为目前的研究热点。为了保持星间激光链路,需要精确控制每个卫星所搭载的两套核心光学载荷的指向^[1]。其中,一套光学载荷与卫星固连,依托卫星的姿态控制实现精密指向;另一套光学载荷采用面内角控制机构实现编队呼吸角的补偿。

在经典的卫星姿态控制中,反作用飞轮是最常见的姿态控制元件,配合图像稳定系统,能够实现较高的指向稳定性。哈勃太空望远镜^[2]为了实现暗弱目标的观测,通过对主要干扰源进行精细的建模和合理的设计,使用反作用飞轮实现了 24 h 内优于 35 nrad 的指向稳定性控制。同样,利用航天器内部质量转移来调整质心与压心的相对位置,实现姿态控制方面的研究也有很多。何亮^[3]等通过驱动 4 个可双向移动的质量块,使卫星质心与压力中心发生相对位移,产生反作用于其本身的扭矩,从而将通常被视为扰动的空气动力扭矩作为低轨卫星自旋过程中的外部控制力矩,配合角动量控制实现其三轴姿态的渐进稳定。针对欠驱动控制系统,Chesi 团队^[4]提出了一种三个移动质量块配合一组磁力矩器或一个反作用飞轮的方法,设计了相应的自适应非线性姿态调节控制律,以提高低轨卫星的指向稳定性精度。在质量矩姿态控制领域,陆正亮^[5]等设计了一种两组滑块双对称安装的构型配置方式,通过基于指数趋近的滑模控制法调整作用在飞行器上的质量矩来实现其快速姿态机动,该方法在导弹控制领域得到了广泛的应用。对于质

量矩卫星非零角动量的情况,姜宇等^[6]提出通过反馈线性化等控制方法设计连续光滑的反馈控制规律,实现了对非欠驱动轴的有效控制。在该领域,Li 等^[7]设计了基于径向基函数(RBF)神经网络的变质心姿态控制律,并通过遗传算法(GA)训练优化网络的权重来确定最优解。然而,上述控制技术主要应用于低轨卫星,针对高轨道的引力波探测卫星,国内外开展的相关研究很少。

由于反作用飞轮存在转速饱和以及高速转动引起的姿态抖动等问题,无法满足引力波探测器超静超稳的工作需求。因此,基于微推进器的无拖曳技术成为引力波探测器姿态控制系统的首选。其中,微推进器具有稳定性高、连续可控等优点,能够实现卫星姿态的精确控制。然而,微推进器的工质消耗却成为限制卫星工作寿命的重要因素。为此,本文针对光学载荷与卫星固连的指向控制,提出引入配合无拖曳系统的新型稳定调控机构,使用复合轴控制的原理,通过精确控制卫星的姿态实现激光链路的高稳定维持。

2 原 理

受轨道摄动等多种扰动的影响,维持激光链路的稳定需要卫星使用无拖曳系统进行控制,以保持激光链路的跟踪和指向^[8]。无拖曳卫星可以通过测量检验质量与卫星之间的状态偏差来实现卫星高精高稳的姿态控制。在 $0.1 \text{ mHz} \sim 1 \text{ Hz}$ 的频域内,它具有优异的抗干扰能力和噪声抑制能力,适用于超高精度的引力波探测任务。为了降低微推进器工质消耗对卫星工作寿命的影响^[9],本文结合复合轴控制原理,提出了一套基于压电陶瓷驱动的微位移直线往复机构的微动量交换系统,配合微推进器实现卫星超静超稳条件下的高稳定性指向控制,达到了提高控制精度、延长卫星工作寿命的目的。

2.1 基于 PZT 驱动的微动量交换机构

卫星上的指向调节机构可以实现体坐标系下 3 个方向的调节,也会对姿态产生相应的扰动。本文中,3 对由压电陶瓷组和小质量块共同构成的执行机构分别正交安装于 3 个姿态敏感轴上。当电压稳定时,压电陶瓷发生形变驱动小质量块进行微位移直线运动。由动量矩守恒定理可知,在空间环境下,一对在同一轴向上大小相同方向相反的动量可近似为角动量,能够通过角动量交换的方式驱动卫星平台进行姿态变换,即有:

$$H_C \approx I_C \cdot \omega_B + \sum m_i R \times (\omega_B \times l_i + \dot{l}_i), \quad (1)$$

式中: H_C 表示卫星总角动量, I_C 表示卫星的转动惯量, ω_B 表示卫星在星体本体坐标系下的角速度, R 表示位移矢量到卫星质心的力臂长度, $m_i (i=1,2)$ 表示小质量块的质量, $l_i (i=1,2)$ 表示小质量块的位移。通过蒙特卡洛仿真可以计算出一定行程约束下小质量块的最优质量,将满足性能要求的两个小质量块分别与压电陶瓷 (Piezoelectric ceramic, PZT) 作动器固连。为避免 3 个通道间的耦合,将控制某一方位轴的一对 PZT 作动器分别安装于距卫星质心距离相同且与卫星体对角线垂直的两侧面心上,方向完全相反,并确保其连线过卫星体坐标系下的质心原点。图 1 为无拖曳卫星单轴姿态机动原理。

2.2 卫星姿态动力学分析

在控制系统的设计中,纳弧度级的调姿符合

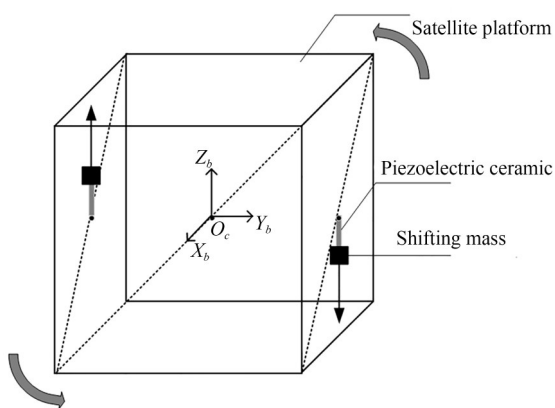


图 1 无拖曳卫星单轴姿态机动原理

Fig. 1 Principle diagram of single-axis attitude maneuvering of drag-free satellite

“小角度假设”,用 φ, θ, ψ 分别表示卫星的偏航角、俯仰角和滚转角, ω_o 表示卫星的轨道角速度。由刚体复合运动关系可以推出简化后的卫星姿态运动学方程为:

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi}\omega_o - \dot{\psi} \\ \dot{\theta} - \omega_o \\ \varphi\omega_o + \dot{\psi} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

姿态反馈元件能够获取实时的卫星在轨数据,而后根据动力学基本方程对其各自由度的状态量进行解算。视卫星为刚体,在星体本体坐标系中,由角动量定理,卫星角动量向量的变化率与作用在卫星星体上的总力矩之间关系可以描述为:

$$I \frac{d\omega_{bi}}{dt} = -[\omega_{bi}^\times] J \omega_{bi} + T, \quad (3)$$

$$I \dot{\omega} = -\dot{I} \omega - [\omega^\times] (J \omega + h_w) + T_d, \quad (4)$$

其中: I 表示卫星的转动惯量, ω_B 表示卫星在星体本体坐标系下的角速度, h_w 表示稳定性调控机构工作所产生的角动量, ω_B^\times 表示角速度的叉乘矩阵, T_d 表示卫星所受外部干扰力矩的总和。

除了常规的卫星姿态动力学,稳定性调控机构中小质量块的直线往复运动也会导致系统整体的质量分布发生变化,从而产生对应的附加转动惯量 ΔI 和其他附加扰动力矩^[10]。由于卫星在姿态机动的过程中质心不变, ΔI 可简化为:

$$\Delta I = \Delta I_1 + \Delta I_2 = \begin{bmatrix} 0 & \frac{m^2 l^2}{M+2m} & \frac{m^2 l^2}{M+2m} \\ \frac{m^2 l^2}{M+2m} & 0 & 0 \\ \frac{m^2 l^2}{M+2m} & 0 & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2ml^2 & 0 & 0 \\ 0 & ml^2 & 0 \\ 0 & 0 & ml^2 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

其中: m 表示小质量块的质量, M 表示卫星本体的质量, l 表示小质量块的位移。此外,附加惯量力矩来源于系统转动惯量的变化率,附加惯性力矩来源于活动质量块的运动加速度,附加哥氏力矩来源于活动质量块运动与卫星姿态运动的耦合,附加陀螺力矩来源于活动质量块的位移^[11]。

总的附加力矩可用展开式表示:

$$(I + \Delta I) \cdot \dot{\omega}_B = -[\omega_B^\times] I \cdot \omega_B - \dot{I} \cdot \omega_B - \sum_{i=1,2} m R \times \ddot{l}_i - \sum_{i=1,2} m R \times (\omega_B \times 2\dot{l}_i) - \sum_{i=1,2} m R \times (\omega_B \times l_i) + T_d. \quad (6)$$

为明确各附加扰动力矩对卫星姿态的影响程度,带入表 1 中的参数进行仿真计算,结果如图 2 所示。可以得出,当姿态角速度较小时,附加惯量力矩、附加惯性力矩和附加陀螺力矩低于纳弧度 3 个量级以上,可忽略不计,附加惯性力矩的干扰处于主导地位。

表 1 附加干扰力矩仿真参数

Tab. 1 Parameters of additional disturbing torque

仿真参数	数 值
卫星转动惯量 $I/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	40, 60, 40
卫星角速度 $\omega/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	$5 \times 10^{-8}, 3 \times 10^{-8}, 1.5 \times 10^{-8}$
小质量块最大位移 $l/\mu\text{m}$	30
小质量块质量 m/kg	0.35
等效力臂 R/m	1

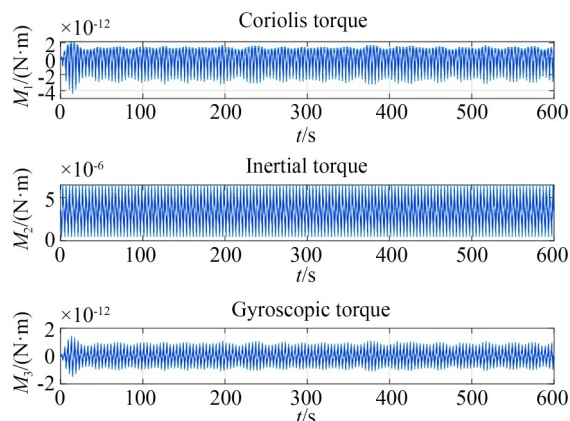


图 2 附加干扰力矩的计算结果

Fig. 2 Calculation results of additional interference moment

3 机构可行性及其非线性控制

3.1 可行性分析

针对纳弧度级别的指向稳定性指标,压电陶瓷作动器的行程范围和小质量块的质量共同约束复合轴系统对卫星姿态角的调整范围,故需为指向稳定性调控机构选择合适的参数。以 PI-225 三种型号的压电陶瓷作动器为例,其最大行程分别为 38, 30 和 15 μm 。如图 3 所示,坐标轴

ω_{ob} 和 θ 分别表示卫星的姿态角速度和姿态角,仿真结果表明,卫星的调姿能力与 PZT 的最大行程和小质量块的质量都成正比关系。

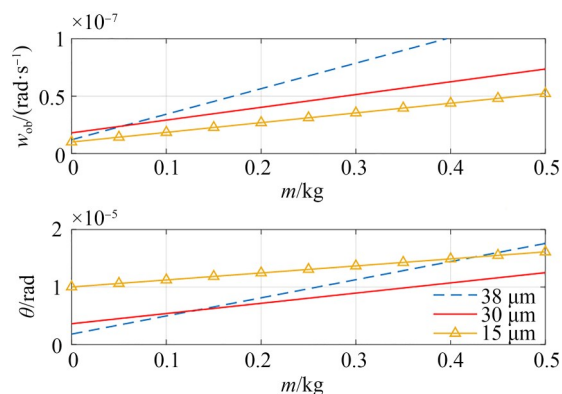


图 3 影响调姿能力的因素

Fig. 3 Factors affecting attitude adjustment

但考虑到 PZT 作动器满行程后需要微推进器介入卸载,这里在一次满行程的约束内要尽可能实现更多次的姿态调节,具体地,期望到达一次满行程的时间尽可能地长。

据上述对调姿能力的分析,最终选用 350 g 的小质量块和最大行程为 30 μm 的 P-225. 20 促动器,进一步计算电压和小质量块最大速度对卸载问题的影响。以 v_{\max} 表示小质量块的最大速度, v_{\max} 偏大时,调姿机构在 1 000 步内不会满行程,若速度持续增大,机构最终会失去对卫星的控制能力。

考虑到单次卸载时间的约束,需将 v_{\max} 限制在 $\frac{\pi}{4} \mu\text{m/s}$ 以下。采用蒙特卡洛法对以下几种工作状态进行仿真:

(1) 未施加控制的情况下,取 $v_{\max} = \frac{\pi}{8} \mu\text{m/s}$,

周期为 480 s, 350 步左右达到最大行程;

(2) 施加控制的情况下,取 $v_{\max} = \frac{\pi}{4} \mu\text{m/s}$ 时,

周期为 240 s, 200 步左右满行程,每分钟需卸载一次;

(3) 施加控制的情况下,取 $v_{\max} = \frac{\pi}{6} \mu\text{m/s}$ 时,

周期为 360 s, 350 步左右达到最大行程;

(4) 施加控制的情况下,取 $v_{\max} = \frac{\pi}{8} \mu\text{m/s}$ 时,

周期为 480 s, 450 步左右达到最大行程,每两分

钟需卸载一次。

图 4 为不同工况下的控制结果,分析可知,小质量块的最大速度限制了新型指向稳定性机构

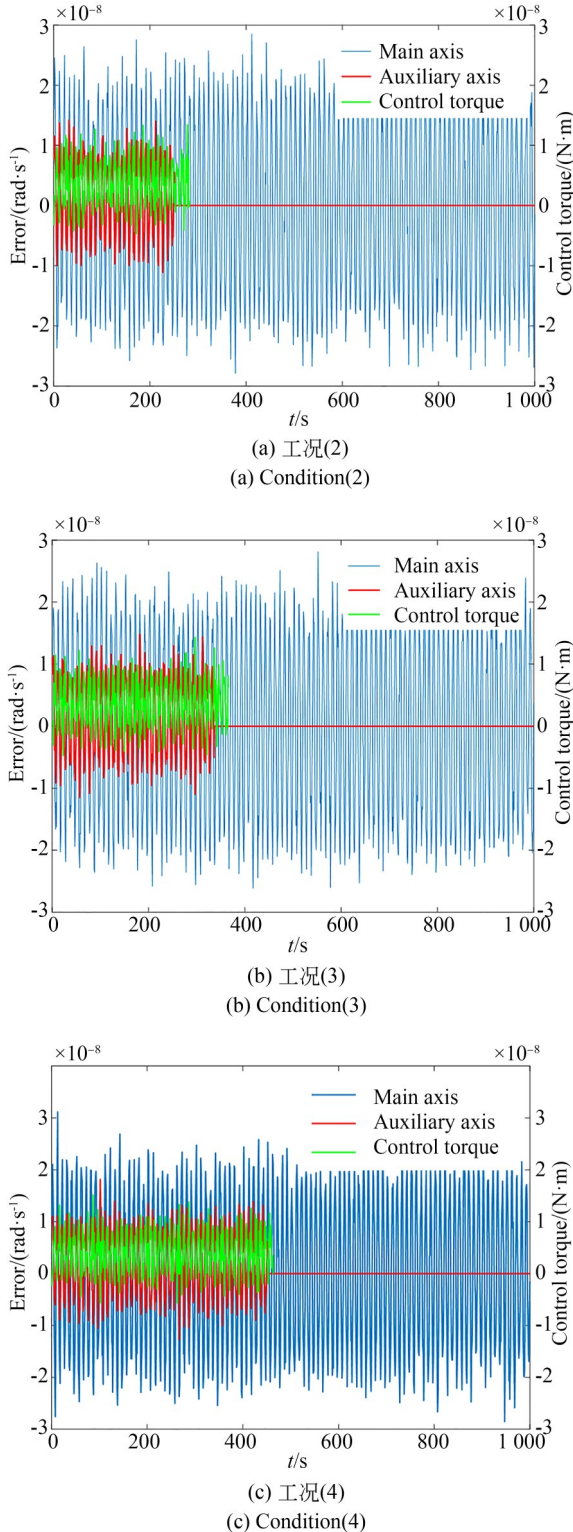


图 4 不同工况的仿真结果

Fig. 4 Simulation results under different conditions

调姿的步数,在主轴误差和子轴误差同样满足精度要求的情况下,工况(4)能够在单次满行程的约束内为卫星进行更多次姿态调整,使机构最大程度地发挥作用^[12]。通过蒙特卡洛仿真模拟上述工况,并得出该条件下 PZT 调姿机构满行程前调节次数的概率密度分布。如图 5 所示,最终选择 $v_{\max} = \frac{\pi}{8} \mu\text{m/s}$,从而有效避免 PZT 满行程导致的卸载次数过多的问题,避免无拖曳系统的能源浪费。

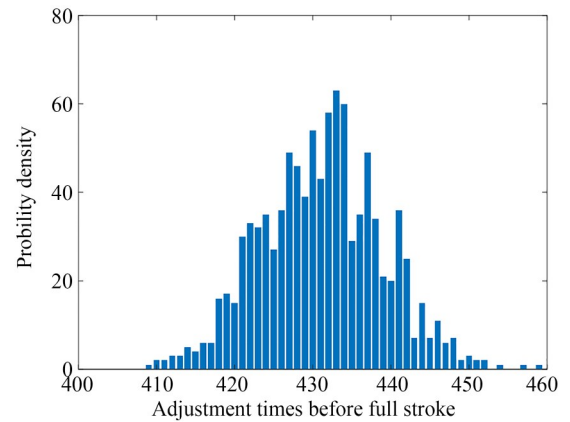


图 5 蒙特卡洛仿真结果

Fig. 5 Monte Carlo simulation results

3.2 PZT非线性控制

PZT 作动器具有逆压电效应,在实现微位移变化时其位移与外部电压近似呈线性关系,具有能量密度高、分辨率高、无摩擦和发热少等优点,但其本身存在的迟滞、蠕变等非线性特性,不利于实现高精度运动控制,需进行模型辨识和控制补偿^[13]。以上节选用的 P-225.20 型号的压电陶瓷促动器为例,其参数如表 2 所示。

采用 Bouc-Wen 模型中 $h(t)$ 来表示压电陶瓷材料的非线性部分^[13]:

$$y(t) = X(t) + h(t) = kx(t) + h(t) \quad (7)$$

$$\dot{h}(t) = \alpha \dot{x}(t) - \beta \dot{x}(t) |h(t)| - \gamma |\dot{x}(t)| h(t)$$

线性部分可用二阶系统的传递函数来表示:

$$\frac{x}{U_i} = \frac{K_e d}{Ms^2 + Cs + K_e} = \frac{0.066}{0.47s^2 + 0.63s + 0.33}, \quad (8)$$

式中: M 为等效质量, K_e 为刚度系数, C 为压电常数, d 为阻尼系数。如图 6 所示,通过前馈逆模型

和 PD 控制对其非线性部分进行补偿,可以大幅提高压电陶瓷电压-位移(电压-出力)的线性度。无外加载荷的情况下,当施加最大电压时,PZT 作动器的位移和出力可以相互转化,即压电陶瓷每增加单位位移,输出力减小的数值与其静态

刚度值相等,在压电出力与自身弹性力相平衡时获得最大位移^[14]。由此可知,单个机构小质量块受推力所产生的速度与输入电压近似为线性关系,这是该新型机构通过动量交换原理实现卫星姿态机动的基础。

表 2 P-225. 20 压电陶瓷促动器的参数

Tab. 2 Parameters of piezo actuator P-225. 20

工作电压/V	最大行程/ μm	静态刚度/ $(\text{N}\cdot\mu\text{m}^{-1})$	等效电容/ μF	质量/kg	最大推力/N
0~1 000	30	0.33	0.63	0.47	12 500

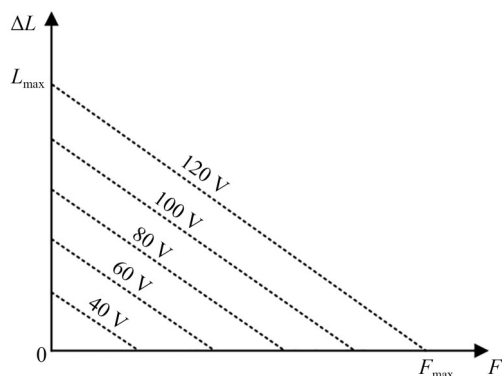


图 6 压电陶瓷的位移-输出曲线

Fig. 6 Displacement-output curve of piezoelectric ceramic

图 7 为双环控制原理,利用 Adams 和 Simulink 进行联合仿真,可以将卫星姿态运动过程可视化,并得到非线性补偿前后速度跟踪精度以及卫星指向稳定性精度的数值仿真结果。由于速度环的带宽远低于压电机构的一阶固有频率,可以实现较好的控制效果,符合一般设计规律^[15]。如图 8 所示,PZT 的非线性误差得到了充分抑制。

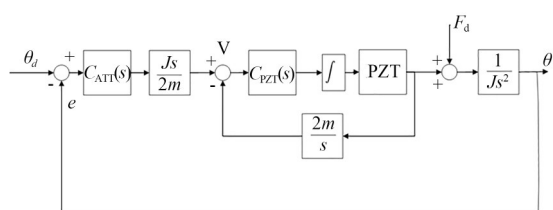


图 7 速度-姿态双环控制框图

Fig. 7 Control block diagram of velocity-attitude double-loop

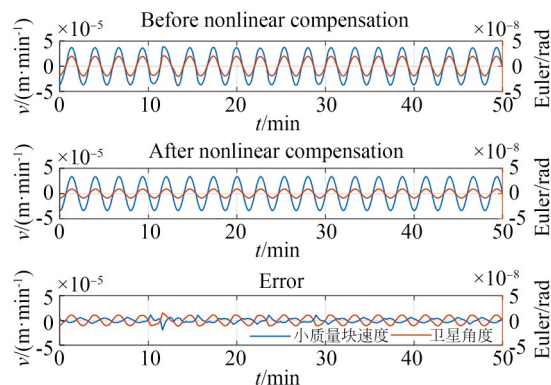


图 8 非线性补偿前后小质量块速度与卫星角度

Fig. 8 Mass velocity and satellite angle before and after nonlinear compensation

4 复合轴系统综合设计

4.1 工作模式

复合轴控制广泛应用于光学系统中粗跟踪与精跟踪的配合,具有在全频带优化带宽及其分配的优点。其本质是一种双通道控制,能够在主轴粗跟踪的基础上增加子轴控制以实现精确修正^[16]。本文将复合轴系统应用于卫星的姿态控制,主要目的在于拓宽频带、减少能耗,以及进一步提高指向稳定性精度。

卫星的无拖曳姿态控制通道可以抑制大多数 1 Hz 以下的中低频扰动,使卫星的稳定性精度满足 $20 \text{ nrad/Hz}^{1/2}@ (1 \text{ mHz} \sim 1 \text{ Hz})$ 的性能要求。当其残余稳态误差下降到 $20 \text{ nrad/Hz}^{1/2}@ (1 \text{ mHz} \sim 1 \text{ Hz})$ 时,本文设计的复合轴系统开始工作,由 PZT 驱动的新型稳定性调控机构介入,即主轴与子轴同时工作,使无拖曳卫星的指向稳

定性误差进一步下降到 $10 \text{ nrad/Hz}^{1/2} @ (1 \text{ mHz} \sim 1 \text{ Hz})$ 左右并保持在精度范围。复合轴控制原理框图如图 9 所示:主轴系统为无拖曳控制系统中的姿态控制回路,主要由微推进器、姿态反馈

元件、自适应 PID 控制器和卫星平台构成;子轴系统为基于动量交换原理的姿态控制回路,主要由 PZT 驱动的新型稳定性调控机构、非线性扩张观测器、滑模控制器和姿态反馈元件构成。

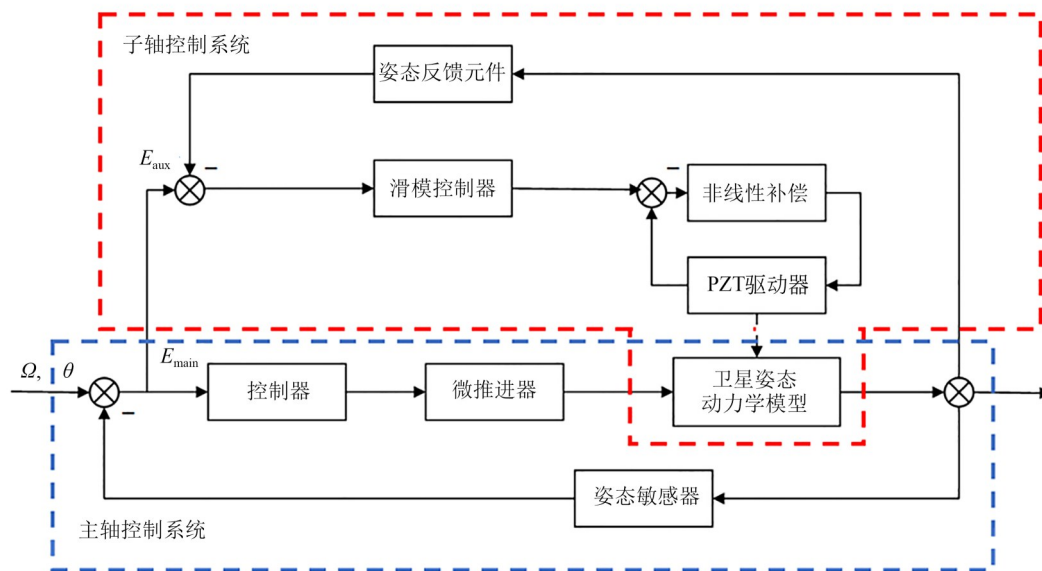


图 9 复合轴系统控制框图

Fig. 9 Framework of compound-axis control system

4.2 系统带宽整定

带宽是复合轴控制系统的一项重要设计指标,控制器带宽的选择既要求闭环系统能以所需精度跟踪输入信号,又要求能够抑制噪声扰动信号^[17]。为满足稳定性指标要求,首先基于单轴对复合轴系统的带宽进行整定。在无拖曳姿态控制系统的负载上加一具有确定均方差和标准偏差值的高斯白噪声,同时考虑空间环境下量级较大的干扰噪声,如微推进器噪声和静电驱动噪声,从而模拟主轴系统的残余指向误差^[18]。主轴系统的输入信号为卫星的相对运动信号及卫星扰动信号。利用基于单神经元的自适应 PID 算法,对主轴系统的开环传递函数进行整定:

$$G(s) = G_t(s)G_{eq}(s)G_c(s)G_o(s) = \frac{e^{-\tau_1 s}}{\tau_2 s + 1} \cdot \frac{e^{-\tau_3 s}}{\left(\frac{s}{2\pi f_1} + 1 \right) \left[\frac{s^2}{(2\pi f_2)^2} + \frac{\zeta s}{\pi f_2} + 1 \right]} \cdot \left(K_p + K_D s + \frac{K_I}{s} \right) \cdot \frac{1}{J s^2}, \quad (9)$$

其中: $G_t(s)$ 为带有时延的推进执行传递函数,

$G_{eq}(s)$ 为等效高阻滤波器传递函数, $G_c(s)$ 为 PID 控制器传递函数, $G_o(s)$ 为双积分形式的卫星单通道姿态传递函数^[19]。调整控制器参数,可以得到一系列不同的主轴系统带宽。

要想使子轴的控制精度达到纳弧度级,须保证主轴系统的最大残余姿态稳定性误差约在 $20 \text{ nrad/Hz}^{1/2} @ (1 \text{ mHz} \sim 1 \text{ Hz})$ 。当主轴的残余抖动下降到 $20 \text{ nrad/Hz}^{1/2} @ (1 \text{ mHz} \sim 1 \text{ Hz})$ 时,适时通过引导手段引入子轴系统,对残余抖动给予抑制。参考 10 万公里轨道上的空间环境,卫星受到的干扰噪声在亚微弧度水平,故输入相应量级的高斯白噪声,可以得到整定后符合要求的系统残余误差时域图,如图 10 所示。由整定后的系统可知,当主轴的系统带宽大于 0.0496 Hz 时,卫星的最大残余稳态误差下降到 $20 \text{ nrad/Hz}^{1/2} @ (1 \text{ mHz} \sim 1 \text{ Hz})$ 左右,这为复合轴系统中的子轴带宽设计提供了重要前提。

子轴系统的输入为上述主轴的残余姿态误差,针对中高频的扰动,扩大子轴系统带宽能够有效提高复合轴系统对残余抖动的抑制能力。

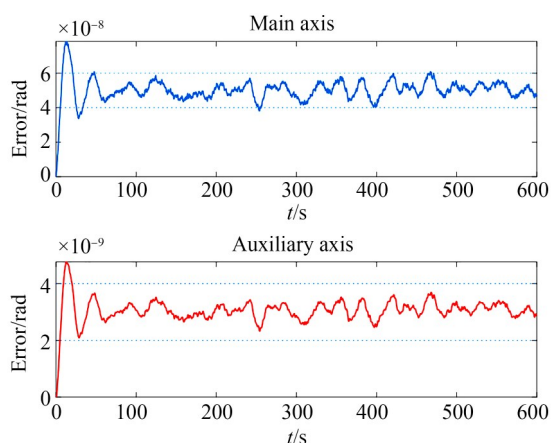


图 10 整定后主轴、子轴的残余姿态误差

Fig. 10 Residual attitude error after tuning

以上述带宽 0.049 6 Hz 的主轴系统为例,仿真得出整个复合轴系统的稳定性误差随子轴系统带宽的变化关系,如图 11 所示。

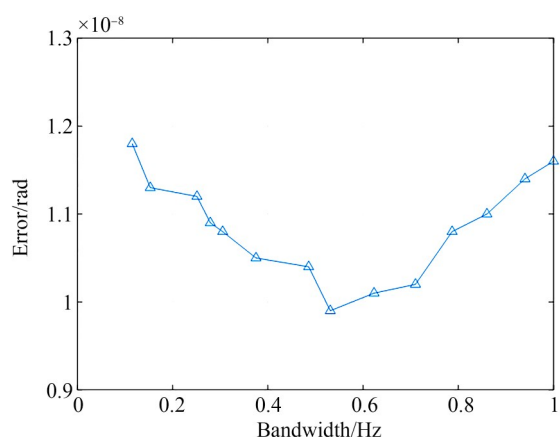


图 11 稳定性误差随子轴带宽的变化关系

Fig. 11 Variation of stability error with bandwidth of auxiliary axis

当子轴系统带宽为 0.485 6 Hz 时,复合轴系统的误差降低到 10 nrad 以下,恰好满足最大临界条件,即获得了一定条件下子轴系统的最小设计带宽^[20]。该带宽下的子轴残余稳态误差如图 12 所示。

4.3 仿真结果

基于上节确定的误差抑制带宽,采用表 3 中的参数进行数值仿真,可以得到完整的卫星三自由度指向稳定性结果,主轴、子轴系统的时域和频域性能如图 13 和图 14 所示。

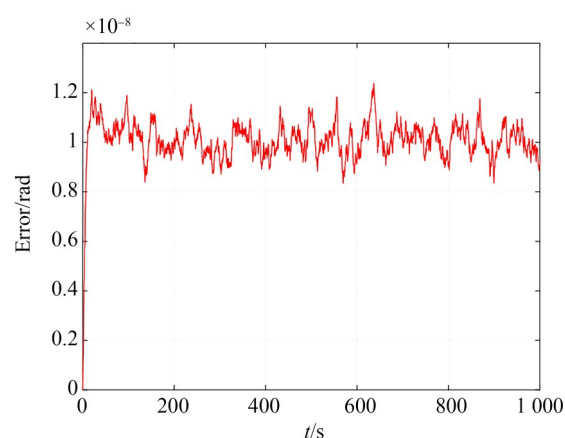


图 12 带宽为 0.485 6 Hz 时的子轴残余误差

Fig. 12 Residual error of auxiliary axis at 0.485 6 Hz

表 3 无拖曳卫星仿真参数

Tab. 3 Simulation parameters of drag-free satellite

仿真参数	数 值
卫星转动惯量 $J/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	40, 60, 40
初始角度 θ/rad	$5.7 \times 10^{-7}, 1.1 \times 10^{-6}, 9 \times 10^{-7}$
初始角速度 $\omega/(\text{rad}\cdot\text{s}^{-1})$	$5 \times 10^{-8}, 3 \times 10^{-8}, 1.5 \times 10^{-8}$
期望角度 θ_d/rad	$10^{-9}, 10^{-9}, 10^{-9}$
小质量块质量 m/kg	0.35
等效力臂 L/m	1

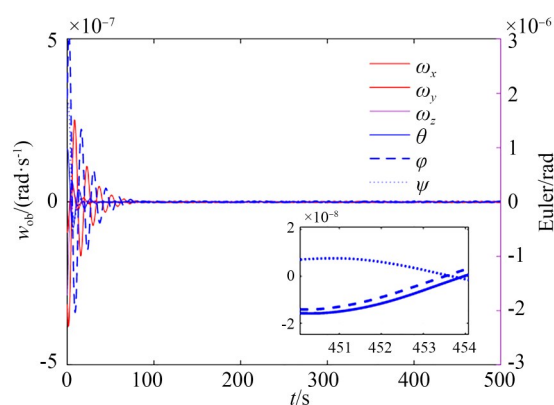


图 13 主轴指向角度与角速度响应

Fig. 13 Angle and angular velocity response of main axis

主轴系统的残余指向误差为子轴系统的参考输入,在 2×10^{-8} nrad 左右抖动。根据前面整定得出的误差抑制带宽,误差经过子轴系统的控制后抖动范围缩小到 1×10^{-9} nrad 以内,满足提出的稳定性指标要求。对稳定后 (100 s~500 s) 的误差数据进行频率分析,得出 0.1 mHz~

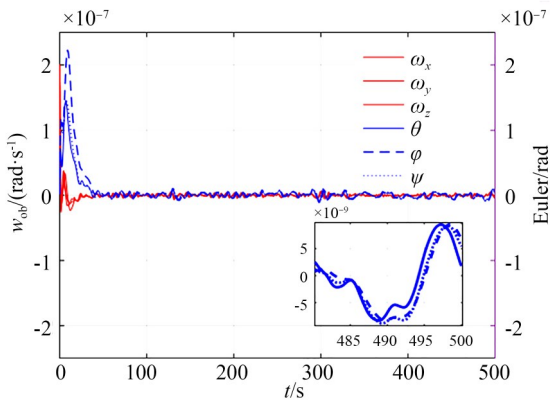


图 14 子轴指向角度与角速度响应

Fig. 14 Angle and angular velocity response of auxiliary axis

1 mHz 频域内主轴、子轴的误差幅值谱密度曲线,如图 15 所示。可以看出,子轴系统对误差在整个工作频域内都有抑制作用,在低频段效果更为明显。经过复合轴控制后,系统的残余指向误差在不同自由度上的均方根(Root Mean Square, RMS)数值如表 4 所示。

综上,相比于主轴系统独立工作,复合轴系统的指向精度和指向角速度精度都有了显著的

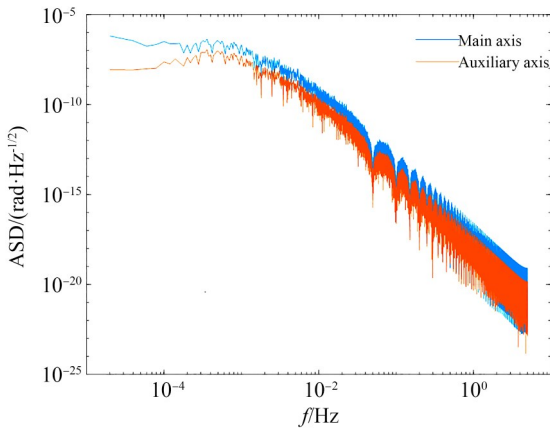


图 15 主轴、子轴的误差幅值谱密度

Fig. 15 Error amplitude spectral density of main and auxiliary axes

参考文献:

[1] LUO J, CHEN L S, DUAN H Z, *et al.* TianQin: a space-borne gravitational wave detector[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2016, 33(3): 035010.
[2] CLAPP B, SILLS J, VOORHEES C. Hubble

表 4 卫星姿态误差的均方根值

Tab. 4 Root mean square of satellite attitude errors		
姿态轴	角度/nrad	角速度/(nrad·s ⁻¹)
主轴 X	34.47	13.21
主轴 Y	20.11	7.06
主轴 Z	12.76	4.21
子轴 X	15.60	2.51
子轴 Y	14.02	2.84
子轴 Z	7.07	2.27

提高,卫星的稳态性能在量级上有了进一步提高。可以推出,面对同样的稳定性需求时,子轴的介入可明显降低主轴带宽,有效减少无拖曳姿态控制系统的工质消耗。

5 结 论

本文设计了 PZT 驱动的稳定度调控机构,补偿了压电陶瓷的迟滞非线性误差,并通过蒙特卡洛仿真验证了机构可行性。根据复合轴控制理论,整定了主轴、子轴系统并确定其误差抑制带宽,最终通过 Admas 和 Simulink 的联合仿真分析了复合轴系统在 0.1 mHz~1 mHz 频域内的稳态性能和控制精度。从频域上看,无拖曳姿态控制系统独立工作时其闭环带宽为 0.049 6 Hz,面对同样的性能需求,加入新型 PZT 调姿结构并构成复合轴系统后其带宽降低至 0.019 5 Hz;面对更高的精度要求,当子轴系统带宽为 0.486 5 Hz,即约为主轴系统带宽 10 倍时,卫星残余指向的稳定性误差在 1 mHz~1 Hz 频段内由 20 nrad/Hz^{1/2} 降低至 10 nrad/Hz^{1/2}。仿真结果表明,本文通过对子轴系统中执行机构和控制器的设计,进一步提高了高轨空间引力波探测器的指向稳定性和指向精度,为激光链路的保持和指向提供了技术支持。

space telescope pointing performance due to micro-dynamic disturbances from the NICMOS cryogenic cooler [C]. 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Denver, Colorado. Reston:

- AIAA, 2002.
- [3] HE L, CHEN X, KUMAR K D, *et al.* A novel three-axis attitude stabilization method using in-plane internal mass-shifting [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 92: 489-500.
- [4] CHESI S, GONG Q, ROMANO M. Aerodynamic three-axis attitude stabilization of a spacecraft by center-of-mass shifting [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, 40(7): 1613-1626.
- [5] 陆正亮, 张翔, 于永军, 等. 立方体卫星质量矩姿态控制建模与布局优化[J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39(3):599-605.
- LU ZH L, ZHANG X, YU Y J, *et al.* Mass moment control modeling and layout optimization for CubeSat[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2017, 39(3):599-605. (in Chinese)
- [6] 姜宇, 姚郁, 贺风华. 一种质量矩飞行器配置方案及其控制问题分析[J]. 系统工程与电子技术, 2008, 30(2):320-323.
- JIANG Y, YAO Y, HE F H. Scheme of mass moment spacecraft and its control problem[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2008, 30(2): 320-323. (in Chinese)
- [7] HA K Q, FEMIANO M D, MOSIER G E. Minimum-time and vibration-avoidance attitude maneuver for spacecraft with torque and momentum limit constraints in redundant reaction wheel configuration [C]. *Optical Science and Technology, the SPIE 49th Annual Meeting. Proc SPIE 5528, Space Systems Engineering and Optical Alignment Mechanisms, Denver, Colorado, USA.* 2004, 5528: 126-137.
- [8] 邓剑峰, 蔡志鸣, 陈琨, 等. 无拖曳控制技术研究及在我国空间引力波探测中的应用[J]. 中国光学, 2019, 12(3):503-514.
- DENG J F, CAI ZH M, CHEN K, *et al.* Drag-free control and its application in China's space gravitational wave detection[J]. *Chinese Journal of Optics*, 2019, 12(3):503-514. (in Chinese)
- [9] 任海. 微小冷气推进技术的应用现状和发展[J]. 控制工程(北京), 2003(5): 10-19.
- REN H. Application status and development of micro air-conditioning propulsion technology [J]. *Control Engineering*, 2003(5):10-19. (in Chinese)
- [10] 华冰, 陈林, 吴云华. 微小卫星联合执行机构的递阶饱和姿态控制方法[J]. 中国惯性技术学报, 2017, 25(6):821-827.
- HUA B, CHEN L, WU Y H. Cascade-saturation attitude control of micro-satellite based on combination actuator[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2017, 25(6):821-827. (in Chinese)
- [11] 魏鹏鑫, 高长生, 荆武兴. 质量矩控制飞行器的压心不确定性问题研究[J]. 航天控制, 2012, 30(2):39-45.
- WEI P X, GAO CH SH, JING W X. The research on the uncertainty of pressure center for moving mass actuated vehicle[J]. *Aerospace Control*, 2012, 30(2):39-45. (in Chinese)
- [12] 肖磊, 王绍举, 常琳, 等. 采用自适应无迹卡尔曼滤波的卫星姿态确定[J]. 光学精密工程, 2021, 29(3):637-645.
- XIAO L, WANG SH J, CHANG L, *et al.* Attitude determination for satellite using adaptive unscented Kalman filter [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2021, 29(3):637-645. (in Chinese)
- [13] ADRIAENS H J M T S, DE KONING W L, BANNING R. Modeling piezoelectric actuators [J]. *ASME Transactions on Mechatronics*, 2000, 5(4): 331-341.
- [14] RAKOTONDRABE M. Bouc-Wen modeling and inverse multiplicative structure to compensate hysteresis nonlinearity in piezoelectric actuators [J]. *IEEE Transactions on Automation Science and Engineering*, 2011, 8(2): 428-431.
- [15] 黄涛, 罗治洪, 陶桂宝, 等. 压电定位平台 Hammerstein 建模与反馈线性化控制[J]. 光学精密工程, 2022, 30(14): 1716-1724.
- HUANG T, LUO ZH H, TAO G B, *et al.* Hammerstein modeling and feedback linearization control for piezoelectric positioning stage [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2022, 30(14): 1716-1724. (in Chinese)
- [16] 傅承毓, 马佳光, 叶步霞, 等. 复合轴控制系统应用研究[J]. 光电工程, 1998, 25(4):1-12.
- FU C Y, MA J G, YE B X, *et al.* The application research of the composite axis control system [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 1998, 25(4): 1-12. (in Chinese)
- [17] 杨晓霞, 孟浩然, 张斌, 等. 大型光、电系统精跟踪带宽设计方法研究[J]. 电子测量与仪器学报, 2014, 28(12):1382-1388.
- YANG X X, MENG H R, ZHANG B. Bandwidth design for fine tracking loop of large optoelectronic system [J]. *Journal of Electronic Mea-*

- surement and Instrumentation, 2014, 28(12):1382-1388. (in Chinese)
- [18] 杨晓霞, 孟浩然, 张斌, 等. 大型光电系统精跟踪带宽设计方法研究[J]. 电子测量与仪器学报, 2014, 28(12): 1382-1388.
- YANG X X, MENG H R, ZHANG B, *et al.* Bandwidth design for fine tracking loop of large opto-electronic system [J]. *Journal of Electronic Measurement and Instrumentation*, 2014, 28(12): 1382-1388. (in Chinese)
- [19] 苟兴宇, 王丽娇, 李明群, 等. 天琴一号卫星加速度模式无拖曳控制[J]. 宇航学报, 2021, 42(5): 603-610.
- GOU X Y, WANG L J, LI M Q, *et al.* Acceleration mode drag-free control of TQ-1 satellite [J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(5): 603-610. (in Chinese)
- [20] 刘锡民, 刘立人, 孙建锋, 等. 星间激光通信中复合轴系统的带宽设计研究[J]. 光学学报, 2006, 26(1):101-106.
- LIU X M, LIU L R, SUN J F, *et al.* Bandwidth design of composite axis system in satellite laser communication [J]. *Acta Optica Sinica*, 2006, 26(1):101-106. (in Chinese)

作者简介:



赵子菁(1998—),女,天津人,硕士研究生,2019年于南京航空航天大学获得学士学位,主要从事航空航天控制方面的研究。E-mail: 1301562795@qq.com

通讯作者:



赵宏超(1985—),男,山东泰安人,副教授,硕士生导师,2014年于中国科学院大学获得博士学位,主要从事精密光学系统、超精超稳结构的研制工作。E-mail: zhaohongch@mail.sysu.edu.cn