

反作用轮实现微纳卫星光电跟踪物理仿真

陶俊明^{1,2}, 刘 军², 李治国², 李 昕², 程志远²

(1. 中国科学院大学, 北京 100049; 2. 中国科学院西安光学精密机械研究所, 陕西 西安 710119)

摘 要: 为了验证以反作用轮为执行机构实现姿态机动, 完成微纳卫星对运动目标跟踪的可行性, 设计了基于单轴气浮台的微纳卫星光电跟踪物理仿真系统。首先, 为提高物理仿真系统的性能, 分别对反作用轮和气浮台的干扰力矩进行分析; 其次, 针对反作用轮存在的干扰力矩和加、减速时间常数不对称的问题, 设计了增益调度和力矩补偿相结合的反作用轮控制策略; 再其次, 采用双闭环-速度前馈的控制结构, 完成了微纳卫星光电跟踪物理仿真系统的控制系统的设计; 最后, 为了验证仿真系统的跟踪性能, 对作正弦运动的一维靶标进行跟踪。实验表明: 对于跟踪最大速度为 $9(^{\circ})/s$ 、最大角加速度为 $4.5(^{\circ})/s^2$ 的正弦运动靶标, 物理仿真平台的跟踪精度达到 0.4° , 从而说明以反作用轮为执行机构实现姿态机动, 微纳卫星可以实现对运动目标的跟踪。

关键词: 光电跟踪; 反作用轮; 姿态机动; 微纳卫星; 单轴气浮台

中图分类号: V448.2 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.1013003

Physical simulation of micro-nano satellite photoelectric tracking by reaction wheel

Tao Junming^{1,2}, Liu Jun², Li Zhiguo², Li Xin², Cheng Zhiyuan²

(1. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

2. Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710119, China)

Abstract: To verify the feasibility of tracking moving targets of micro-nano satellite using reaction wheel as actuator to adjust attitude, the physical simulation system of micro-nano satellite photoelectric tracking based on single-axis air-bearing platform was designed. Firstly, in order to improve the accuracy of physical simulation system, the disturbance torques of reaction wheel and air-bearing platform were analyzed separately; Secondly, aiming at disturbance torques and asymmetry of acceleration and deceleration time constants of reaction wheel itself, a flywheel control strategy combining gain scheduling and moment compensation was designed; Then, the tracking control system of analog micro-nano satellite was designed by using double closed-loop with velocity-forward control structure; Finally, in order to test the tracking performance of the simulation system, the tracking experiment of one-dimensional target with sinusoidal motion was completed. The experiment shows that the tracking accuracy reaches 0.4° for

收稿日期: 2019-05-05; 修订日期: 2019-06-15

基金项目: 十三五装备预研(Y71ZR71B0A)

作者简介: 陶俊明(1992-), 男, 硕士生, 主要从事空间伺服控制方面的研究。Email: 1905126957@qq.com

导师简介: 刘军(1972-), 男, 副研究员, 硕士生导师, 硕士, 主要从事空间光电精密跟瞄方面的研究。Email: liujun1@opt.ac.cn

sinusoidal moving targets with maximum velocity of $9(^{\circ})/s$ and maximum acceleration of $4.5(^{\circ})/s^2$, which demonstrates that the micro-nano satellite using reaction wheel as actuator can track moving targets by attitude maneuver.

Key words: photoelectric tracking; reaction wheel; attitude maneuver; micro-nano satellites; one-axis air-bearing table

0 引言

光电跟踪系统是由光电探测、信号处理、控制系统及光学系统组成的复杂系统^[1]。星载光电跟踪系统是利用装载在卫星上的光电跟踪设备完成对空间目标的搜索、探测和跟踪^[2]。传统的星载光电跟踪设备主要是由光电探测器和空间伺服转台组成的。空间伺服转台固定在卫星本体上，其转动平台搭载光电探测器，光电探测器的信号和供电导线通过滑环或穿轴的方式连接到卫星本体上，而滑环的质量和导线穿轴导致的线扰力矩是影响跟踪精度的主要因素之一。另外，星载光电跟踪系统体积大、质量重，与微纳卫星轻量化、机动灵活等特点矛盾。

基于卫星载荷一体化设计理念^[3-5]，结合微纳卫星体积小、质量轻、机动灵活等优点^[6-8]，将光电探测器直接固定在卫星本体上，使得以反作用轮作为执行机构，控制卫星姿态快速机动以实现目标跟踪的方式成为了一种可能。相较于传统的星载光电跟踪系统，该方式是将光电探测器直接固定在卫星本体或者将光电探测器作为卫星本体，去掉了空间伺服转台，降低了技术难度，缩小了卫星体积，减轻了重量，提高了功能密度。

文中的主要工作是为了验证：以反作用飞轮为执行机构，微纳卫星通过快速姿态机动完成跟踪运动目标的可行性。首先，完成物理仿真系统的系统设计；其次，分析物理仿真系统的干扰力矩；然后，针对扰动依次设计飞轮本体控制策略、微纳卫星光电跟踪物理仿真系统的控制系统；最后，通过实验进行验证，并对实验结果进行分析。

1 物理仿真系统组成

微纳卫星光电跟踪物理仿真系统是地面仿真实

验系统。该系统主要用于验证反作用轮作为执行机构来调整卫星本体姿态实现星载光学载荷对目标跟踪与瞄准的可行性。

在该物理仿真系统中，不考虑三轴耦合效应，认为三轴间是相互独立，只研究某一轴的姿态跟踪。微纳卫星光电跟踪物理仿真系统示意图如图 1 所示。

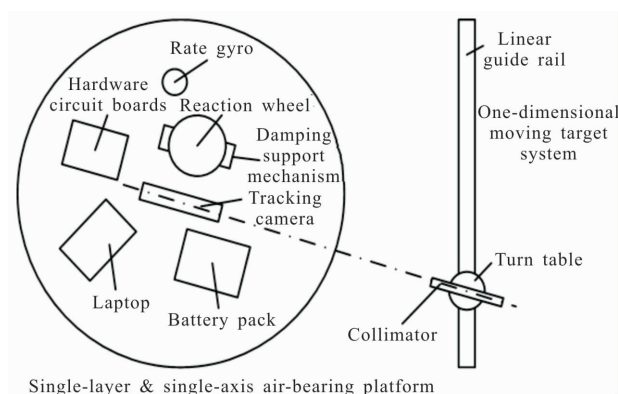


图 1 微纳卫星光电跟踪物理仿真系统示意图

Fig.1 Diagram of photoelectric tracking physical simulation system for micro-nano satellites

单轴气浮台在该系统中既是微重力模拟装置，又是物理仿真的支撑平台与整星模拟平台。通过单轴气浮台的转动，来模拟整星在空间的姿控状态。气浮台的台面水平以及台面平衡调整的精度决定了物理仿真结果的精度和可靠性^[9]。

反作用轮是执行机构，输出动量和通过加减速输出反作用力矩。假设整星系统不受外部力矩或者所受合力矩为零，某时刻 t_0 、整星角速度和反作用轮角速度关系可表示为：

$$J_s \omega_s + J_w \omega_w = C \quad (1)$$

式中： J_s 、 J_w 分别为整星转动惯量和反作用轮转动惯量； ω_s 、 ω_w 分别为 t_0 时刻整星角速度和反作用轮角速度； C 为常数。

若使反作用轮在时间间隔 Δt 内,增大或减小其速度,由动量守恒定律可得:

$$J_s(\omega_{s0}+\Delta\omega_s)+J_w(\omega_{w0}+\Delta\omega_w)=C \quad (2)$$

式中: $\Delta\omega_s$ 、 $\Delta\omega_w$ 分别为 Δt 时间间隔内整星角速度变化量和反作用轮角速度变化量。

由公式(1)和公式(2)可以得出整星角速度变化量与反作用轮角速度变化量之间的关系满足:

$$J_s\Delta\omega_s=-J_w\Delta\omega_w \quad (3)$$

对公式(3)两端同除以 Δt 后,再对 Δt 取极限就可得出整星受到的力矩和反作用轮输出力矩的关系,如公式(4)所示:

$$T_R=-T_w \quad (4)$$

其中

$$\begin{cases} T_R=J_s\alpha_s \approx J_s \frac{\Delta\omega_s}{\Delta t} \\ T_w=J_w\alpha_w \approx J_w \frac{\Delta\omega_w}{\Delta t} \end{cases}$$

式中: α_s 、 α_w 分别为整星角加速度和反作用轮角加速度; T_w 为反作用轮转子输出力矩; T_R 为整星受到的力矩; T_w 和 T_R 互为作用力矩和反作用力矩。

由于反作用轮内部存在以摩擦力为主的干扰,若不进行补偿,作为力矩执行机构,反作用轮在执行力矩指令时会伴随输出非期望力矩,从而影响系统跟踪精度^[10]。

2 干扰力矩分析

在光电跟瞄系统中,跟踪精度和响应速度是跟踪系统的核心问题^[11]。为了优化控制系统设计,改善系统性能,有必要对干扰力矩的组成及特性进行分析。文中将物理仿真系统所受到的干扰力矩分为内部干扰力矩与外部干扰力矩。内部干扰力是指反作用轮内部的干扰力矩;外部干扰力是指模拟整星的气浮转动平台所受到的干扰力矩。

反作用轮的内部干扰力矩与反作用轮所处的环境几乎无关,太空环境下和地面环境下都是基本一致的。整星在太空环境受到的外部干扰力矩主要有气动力矩、太阳辐射力矩、重力梯度力矩和磁力矩等。一般地,它们的大小在 $10^{-6} \text{ N}\cdot\text{m}$ 的量级左右,因此在本物理仿真中不予考虑。

2.1 内部干扰力矩分析

内部干扰力矩主要包括:飞轮轴承的非线性摩

擦力矩;飞轮轴承的保持架、滚珠与内外套圈的不规则运动和润滑剂之间复杂动态下的噪声力矩干扰;无刷直流电机的齿槽效应、磁通畸变、谐波及换相等引发的转矩脉动;飞轮体的质量不平衡等引起的飞轮转速频率谐波扰动等。其中,非线性摩擦力矩与电机的力矩波动为主要干扰力矩。

该仿真系统摩擦模型参考 LuGre 模型^[12],其数学表达式为:

$$T_f=\sigma_0z+\sigma_1\frac{dz}{dt}+\sigma_2\omega \quad (5)$$

式中: σ_0 为刚度系数; σ_1 为阻尼系数; σ_2 为粘滞摩擦系数; z 为摩擦接触面不可测状态变量; ω 为角速度。

由于反作用轮主要在中、高速区通过不断加速与减速来实现力矩输出,即处于半润滑区与润滑区间快速交替。此时,摩擦力矩主要表现为库仑摩擦力矩 T_c 和粘滞摩擦力矩 $\sigma_2\omega$,LuGre 模型可以简化为:

$$T_f=T_c\text{sgn}(\omega)+\sigma_2\omega \quad (6)$$

随着无刷直流电机设计与工艺的进步,换相力矩波动是高速飞轮电机力矩波动的主要因素。电机电流换相产生的转矩脉动为:

$$T_m=k\times T_e\sin(\omega t) \quad (7)$$

式中: k 为电枢换相转矩脉动系数; T_e 为飞轮电机电磁转矩。

2.2 外部干扰力矩分析

基于单轴气浮台微纳卫星光电跟踪物理仿真系统受到的干扰力矩有飞轮引起的微振动、气浮台气泵引起的振动干扰、计算机风扇气流干扰、空气阻尼力矩和气浮台干扰力矩等,其中,主要影响因素为空气阻尼力矩与气浮台自身的干扰力矩。

2.2.1 空气阻尼力矩

由于气浮平台转动时,气浮平台上具有一定迎风面的设备会受到空气阻力,从而形成了空气阻力力矩。将设备迎风面等效成矩形面,当平台转动时,矩形面的某面积元 ΔS 所受的空气阻力^[13]为:

$$\Delta F=\frac{1}{2}C_d\rho v^2\Delta S \quad (8)$$

式中: C_d 为空气阻尼系数; ρ 为空气密度; v 为面积 ΔS 对应的线速度。

根据力与力矩关系,利用微元法就可以求出整个系统的空气阻尼力矩,表达式为:

$$M_f=\frac{1}{64}C_d\rho\bar{H}\omega^2D^4 \quad (9)$$

式中： ω 为角速度； D 为圆形气浮平台的直径； \bar{H} 为整个迎风面在直径上的平均高度。

2.2.2 气浮台干扰力矩

气浮台自身的干扰力矩主要有重力诱导力矩、粘滞阻尼力矩^[14]。

(1) 重力诱导力矩

气浮平台载重后，质心偏离是产生干扰力矩的首要因素^[15]。气浮台自身调平精度有限，难以完全调平。当气浮平台转动时，整体质心偏离产生的不平衡力矩会发生周期性变化。因质心偏离而产生的不平衡力矩称之为重力诱导力矩，其数学模型^[16]为：

$$M_g = mgr \sin \gamma \sin(\theta + \varphi) \quad (10)$$

式中： m 为旋转部件的总质量； g 为重力加速度； r 为质心到回转轴的距离； γ 为铅垂线与气浮转台之间的夹角； θ 、 φ 分别气浮台转角和偏心矢量的方位角。根据公式(10)可知，通过调整台面水平度使 γ 减小，从而减小重力诱导力矩的幅值。但因不能完全调平，总会有残余不平衡力矩产生，且量级较大。

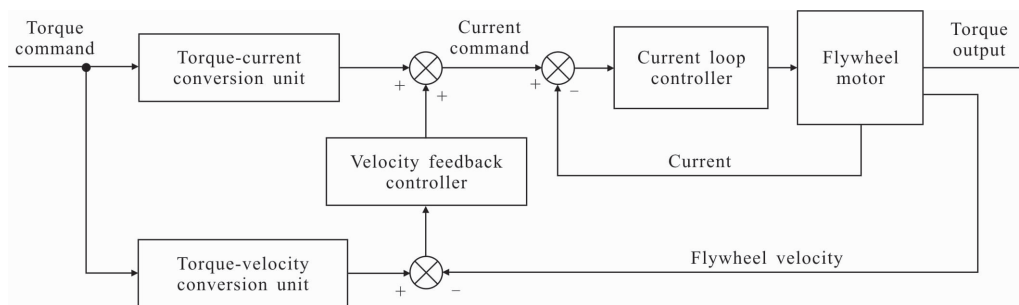


图 2 基于速率反馈力矩补偿飞轮控制系统示意图

Fig.2 Sketch of flywheel control system based on rate feedback for torque compensation

力矩驱动，所以在本物理仿真系统中更着重于反作用轮的动态响应特性。其中，反作用轮的加速、减速系统时间常数 τ 越小，输出力矩越大；飞轮的加速、减速系统时间常数 τ 的正、反转对称性也是一项重要特性。

反作用轮的工作区分为正向加速区、反向加速区、正向减速区、反向减速区四个象限。反作用轮输出力矩特性如图 3 所示。

针对反作用轮加速、减速过程系统时间常数 τ 不对称问题，采用增益调度控制方式来提高控制精度。增益调度控制如图 4 所示，在反作用轮的四个工作区间分别设计四个校正网络，四个校正网络根据

(2) 粘滞阻尼力矩

采用“T”轴结构的单轴气浮台，受到由气体粘性引起的粘滞阻尼力矩^[16]为：

$$M_d = \frac{\pi \mu \dot{\theta} r_1^4}{2\delta} \left[3 \left(\frac{r_2}{r_1} \right)^4 + 4 \frac{l}{r_1} - 3 \right] \quad (11)$$

式中： μ 为气体粘性系数； δ 表示的是气膜的厚度；表示气浮台转角速度； r_1 、 r_2 分别为径向轴承和止推轴承的外径； l 表示径向轴承的长度。公式(11)表明，粘滞阻尼力矩仅与气浮轴承的几何参数和转动气浮平台的转速有关。

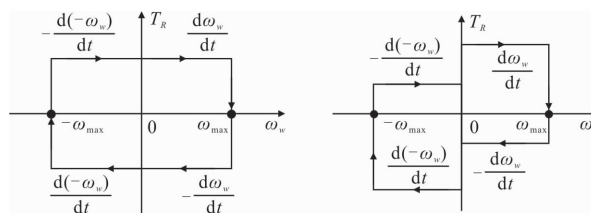
3 控制系统设计

3.1 反作用轮控制系统设计

为了抑制反作用轮内部干扰力矩的影响，使输出力矩更好地复现指令力矩，采用速率反馈对干扰力矩进行补偿。基于速率反馈力矩补偿飞轮控制系统组成图^[17]如图 2 所示。

微纳卫星跟踪需要反作用轮通过加、减速输出

调度策略进行切换。



(a) 理想输出力矩特性 (b) 不对称输出力矩特性
(a) Ideal characteristic of output torque (b) Asymmetric characteristic of output torque

图 3 反作用轮输出力矩特性

Fig.3 Output torque characteristics of reaction wheel

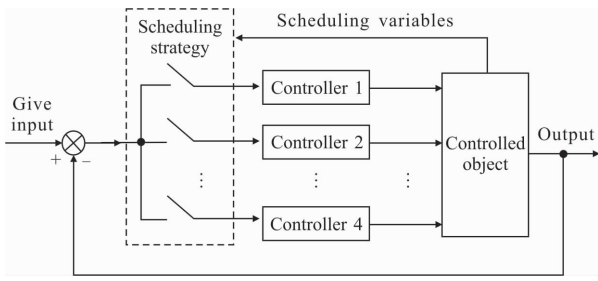


图 4 增益调度控制方法示意图

Fig.4 Schematic diagram of gain scheduling control method

将基于速率反馈的力矩补偿和增益调度相结合,设计了如图 5 所示的反作用轮控制系统。该控制系统既补偿了干扰力矩,同时也解决了反作用轮加减速度时间常数不对称问题。

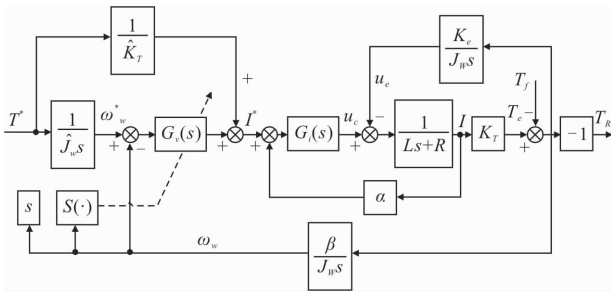


图 5 反作用轮控制系统方框图

Fig.5 Block diagram of reaction wheel control system

图 5 中, L, R 分别为飞轮电机的电感和电阻; K_T, \hat{K}_T 分别为电磁转矩系数及其估计值; K_e 为反电动势系数; J_w, \hat{J}_w 分别为飞轮的转动惯量及其估计值; α, β 分别为电流环的反馈系数和速度环的反馈系数; T^*, T_R, T_e, T_f 分别为反作用轮控制系统的输入指令力矩、反作用力矩、电磁转矩、飞轮内部干扰力矩; ω^*, ω 分别为速度环的给定角速度和实际速度; I^*, I 分别为电流环的指令电流、和电枢电流; u_c, u_e 分别为电枢电压和反电动势; $G_v(s), G_i(s)$ 分别为速度环控制器的传递、电流环控制器传递函数; $S(\cdot)$ 为增益调度策略。若采用飞轮速度 ω 及其微分 $\dot{\omega}$ 做调度变量, 则 $S(\omega, \dot{\omega})$ 是关于 ω 和 $\dot{\omega}$ 的函数。

根据图 5 可以写出系统的传递函数为:

$$\frac{T_R}{T^*} = -\frac{K_w(\hat{J}_w s + \hat{K}_T G_{vn}(s))G_i(s)}{LJ_w s^2 + (LRJ_w + \alpha J_w G_i(s))s + \beta K_T G_i(s)G_{vn}(s) + K_e K_T}$$

式中: $G_{vn}(s)$ 为速度环第 $n(n=1, 2 \sim 4)$ 个控制器的传递函数。 K_w 为:

$$K_w = \frac{J_w K_T}{\hat{J}_w \hat{K}_T}$$

3.2 微纳卫星光电跟踪物理仿真系统的控制系统设计

基于反作用轮驱动的气浮台模拟微纳卫星, 其跟踪控制系统采用速度前馈补偿的双闭环控制结构设计。其控制系统框图如图 6 所示。

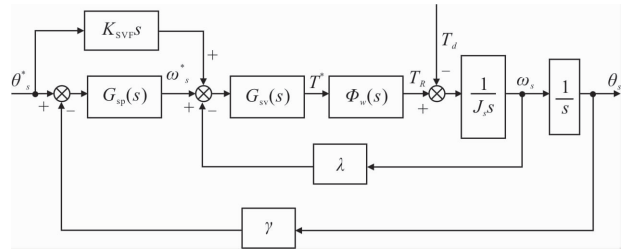


图 6 模拟微纳卫星整星控制系统方框图

Fig.6 Block diagram of analog micro-nano satellite whole-star control system

图 6 中, θ_s^*, θ_s 分别为姿态跟踪系统位置环给定角位置、输出角位置; ω_s^*, ω_s 分别为整星速度环的指令速度和整星实际速度; γ, λ 分别为整星位置环和速度环的反馈系数; J_s 为整星转动惯量; T_d 为整星干扰力矩; $\Phi_w(s)$ 为反作用轮控制系统的闭环传递函数; $G_{sp}(s), G_{sv}(s)$ 分别为整星位置的速度环控制器传递函数。系统的闭环传递函数为:

$$\frac{\theta_s}{\theta_s^*} = \frac{(K_{svp}s + G_{sp}(s))\Phi_w(s)}{s + \gamma G_{sp}(s)\Phi_w(s)} \quad (12)$$

式中: $\Phi_w(s)$ 为速度环的闭环传递函数, 则

$$\Phi_w(s) = \frac{\omega_s}{\omega_s^*} = \frac{G_{sv}(s)\Phi_w(s)}{J_s s + \lambda G_{sv}(s)\Phi_w(s)} \quad (13)$$

速度环和位置环控制均采用可靠性高且简单有效的 PID 控制算法。

4 实验验证

4.1 系统参数描述

微纳卫星光电跟踪物理仿真系统实物图如图 7 所示。

气浮平台及平台上的设备总重量为 71.6 kg, 转动惯量为 12.32 kg·m², 台面倾角为 19°。反作用轮转动惯量为 0.02 kg·m², 最大反作用力矩为 1.33 N·m, 工作转速为 -1 000~1 000 r/min。

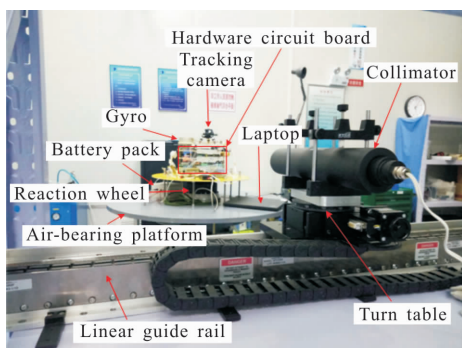
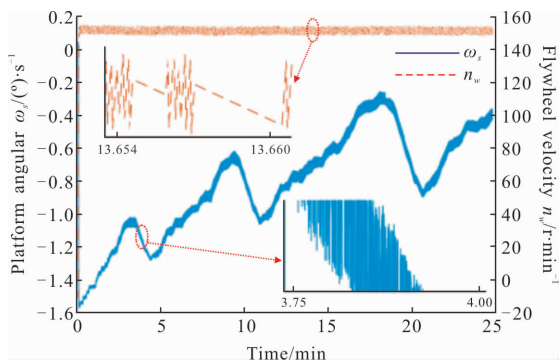


图 7 基于单轴气浮台微纳卫星光电跟踪物理仿真系统

Fig.7 Physical simulation system for micro-nano satellite photoelectric tracking based on single-axis air-bearing platform

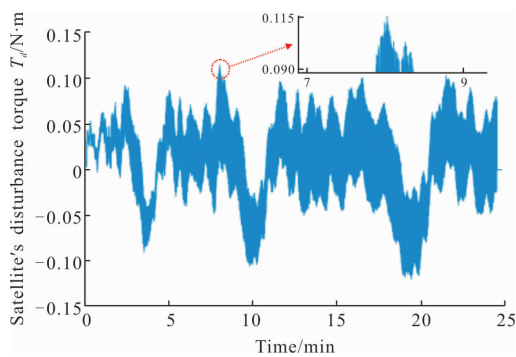
4.2 测量气浮台的干扰力矩

为了测量外部干扰力矩的大小，仅对飞轮转速进行闭环控制。初始时刻，气浮平台和反作用轮都处于静止状态，某时刻反作用轮由静止加速到恒定转速。由动量守恒定律可知，若不受外力，气浮平台将做恒速运动。未对气浮台精细调平前的运动情况如图 8 所示。



(a) 整星速度和反作用轮转速

(a) Velocities of whole-star and reaction wheel



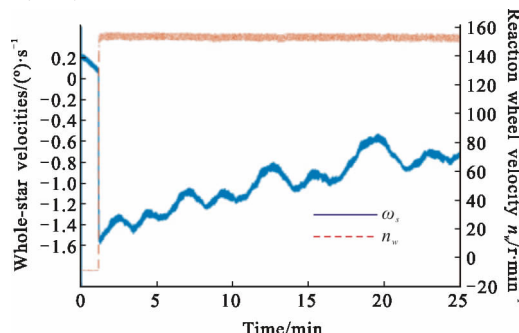
(b) 外部干扰力矩

(b) External disturbance torque

图 8 未精细调平整星开环运动情况

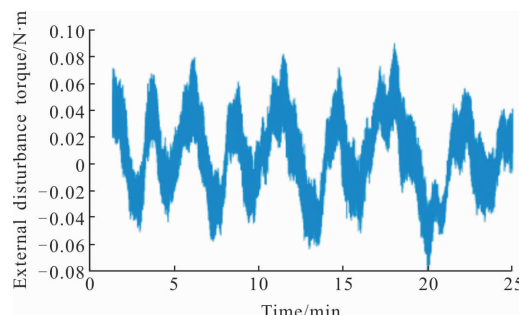
Fig.8 Open-loop motion of unfinely whole-star

根据图 8 可知，整星所受到干扰力矩主要是气浮平台质心偏移与台面倾斜引起的重力诱导力矩。对气浮平台进行精密调平后，再进行整星开环实验。实验结果如 9 所示。



(a) 整星速度和反作用轮转速

(a) Velocities of whole-star and reaction wheel



(b) 外部干扰力矩

(b) External disturbance torque

图 9 调平后整星开环运动情况

Fig.9 Open-loop motion of the whole-star after leveling

从图 9 可知，虽然调平后外部干扰力矩幅值有所减少，但是手动调平很难完全消除重力诱导力矩。

4.3 验证加、减速时间常数是否对称

为了验证反作用轮的加、减速时间常数的对称性，反作用轮在四个工作区进行加、减速实验。实验结果如图 10 所示。

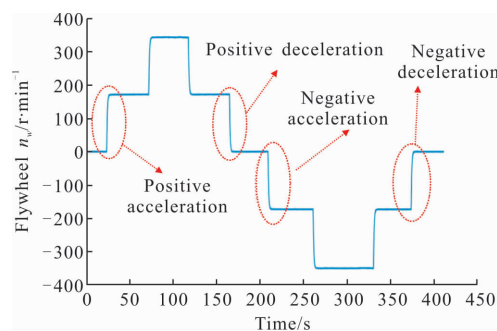


图 10 反作用轮加速减速实验

Fig.10 Experiment of reaction wheel acceleration and deceleration

实验结果测得,正向加速、正向减速、反向加速、反向减速的时间常数分别为 0.741、0.735、0.734、0.738。实验结果说明采用增益调度力矩补偿控制设计的反作用轮能保证加、减速时间常数对称。反作用轮加、减速过程如图 11 所示。

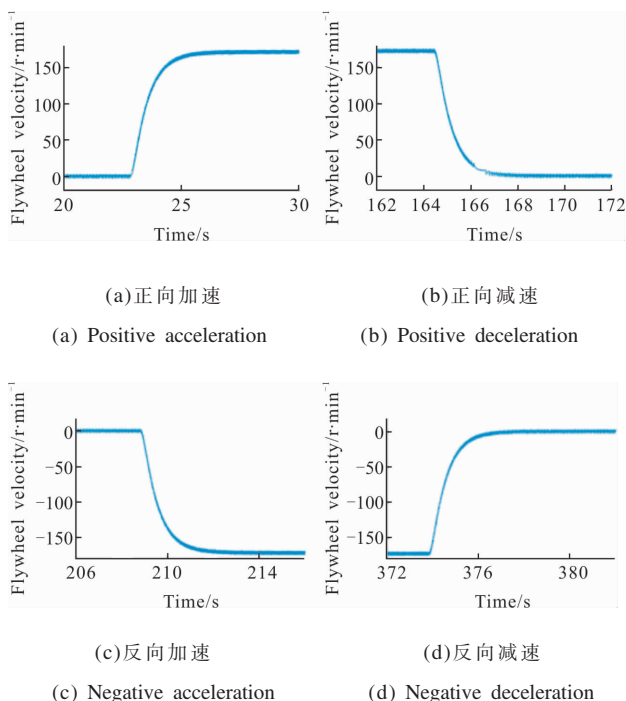


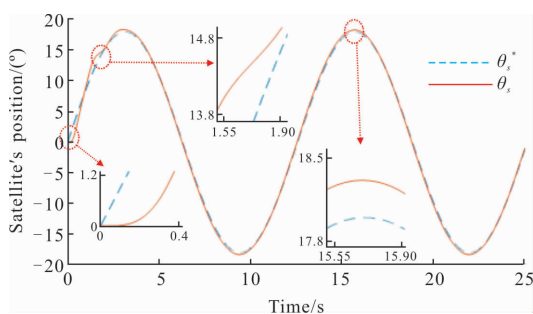
图 11 飞轮加减速过程

Fig.11 Flywheel acceleration and deceleration process

4.4 系统跟踪情况

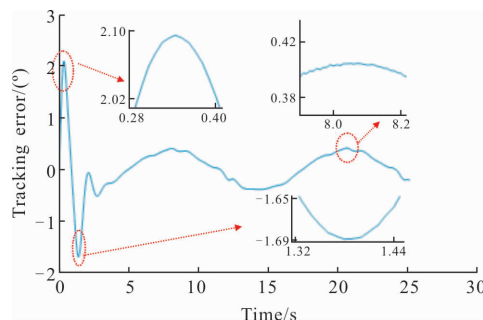
为了验证系统的跟踪性能,让其跟踪做正弦运动的一维运动靶标,实验结果如图 12 所示。

跟踪最大速度为 $9(^{\circ})/s$ 、最大角速度为 $4.5(^{\circ})/s^2$ 的正弦运动目标,稳态跟踪误差为 0.4° 。实验结果表明,基于反作用轮驱动来实现微纳卫星姿态机动,完成目标跟踪的方案是可行的。



(a) 输入输出

(a) Give input and actual output



(b) 跟踪误差

(b) Tracking position error

图 12 正弦跟踪

Fig.12 Tracking sinusoidal-moving target

5 结论

物理仿真系统实验结果表明:

(1) 基于反作用轮驱动整星完成对目标的高精度跟踪,作为一种新的微纳卫星跟踪驱动方式,其原理与方案可行;

(2) 气浮台重力诱导力矩是本物理仿真系统最主要的干扰力矩来源,消耗掉了一部分飞轮输出力矩,限制了物理仿真平台的跟踪能力和精度;

(3) 增益调度和基于速率反馈力矩补偿相结合的控制策略能保证飞轮加、减速时间常数对称,保证了控制精度。

总之,通过基于反作用轮驱动的单轴气浮台,设计了微纳卫星一维光电跟踪物理仿真系统,并展开了相关实验,为后期基于反作用轮驱动的整星提高跟瞄精度建立了平台,为开展二维与三维跟瞄系统的构建提供了理论验证与实践经验,为微纳卫星跟瞄系统一体化设计提供了新的思路。

参考文献:

- [1] Chen Deyi, Liu Wangsheng, He Dong, et al. Design of space target acquisition method for three-axis photoelectric tracking system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(12): 1217003. (in Chinese)
- [2] Liu Wei, Hu Yihua, Wang Enhong, et al. Study on key technique of spaceborne electro-optical tracking [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(z2): 91-98. (in Chinese)
- [3] Zu Jianguo, WuYanhua, Yang Yan, et al. An overview of integrated design of platform and payload for remote sensing satellite[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2018, 39:

- 9–22.
- [4] Sun Wei, Qian Yong, Li Wenfeng, et al. Research of agile optical satellite's structure design based on platform and load integration[J]. *Guidance & Fuze*, 2018(1): 44–50.
- [5] Xie Xiaoguang, Yang Lin. Spaceborne integration design of smart small earth observation satellite structure [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(z1): 53–58. (in Chinese)
- [6] McNicholas M, Deluna J, Manno R, et al. Low cost Ka-band transmitter for CubeSat systems [C]//2017 Topical Workshop on Internet of Space, 2017: 1–4.
- [7] Ma Dingkun, Kuang Yin, Yang Xinquan. Development actual state and trends of Nano-satellite [J]. *Space Electronic Technology*, 2017(3): 42–45. (in Chinese)
- [8] Maser J N, Rovey J, Yang X. Fabrication of asymmetric nanostructures for plasmonic force propulsion [C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
- [9] Zhang Shijie, Cao Xibin, Wang Feng. Design of physical system for micro-satellite attitude control [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2005, 25(6): 43–50. (in Chinese)
- [10] Chen Hao. Research on flywheel control system[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)
- [11] Wang Wanting, Guo Jin, Jiang Zhenhua, et al. Study on photoelectric tracking system based on ADRC [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(2): 0217003. (in Chinese)
- [12] C Canudas de Wit, H Olsson, Astrom K J, et al. A new model for control of system with friction [C]//IEEE trans. Automatic Control, 1995, 40(3): 419–425.
- [13] Liu Jiayan. Drag Analysis of airborne photoelectric platforms [J]. *Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition)*, 2011, 34(2): 09002. (in Chinese)
- [14] Liu Yanfang, Liu Xingfu, Qi Naiming. Hardware-in-loop simulation platform with super-low disturbance torque for attitude control system of micro-and nano-satellite[J]. *System Engineering and Electronics*, 2017, 39(8): 1808–1814. (in Chinese)
- [15] Lin Zhenhua, Dong Yunfeng. Balance of single axis air bearing table based on its swing characteristics [J]. *Review Science & Technology*, 2010, 28(2): 46–49. (in Chinese)
- [16] Liu Y, Huo M, Qi N. Modeling of disturbance torque in an aerostatic bearings-based nano-satellite simulator [J]. *Journal of Systems Engineering & Electronics*, 2018, 29 (3): 178–184.
- [17] Cheng Hao, Ge Shenmin, Liu Fucheng, et al. The design of torque mode control for reaction wheel system [J]. *Journal of Astronautics*, 2006, 27(6): 060085. (in Chinese)