

文章编号:1002-0640(2007)06-0133-04

卫星天线指向复合控制全物理仿真与试验分析^{*}

贾 杰^{1,2},秦永元¹,周凤岐¹

(1.西北工业大学,陕西 西安 710072,2.南昌航空大学,江西 南昌 330063)

摘 要:卫星天线指向复合控制全物理仿真系统是验证多体卫星天线指向复合控制方案的关键设备。首先从力学的角度研究了该系统试验时影响天线指向与定点控制精度的几个不理想因素,并对系统的误差进行了分析和研究,得出了其误差模型,在此基础上设计了自适应控制律并对其进行了稳定性证明。最后对该系统进行了仿真,给出了仿真结果。结果表明该系统可以满足高精度天线指向复合控制要求。为进一步提高卫星天线指向复合控制全物理仿真精度奠定了基础。

关键词:复合控制,全物理仿真,稳定性,试验误差

中图分类号:0231 **文献标识码:**A

Satellite Antenna Pointing Complex Controll Full-Physical Simulation System and Its Test Error Analysis

JIA Jie^{1,2},QIN Yong-yuan¹,ZHOU Feng-qi¹

(¹Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072 China,

²Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: Satellite Antenna Pointing Complex Controlling Full-Physical Simulation System is the key equipment used to validate the multibody satellite antenna pointing complex controlling scheme. In this paper, from the point of view of mechanics, several unideal factors that affect the antenna pointing complex controlling precision are researched. And the system error is analyzed and studied. The error model is given too. Then the adaptive controlling law has been designed and its stability has been proved. In the end, the simulation results are given. The simulation results have shown that this system can satisfy the high-precision requirement of Satellite Antenna Pointing Complex Controlling. This work establishes the base of the further improving satellite antenna pointing complex controlling precision.

Key words: complex controll, full-physical simulation, stability, test error

引 言

一般像数据中继卫星和配备高性能遥感器的观

测卫星都安装了大型、可动式卫星间通讯用的天线。天线不断地进行精确捕获、跟踪、回扫等转动运动,从而使卫星增加了天线的指向控制。当驱动这些天线时会对卫星本体产生干扰力矩,反过来卫星本体也会影响天线的指向与定点控制精度,所以必须消除这些干扰。同时,为了验证这种星体姿态与天线间相互耦合的非线性动力学特性,验证多体动力学环境下天线程序跟踪、自动或极值跟踪指向控制方案的可行性。在挠性结构卫星控制系统全物理仿真的单轴气浮台的基础上,独立开发、研制了一套天线模拟系统以支持在多体力学环境下测试真实天线框架驱动系统和复合控制系统的性能^[1]

收稿日期:2005-09-20 修回日期:2006-03-15
^{*} 基金项目:国家 863 计划航天领域资助项目 (2002AA742043);武器装备基金资助项目 (51420030401HK0335)
作者简介:贾 杰(1972-),男,河南新乡人,博士后,主要研究方向:卫星全物理仿真系统及其试验方法研究,非线性控制与系统仿真。

本文主要研究了影响天线指向与定点控制精度及其与台体相互影响的几个不理想因素,并对模拟天线系统的误差进行了分析和研究,也包括绕竖直轴 $\pm 65^\circ$ 回转的实现,俯仰方向 $\pm 30^\circ$ 实现,定位和锁紧机构的研制等^[1]。其中,止推密珠轴系和台体倾斜是影响天线指向的主要原因,本文对其进行了详细的分析和研究。

1 模拟天线的技术途径及指标

1.1 天线的技术途径

此套具有大型天线的多体卫星复合控制全物理仿真系统实物图见文献[1]。其中,天线悬臂梁固定安装在气浮台的侧面上,其上安装大型天线,为了更真实地体现卫星工程思想,设计的天线可以在悬臂梁上左右滑动,距离气浮台转轴有 $350\text{mm} \sim 1\,650\text{mm}$ 不等(可以模拟台体和天线的不同惯量)。当天线锁定时,天线和悬臂梁组合机构的基频为几赫兹,因此,为了简化气浮台系统动力学模型,可以把此系统视为刚体。

根据试验测试,此系统可以用来很好地模拟卫星的定姿和天线的指向控制,但考虑到原系统添加天线后,气浮台整体质心要偏离,如不校正,在仿真时,随着气浮台的旋转,系统将有额外的长周期螺旋力矩开销,将对试验结果产生不良的影响。为此,通过计算对气浮台进行了重量配置,对质心偏移进行了校正。另外,本文也研究了这一现象对天线定点控制精度的影响。

1.2 天线主要技术指标

1.1.1 天线模拟系统的主要技术指标要求

天线口径: 0.75m ;天线转动范围: $\leq \pm 65^\circ$ (绕转轴);天线转动速度: $\leq \pm 0.6^\circ/\text{s} = 0.01\text{r}/\text{min}$ (正常情况), $\leq 2^\circ/\text{s}$ (回零位);天线最大转动加速度: $\leq 0.004^\circ/\text{s}^2$ (正常情况), $\leq 0.02^\circ/\text{s}^2$ (回零位);天线定点指向精度: $\leq \pm 0.5^\circ$;天线系统质量: 35.1kg ;天线系统平均功耗: $3.58 \times 10^{-2}\text{W}$ 。

2 天线回转运动常值误差模型分析

由于天线模拟系统的指向精度要求较高,系统必须有较高的同轴度和回转精度。同时,又由于采用的是垂直支撑,顶部会因为轴承游隙和转轴扭角引起转轴顶端跳动而产生传动轴摆动,从而造成天线系统指向、定向误差的形成。为此,采用支撑刚度大的推力密珠轴承较为合适。它既可以均化滚珠运动

提高了轴系的回转精度,也可以发挥其低速性能好,支撑精度和运动精度高的优点^[1]。

由赫兹接触理论可知^[2],在载荷的作用下球轴承区域表面压力符合半椭圆分布。密珠轴承相当于点接触轴承,由于内外圈滚道是圆柱面,所以接触区域表面压力仍符合椭圆分布。为确保实现该模拟天线的跟踪精度要求,特在此处对其进行了误差分析。

由于存在径向游隙 G_r ,轴承的内外轴套将产生相对倾斜的角度游隙, Δ 等于内圈与外圈的相对倾斜角之和[2,3]: $\Delta = \delta_i + \delta_e$ (1)

δ_i, δ_e 的计算公式如下:

$$\cos \delta_i = \frac{1 - \left[\frac{\frac{1}{2}(2f_i - 1)D_w}{2 \left(\frac{D_{pw}}{2} \right)} \right]^2 - \left\{ \frac{\frac{D_{pw}}{2} - \frac{1}{2}[D_{pw} + (2f_i - 1)D_w - \frac{G_r}{2}]}{2 \left(\frac{D_{pw}}{2} \right)} \right\}^2}{\left\{ \frac{1}{2}[D_{pw} + (2f_i - 1)D_w - \frac{G_r}{2}] \right\}^2} \quad (2)$$

$$\cos \delta_e = 1 - \frac{G_r \left[(2f_e - 1)D_w - \frac{G_r}{4} \right]}{2D_{pw} \left[D_{pw} - (2f_e - 1)D_w + \frac{G_r}{2} \right]} \quad (3)$$

其中,球径 $D_w = 5.5\text{mm}$;钢球节圆直径 $D_{pw} = 5D_w = 27.5$; $G_r = 0.013\text{mm}$;内圈沟道曲率半径与球径之比 $f_i = 0.515$;外圈沟道曲率半径与球径之比 $f_e = 0.525$;代入式(1)、式(2)和式(3)计算可得:

$$\Delta = \delta_i + \delta_e = 44.784'' + 34.308'' = 79.092''$$

另外,考虑轴系的其他不理想因素所造成的误差分别如下:

①轴承的有效直径 $D = 8\text{mm}$ ^[1],滚道基体的端跳动为 $\delta = 0.002\text{mm}$,则由此造成的方位轴最大摆动误差为: $\Delta = \arctg \frac{\delta}{D} = 5.685''$ 。

③滚道端跳动为 $\delta = 0.002\text{mm}$,由此造成方位轴的最大摆动误差为: $\Delta = \arctg \frac{\delta}{D} = 5.685''$ 。

③钢球的直径误差为 $\delta = 0.002\text{mm}$,由此造成方位轴的最大摆动误差为: $\Delta = \arctg \frac{\delta}{D} = 5.685''$ 。

由以上四个因素引起的总的天线指向低头误差

$$\Delta = \sum_{j=1}^4 \Delta_j^2 = 79.70'' \quad (4)$$

由于该轴系是由步进电机直接驱动的,所产生的水平转角误差主要是轴的扭角误差。经计算由此引起的轴系水平转角误差为 $\Delta = 0.5'' \ll \Delta$,所以可以忽略。

若天线转轴中心到目标的距离为 $L = 2\text{m}$,天线

转轴中心到台体转轴的距离为 $l=0.65\text{m}$ 。那么,天线指向将产生低头线性偏移误差: $e_1=(L-l)\times\tan(\Delta+\alpha)$, α 为台体转轴相对于垂直线的倾斜角;天线的水平线性偏移误差: $e_2=(L-l)\times\tan\Delta$ 。

3 天线指向与定向长周期运动误差模型分析

由于台体上要摆放许多设备,很难实现气浮台

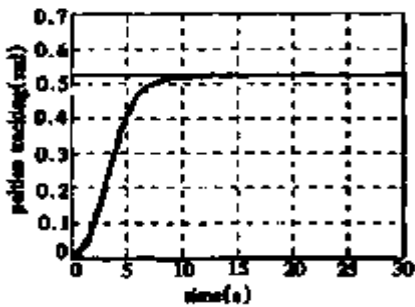


图1 天线跟踪时台体的30°(0.524)机动曲线图

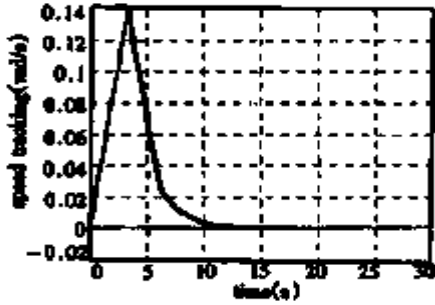


图2 天线指令跟踪时台体的速度跟踪曲线图

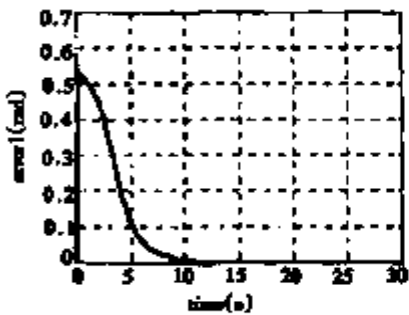


图3 天线指令跟踪时台体的误差曲线图

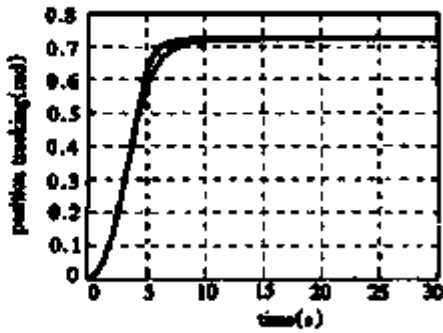


图4 台体机动时天线的位置跟踪曲线图

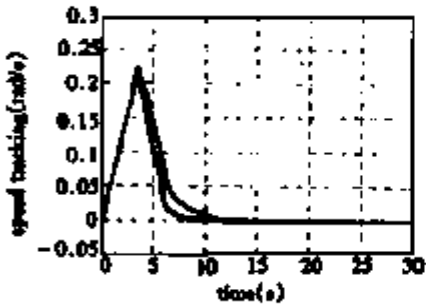


图5 台体机动时天线的速度跟踪曲线图

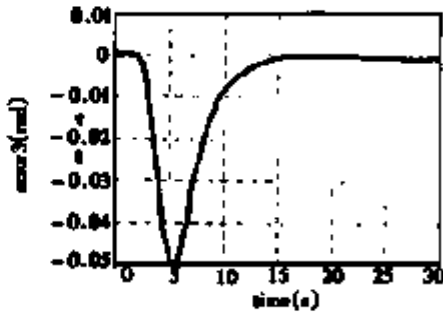


图6 台体机动时天线的跟踪误差曲线图

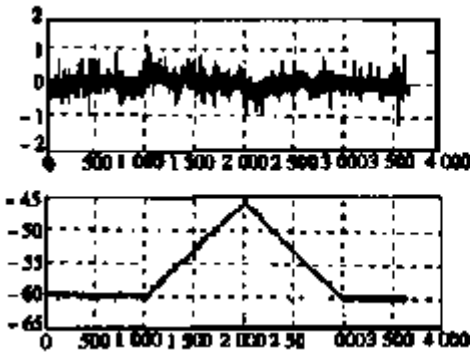


图7 天线加速度跟踪试验误差响应曲线图

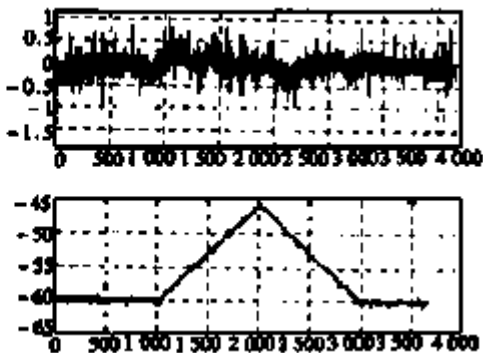


图8 天线加速度跟踪试验误差放大显示图

惯量分布的均匀,无法达到绝对静平衡。因此,客观

上存在重力梯度力矩,并且是随位置时变的。加上系

统还受到摩擦力矩等扰动源。所有这些因素都造成了系统很强的动态过程非线性特性及过程模型的不确定性,严重影响了系统的姿态稳定,尤其对定向精度要求高的卫星仿真来说,这些影响是无法忍受的,必须采取有效的措施加以消除或减弱^[4]。

事实上,台体在经过配平后,仍然有一个小角度的倾斜。这样就有一个小的重力矩作用在台体上,即便是很小的重力矩也会通过导致台体姿态低频周期漂移而影响长周期动力学,这个影响在短时间内是不明显的,但在长周期时间内,就变得明显起来。当然,这也有其他不理想因素的影响。下面主要研究重力矩的影响。

为了获得气浮台主要动力学性质,现假设台体转轴相对铅直轴的偏角为 δ 。设重心与气浮台的轴心间的距离为 l ;当气浮台转过一定角度 θ 时,气浮台所受重力矩为: $M_g = -mgr \sin \delta \sin \theta$ (5)

其中, m 是台体的质量,是实验室重力加速度,假设 r 在转动过程中是不变的。由于台体稳定当时可固化 δ 由式(5)可知:

$$\Delta \theta = -\Delta M_g / mgr \delta \quad (6)$$

以天线定点控制为例,引起天线总的水平线误差: $l \times \Delta \theta + \Delta(L-l) \approx l \times \Delta \theta$ 相应总的水平回转误差:

$$\Delta \alpha = \Delta \theta \times \frac{1}{L-l} = -\frac{\Delta M_g l}{mgr(L-l)} \frac{1}{\delta} \quad (7)$$

令 $\epsilon = \frac{\Delta M_g l}{mgr(L-l)}$, $\beta = \frac{1}{\delta}$ 。所以天线水平回转误差所产生的干扰角动量为: $I_t \epsilon \beta$

4 天线定点自适应控制律及其稳定性证明

以天线水平回转误差为例,采用上述的误差模型,设计一套基于参数估计的天线定点自适应控制器。根据刚体角动量定理可得天线的动力学方程如下:

$$I_t \dot{\alpha} + B \beta + u_t = 0 \quad (8)$$

其中 $B = I_t \epsilon$ 从 $B \beta$ 的形式就可清楚,它仅由与台体角速度、天线、卫星质心位置有关的项组成,可以与此之外的固定参数分离。 $B \beta$ 可用下式表示:

$$B \beta = B \xi \quad (9)$$

其中, ξ 是与台体角速度等相依存的量,虽不能彻底搞清 ξ 的精确值,但可看作是一常量。令 ξ 的估计值为 $\hat{\xi}$ 考虑下面的控制律:

$$\begin{aligned} u_t &= -B \hat{\xi} + K_p \alpha + K_i \lambda \\ \lambda &= \int \alpha dt \end{aligned} \quad (10)$$

其中 K_p, K_i 为控制增益。在此基础上加以参数

估算率: $\dot{\hat{\xi}} = -PB^T \alpha$ (11)

其中 P 为正定对称的估算增益矩阵。

构造下面的Lyapunov函数可以证明该控制律的稳定性。

$$V = \frac{1}{2} \{ I_t \alpha^2 + K_i \lambda^2 + P^{-1} (\xi - \hat{\xi})^2 \} \geq 0 \quad (12)$$

对式(12)求导,将式(10)、式(11)带入式(12)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= (I_t \alpha + K_i \lambda + P^{-1} (\xi - \hat{\xi}) \xi - \dot{\hat{\xi}}) \alpha \\ &\quad - K_p \alpha^2 \leq 0 \end{aligned} \quad (13)$$

因此,只要 $K_p > 0$,由Lyapunov稳定性定理可知该控制律是稳定的。也就是说即便存在估算误差的情况下,天线水平转角误差也会趋近于零。

5 系统测试结果分析与评价

为了验证本文方法的有效性,本文以台体机动 $30^\circ = 0.524 \text{rad}$ 时,天线定点控制为例进行了数值仿真,结果见图1~图6。同时也进行了天线加速度指令跟踪测试,试验的误差响应曲线图见图7。图1~图3为:天线定点控制干扰下,台体的 30° 机动位置跟踪、速度跟踪及其误差曲线图;图4~图6为:台体机动 30° 的情况下,天线的指令跟踪、速度跟踪及其误差曲线图。从图7和图8可以看出其精度为: $\leq \pm 0.5^\circ$;符合精度要求;通过仿真与测试可以得出以下结论:(1) 本天线系统试验设计方案合理、可行,能满足卫星天线指向复合控制方案阶段验证要求。(2) 通过仿真,也验证了本文构造的天线高精度指向带有参数估算的自适应控制方案的可行性。

参考文献:

- [1] 周 军. 某卫星天线指向复合控制全物理仿真试验系统研制报告[R]. 西安:西北工业大学航天学院, 2004.
- [2] 冈本纯三. 球轴承的设计与计算[M]. 北京:机械工业出版社, 2004.
- [3] 徐 灏. 机械设计手册第4卷[M]. 北京:机械工业出版社, 1987.
- [4] Bernstein D S. Development of Air Spindle and Triaxial Air Bearing Testbeds for Spacecraft Dynamics and Control Experiments [A]. Proceedings of the American Control Conference [C]. Anchorage, VA 2001.