

doi: 10.7690/bgzd.2018.07.011

## 基于三自由度气浮台卫星姿态控制系统仿真

吴敬玉, 陈秀梅, 钟超, 李小斌, 裴甲瑞

(上海航天控制技术研究所空间飞行器控制系统事业部, 上海 201109)

**摘要:** 为了更真实地模拟卫星在空间可能存在的问题, 对三自由度气浮台卫星姿态控制系统进行仿真设计。采用气浮台进行卫星动力学与运动学模拟, 通过气浮台惯量测定及系统搭建, 建立控制力矩陀螺群五棱锥构型方案, 综合考虑陀螺群构型, 设计制力矩陀螺群控制律, 实现气浮台平台稳态及姿态快速机动控制。仿真结果验证了该方案的正确性、合理性及有效性, 可降低卫星姿态控制异常的风险, 为卫星控制系统工程研制提供参考。

**关键词:** 控制力矩陀螺群; 三自由度气浮台; 五棱锥构型; 操纵律; 机动

**中图分类号:** TP391.9 **文献标志码:** A

## Simulation of Satellite Attitude Control System Based on 3 Freedom Air Floating Platform

Wu Jingyu, Chen Xiumei, Zhong Chao, Li Xiaobin, Pei Jiarui

(Space Craft Control System Business Department, Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** For more actually simulate the problem of satellite in space, carry out simulation design for 3 freedom air floating platform satellite gesture control system. Use air floating platform to carry out satellite dynamics and dynamics simulation, establish control torque gyroscope 5-pyramid structure scheme, comprehensively consider the gyroscope group structure, design torque gyroscope group control law, and realize air floating platform stability and gesture fast maneuvering control. The simulation results verify the correctness, rationality and efficiency of the scheme, and reduce the unexpected control risk of satellite gesture and provide the reference for other satellites control system projects.

**Keywords:** CMGS; three-axis floating platform; pentagon pyramid configuration; steering law; movement

### 0 引言

随着卫星任务对平台要求的提高, 采用大力矩输出的控制力矩陀螺(control moment gyroscope, CMG)实现卫星快速大角度姿态机动和稳定控制已成为趋势。采用控制力矩陀螺作为执行部件, 系统方案设计重点是控制陀螺群角动量管理和群奇异点规避, 分析陀螺群构型效益、失效效益和内部的奇异状态, 设计出合理的控制力矩陀螺群操纵律, 尽可能避免系统进入奇异状态导致系统失控。根据卫星平台任务, 一般在稳态控制时将控制力矩陀螺群的角动量维持在较小的范围内, 相对容易实现系统奇异规避; 大角度快速姿态机动时, 控制力矩陀螺群角动量变化范围大, 系统奇异规避相对困难<sup>[1]</sup>。基于此, 笔者采用全物理仿真方法, 利用三自由度气浮台模拟卫星作为控制对象, 通过控制系统验证平台设计和搭建, 为卫星控制系统采用控制力矩陀螺群方案提供工程应用经验。

### 1 基于气浮台仿真系统设计

为了更真实地模拟卫星在空间的动力学、动量

交换、动量耦合以及实际模型可能存在的问题, 地面试验采用气浮台进行更真实的卫星动力学与运动学模拟。只要气浮台各轴与对应卫星各轴具有相等的转动惯量, 或者两者的惯量比等于试验时执行机构与实际卫星执行机构控制力矩之比, 使两者的角加速度相一致, 则全物理仿真就相当于卫星实际物理模型的飞行试验<sup>[2]</sup>。

受制于现有气浮台设备现状, 三自由度气浮台仅进行卫星姿态动力学模拟, 卫星轨道动力学和大部件挠性干扰均无法模拟, 卫星被控对象实际等效为刚体运动。考虑气浮台承载能力和主要性能, 试验系统不能进行 1:1 的模拟仿真设计, 但试验设计准则遵循等效角加速度一致的方法, 对控制力矩陀螺输出力矩进行等效缩比。整个系统仿真设计如下: 控制计算机产生控制指令, 由控制力矩陀螺群产生控制力矩驱动三自由度气浮台转动, 转动的角度通过气浮台测角系统获取, 转动角速度通过测角系统角度差分获取, 气浮台仿真系统控制如图 1。

收稿日期: 2018-01-17; 修回日期: 2018-03-02

作者简介: 吴敬玉(1976—), 男, 浙江人, 硕士, 研究员, 从事空间飞行器导航制导与控制、宇航产品可靠性工程研究。

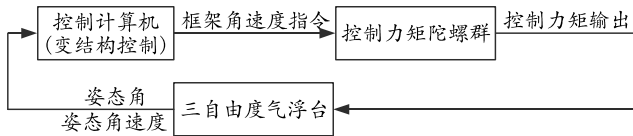


图 1 系统控制框图

### 1.1 气浮台惯量测定

整个仿真系统基于三自由度气浮台质心与回转中心重合，采用将气浮台配成各轴惯量与控制力矩陀螺群控制力矩之比和卫星本体各轴惯量与卫星控制力矩之比相同的方法，按照角加速度相一致原则进行设计<sup>[3]</sup>。

气浮台惯量测定前，先将有极性安装要求的控制力矩陀螺及产品工装、台上控制计算机、反作用飞轮等配套产品放置在三自由度气浮台台面上，气浮台外围的仓格上可根据需要安装配重块。惯量测定前通过气浮台重心调整功能模块调整平台质量分布，使气浮台质心与回转中心重合实现气浮台力矩平衡。

系统惯量测定采用加速度方法进行测量。通过给转动轴通道施加反作用飞轮控制力矩，使气浮台产生角加速度，由气浮台台下测量系统反馈计算，从而实现台体绕机动轴的惯量测定，具体如下：

$$J\ddot{\theta}_1 = M\Delta t \quad (1)$$

式中： $J$ 为气浮台绕转动轴的转动惯量； $M$ 为反作用飞轮启旋到固定转速后产生的作用力矩； $\Delta t$ 为反

作用飞轮力矩作用时间； $M\Delta t$ 的积分值以满足能驱动气浮台台体产生一定的角加速度，同时不超过台体惯量测量系统的测角速度范围为准。

在台体上增加配重块，同时考虑台体平衡，配重块尽可能采用均匀对称安装方式，增加配重块后附加的转动惯量测定如下：

$$(J + \Delta J)\ddot{\theta}_2 = M\Delta t \quad (2)$$

式中： $\Delta J$ 为增加的转动惯量； $\ddot{\theta}_2$ 为气浮台在增加配重块使转动惯量变化后因 $M\Delta t$ 作用后产生的角速度增量，测量值同样采用台体惯量测量系统获取。

2次测量后，通过数学运算，即可获取气浮台绕转动轴的惯量。按同样方法可以获取三自由度气浮台其他2个轴的惯量。

为了尽可能减小不同方向动力学耦合干扰，可采用以上角加速度方法进行多次气浮台配平和惯量测定，尽可能获取较准确的台体惯量测量数据。

### 1.2 气浮台系统搭建

整个三自由度气浮台试验仿真系统主要进行控制力矩陀螺群控制的功能性验证，并验证五棱锥构型控制力矩陀螺群在可控效益明显下降后整个平台姿态任务的可控性。考虑三自由度气浮台承载能力及仿真系统试验目的，系统采用4台控制力矩陀螺进行气浮台系统搭建。

气浮台仿真系统搭建如图2所示。

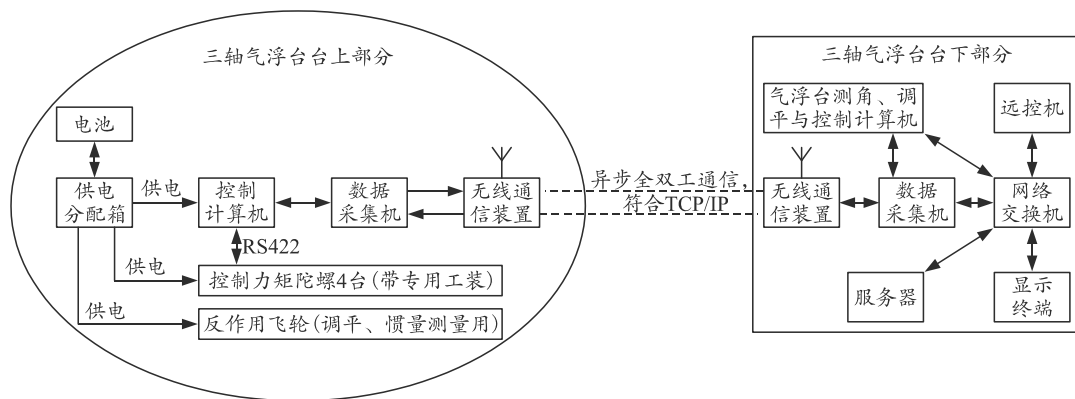


图 2 系统组成

整个仿真系统包括台上和台下2部分，参加对象含所需的试验设备和配套试验产品。

试验设备主要包括供电电池、供电分配箱、数据采集机、无线通信装置、显示终端、气浮台调平、测角与控制计算机、网络交换机、远控机、反作用飞轮、控制力矩陀螺工装等。

为了减小气浮台的干扰力矩，气浮台上产品及设备采用电池供电。气浮台调平由配套的调平与控

制计算机辅助完成。气浮台调平、测角与控制计算机采集安装在基座上的码盘的测角信息，经过计算得到气浮台运动平台三自由度的角度信息，发送给台下数据采集机。

台上数据采集机采集台上控制计算机数据并通过无线通信装置发送给台下显示终端。

台上控制计算机采集控制力矩陀螺和反作用飞轮数据，发送给台上数据采集机，通过无线装置发

送给台下数据采集机，台下数据采集机结合气浮台调平、测角与控制计算机采集的测角信息，经过远控机进行控制率计算形成控制指令，发送给台下数据采集机，经无线装置发送给台上数据采集机，由台上控制计算机驱动控制力矩陀螺完成对三自由度气浮台平台的机动与稳态控制。

## 2 气浮台仿真系统实现分析

### 2.1 气浮台仿真系统设计与分析

整个气浮台试验系统采用 4 台控制力矩陀螺进行控制。

控制力矩陀螺坐标系  $O_n X_n Y_n Z_n$  的定义如下：原点为控制力矩陀螺本体的几何中心； $Z_n$  轴垂直于控制力矩陀螺安装面向外； $Y_n$  轴平行于框架驱动轴指向传感端(该端有 2 个接插件)， $X_n$  轴按右手法则确定。

控制力矩陀螺内转子角动量矢量方向和本体安装面的法线方向一致时(见图 3 所示位置)为框架角为零的位置；此位置下，面对  $+Z_n$  轴，内转子逆时针转动为正，顺时针转动为负；面对  $+Y_n$  轴，框架逆时针转动为正，顺时针转动为负；内转子角动量矢量方向和框架角速度矢量方向均为正时，控制力矩陀螺产生的力矩为正。

产品主要性能指标如下：

- 1) 框架转速速度稳定度： $\leq 0.005$  ( $^\circ$ )/s ( $3\sigma$ , 转速  $|\omega| < 0.1$  ( $^\circ$ )/s)；
- 2)  $\leq 0.01$  ( $^\circ$ )/s ( $3\sigma$ ,  $0.1 \leq$  转速  $|\omega| \leq 0.5$  ( $^\circ$ )/s)；
- 3)  $\leq 2\%$  ( $3\sigma$ , 转速  $|\omega| > 0.5$  ( $^\circ$ )/s)；
- 4) 框架转角控制精度：优于  $2'$ ；
- 5) 额定角动量：50 Nms(对应转速 6 000 r/min)；25 Nms(对应转速 3 000 r/min)；

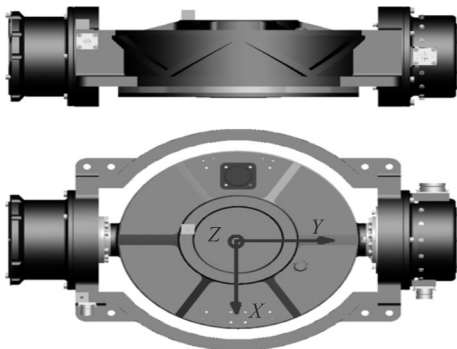


图 3 控制力矩陀螺坐标系

4 台控制力矩陀螺组成控制力矩陀螺群控制，设置控制力矩陀螺内转子转速为 3 000 r/min，各产品分别放置在五棱锥构型的 1、3、4 和 5 号棱上，五棱锥构型及坐标系定义如图 4 所示。其中置于棱

上产品  $g_i(i=1, 2, 3, 4, 5)$   $O_n Y_n$  轴平行于各棱指向顶点，产品  $g_6$   $O_n Y_n$  轴平行于锥体体轴指向顶点，各产品初始角动量矢量方向垂直于产品外框架平面并指向安装面法向方向， $(XYZ)_{FPC}$  为控制力矩陀螺群三轴力矩输出方向。

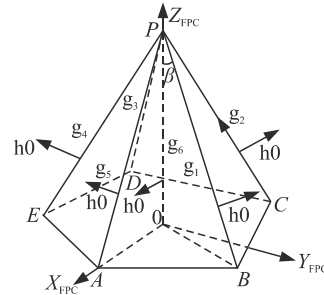


图 4 五棱锥 CMGs 构型

三自由度气浮台可分别绕垂直台面方向及平行台面方向转动，垂直台面方向转角范围为  $0^\circ \sim 360^\circ$ ，平行台面方向转角范围为  $-20^\circ \sim 20^\circ$ 。考虑气浮台快速机动和多种侧视状态需求，选取垂直气浮台台面的轴为机动轴方向，试验时气浮台绕台体 Z 轴逆时针转动  $15^\circ$  后，测角坐标系与 4 个控制力矩陀螺群控制坐标系重合，气浮台光码盘测角坐标系  $OXYZ$  与控制力矩陀螺群三轴控制力矩输出的坐标系  $(XYZ)_{FPC}$  对应关系如图 5 所示。

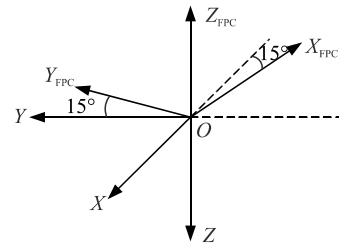


图 5  $OXYZ$  与控制坐标系角度关系

为了有效避开系统进入奇异，试验开始前设置控制力矩陀螺群最优初始框架角，如表 1 所示。

表 1 初始框架角度 ( $^\circ$ )

控制力矩陀螺安装位置	初始外框角度
CMG1	175.730
CMG3	4.283
CMG4	313.885
CMG5	226.155

建立气浮台动力学方程，具体如下：

三自由度气浮台物理模型可简化为刚体运动，对应的动量矩方程为

$$\mathbf{H} = I_x \omega_x \mathbf{i} + I_y \omega_y \mathbf{j} + I_z \omega_z \mathbf{k} \quad (3)$$

气浮台控制力矩为

$$\mathbf{L} = L_x \mathbf{i} + L_y \mathbf{j} + L_z \mathbf{k} \quad (4)$$

在控制力矩作用下，动力学方程为

$$H = dH / dt + \omega H = L。 \quad (5)$$

按卫星刚体各坐标轴与通过质心的主惯量轴一致，获取动力学方程<sup>[4]</sup>为：

$$\left. \begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x - (I_y - I_z) \omega_y \omega_z &= L_x \\ I_y \dot{\omega}_y - (I_z - I_x) \omega_z \omega_x &= L_y \\ I_z \dot{\omega}_z - (I_x - I_y) \omega_x \omega_y &= L_z \end{aligned} \right\}。 \quad (6)$$

系统安装矩阵如下：

$$R_{-y} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}; \quad (7)$$

$$R_{-z} = \begin{bmatrix} \cos(-15^\circ) & \sin(-15^\circ) & 0 \\ -\sin(-15^\circ) & \cos(-15^\circ) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}。 \quad (8)$$

根据图 4 控制力矩陀螺五棱锥的安装极性、系统安装矩阵和动力学方程，设计合理的控制力矩陀螺操纵律，从而实现控制力矩陀螺群角动量分配，并驱动相应控制力矩陀螺外框转动。

### 2.2 控制力矩陀螺群控制律设计

控制力矩陀螺群控制律设计根据陀螺群构型效益、失效效益、可控效益等综合考虑。整个气浮台仿真系统采用五棱锥控制力矩陀螺群控制方案，陀螺群控制律设计根据陀螺群框架转角现状，合理分配各框架转速指令，使陀螺群输出力矩与平台姿态控制系统要求的指令控制力矩相等。由于控制量的维数大于控制自由度，逆问题的解不唯一。陀螺群控制律设计要求既能有效避开系统进入奇异，又能保证系统实时性避免出现较大耗时的控制计算<sup>[5]</sup>。

鲁棒伪逆操纵律设计通过调节参数  $r$ ，使得  $(CC^T + rE)$  始终可求逆，即控制力矩陀螺群框架角进入奇异点时该操纵律仍可控。鲁棒伪逆操纵律可以在系统陷入奇异时通过改变指令力矩方向使系统逃离奇异，但会产生力矩误差。零运动伪逆操纵律通过加入适当的空转使得奇异测度  $D$  始终朝着趋于增加的方向变化，从而避免矩阵  $C$  发生奇异。零运动伪逆操纵律通过添加零运动使得系统规避奇异点，但是一旦系统进入显奇异(椭圆奇异)，将无法逃离<sup>[2]</sup>。

经对比分析并整合鲁棒伪逆操纵律和零运动伪逆操纵律的优缺点，基于三自由度气浮台仿真系统采用了鲁棒伪逆加零运动相结合的混合操纵律设计，具体如下：

$$\dot{\delta}_{LB} = C^T (CC^T + rE)^{-1} / h_{cmg} T_{b_c}; \quad (9)$$

$$\dot{\delta}_{zs} = [E_n - C^T (CC^T)^{-1} C] (k_{null} \frac{\partial D}{\partial \delta} - k_{back2ini} (\delta - \delta_0)); \quad (10)$$

$$\dot{\delta} = \dot{\delta}_{LB} + \dot{\delta}_{zs}。 \quad (11)$$

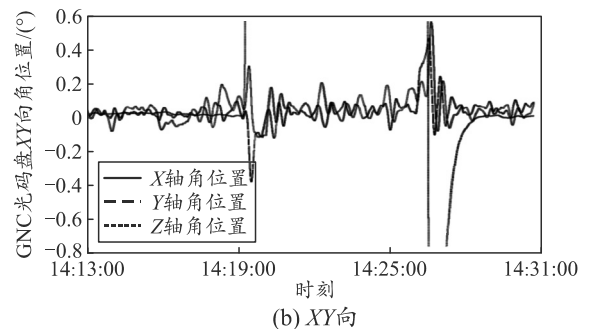
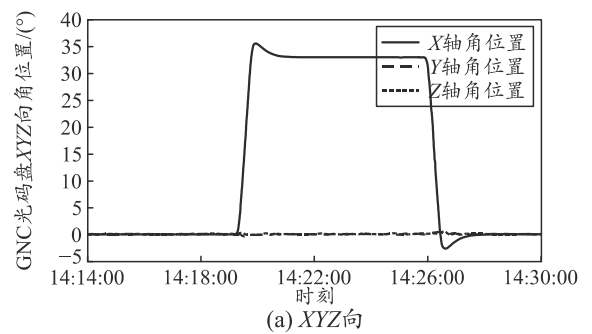
式中  $\delta_0$  是初始的力矩陀螺群框架角。 $\delta_0$  的选择依据是：角动量为零，奇异度  $D$  最大，以这 2 个为约束，用最优函数计算得到。 $k_{back2ini} (\delta - \delta_0)$  是为保证每次机动后，框架角都能回到初始的位置附近，并根据五棱锥构型控制力矩陀螺群对轴向或极点不接入系统控制的对应控制力矩陀螺  $k_{back2ini}$  设置成零。

### 3 气浮台仿真系统验证情况

整个气浮台仿真系统采用滑模变结构控制算法，利用 4 台控制力矩陀螺，采用五棱锥构型，实现气浮台稳态与快速机动控制。试验中进行了 15°、33°、66°、90°等多角度机动和稳态控制验证，机动试验数据统计如表 2 所示(其中 0°为默认的初始卫星侧视状态)，选取 33°机动工况试验曲线，如图 6—10 所示。由于台体本身引入的偏差，姿态精度和稳定度约为 0.01°和 0.005 (°)/s，从整个仿真系统实现上气浮台台体本身会出现偶然跳动异常<sup>[6]</sup>。

表 2 机动试验验证情况

序号	试验项目	设置状态	测试结果	
			最大角速度/(°/s)	姿态机动时间/s
1	机动 15°	0°→15°	1.08	142
2		15°→0°	1.08	141
3		0°→33°	1.30	145
4	机动 33°	33°→0°	1.30	143
5		0°→90°	1.32	200
6	机动 90°	90°→0°	1.32	191
7		0°→66°	1.32	173
8	机动 66°	66°→0°	1.32	172



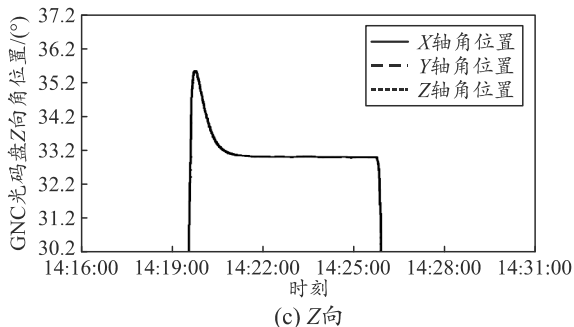


图 6 气浮台姿态角

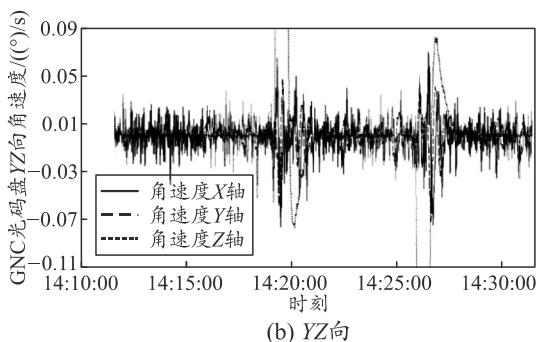
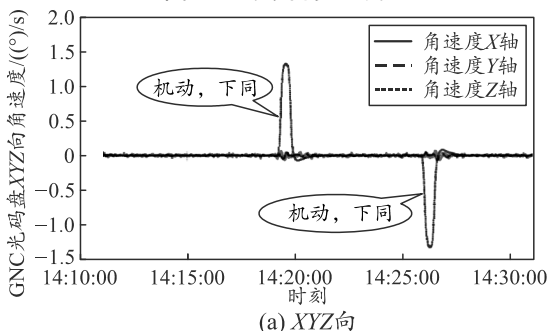


图 7 气浮台姿态角速度

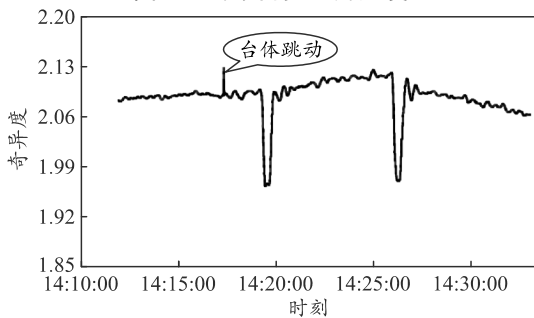


图 8 陀螺群奇异度

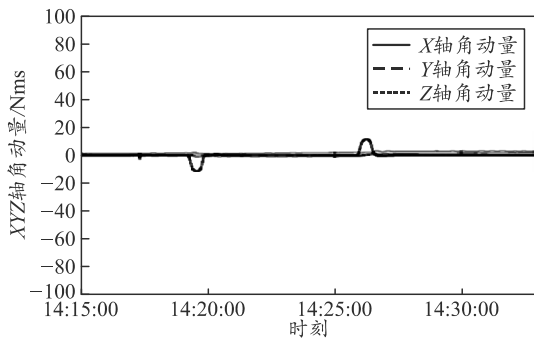


图 9 陀螺群角动量

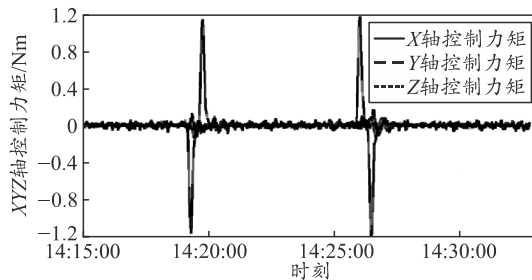


图 10 陀螺群控制力矩

气浮台试验系统验证结果表明：采用合理的控制力矩陀螺群操纵律设计，可以实现气浮台快速机动和稳定控制。控制系统能够实现控制力矩陀螺群角动量的有效管理，通过初始框架角优化设计能够使系统有效远离奇异点，控制力矩陀螺群能有效规避奇异，同时保证足够的输出力矩。

#### 4 工程意义

笔者基于三自由度气浮台仿真系统设计和搭建，采用鲁棒伪逆和零运动伪逆相结合的操纵律设计，利用五棱锥构型控制力矩陀螺群控制方案，实现气浮台稳定与快速机动控制。气浮台仿真系统验证了控制力矩陀螺群输出极性正确，控制力矩陀螺群操纵律设计正确，为卫星任务平台采用大力矩输出的控制力矩陀螺应用提供工程实现指导。

#### 5 结束语

整个气浮台仿真试验系统采用五棱锥控制力矩陀螺群方案，实现台体稳态及快速机动控制。仿真系统验证结果达到预期目标。此外，整个试验系统也证明了控制力矩陀螺产品数学仿真模型和控制力矩陀螺真实产品的相符性，为系统地面仿真系统设计提供了应用参考。

#### 参考文献：

- [1] 李志亮, 李小将, 翟明明. 敏捷成像卫星任务动态调度仿真系统设计与实现[J]. 兵工自动化, 2017, 36(12): 4-8.
- [2] 李季苏, 牟小刚. 大型卫星三自由度气浮台全物理仿真系统[C]// 2001 年中国系统仿真学会学术年会论文集, 2001.
- [3] 胡悦. 基于鲁棒控制的三自由度直升机半实物仿真实验[J]. 兵工自动化, 2016, 35(1): 72-74.
- [4] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 172-173, 291-293.
- [5] 王健, 郭倩, 刘涛, 等. 考虑动态延迟特性的含攻击角度约束的制导律[J]. 兵工自动化, 2016, 35(1): 63-67.
- [6] 吴启东, 张翔, 廖文和. 一种用于抑制高转速卫星动量轮换相转矩脉动的调制方法[J]. 机电工程, 2017, 34(2): 150-155.