

大型观测有效载荷对空间站平衡姿态影响研究

占凌云^{1,2,3}, 赵黎平³

(1. 中国科学院 光电研究院, 北京 100094;

2. 中国科学院大学, 北京 100190;

3. 中国科学院 空间应用工程与技术中心, 北京 100094)

摘要:空间站通常运行在力矩平衡姿态下。空间站上搭载大型天文观测有效载荷时,载荷运动会产生干扰力矩,对空间站平衡姿态会产生影响。针对搭载在空间站平台上的大型观测类有效载荷工作特点,建立了其运动补偿规律和扰动模型,将扰动引入空间站的平衡姿态动力学过程中,并进行了计算机仿真和分析。仿真结果表明,在设计的二次调节器和前馈控制器的作用下,转动有效载荷运动引起的姿态角、姿态角速率变化等控制在一定的范围内,且有效载荷的跟踪观测效果较稳定。

关键词:空间站;平衡姿态;有效载荷运动;姿态扰动

中图分类号:V448.22

文献标识码:A

文章编号:1673-629X(2013)11-0203-06

doi:10.3969/j.issn.1673-629X.2013.11.050

Study on Disturbance of Large Astronomical Observation Payload on Equilibrium Attitude of Space Station

ZHAN Ling-yun^{1,2,3}, ZHAO Li-ping³

(1. Academy of Opto-electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

3. Technology and Engineering Center for Space Utilization, CAS, Beijing 100094, China)

Abstract: Space station is usually operated in Torque Equilibrium Attitude (TEA) mode. When large payloads for astronomical observation mounted on a space station, their movements will lead to disturbed torque, thus influencing the attitude of a space station. The motion compensation laws and corresponding disturbance mathematical models were established according to the moving rule of large payload feature. The disturbance was brought in the system of equilibrium attitude dynamics, then an analysis on impacts of the platform with large payloads for astronomical observation was conducted in the paper. The result shows that after a Linear Quadratic Regulator (LQR) and feed forward controller were designed, the change of the attitude angle was restrained in a acceptable range, as well as the payload tracking effects are stable.

Key words: space station; equalized attitude; payload motion; attitude disturbance

0 引言

力矩平衡姿态(TEA)是一种外力矩平衡的姿态。空间站采用力矩平衡姿态飞行是实现姿态控制执行机构动量管理的一种十分重要的方法^[1],对减小空间站上的能量消耗具有十分关键的作用。

搭载在空间站平台上的天文观测有效载荷在对天顶面以上区域成像时,天文观测载荷要求在一定时间

内凝视目标,尽可能不发生角位移,这样需要实时的对飞行器平台的姿态进行补偿。当载荷质量特性较大时,因为这些部件不是动量补偿部件,且空间站平台本身是运行在平衡姿态下,则可能会对空间站平台姿态产生不良影响,同时转动载荷以空间站为支撑平台,平台姿态同时又会影响到转动部件的运动,致使其运动轨迹出现偏差^[2],进而影响载荷任务的执行。

收稿日期:2013-02-01

修回日期:2013-05-12

网络出版时间:2013-08-27

基金项目:中国科学院知识创新工程重大项目(KGGX1-YW-24)

作者简介:占凌云(1986-),男,湖北黄冈人,硕士,研究方向为航天器动力学、控制与仿真;赵黎平,研究员,研究方向为有效载荷总体设计、空间飞行器动力学与控制技术。

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1450.TP.20130827.1436.028.html>

关于转动部件对卫星平台的影响,目前研究相对较多,对空间站及对其运行的平衡姿态的干扰评估,特别是由有效载荷运动引起的干扰的研究工作较少。文献[2-3]从动力学模型出发,研究了有效载荷扫描镜运动对三轴稳定气象卫星姿态的影响,并且对部分影响因素做了分析,如星体有效载荷惯量比、扫描镜的运动规律参数等。文献[3]从控制和补偿的角度,通过设计补偿量和前馈控制器,在有效载荷带来的干扰进入卫星之前获得对扰动的响应,使被控量不受扰动的影响。文献[4-5]针对 GEOS 系列卫星,提出了两种有效载荷运动补偿方法,控制卫星平台姿态变化对有效载荷扫描镜指向精度的影响。

文中在借鉴相关研究的基础上,首先建立带动量管理的 TEA 控制模型,即空间站姿态控制与动量管理(ACMM)模型^[6-7];其次,建立大型有效载荷观测任务模型,并将其运动干扰力矩引入 TEA 动力学模型的过程,评估大型载荷在进行观测任务时对空间站 TEA 及动量管理性能的影响,为载荷顺利进行科学任务提供支撑。

1 考虑载荷运动的空间站姿态模型

1.1 姿态运动学方程

定义 LVLH 轨道坐标系 oxy : 原点位于空间站质心, ox 在轨道平面内并指向速度方向, oz 为空间站质心指向地心方向, oy 与 ox 、 oz 构成右手坐标系。

设 θ_1 、 θ_2 、 θ_3 为星体坐标系相对于 LVLH 轨道坐标系的姿态角(2-3-1), 则姿态运动学方程为:

$$\dot{\boldsymbol{\theta}}(t) = \mathbf{f}[\boldsymbol{\theta}(t)] \boldsymbol{\omega}(t) + \mathbf{q} \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{f}[\boldsymbol{\theta}(t)] = -\frac{1}{\cos \theta_3} \begin{bmatrix} \cos \theta_3 & -\cos \theta_1 \sin \theta_3 & \sin \theta_1 \sin \theta_3 \\ 0 & -\cos \theta_1 & -\sin \theta_1 \\ 0 & \sin \theta_1 \cos \theta_3 & \cos \theta_1 \cos \theta_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} 0 \\ n \\ 0 \end{bmatrix}, \boldsymbol{\theta}(t) = \begin{bmatrix} \theta_1(t) \\ \theta_2(t) \\ \theta_3(t) \end{bmatrix} \quad (3)$$

n 为轨道角速率。

1.2 带转动有效载荷的空间站姿态动力学方程

建立如下带转动有效载荷的欧拉动力学方程^[1,7]:

$$\mathbf{I} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h}_b = \boldsymbol{\tau}_{\text{gg}}(t) + [\mathbf{w}(t) - \mathbf{u}(t) - \dot{\mathbf{h}}_b] \quad (4)$$

式中, $\boldsymbol{\omega}$ 为空间站的绝对角速度; \mathbf{I} 为转动惯量;

$\mathbf{u}(t)$ 为控制力矩; $\boldsymbol{\tau}_{\text{gg}}(t)$ 为重力梯度力矩; $\mathbf{w}(t)$ 为除重力梯度力矩外的干扰力矩, 通常考虑为气动力矩; \mathbf{h}_b 和 $\dot{\mathbf{h}}_b$ 分别为空间站上转动有效载荷相对于空间站平台的角动量和角动量矩, 将在第二节中给出计算表达式。等式左边第二项为陀螺力矩, 记为: $\boldsymbol{\tau}_{\text{gyro}}(t)$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\tau}_{\text{gyro}}(t) &= -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega} \\ &= - \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3(t) & \omega_2(t) \\ \omega_3(t) & 0 & -\omega_1(t) \\ -\omega_2(t) & \omega_1(t) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{11} & I_{12} & I_{13} \\ I_{21} & I_{22} & I_{23} \\ I_{31} & I_{32} & I_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1(t) \\ \omega_2(t) \\ \omega_3(t) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

重力梯度力矩可以表示为:

$$\boldsymbol{\tau}_{\text{gg}}(t) = 3n^2 \mathbf{E} \times \mathbf{IE} \quad (6)$$

其中 \mathbf{E} 为轨道系下空间站质心指向地心的单位矢量。

对于干扰力矩 $\mathbf{w}(t)$, 通常考虑为外部气动力矩, 由有限级数表示一般有^[6-7]:

$$\mathbf{w}_i(t) = (\text{Bias})_i + \sum_{k=1}^m A_k \sin(knt + \varphi_k) \quad (7)$$

其中, $(\text{Bias})_i$ 为常值偏置项, 与空间站本体结构相关; A_k 为扰动力矩系数, 与大气凸起效应及帆板转动相关。

且记转动有效载荷的等效力矩为:

$$\mathbf{M}_b = \dot{\mathbf{h}}_b + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h}_b \quad (8)$$

1.3 空间站动量管理

对于空间站或者大型空间组装设施, 通常采用控制力矩陀螺(CMG)作为执行机构, 故在考虑姿态控制策略的同时引入 CMG 的动量管理方程, 以减少 CMG 在执行姿态控制时的饱和速度。

定义 CMG 角动量控制方程为^[8-9]:

$$\dot{\mathbf{h}} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} = \mathbf{u} \quad (9)$$

为避免角动量积累, 引入角动量 \mathbf{h} 积分项:

$$\dot{\mathbf{h}} = \int \mathbf{h} dt \quad (10)$$

联立姿态运动学(1)、动力学方程(4)及(9)(10), 即为空间站 ACMM 模型。

1.4 姿态模型的线性化

为简化后续的控制设计, 通常将 ACMM 进行线性化。当空间站的实际姿态远离 LVLH 时, 更好的线性化方法是在 TEA 附近线性化。

设求解到的 TEA 为 θ^* , 其对应的转动角速度为 ω^* 。

取

$$\theta_i(t) = \theta_i^* + \delta\theta_i(t) \quad i = 1, 2, 3 \quad (11)$$

$$\omega_i(t) = \omega_i^* + \delta\omega_i(t) \quad i = 1, 2, 3 \quad (12)$$

1.4.1 运动学方程的线性化

因 $\dot{\Delta\theta}(t) = (\dot{\theta})^* \cdot \delta x$, 可得

$$\Delta\dot{\theta}(t) \mid_{\delta x^*} = \frac{1}{\cos\theta_3^*} \left\{ \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -n\cos^2\theta_3^* \end{bmatrix} \delta\theta_1 + \begin{bmatrix} n \\ -n\sin\theta_3^* \\ 0 \end{bmatrix} \delta\theta_3 + \begin{bmatrix} \cos\theta_3^* \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \delta\omega_1 + \begin{bmatrix} -\cos\theta_1^* \sin\theta_3^* \\ \cos\theta_1^* \\ \sin\theta_1^* \cos\theta_3^* \end{bmatrix} \delta\omega_2 + \begin{bmatrix} \sin\theta_1^* \sin\theta_3^* \\ -\sin\theta_1^* \\ \cos\theta_1^* \cos\theta_3^* \end{bmatrix} \delta\omega_3 \right\} \quad (13)$$

1.4.2 动力学方程的线性化

$$I_r = \begin{bmatrix} I_{11} & I_{12} & I_{13} & 0 & 0 & 0 \\ I_{21} & I_{22} & I_{23} & 0 & 0 & 0 \\ I_{31} & I_{32} & I_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, A_1 = \begin{bmatrix} T_{\text{gyro}}^1(1) & T_{\text{gyro}}^2(1) & T_{\text{gyro}}^3(1) & T_{\text{gg}}^1(1) & T_{\text{gg}}^2(1) & T_{\text{gg}}^3(1) \\ T_{\text{gyro}}^1(2) & T_{\text{gyro}}^2(2) & T_{\text{gyro}}^3(2) & T_{\text{gg}}^1(2) & T_{\text{gg}}^2(2) & T_{\text{gg}}^3(2) \\ T_{\text{gyro}}^1(3) & T_{\text{gyro}}^2(3) & T_{\text{gyro}}^3(3) & T_{\text{gg}}^1(3) & T_{\text{gg}}^2(3) & T_{\text{gg}}^3(3) \\ 1 & -\frac{\cos\theta_1^* \sin\theta_3^*}{\cos\theta_3^*} & \frac{\sin\theta_1^* \sin\theta_3^*}{\cos\theta_3^*} & 0 & 0 & \frac{n}{\cos\theta_3^*} \\ 0 & \frac{\cos\theta_1^*}{\cos\theta_3^*} & -\frac{\sin\theta_1^*}{\cos\theta_3^*} & 0 & 0 & -\frac{n\sin\theta_3^*}{\cos\theta_3^*} \\ 0 & \sin\theta_1^* & \cos\theta_1^* & -n\cos\theta_3^* & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_{12} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B_{11} = -B_{12}, \text{且式中 } \tau_{\text{gyro}}^i = \frac{\partial \tau_{\text{gyro}}}{\partial \omega_i} \bigg|_{\theta^*, \omega^*}, \tau_{\text{gg}}^i = \frac{\partial \tau_{\text{gg}}}{\partial \theta_i} \bigg|_{\theta^*, \omega^*}.$$

1.4.3 动量管理方程线性化

CMG 角动量方程线性化为

$$\dot{\delta h} = -\omega^* \times \delta h + \delta u \quad (17)$$

累积角动量:

$$\delta h_1 = \int_0^t \delta h \, dt \quad (18)$$

$$A_2 = \begin{bmatrix} 0 & n\sin(\theta_1^*)\cos(\theta_3^*) & n\cos(\theta_1^*)\cos(\theta_3^*) & 0 & 0 & 0 \\ -n\sin(\theta_1^*)\cos(\theta_3^*) & 0 & -n\sin(\theta_3^*) & 0 & 0 & 0 \\ n\cos(\theta_1^*)\cos(\theta_3^*) & n\sin(\theta_3^*) & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B_2 = B_{12}$$

对于姿态动力学方程(4), 记

$$f(\theta, \omega, u, w) = I \dot{\omega} = -\tilde{\omega}(I\omega + h_b) - \dot{h}_b + u + w \quad (14)$$

则

$$\delta \dot{\omega} = I^{-1} \{ \{ \partial f(\theta, \omega, u, w) / \partial \theta \}_{\theta^*, \omega^*} \delta \theta + \{ \partial f(\theta, \omega, u, w) / \partial \omega \}_{\theta^*, \omega^*} \delta \omega + \{ \partial f(\theta, \omega, u, w) / \partial u \}_{\theta^*, \omega^*} \delta u + \{ \partial f(\theta, \omega, u, w) / \partial w \}_{\theta^*, \omega^*} \delta w \} \quad (15)$$

$$\delta x_1(t) = [\delta\omega_1, \delta\omega_2, \delta\omega_3, \delta\theta_1, \delta\theta_2, \delta\theta_3]^T$$

则运动学方程和不带载荷运动的动力学方程写成矩阵的形式为

$$I_r \cdot \delta \dot{x}_1(t) = A_1 \delta x_1(t) + B_{11} \delta u(t) + B_{12} \delta w(t) \quad (16)$$

其中:

$$\text{取 } \delta x_2(t) = [\delta h_1, \delta h_2, \delta h_3, \int \delta h_1, \int \delta h_2, \int \delta h_3]^T$$

故 CMG 动量管理方程的状态空间表示形式为:

$$\delta \dot{x}_2(t) = A_2 \delta x_2(t) + B_2 \delta u(t) \quad (19)$$

其中

则有

$$\delta \dot{x}(t) = A \delta x(t) + B \delta u(t) + G \delta w(t) \quad (20)$$

2 控制策略设计

联立(16)和(19), 取 $\delta x(t) = [\delta x_1(t), \delta x_2(t)]^T$

其中

$$A = \begin{bmatrix} A_1 & 0 \\ 0 & A_2 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} B_{11} \\ B_2 \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} B_{11} \\ 0 \end{bmatrix}$$

即为线性化 ACMM 控制模型的标准状态空间表达式。

针对式(20) 确定的增广系统模型,为实现空间站姿态和动量的折衷控制,将设计一个具有代表性的线性二次型反馈控制器(LQR),实现 ACMM 要求及扰动抑制。在 LQR 设计中,采用极点配置技术(Pole Placement Technology),将系统极点指定在预定区域。经过极点配置后的控制律可以表示为:

$$\delta u(t) = -Kx(t) \equiv -\left(R^{-1}B^T \sum_{k=0}^{j+1} \gamma_k P_k\right)x(t) \tag{21}$$

其中,K 即为 LQR 控制增益; P_k 为对应 Riccati 方程的解, γ_k 和 P_k 的求法参见文献[10 - 11]。

3 有效载荷观测描述及运动扰动

3.1 有效载荷的观测描述

有效载荷具有两运动自由度,其运动分为绕补偿驱动轴转动的补偿运动和绕侧摆驱动轴转动的侧摆运动,两种运动分别独立地进行。图 1 所示为有效载荷/空间站的系统模型, $ox_b y_b z_b$ 为空间站本体坐标系, $ox_g y_g z_g$ 为有效载荷的支架坐标系, x_g 指向载荷的侧摆驱动轴,与空间站本体系 x_b 指向一致, y_g 指向载荷的补偿驱动轴; $ox_m y_m z_m$ 为转动有效载荷体坐标系, y_m 指向补偿驱动轴方向, z_m 即为载荷的观测指向。

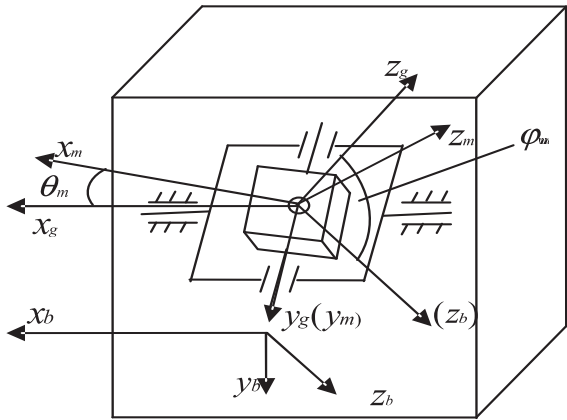


图 1 有效载荷/空间站系统模型结构图

光学有效载荷在对天顶面以上区域成像时要求在一定时间内凝视目标,尽可能地不发生角位移,这样载荷需要实时对平台的姿态、轨道运动的角速率进行补偿。每个载荷观测周期由跟踪补偿和归位两个过程组成。跟踪补偿定义为驱动载荷绕补偿轴和侧摆轴转动一定角度,以实现对惯性空间的目标指向跟踪。归位过程定义为在载荷曝光之后,驱动载荷在补偿轴上回

到起始位置和侧摆转动到下一个规划天区。

3.2 有效载荷运动角度

3.2.1 跟踪过程转角计算

在空间站本体系 $ox_b y_b z_b$ 中, $\vec{\alpha}_1$ 在任一载荷周期开始阶段观测天区惯性矢在本地系中的投影, $\vec{\alpha}_2$ 为该周期曝光结束时观测天区惯性矢的投影,跟踪过程即是将 $\vec{\alpha}_1$ 修正至 $\vec{\alpha}_2$ 的过程。记 $\vec{\alpha}_1 = (i_1, j_1, k_1)^T$, $\vec{\alpha}_2 = (i_2, j_2, k_2)^T$,载荷绕补偿轴和侧摆轴转过的角度分别为 $\Delta\theta_m, \Delta\varphi_m$ 。记 $\vec{\alpha}_3 = (i_3, j_3, k_3)^T$ 为 $\vec{\alpha}_1$ 绕 x_b 轴旋转 $\Delta\varphi_m$ 角后的向量, $\varphi_{m1}, \varphi_{m2}$ 为 $\vec{\alpha}_1, \vec{\alpha}_3$ 在 $oy_b z_b$ 投影与 oz_b 的夹角,则有以下计算式:

$$\Delta\varphi_m = \arctg \frac{j_1}{k_1} - \arctg \frac{j_2}{k_2} \tag{22}$$

$$\Delta\theta_m = \arctg \frac{i_2 \cos\varphi_{m2}}{k_2} - \arctg \frac{i_3 \cos\varphi_{m2}}{k_3} \tag{23}$$

3.2.2 回位过程转角计算

为了使载荷在使命寿命期间能实现最大最优观测,需要调整侧摆轴进行观测天区的转换。侧向摆动选择主要考虑摆动角度的约束,即考虑载荷累积转动角度是否在设计范围内。此时侧摆约束表示如下:

$$\begin{cases} \text{swDirection} = (-1)^{\text{round}(1 + \text{rand})} \\ \varphi_m = \text{rand} * \varphi_{m_max} \\ \varphi_{m_acc} = \varphi_{m_prev} + \text{swDirection} * \varphi_m \\ |\varphi_{m_acc}| \leq \varphi_{m_max} \end{cases} \tag{24}$$

其中,swDirection 为侧摆的方向; φ_m 为侧摆的角度; φ_{m_acc} 为载荷累积侧摆角度; φ_{m_max} 为单向侧摆最大角;rand 产生一个(0,1) 间的随机值;round 表示四舍五入操作。

根据以上的计算步骤,给出起始 10 个连续载荷工作周期的目标天区指向及其运动角度,见表 1。

表 1 目标天区指向及其有效载荷转角

目标天区序号	目标天区指向坐标			有效载荷观测转角(单位:度)		
	x	y	z	跟踪过程转角	回位过程转角	
				补偿角	侧摆角 1	侧摆角 2
1	0.996 7	-0.045 1	0.067 5	19.11	-3.25	15.05
2	0.914 2	0.354 7	0.196 2	19.00	-2.49	-9.62
3	0.734 2	0.486 5	0.473 4	19.06	-3.25	-2.83
4	0.459 9	0.549 6	0.697 4	18.71	-3.68	16.87
5	0.087 2	0.787 8	0.609 7	19.16	-3.01	-16.19
6	-0.264 4	0.750 8	0.605 2	18.10	-4.32	7.69
7	-0.591 7	0.681 1	0.431 2	18.51	-4.34	-4.45
8	-0.797 3	0.297 6	0.525 0	17.92	-7.36	14.48
9	-0.971 9	0.200 3	0.122 9	18.90	-5.58	8.54
10	-0.972 6	0.011 8	-0.232 2	19.10	-4.70	1.73

3.3 有效载荷的运动形式及扰动

跟踪补偿过程在补偿轴和侧摆轴上的运动由加速启动、匀速补偿、减速停止^[12] 三个阶段组成。

加速阶段的角速度 $\dot{\theta}_m$ 为:

$$\dot{\theta}_m = \dot{\theta}_{m1} \sin(\omega t) \tag{25}$$

减速阶段角速度方程为:

$$\dot{\theta}_m = \dot{\theta}_{m2} \sin(\omega t + 0.5\pi) \tag{26}$$

其中 $\dot{\theta}_{m1}$ 和 $\dot{\theta}_{m2}$ 为加减速期间达到的最大角加速度。

则在补偿轴上的运动控制方程为:

$$\dot{\theta}_m = \begin{cases} \dot{\theta}_{m1} \sin(\omega_1 t) & 0 \leq t < t_1 \\ \dot{\theta}_{m1} & t_1 \leq t < t_2 \\ \dot{\theta}_{m1} \sin(\omega_1(t - t_2) + 0.5\pi) & t_2 \leq t < t_3 \\ -\dot{\theta}_{m2} \sin(\omega_2(t - t_3)) & t_3 \leq t < t_4 \\ -\dot{\theta}_{m2} \sin(\omega_2(t - t_4) + 0.5\pi) & t_4 \leq t < t_5 \end{cases} \tag{27}$$

回位和侧摆过程的加、减速方程与角度补偿方程形式相似,只是最大角速率不同,但是没有匀速运动阶段。运动规律如下:

$$\omega_\varphi = \varphi_m^* \omega_3 / 2 \tag{28}$$

$$\begin{cases} 0 \leq t < t_3 \\ \text{swDirection} * \omega_\varphi * \sin(\omega_3(t - t_3)) & t_3 \leq t < t_4 \\ \text{swDirection} * \omega_\varphi * \sin(\omega_3(t - t_4) + 0.5\pi) & t_4 \leq t < t_5 \end{cases} \tag{29}$$

ω_φ 为本次侧摆过程中的最大角速度。

记有效载荷在转动时,其绕 x_c 轴转动的转动惯量为 I_{mx} ,绕 y_m 轴的转动惯量为 I_{my} ,则在上述转动条件下,转动载荷相对于空间站平台的角动量 \mathbf{h}_b 为:

$$\mathbf{h}_b = \begin{bmatrix} I_{mx} \dot{\varphi}_m \\ I_{my} \dot{\theta}_m \cos \varphi_m \\ I_{my} \dot{\theta}_m \sin \varphi_m \end{bmatrix} \tag{30}$$

转动部件相对于平台的角动量矩 \mathbf{h}_b 可由上式求得得到。

有效载荷在观测过程中转动产生的等效干扰力矩的线性化表达式为:

$$\delta \mathbf{M}_b(t) |_{\theta^*, \omega^*} = \delta \dot{\mathbf{h}}_b - \tilde{\mathbf{h}}_b \cdot \delta \boldsymbol{\omega} + \tilde{\boldsymbol{\omega}}^* \cdot \delta \mathbf{h}_b \tag{31}$$

则将上式引入动力学方程(16)中,即可进行姿态影响性仿真。

当引入有效载荷的转动扰动后,同时引入前馈以实现对该扰动的补偿。有效载荷产生的等效力矩对时间的积分即为其角动量 $L_p = \int M_p dt$,以俯仰通道为例,

$$\dot{\mathbf{h}}_2 = \mathbf{u}_2, \text{则添加前置反馈后 } \mathbf{u}_2 = \dot{\mathbf{h}}_2 - \dot{\mathbf{L}}_{p2}。$$

4 仿 真

4.1 系统参数

4.1.1 平台仿真参数

空间站惯量取 $I_{11} = 5.37 \times 10^6, I_{22} = 2.81 \times 10^6, I_{33} = 7.13 \times 10^6$ (单位: $\text{kg} \cdot \text{m}^2$)。运行轨道取 400 km, 42° 倾角的圆形轨道上,考虑 J_2 项摄动,此时轨道面每天西退 5.86° 。

仿真中 ACMM 系统的初始条件为:

$$\boldsymbol{\theta}(0) = [0 \ 0 \ 0]^T, \boldsymbol{\omega}(0) = [0 \ 0 \ 0]^T, \mathbf{h}(0) = [0 \ 0 \ 0]^T。$$

当载荷不工作时,采样周期为 2 秒,载荷工作时采样周期为 0.02 秒。设外部气动干扰力矩 $\mathbf{w}(t) = [0.5 \ 1 \ 0.5]^T$ 。

4.1.2 有效载荷参数

某大型观测有效载荷转动惯量:

$$I_{mx} = 1\ 280, I_{my} = 4\ 530 (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$$

整个观测周期依据天文观测载荷的光学谱段而定,不同波段的接收载荷在成像期间要求的凝视时间有所不同。文中设定观测周期为 320 s,其中前 300s 为使载荷凝视某天区而进行天区补偿跟踪的时间,后 20 s 为载荷进行快速回位和侧摆的时间,加减速时间设置为 10 s,且 $\omega_1 = \omega_2 = \omega_3 = \pi/20$ 。

4.2 仿真结果及分析

系统的 TEA 值为:

$$\theta^* = [-2.381\ 1, -8.589\ 7, -9.342\ 3]$$

根据以上仿真参数,设置空间站平台在外界力矩作用稳定之后有效载荷开始工作,即选择第四个轨道周期开始,在第 5 个轨道周期时停止运动,仿真结果如下。图 2 表示在有效载荷没有工作时空间站进行姿态控制动量管理的姿态响应曲线,图 3 表示在有效载荷开始工作后姿态系统有无前馈环节时以俯仰轴为例的

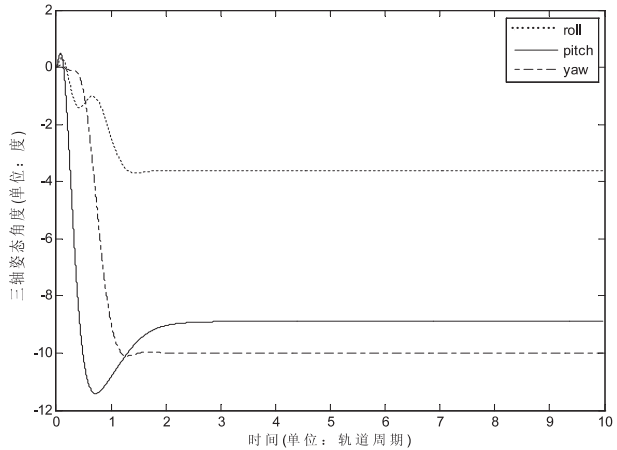


图 2 载荷未工作时三轴姿态响应

姿态角偏差,图 4、图 5 则为载荷在空间站平台姿态下在天球上观测点的赤经赤纬及其与理想观测指向之间的关系曲线。

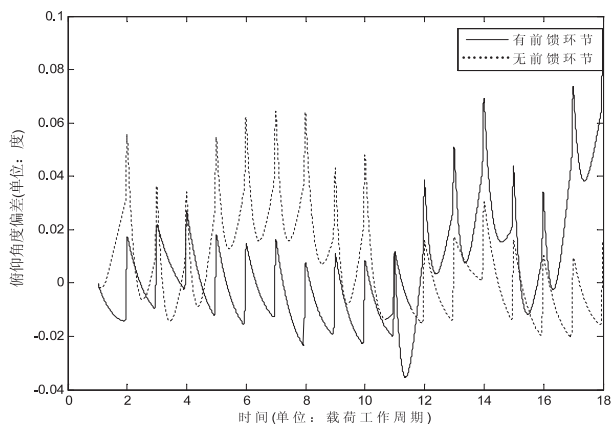


图 3 有无前馈时俯仰轴姿态角偏差

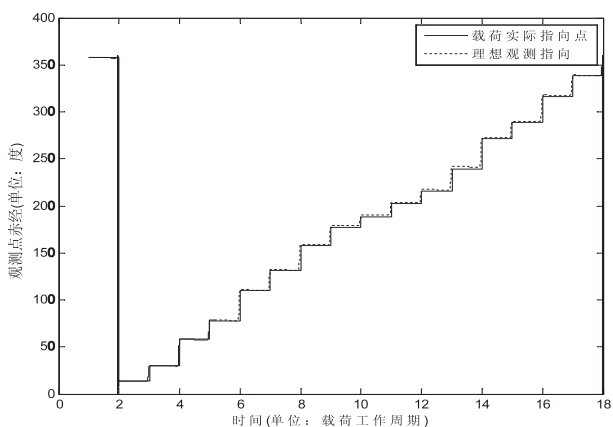


图 4 载荷观测点赤经

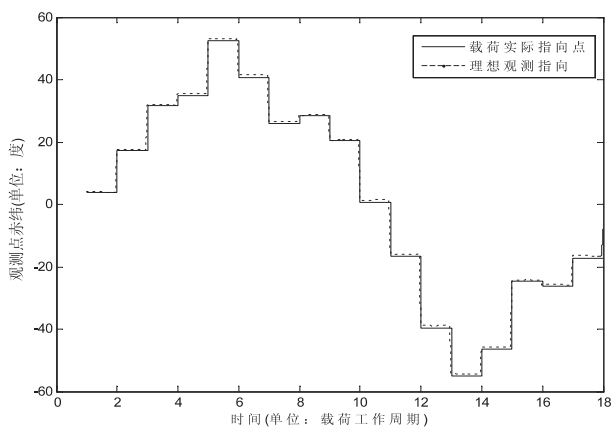


图 5 载荷观测点赤纬

分析仿真结果,可以得到如下结论:

(1) 由图 2 姿态响应结果可知,空间站姿态角最后稳定到 TEA 附近处。由于载荷干扰力矩的产生主要体现在回位的 20 秒过程中,此时补偿轴的回位和侧摆轴的侧摆运动产生的干扰力矩在形式上类似高频冲击干扰,故载荷对平台的影响性在俯仰轴上体现周期性,且具有最大干扰力矩,在滚动和偏航方向具有随机性;

(2) 由于载荷在俯仰方向上产生的干扰力矩最大

且运动呈现一定的规律性,如图 3 以俯仰方向为例进行分析可知,在没有添加前馈环节时,俯仰姿态的改变量最大为 0.06° ,这可以从载荷产生的干扰力矩的特性及大小得到解释;在添加了前馈环节后,影响效果明显降低,最大改变量为 0.03° ,此时平台的姿态输出满足载荷的观测要求;

(3) 由图 4、图 5 结果表明,在设计载荷运动规律下,其在观测的 300 s 期间能较有效地稳定在规划好的目标指向上,载荷的实际指向相对于目标指向的指向误差在 0.2° 内,基本满足此时的规划天区指向要求,但是对于有效载荷的高精度指向稳定度要求,还需进一步提高有效载荷的指向精度。

5 结束语

文中以空间站 TEA 及其 ACMM 的大量研究为背景,建立了带动量管理的 TEA 控制模型,针对搭载在空间站平台上的大型观测类有效载荷建立其运动补偿规律和扰动模型,引入平衡姿态的求解过程中,并进行了仿真验证。仿真结果表明,文中大型转动有效载荷对空间站的影响较小,且文中提出的方法可使其对平台的影响抑制到较小的范围内,同时,有效载荷的跟踪观测效果稳定,为后续观测任务分析提供了仿真支持和决策参考。

参考文献:

- [1] Woo H H, Morgan H D. Momentum management and attitude control design for a space station [J]. Journal of guidance, control, and dynamics, 1988, 11 (1): 19-25.
- [2] 刘蕊,王平,吕振铎. 星上运动部件对气象卫星姿态影响的研究 [J]. 中国空间科学技术, 2005 (6): 1-7.
- [3] 刘军,韩潮,张伟. 星上转动部件对卫星姿态的影响分析及补偿控制 [J]. 上海航天, 2006 (6): 22-26.
- [4] Chu P Y. Slewing disturbance compensation for multiple spacecraft payload [C] // Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Hilton, Head, SC: [s. n.], 1992: 668-679.
- [5] Markley F L, Bauer F H, Deily J J. Attitude control system conceptual design for the GEOS-N spacecraft series [J]. Journal of guidance, control, and dynamics, 1995, 18 (2): 247-255.
- [6] Alexander G P, Sunkel J W. Adaptive attitude control and momentum management for large-angle spacecraft maneuvers [J]. Journal of guidance, control, and dynamics, 1992, 15 (4): 1018-1028.
- [7] Wie B, Byun K W, Warren V W. A new momentum management controller for the space station [J]. Journal of guidance, control, and dynamics, 1989, 12 (5): 714-722.

(下转第 212 页)

钮颜色显示为黑色,当鼠标按下或鼠标滑过时,按钮颜色变为蓝色。这样,不但增加了系统的美观性,而且还能给予用户一定的提示^[15]。

3.4 操作的交互演练及考评

利用鼠标自行操作演练,鼠标拾取工具对场景部件进行操作,或使用鼠标直接对场景部件进行操作,仿真真实操作过程。对演练中的错误操作,以对话框的形式提示,或者演示事故现象,加深学习人员对错误操作带来的严重后果的印象。对于考评中的操作,如果操作正确,最后会给出正确完成考评的提示;如果操作错误,则自动退出系统。

4 结束语

文中研究和提出了基于 Virtools 平台的井控仿真培训系统的制作方法,利用游戏引擎的特点和优势,快速地建立了可交互的井控仿真培训系统。该系统虚拟场景逼真、漫游功能齐全、可进行双视口显示、具有便捷的交互菜单,而且能够以网页的形式发布。用户能够在浏览器上进行多视点、多场景的浏览,让用户有非常逼真的临场感。

参考文献:

- [1] 曲宝,赵娅,赵琦.基于 Virtools 的虚拟家居漫游系统的设计与实现[J].计算机工程与科学,2009,31(12):130-133.
- [2] 贾月乐,丁鹏,张静,等.基于 Virtools 环境的三维建模及应用[J].计算机与信息技术,2009(9):41-42.
- [3] Ottosson S. Virtual reality in the product development process

(上接第 202 页)

- [8] 刘美玲,李熹,李永胜.数据挖掘技术在高校教学与管理中的应用[J].计算机工程与设计,2010,31(5):1130-1133.
- [9] Wang Yan, Le Jiajin, Huang Dongmei. A method for privacy preserving mining of association rules based on web usage mining[C]//Proc of International Conference on Web Information Systems and Mining, [s. l.]:[s. n.], 2010:33-37.

(上接第 208 页)

- [8] Warren W, Wie B, Geller D. Periodic-disturbance accommodating control of the space station for asymptotic momentum management[J]. Journal of guidance, control, and dynamics, 1990,13(6):984-992.
- [9] 胡珊,袁建平,李文华.空间站姿态控制和动量管理研究[J].航天控制,2004,22(5):36-41.
- [10] Shieh L S, Dib H M, McInnis B C. Linear quadratic regulators with eigenvalue placement in a vertical strip[J]. IEEE trans

[J]. Journal of Engineering Design, 2002, 13(2):159-172.

- [4] 盖龙涛,陈月华.基于 Virtools 的交互式操作模型系统的设计与实现[J].计算机应用,2009,29(S2):308-310.
- [5] 刘明昆.三维游戏设计师宝典 Virtools 开发工具[M].成都:四川电子音像出版中心,2005.
- [6] 王丹东,徐英欣,胥林.三维游戏设计师宝典 Virtools 行为模块词典大全[M].重庆:电脑报电子音像出版中心,2009.
- [7] Virtools SDK Documentation[S]. France:Virtools,2006.
- [8] 康译友,张永策,方丽,等.基于 Virtools 的三维交互虚拟精馏实验室的构建[J].计算机工程与设计,2011,32(2):633-637.
- [9] 孙印杰,王敏,杨平,等.3ds max 9 实训教程[M].北京:电子工业出版社,2007.
- [10] 熊力.中文 3dsmax 案例教程[M].北京:科学出版社,2006.
- [11] 刘婧婧.3ds Max 模型与动画导入 Virtools 时遇到的问题以及解决方法[J].现代电影技术,2010(7):35-41.
- [12] 张晓宁,赵晓春,王翔,等.基于 Virtools 的园林三维漫游系统的设计与实现[J].中国农学通报,2009,25(4):175-178.
- [13] 褚中苇,魏东.交互设计在人机界面设计中的应用[J].艺术与设计(理论),2007(4):93-95.
- [14] 蔡伟,李龙华.水电站机电设备运行检修 3D 仿真培训界面设计[J].计算机技术与发展,2011,21(11):170-172.
- [15] Yu Byeong-Min, Roh Seak-Zoon. The effects of menu design on information-seeking performance and user's attitude on the World Wide Web[J]. Journal of the American Society for Information Science and Technology, 2002, 53(11):923-933.

- [10] Srikant R, Agrawal R. Mining quantitative association rules in large relational tables[C]//Proceedings of the ACM SIGMOD Conference on Management of Data. Montreal, Canada: [s. n.], 1996:1-22.

- [11] Han J, Kamber M. Data Mining: Concepts and Techniques[M]. Beijing: Higher Education Press, 2001:229-230.

on automatic control, 1986, 31(3):241-243.

- [11] Shieh L S, Dib H M, Ganesan S. Continuous-time quadratic regulators and pseudo-continuous-time quadratic regulators with pole placement in a specific region[J]. Control theory and application, 1990, 137(5):297-301.
- [12] 于哲峰,杨智春.扫描镜运动对三轴稳定卫星姿态影响研究[J].西北工业大学学报,2003,21(1):87-90.

大型观测有效载荷对空间站平衡姿态影响研究

作者:	占凌云, 赵黎平, ZHAN Ling-yun, ZHAO Li-ping
作者单位:	占凌云, ZHAN Ling-yun(中国科学院 光电研究院, 北京 100094; 中国科学院大学, 北京 100190; 中国科学院 空间应用工程与技术中心, 北京 100094), 赵黎平, ZHAO Li-ping(中国科学院 空间应用工程与技术中心, 北京, 100094)
刊名:	计算机技术与发展
	<div>ISTIC</div>
英文刊名:	Computer Technology and Development
年, 卷(期):	2013(11)

本文链接: http://d.wanfangdata.com.cn/Periodical_wjfz201311051.aspx