

轨道摄动对航天器角动量管理的影响和补偿

蒋金哲^a, 高亚楠^a, 胡勇^b

(北京控制工程研究所, a. 第三研究室, b. 空间智能控制技术国家级重点实验室, 北京 100190)

摘要: 三轴主惯量接近的航天器长期在轨采用惯性系的角动量管理, 使用垂直于轨道面的某一主惯性轴为 Y 轴, 建立参考的惯性系进行控制器设计, 轨道摄动使轨道长周期项与时间呈近似线性关系, 导致控制器输出线性累加. 针对此问题, 分析轨道摄动导致控制律失效的原因, 参考内模原理扩维方程, 重新设计最优控制方法进行惯性系的角动量管理. 通过半物理仿真表明了摄动补偿方法的可行性, 且角动量和姿态长期稳定性均优于补偿前.

关键词: 角动量管理; 轨道摄动; 航天器; 摄动补偿

中图分类号: TP24

文献标志码: A

Effect analysis and compensation for orbit perturbation in spacecraft used momentum management

JIANG Jin-zhe^a, GAO Ya-nan^a, HU Yong^b

(a. Room Three, b. Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China. Correspondent: JIANG Jin-zhe, E-mail: zhebright301@sina.com)

Abstract: The momentum management controller is used for large spacecrafts with orbit maintenance of long life which only have small difference in three-axis main inertia. It should be guaranteed that one inertia axis of spacecraft is strictly perpendicular to the orbital plane. Then, an inertial reference coordinate system for momentum management is established. It is observed that the drift of long-period orbit factors has an approximate linear relation to time, which leads to a linear increase of output offset of the momentum control. Therefore, the failed reasons in the design of the optimal control law are analyzed, and the state equation is augmented with internal model principle to compensate the perturbation, then the optimal quadratic regulators with pole placement method is used to design the controller according to the state space equation. Finally, semi-physical simulation validates the controller. The results show that the design of the compensation method is feasible, and the long term stability of attitude and angular momentum are achieved.

Key words: momentum management; orbital perturbations; spacecraft; perturbation compensation

0 引言

长期在轨的大型航天器(如空间站等)采用控制力矩陀螺(CMG)进行姿态控制, CMG是一种角动量交换装置, 当角动量饱和时需要卸载. 空间站长期在轨的姿态控制采用角动量管理, 主要有两类典型模式——“和平”号空间站的“相对太阳惯性定向模式”^[1-2]和国际空间站的“轨道系角动量管理控制模式”^[3]. 考虑到角动量管理对空间站惯量矩阵的约束, 相对太阳惯性定向模式要求三轴主惯量相差足够小; 而轨道系角动量管理控制模式则要求三轴主惯量相差足够大.

对于采用相对太阳惯性定向模式进行角动量管理的航天器, 为了使重力梯度力矩不积累, 可以选取惯性参考坐标系的 y 轴为航天器严格垂直于轨道面的主惯性轴. 轨道会受到各种摄动因素的影响, 包括地球非球形引力摄动、大气阻力摄动、三体引力摄动、太阳光压摄动、坐标系摄动等^[4]. 对于长期在轨的航天器, 摄动影响长期累积会对航天器轨道的长期影响非常大^[5].

轨道摄动使角动量管理的基准坐标系 y 轴与轨道面不能保持垂直关系, 且夹角成线性变化, 从而导致重力梯度力矩不断积累. 采用传统的最优控制策

收稿日期: 2013-04-29; 修回日期: 2013-07-17.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61304027); 国家973计划项目(2013CB733100); 中国空间技术研究院基金项目(2013CAST).

作者简介: 蒋金哲(1982—), 男, 工程师, 从事航天器导航制导与控制技术的研究; 高亚楠(1978—), 男, 博士, 高级工程师, 从事航天器导航制导与控制技术的研究.

略,角动量控制量的输出偏置呈线性累加,最终导致姿态角和角动量发散,因此需要补偿轨道摄动对于惯性系角动量管理的长周期影响。

本文以一类三轴主惯量相差不大的大型航天器为对象,首先通过对采用基于最优控制的一般角动量管理方法的半物理仿真分析,表明了轨道摄动会严重地影响系统的稳定性.为了解决该问题,分析了轨道摄动长周期因素导致最优控制律设计中线性化近似失效的原因,采用内模原理扩维状态方程(增加轨道长周期元素的状态变量)补偿轨道摄动影响的方法,并重新设计了最优控制的方法进行惯性系的角动量管理.对某构型航天器惯性系下的角动量控制进行半物理仿真,结果表明了所提出方法的可行性和有效性。

1 惯性系角动量管理控制设计

1.1 动力学模型

采用文献[6, 8]的方法建立模型,定义轨道坐标系 $O_o x_o y_o z_o$ 原点在航天器质心, x_o 指向飞行方向, z_o 指向地心方向, y_o 与 x_o 、 z_o 按右手规则形成正交坐标系,惯性坐标系 $O_i x_i y_i z_i$ 在初始时刻(飞行模式转入惯性系角动量管理的时刻)与 $O_o x_o y_o z_o$ 重合,在惯性空间内保持指向不变。

假设 1 设定 $O_o x_o y_o z_o$ 相对 $O_i x_i y_i z_i$ 旋转的角度,即 x_o 轴与 x_i 轴的夹角为 ϑ ,则有^[6]

$$R^i = [\sin \vartheta \ 0 \ -\cos \vartheta]^T. \quad (1)$$

其中: $T_{gg}^i = 3\omega_0^2 [R^i] \times J^i R^i$, $\vartheta = \omega_0(t - t_0)$ 。

假设 2 姿态看作在平衡点附近的小角度,则从航天器本体系 $O_b x_b y_b z_b$ 到 $O_i x_i y_i z_i$ 的坐标转换矩阵可近似表示为

$$C_b^i = I + \Theta. \quad (2)$$

其中: I 为 3×3 的单位阵; Θ 为 θ_{ib}^i 的反对称矩阵,且

$$\Theta = \begin{bmatrix} 0 & -\theta_z & \theta_y \\ \theta_z & 0 & -\theta_x \\ -\theta_y & \theta_x & 0 \end{bmatrix}. \quad (3)$$

由假设 1 和假设 2 可以得出航天器与 CMG 角动量的线性关系^[6],状态空间的表达如下所示:

$$\begin{bmatrix} \dot{h}_c^i & \dot{\theta}_{ib}^i & \dot{H}_{s/c}^i & \dot{f}_0 & \dot{f}_{11} & \dot{f}_{12} & \dot{f}_{21} & \dot{f}_{22} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & [J^b]^{-1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & A_{H\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{0h} & A_{0\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{11h} & A_{11\theta} & 0 & 0 & 0 & \omega_0 I & 0 & 0 \\ A_{12h} & A_{12\theta} & 0 & 0 & -\omega_0 I & 0 & 0 & 0 \\ A_{21h} & A_{21\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2\omega_0 I \\ A_{22h} & A_{22\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & -2\omega_0 I & 0 \end{bmatrix} \times$$

$$\begin{bmatrix} h_c^i & \theta_{ib}^i & H_{s/c}^i & f_0 & f_{11} & f_{12} & f_{21} & f_{22} \end{bmatrix}^T + \begin{bmatrix} -I & 0 & I & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T T_c^i + \begin{bmatrix} 0 & 0 & I & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T (T_d^i + T_{gg}^s). \quad (4)$$

其中: 上标 i 为在惯性系内,下标 s/c 为航天器, \dot{h}_c^i 为 CMG 的角动量, $\dot{H}_{s/c}^i = T^i$ 为航天器的角动量, $\theta_{ib}^i = [\theta_x \ \theta_y \ \theta_z]$ 为姿态角,作用在航天器上的力矩包括 CMG 控制力矩 T_c^i 、重力梯度力矩 T_{gg}^i 和外干扰力矩 T_d^i , T_{gg}^s 为与姿态角无关的重力梯度分量。

1.2 控制器设计和仿真

状态空间表达式中 f 为滤波状态变量,通过设置 3×3 的矩阵 A_{ih} 和 $A_{i\theta}$ ($i = 0, 11, 12, 21, 22$) 进行定义.利用 A_{ih} 和 $A_{i\theta}$ 的行变量消除稳态时航天器的姿态或 CMG 角动量波动.按照文献[6]设置 A_{ih} 和 $A_{i\theta}$, 并进行仿真验证。

1.2.1 半物理平台的搭建

半物理仿真平台有真实的星上设备与地面测试系统组成,如图 1 所示.星上采用 1553B 总线架构,包括控制器、敏感器和执行机构.地面采用分布式控制系统,利用 TTP 时间触发总线的架构,包括动力学计算机、指令计算机和其他功能计算机.另外,地面测试系统的计算机通过以太网将遥测信息传输到数据服务器.地面测试系统和星上设备之间有地检接口,已实现动力学数据对敏感器的激励和星上控制指令对动力学的输出。

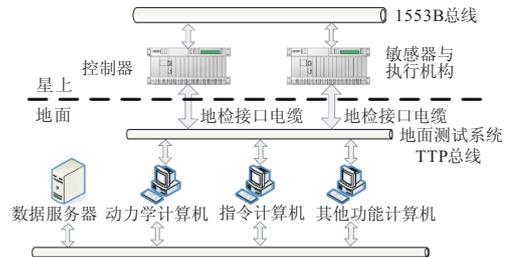


图 1 半物理仿真平台

1.2.2 摄动影响的仿真

假设一个大型航天器的惯性张量为

$$J^b = \begin{bmatrix} 4.4133e+5 & 3.7912e+3 & 4.5636e+2 \\ 3.7912e+3 & 1.1513e+5 & -2.0259e+3 \\ 4.5636e+2 & -2.0259e+3 & 4.2457e+5 \end{bmatrix},$$

J^b 单位为 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$, 其三轴主惯量相差不大。

针对系统(4),可以利用带极点配置的最优二次型方法设计控制律^[9],控制器形式为

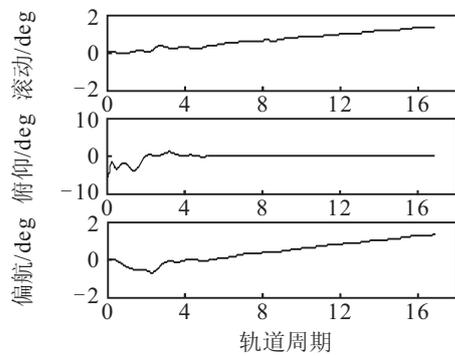
$$T_c^i = -Kx. \quad (5)$$

设定相关稳定裕度为 $-0.5\omega_0$ (即目标是将闭环系统的特征极点配置在 $-0.5\omega_0$ 以左)、迭代退出条件 $1/2 \times \text{tr}(BR^{-1}B^TQ_i) < 10^{-4}$ 、可以得出的控制参数 K .在不考虑轨道摄动时, $\vartheta = \omega_0(t - t_0)$. 实际情况下,

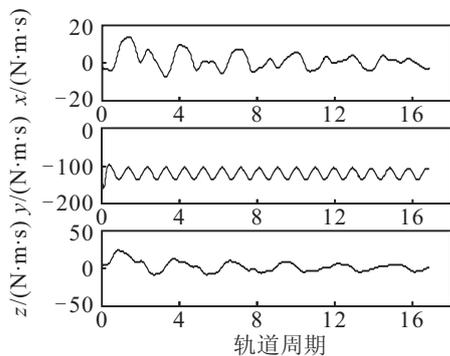
当轨道的 Kepler 根数 Ω 和 λ 变化时, $\vartheta \neq \omega_0(t - t_0)$ 影响了轨道系到惯性系旋转关系式的近似。

仿真中, 设定航天器的初始姿态和姿态角速度均为零, 轨道高度为 400 km, Ω 的长周期项摄动系数为 $-1.24092 \text{e-}006$, λ 的一次长周期项摄动系数为 0.001 149。通过半物理仿真实验可以得到仿真结果如图 2 所示。

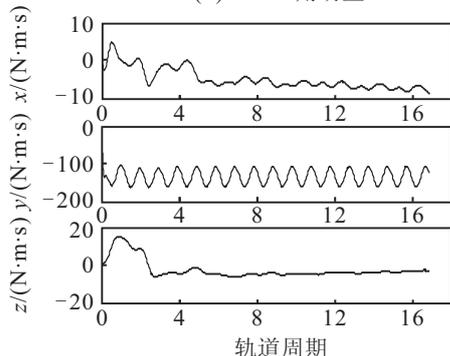
对于长期在轨数据, 图 2 中时间以轨道周期为单元, 分别标明了姿态角、角动量和重力梯度力矩随着时间的长期变化趋势。若将 Ω 和 λ 长周期项摄动系数设置为一个较小值, 则 $\vartheta \approx \omega_0(t - t_0)$, 在平衡点附近满足轨道系到惯性系的旋转关系(式(1)), 控制律的鲁棒性保证了航天器姿态和角动量的稳定性。重新进行仿真, 结果如图 3 所示。



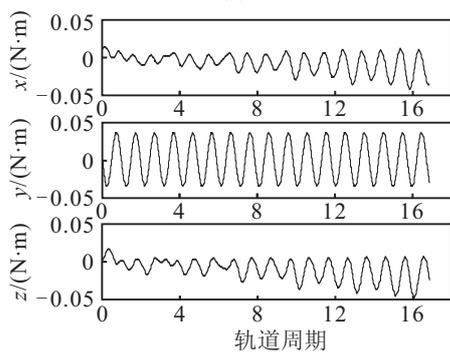
(a) 姿态角



(b) CMG角动量

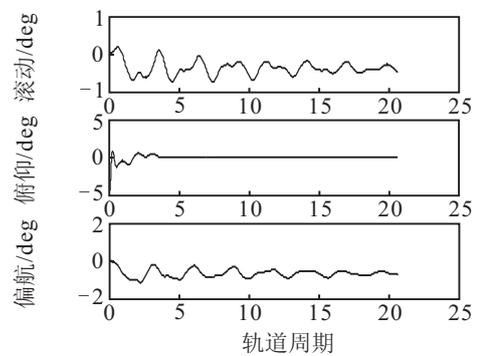


(c) 角动量

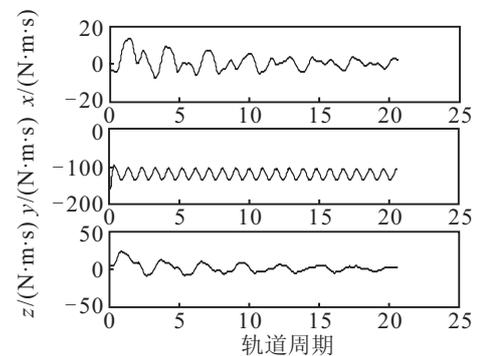


(d) 重力梯度力矩

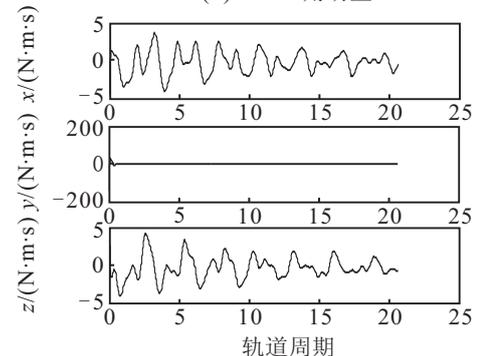
图 2 角动量管理下的仿真曲线



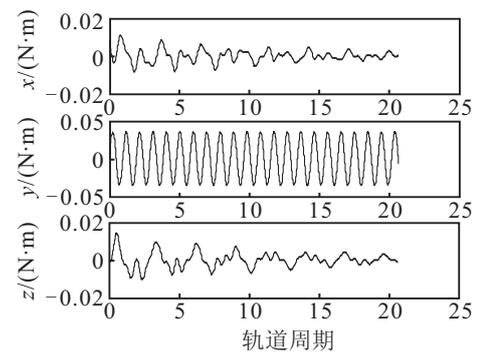
(a) 姿态角



(b) CMG角动量



(c) 角动量



(d) 重力梯度力矩

图 3 忽略部分轨道摄动项的姿态曲线

由图2和图3可见,在 Ω 和 λ 长周期摄动的影响下,姿态角、角动量和重力梯度力矩会随着时间逐渐地发散,从而影响系统的稳定性和可控性,且最优控制结果不能满足航天器长期在轨稳定运行的要求.在提出补偿方法前,首先分析轨道长周期摄动趋势.

2 摄动模型和对角动量控制的长期影响

为了去除轨道摄动问题对于惯性系角动量管理的不利影响,首先分析摄动模型.在轨航天器会受到各种摄动力的影响,对于近地轨道航天器,地球非球形引力摄动和大气阻力摄动的影响最为明显.

根据文献[7]可以推导出包含轨道摄动长周期项的运动参数形式

$$\begin{cases} a = a_0, e = e_0, i = i_0, \\ \Omega = \Omega_0 + \Omega_1(t - t_0) + O(J_2^2), \\ \omega = \omega_0 + \omega_1(t - t_0) + O(J_2^2), \\ \lambda = \omega + M = \omega_0 + M_0 + (n + \lambda_1)(t - t_0) + O(J_2^2). \end{cases} \quad (6)$$

其中: $(a, e, i, \Omega, \omega, M)$ 为航天器的Kepler根数;下标0为航天器的初始状态; n 为航天器的平运动速度(简称平运动),且 $n = \sqrt{GE/a^3}$, GE 为引力常数; λ 为航天器沿迹角.

仿真中,设定航天轨道数据如下:轨道高度约400 km,轨道倾角约 42° , Ω 的长周期项摄动系数为 $-1.24092e-006$, λ 的一次长周期项摄动系数为0.001149.长期在轨轨道相关数据变化如图4所示.

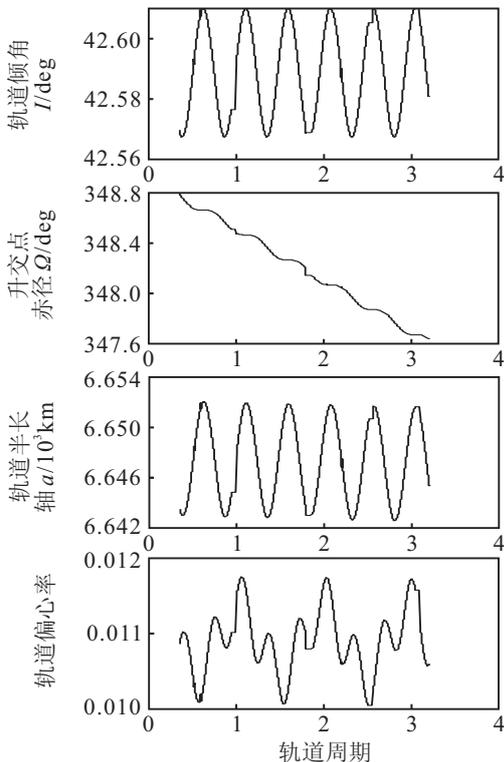


图4 轨道参数的长期变化

由图4可见,轨道摄动对轨道半长轴、偏心率和倾角的影响主要是短周期摄动;对升交点赤经漂移除了短周期摄动外,还包含长周期项,并与时间近似呈线性关系.根据轨道坐标系和赤道坐标系的转换关系^[11],非周期性的长期偏移量导致本体系到惯性系转换矩阵的近似无效,应改写为 $C_b^i = f(\theta_{ib}^i, \Omega)$,即

$$C_b^i = C_r^i \times C_b^r, C_r^i = (I + \Theta).$$

其中: C_b^r 为本体系到航天器初始时刻(飞行模式转入惯性系角动量管理的时刻)轨道面中轨道系的坐标转换矩阵,可以利用赤道坐标系作为基准,根据两个坐标系和赤道坐标系的转换关系^[10]计算得到; C_b^i 也存在长周期的偏置量,导致角动量管理策略的不合理,系统不稳定.

3 轨道摄动补偿控制

由于升交点赤经的长周期摄动,本体系到惯性系转换矩阵中进行的平衡点附近的小角度近似不成立,根据第2节对于轨道摄动的分析,可以得出

$$C_b^i = f(\theta_{ib}^i, \Omega). \quad (7)$$

从航天器本体系 $O_b x_b y_b z_b$ 到 $O_i x_i y_i z_i$ 的坐标转换矩阵可近似表示为

$$C_b^i = C_r^i \times C_b^r, C_r^i = (I + \Theta). \quad (8)$$

其中 C_b^r 为本体系到航天器初始时刻(飞行模式转入惯性系角动量管理的时刻)轨道面中轨道系的坐标转换矩阵,可以利用赤道坐标系作为基准,根据两个坐标系和赤道坐标系的转换关系^[10]计算得到,即

$$C_b^r = \begin{bmatrix} \cos(\Delta\Omega) & 0 & -\sin(\Delta\Omega) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\Delta\Omega) & 0 & \cos(\Delta\Omega) \end{bmatrix}. \quad (9)$$

采用姿态角的方法处理 $\Delta\Omega$,进行平衡点附近的小角度近似,得到

$$A_{H\Omega} = 3\omega_0^2 \begin{bmatrix} J_{21}/2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -J_{23}/2 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

根据转换关系(8)~(10)和状态空间表达式(4),航天器和CMG角动量的线性关系转换为

$$\begin{bmatrix} \dot{h}_c^i & \dot{\theta}_{ib}^i & \dot{H}_{s/c}^i & \dot{\Omega} & \dot{f}_0 & \dot{f}_{11} & \dot{f}_{12} & \dot{f}_{21} & \dot{f}_{22} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & [J^b]^{-1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & A_{H\theta} & 0 & A_{H\Omega} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{0h} & A_{0\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{11h} & A_{11\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & \omega_0 I & 0 & 0 \\ A_{12h} & A_{12\theta} & 0 & 0 & 0 & -\omega_0 I & 0 & 0 & 0 \\ A_{21h} & A_{21\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2\omega_0 I \\ A_{22h} & A_{22\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -2\omega_0 I & 0 \end{bmatrix} \times$$

$$\begin{aligned}
 & [h_c^i \ \theta_{ib}^i \ H_{s/c}^i \ \Omega \ f_0 \ f_{11} \ f_{12} \ f_{21} \ f_{22}]^T + \\
 & [-I \ 0 \ I \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T T_c^i + \\
 & [0 \ 0 \ I \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T (T_d^i + T_{gg}^s) + \\
 & [0 \ 0 \ 0 \ I \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T \Omega_1. \tag{11}
 \end{aligned}$$

对于长周期线性变化的 Ω , 控制器 $T_c^i = -KX$ 中包含 Ω , 因此CMG的输出力矩随着 Ω 的变化(轨道的摄动)而变化, 通过姿态的偏置和CMG力矩抵消重力梯度的变化. Ω 是长周期变化的, 作为 X 的一个状态变量, $\Delta\Omega$ 是航天器在此位置时 Ω 的微小变化量, 因此在平衡点附近小角度近似是有效的. $O_b x_b y_b z_b$ 到 $O_i x_i y_i z_i$ 的转换矩阵为

$$C_b^i = \begin{bmatrix} \cos \vartheta & 0 & -\sin \vartheta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \vartheta & 0 & \cos \vartheta \end{bmatrix}. \tag{12}$$

Ω 长周期影响对于角动量管理是线性变化的, 对于角动量的控制, $\Delta\Omega$ 和 ϑ 都可以看作频率为 Ω_1 和 ω_0 的干扰项, 使用内模原理的方式进行消除, 且 $\Delta\Omega$ 和 ϑ 一次项泰勒展开式为

$$\Delta\Omega = \Omega_1(t - t_0), \ \vartheta = \omega_0(t - t_0). \tag{13}$$

根据上述分析, 轨道摄动可以作为控制系统的干扰不稳定模型, 使用内模原理将摄动长周期项作为内模输入, 并设计输出调节器. 结合 $\Delta\Omega$ 和 ϑ 的近似表达, 使用数值分析方法设计输出调节器^[12], 新的空间状态表达式(11)可以变换为如下形式:

$$\begin{aligned}
 & [h_c^i \ \theta_{ib}^i \ \dot{H}_{s/c}^i \ \dot{f}_0 \ \dot{f}_{11} \ \dot{f}_{12} \ \dot{f}_{21} \ \dot{f}_{22} \ \dot{f}_{31} \ \dot{f}_{32}]^T = \\
 & \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & [J^b]^{-1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & A_{H\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{0h} & A_{0\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{11h} & A_{11\theta} & 0 & 0 & 0 & \omega_0 I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{12h} & A_{12\theta} & 0 & 0 & -\omega_0 I & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{21h} & A_{21\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2\omega_0 I & 0 \\ A_{22h} & A_{22\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -2\omega_0 I & 0 & 0 \\ A_{31h} & A_{31\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{32h} & A_{32\theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \rightarrow
 \end{aligned}$$

$$\leftarrow \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \Omega_1 I \\ -\Omega_1 I & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h_c^i \\ \theta_{ib}^i \\ H_{s/c}^i \\ f_0 \\ f_{11} \\ f_{12} \\ f_{21} \\ f_{22} \\ f_{31} \\ f_{32} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -I \\ 0 \\ I \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} T_c^i +$$

$$[0 \ 0 \ I \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T (T_d^i + T_{gg}^s). \tag{14}$$

其中: A_{ih} 和 $A_{i\theta}$ ($i = 31, 32$)为模型基于内模原理推广系统的矩阵系数^[13], 用来抑制升交点赤经 Ω 长周期项整数倍频率成份的干扰力矩对姿态的影响, 且有

$$\begin{aligned}
 A_{31h} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad A_{31\theta} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \\
 A_{32h} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad A_{32\theta} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};
 \end{aligned}$$

Ω_1 长周期项为 $-7.1104e-5$ ^[8]. 利用带极点配置的最优二次型方法设计控制律^[8], 设定相关稳定裕度为 $-0.5\omega_0$ (目标是将闭环系统的特征极点配置在 $-0.5\omega_0$ 以下)、迭代退出条件 $1/2 \times \text{tr}(BR^{-1}B^T Q_i) < 10^{-4}$ 、可以得出的控制参数 K . 通过半物理仿真实验, 得到数据曲线如图5~图8所示.

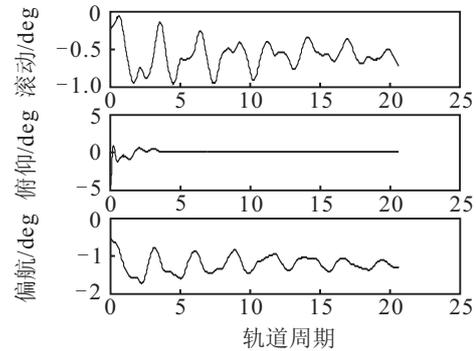


图5 轨道摄动补偿后的姿态角曲线

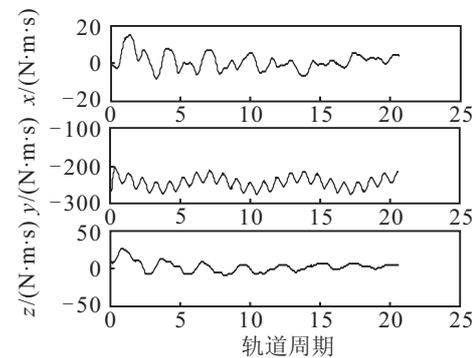


图6 轨道摄动补偿后的CMG角动量曲线

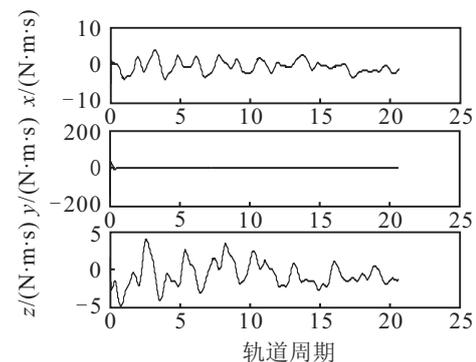


图7 轨道摄动补偿后的角动量曲线

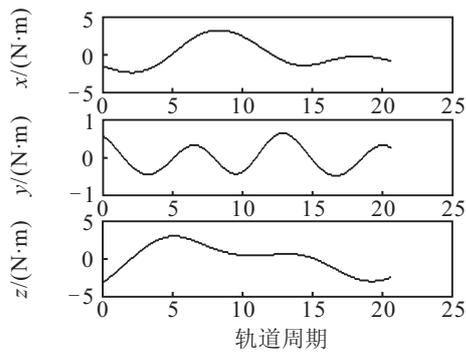


图 8 轨道摄动补偿后的重力梯度力矩曲线

4 结 论

大型航天器惯性系角动量管理中,使用现有的最优控制方法无法解决轨道摄动造成的姿态角和角动量发散问题.鉴于此,本文研究了轨道摄动的模型,分析了轨道摄动长周期因素导致最优控制律设计中线性化近似失效的原因,参考内模原理,采用状态方程扩维(增加轨道长周期元素的状态变量)补偿轨道摄动影响的方法,重新设计了最优控制的方法进行惯性系的角动量管理,并通过轨道补偿改善了惯性系角动量管理的性能,解决了轨道摄动影响惯性系角动量管理的难题.理论分析和半物理仿真验证均表明,利用所提出的轨道补偿方法,可以提高航天器轨道的长期稳定性,保障重力梯度力矩长期在容许范围内,提高了角动量管理策略的可靠性和长期稳定性,具有较强的可行性.

参考文献(References)

- [1] Tereshina I N, Teslenko V P, Manzheley A I. Attitude simulation during MIR orbital complex flight[C]. Proc of the 4th Int Symposium. Munich, 1996: 885-893.
- [2] Harduvel J T. Continuous momentum management of earth-oriented spacecraft[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 1992, 15(6): 1417-1426.
- [3] Warren W, Wie B, Geller D. Periodic-disturbance accommodating control of the space station for asymptotic momentum management[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 1990, 13(6): 984-992.
- [4] 杨嘉墀. 航天器轨道动力学与控制(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1995: 79-148.
(Yang J C. Orbit dynamics and control of spacecraft (Volume 1)[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1995: 79-148.)
- [5] Martin Peiro A B, Beech T W, Alvaro Mozo Garcia, et al. Galileo in-orbit control strategy[C]. Proc of the IAIN World Congress in Association with the U.S. ION Annual Meeting. San Diego, 2000: 469-480.
- [6] 张军, 马艳红. 空间站组合体惯性系内角动量管理控制[J]. 空间控制技术与应用, 2010, 36(6): 1-5.
(Zhang J, Ma Y H. Momentum management control of space station complex in inertial reference[J]. Aerospace Control and Application, 2010, 36(6): 1-5.)
- [7] 胡松杰, 陈力, 刘林. 卫星星座的结构演化[J]. 天文学报, 2003, 44(1): 46-54.
(Hu S J, Chen L, Liu L. The structure evolution of satellite constellation[J]. Acta Astronomica Sinica, 2003, 44(1): 46-54.)
- [8] Xiang Jun-hua, Zhang Yu-lin. A coordination control method for station keeping of regressive orbit regional coverage satellite constellation[C]. Proc of the 2006 Chinese Control Conf. Harbin, 2006: 136-139.
- [9] Sunkel J W, Shieht L S. Optimal momentum management controller for the space station[J]. Guidance, 1990, 13(4): 659-668.
- [10] 项军华. 卫星星座构形控制与设计研究[D]. 长沙: 国防科技大学航天工程与科学学院, 2007.
(Xiang J H. The constellation configuration control and design of satellite[D]. Changsha: College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, 2007.)
- [11] 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: 137-145.
(Zhang R W. Control and orbit and attitude dynamics of satellite[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998: 137-145.)
- [12] 程代展, 董亚丽. 输出调节和内模原理[J]. 自动化学报, 2003, 29(2): 284-295.
(Cheng D Z, Dong Y L. Output regulation and internal model principle[J]. Acta Automatica Sinica, 2003, 29(2): 284-295.)
- [13] 潘登, 郑应平. 基于模型参考和内模原理的线性系统鲁棒控制设计[J]. 控制理论与应用, 2007, 24(4): 651-656.
(Pan D, Zheng Y P. Robust control design of linear systems based on model reference and internal model principle[J]. Control Theory & Applications, 2007, 24(4): 651-656.)

(责任编辑: 郑晓蕾)