

空间站组装时的姿态指令优化

马艳红 张 军 郭廷荣

(北京控制工程研究所空间智能控制技术国家级重点实验室)

摘 要 在空间站组装过程中需采用机械臂进行有效载荷操作,此时组合体的姿态控制一般采用核心舱控制力矩陀螺(CMG)完成。一旦 CMG 角动量饱和,则需要进行喷气卸载,进而可能引起严重的控制/结构耦合。因此对核心舱的指令姿态进行优化处理,使得 CMG 进行姿态控制时的角动量峰值最小,就可为舱段转移时不进行 CMG 角动量卸载提供了可能。

关键词 空间站组装 舱段转移 CMG 角动量卸载

分类号 V448.22*2 **文献标识码** A **文章编号** 1674-5825 (2010) 01-0017-04

1 引言

随着我国载人航天技术的蓬勃发展,建立长期载人空间站成为下一步的工作目标。以舱段组合式空间站为例,在空间站组装过程中需要采用机械臂系统进行各种有效载荷的操作,其中舱段转移任务技术难度大,对控制系统性能提出了更高的要求^{[1][2]}。

空间站组装过程中有可能要求将实验舱从核心舱的一个对接口转移到另外一个对接口,舱段转移时待转移的实验舱一般处于停控状态,组合体姿态采用核心舱的控制力矩陀螺(CMG)或喷气发动机进行控制,对于由机械臂连接的两个大型舱段的组合体而言,考虑到喷气控制会造成严重的控制/结构耦合(CSI)问题,有可能对结构造成破坏性的影响,因此安全可靠的方式是通过 CMG 进行组合体的姿态控制,此时需要考虑 CMG 的角动量积累问题。

CMG 属于角动量交换装置,由于容量限制在控制过程中会造成其角动量饱和,此时需要通过喷气对其进行角动量卸载才能继续提供有效的控制力矩。在舱段转移过程中为避免喷气引起的 CSI 问题,一般期望设计控制律使得转移过程中 CMG 角动量

不饱和,从而无需卸载。

要达到上述目标可以从两个方面考虑:一是对机械臂操作进行路径规划,使得在整个舱段转移任务期间组合体姿态控制所需要吸收的摄动角动量较小,这要求舱段转移时实验舱相对核心舱的相对运动足够慢,且组合体的惯量分布有利于姿态控制;二是对核心舱指令姿态进行优化,通过组合体姿态机动使得环境摄动力矩以及有效载荷运动产生的摄动力矩在一定程度上相互抵消,从 CMG 所需要吸收的摄动角动量较小,不易造成角动量饱和。

本文针对核心舱姿态进行优化处理,设计得到的指令姿态轨迹可使得舱段转移过程中 CMG 角动量峰值最小^[3]。

2 动力学模型

如图 1 所示,核心舱质心为 A ,固联本体系为 F_{bA} ;待转移实验舱质心为 B ,本体系为 F_{bB} ;二体系系统质心为 C ,本体系 $F_b // F_{bA}$ 。 A, B 通过机械臂连接,在 B 的转移过程中 B 停控,利用 A 的 CMG 系统控制组合体姿态。记系统的约化质量为:

$$m = \frac{m_A m_B}{m_A + m_B} \quad (1)$$

来稿日期:2009-10-19;修回日期:2009-11-23。

作者简介:马艳红(1980.6-),女,博士,工程师,主要研究方向为大型空间组合体导航、制导与控制技术。

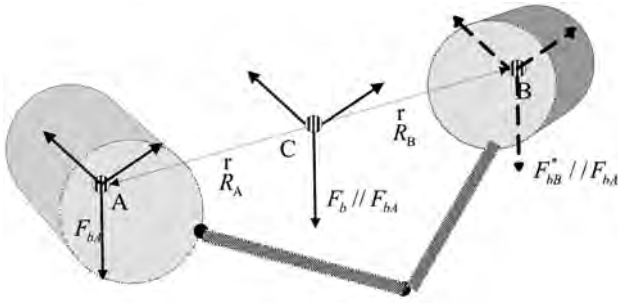


图 1 二体系统

若有向量 $\mathbf{a}=[a_1 \ a_2 \ a_3]^T, \mathbf{b}=[b_1 \ b_2 \ b_3]^T$, 则向量叉乘定义如下, \mathbf{a}^\times 称为向量 \mathbf{a} 的张量:

$$\mathbf{c}=\mathbf{a} \times \mathbf{b}=\mathbf{a}^\times \mathbf{b}$$

$$\mathbf{a}^\times=\begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

F_b 中组合体系统相对其质心 C 的角动量方程如下所示:

$$\begin{aligned} H_C &=J_C^* \boldsymbol{\omega}+H_B+h_{\text{CMG}} \\ J_C^* &=J_A+J_B^*-m(R^\times)^2 \\ H_B &=J_B^* \boldsymbol{\omega}_{BA}+mR \times \dot{R} \\ J_B^* &=A_{bB}^{bA} J_B A_{bB}^{bAT} \end{aligned} \quad (3)$$

其中:

m_A, m_B ——A, B 的质量;

h_{CMG} ——CMG 角动量;

R —— $\vec{R}=\vec{AB}$ 在 F_b 下的分量表达式, 即“相对位置”;

A_{bB}^{bA} —— F_{bB} 到 F_{bA}^* 的转换矩阵, $F_{bB}^* // F_{bA}$, 即“相对姿态”;

$\boldsymbol{\omega}_{BA}$ —— F_{bB} 相对 F_{bA} 的姿态角速度在 F_b 下的分量表达式, 即“相对姿态角速度”;

J_A, J_B ——A, B 的惯性张量在其本体系 F_{bA} 和 F_{bB} 中的分量表示;

J_C^* ——组合体相对 C 的惯性张量在 F_b 中的分量表示;

$\boldsymbol{\omega}$ ——组合体本体系相对惯性系的旋转角速度在 F_b 中的分量表示。

可见两个刚体的相对位置, 相对速度, 和相对姿态, 相对姿态角速度都会影响系统的角动量。依据角动量定理有:

$$J_C^* \dot{\boldsymbol{\omega}}=-\boldsymbol{\omega} \times J_C^* \boldsymbol{\omega}+T_{\text{dist}}^*+T_s+T_c \quad (4)$$

上式中 CMG 控制力矩为:

$$T_c=-\left(\dot{h}_{\text{CMG}}+\boldsymbol{\omega} \times h_{\text{CMG}}\right) \quad (5)$$

由于实验舱运动产生的摄动力矩为:

$$T_{\text{dist}}^*=-\left(J_C^* \dot{\boldsymbol{\omega}}+h_B+\boldsymbol{\omega} \times h_B\right) \quad (6)$$

其中 h_B 称为由于有效载荷运动产生的摄动角动量。外部摄动力矩考虑重力梯度力矩 T_g 和气动力矩 T_d , 即:

$$T_s=T_g+T_d \quad (7)$$

可见若不进行有效载荷机动, 则角动量方程可简化为常用的角动量方程形式。

3 姿态指令优化问题描述

系统运动学方程如下:

$$\dot{q}=\frac{1}{2} q \otimes(\boldsymbol{\omega}-\boldsymbol{\omega}_0(q)) \quad (8)$$

$$\boldsymbol{\omega}_0(q)=\tilde{q} \otimes \boldsymbol{\omega}_0 \otimes q$$

$\boldsymbol{\omega}_0$ 为轨道角速度在轨道系中的分量表达式; $\boldsymbol{\omega}_0(q)$ 为其在本体系中的分量表达式; q 为姿态四元数, 四元数相乘用 \otimes 表示, \sim 为共轭运算, 四元数的相关运算规则参见文献^[5]。

姿态指令用四元数 q_r 描述, q_r 的最优解即为瞬时力矩平衡姿态 (TEA)^[4], 但由于系统惯量矩阵变化和有效载荷运动产生的摄动力矩的大范围变化使得 TEA 不易求解, 因此无法直接给出最优的指令信号 q_r 。考虑到有效载荷的路径规划事先可知, 即 h_B 可知, 因此可以只对 CMG 的峰值角动量进行优化; 同时, 若取组合体初始和终端状态均位于相应的 TEA 处, 则在舱段转移前后可直接转入长期连续角动量管理模式。优化问题描述为:

$$\min_{q_r} \| h_{\text{CMG}}^T(t) h_{\text{CMG}}(t) \|_\infty \quad (9)$$

初始位置和终端位置的 TEA 对应的姿态四元数记为 q_{TEA_0} 和 q_{TEA_f} , 得到边界约束为:

$$\begin{aligned} q_r(0) &=q_{\text{TEA}_0} & \dot{q}_r(0) &=0 & \boldsymbol{\omega}_r(0) &=\boldsymbol{\omega}_0(q_{\text{TEA}_0}) \\ q_r(t_f) &=q_{\text{TEA}_f} & \dot{q}_r(t_f) &=0 & \boldsymbol{\omega}_r(t_f) &=\boldsymbol{\omega}_0(q_{\text{TEA}_f}) \end{aligned} \quad (10)$$

∞ -范数不具有可微性, 不利于优化问题的解析求解, 依据 ∞ -范数和 2-范数之间的关系, 有:

$$\|h_{\text{CMG}}^T(t)h_{\text{CMG}}(t)\|_{\infty} \leq \|h_{\text{CMG}}^T(t)h_{\text{CMG}}(t)\|_2 \quad (11)$$

假设不考虑姿态控制误差,即 $q=q_r$,则优化问题可转化为:

$$\min_{q_r} \|h_{\text{CMG}}^T(t)h_{\text{CMG}}(t)\|_2 \quad (12)$$

可得到待优化函数如下:

$$\begin{aligned} \dot{h}_{\text{CMG}}(q) = & -J_c^* \omega(q, \dot{q}) - J_c^* \dot{\omega}(q, \dot{q}, \ddot{q}) - \dot{h}_B \\ & - \omega(q, \dot{q}) \times (J_c^* \omega(q, \dot{q}) + h_B + h_{\text{CMG}}) + T_s(q) \end{aligned} \quad (13)$$

4 优化问题数值求解

待优化函数(12)为严重的非线性方程,通常采用迭代方法数值求解。记:

$$\begin{aligned} \dot{J}_c^*(t_k) & \triangleq \dot{J}_{c_k}^* \\ J_c^*(t_k) & \triangleq J_{c_k}^* \\ \omega(t_k) & \triangleq \omega_k = \omega(q_k, q_{k+1}) \\ \dot{\omega}(t_k) & \triangleq \dot{\omega}_k = \dot{\omega}(q_{k-1}, q_k, q_{k+1}) \\ \dot{h}_B(t_k) & \triangleq \dot{h}_{Bk} \\ T_s(t_k) & \triangleq T_{sk} = T_s(q_k) \\ h_{\text{CMG}}(t_k) & \triangleq h_k \\ q(t_k) & \triangleq q_k \end{aligned} \quad (14)$$

采用有限差分技术,移除(12)中的微分项,记:

$$\begin{aligned} \dot{h}_{\text{CMG}}(t_k) & \triangleq \dot{h}_k = \frac{h_{k+1} - h_k}{\Delta t} \\ \dot{q}(t_k) & \triangleq \dot{q}_k = \frac{q_{k+1} - q_k}{\Delta t} \\ \ddot{q}(t_k) & \triangleq \ddot{q}_k = \frac{q_{k+1} - 2q_k + q_{k-1}}{(\Delta t)^2} \end{aligned} \quad (15)$$

代入(12)式可得:

$$h_{k+1} = (I_{3 \times 3} - \Delta t \omega_k^{\times}) h_k \quad (16)$$

$$+ \Delta t [-J_{c_k}^* \omega_k - J_{c_k}^* \dot{\omega}_k - \dot{h}_{Bk} - \omega_k^{\times} (J_{c_k}^* \omega_k + h_{Bk}) + T_{sk}]$$

考虑到四元数 q 只有 3 个自由度,取其矢量部分 \vec{q} 作为自变量,记初始时刻 $k=0$,终端时刻 $k=N+1$,则由边界条件可知:

$$q_1 = q_0 \quad q_N = q_{N+1} \quad (17)$$

即约束性优化问题可转化为如下非约束优化问题:

$$\min_{\hat{Q}} \frac{1}{2} \hat{H}^T \hat{H} \quad (18)$$

其中:

$$\hat{H} = \begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \\ \vdots \\ h_N \end{bmatrix} = H(h_0, \hat{Q}) \in R^{3N \times 1}, \quad \hat{Q} = \begin{bmatrix} \vec{q}_1 \\ \vec{q}_2 \\ \vdots \\ \vec{q}_N \end{bmatrix} \in R^{3(N-2) \times 1} \quad (19)$$

对于上述优化问题,可采用 Newton 法迭代求解。记

$$V(\hat{Q}) = \frac{1}{2} \hat{H}^T \hat{H} \quad (20)$$

$\delta \hat{Q}$ 的更新律取为:

$$\delta \hat{Q} = -\alpha \left[\frac{\partial \hat{H}}{\partial \hat{Q}^T} \right]^{-1} \hat{H}, \quad \alpha > 0 \quad (21)$$

则可保证每次迭代使得优化函数 $V(\hat{Q})$ 逐渐减小,即 $\delta V \leq 0$ 。

5 仿真算例

初始时刻核心舱和实验舱为“一”字型对接模式,终端时刻为“L”型对接模式,即需要通过机械臂将实验舱从核心舱的轴向对接口转移到侧向对接口。取轨道角速度为 0.0012rad/s,两舱段的质量特性取值如下:

$$\begin{aligned} m_A = m_B &= 3 \times 10^4 (\text{kg}) \\ J_A = J_B &= \begin{bmatrix} 1.5 & 0 & 0 \\ 0 & 6.5 & 0 \\ 0 & 0 & 6.5 \end{bmatrix} \times 10^5 (\text{kg} \cdot \text{m}^2) \end{aligned}$$

机械臂运动规划后,实验舱运动的各参数轨迹如图 2~4 所示,若组合体保持对地三轴稳定,则

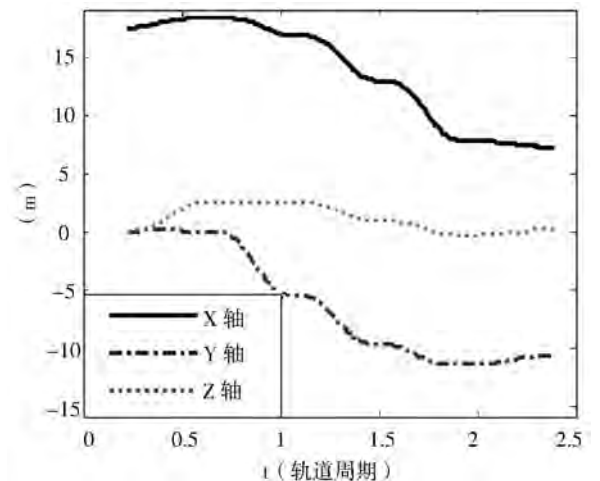


图 2 相对位置

CMG 角动量积累如图 5 所示,可见此时 CMG 过大,需要进行卸饱和。

$$\phi(t_0) = \begin{bmatrix} 0^\circ \\ 0^\circ \\ 0^\circ \end{bmatrix}, \phi(t_f) = \begin{bmatrix} 0^\circ \\ 0^\circ \\ 56^\circ \end{bmatrix}$$

则优化后核心舱指令姿态和 CMG 角动量如图 6~7 所示,可见通过对姿态轨迹的优化,组合体控制所需的 CMG 角动量峰值并不大,如果 CMG 角动量容量选取合适,则在舱段转移过程中,可以采用 CMG 控制组合体姿态而无需对其进行卸载,从而为空间站组装提供了安全可靠的姿态控制策略。

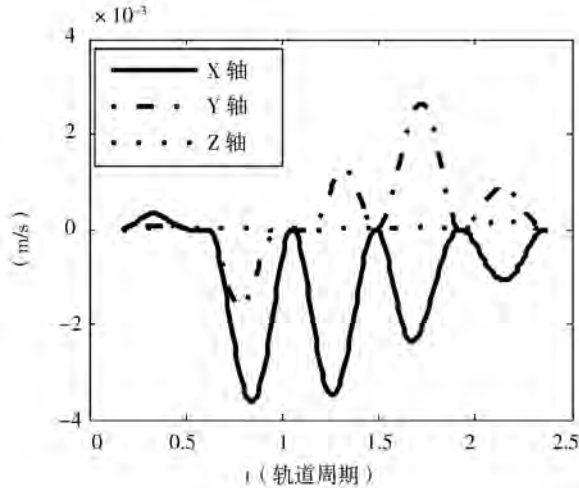


图 3 相对线速度

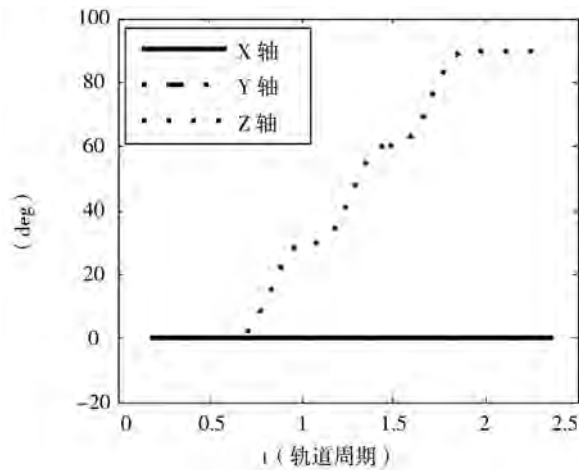


图 4 相对姿态

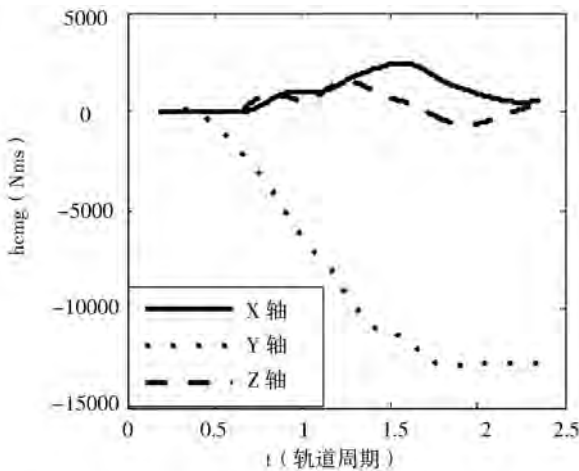


图 5 对地三轴稳定时 CMG 角动量

若采用文中提到的姿态指令优化方法,设初始和终端时刻其 TEA 姿态在 3-1-2 转序下的欧拉角表示有如下取值:

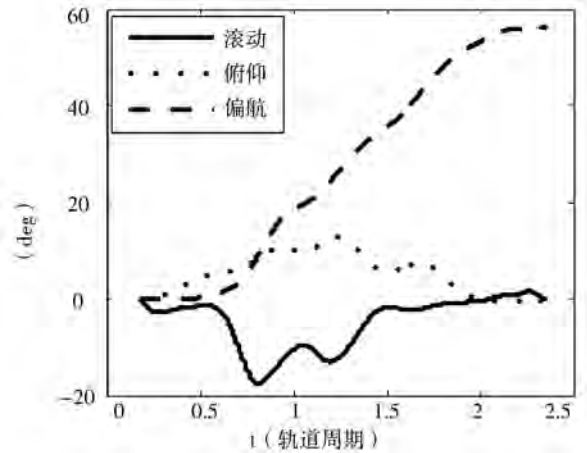


图 6 核心舱姿态指令曲线

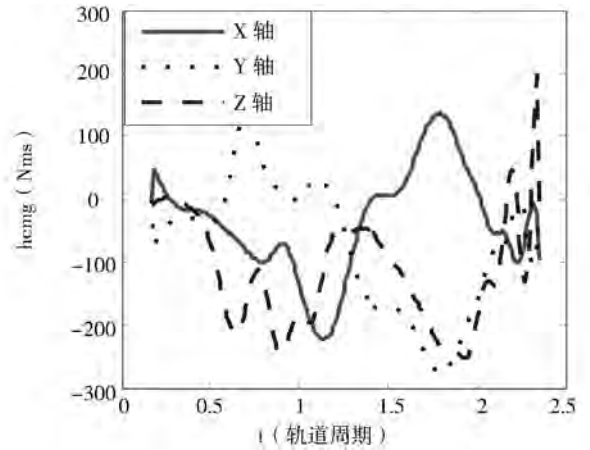


图 7 指令姿态优化时 CMG 角动量

6 结论

针对空间站组装时的舱段转移过程,对核心舱指令姿态进行优化处理,使得舱段转移时核心舱 CMG 角动量峰值最小,从而不需要进行 CMG 角动量卸载,极大地方便了组装过程中的组合体姿态控制问题。上述优化方法中未考虑指令姿态速率和 CMG 响应速度的限制,这一点可以通过机械臂运动规划得以满足。

(下转第 25 页)