Halo轨道探测器的姿态描述与建模

徐 明 贾英宏 徐世杰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 日地系 Halo轨道位于平动点附近, 且不存在以地球为中心的轨道平面, 这使得 Halo轨道探测器的姿态描述和建模问题完全不同于近地 卫星. 针对三轴稳定方式的探测器, 给出了 2种姿态描述方案: 对日定向方案 (方案 I, 基于日、地敏感器) 和旋转坐标系下定向方案 (方案 II, 基于星敏感器). 依据两者所定义的不同轨道坐标系, 分别建立了姿态动力学模型. 分析 2类描述方案的相对误差, 发现方案 I的上限不超过 5%, 而方案 II的上限不超过 0.005%. 并就方案 I设计了姿态镇定控制器, 以验证所提出的姿态描述方案的合理性. 结果表明: 具体工程应用中应以方案 II为正常工作模式, 并定期修正星历表的误差; 方案 I作为备份, 保证探测器的正常运行.

关 键 词: Halo轨道; 平动点; 姿态描述; 动力学建模

中图分类号: V 412 4+ 2

文献标识码: A 文 章 编 号: 1001-5965(2007) 10-1166-04

Attitude description and dynamics modeling for Halo-orbit spacecraft

Xu Ming Jia Yinghong Xu Shijie

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract Halo orbit locates about the libration point in the Sun-Earth system and has no orbital plane focusing the Earth, which makes the attitude description and dynamics modeling for Halo-orbit spacecraft is quite different from that for the usual satellite around the Earth. Two different schemes of attitude description were proposed for the spacecraft in the three axis stabilization, sun-orienting scheme (Scheme I, using the Sun and Earth attitude sensors) and rotating-reference scheme (Scheme II, using the Star attitude sensor). So the attitude dynamics can be modeled from the different orbital coordinates defined by the two schemes. The upper limits of relative errors for the two schemes were estimated theoretically: no more than 5% for Scheme I, and 0.005% for Scheme II. A controller was designed for the attitude stabilization to validate the feasibility of the schemes. The research shows that Scheme II is set as the normal mode with the astronomical ephemeris periodically corrected, while Scheme I is used as the alternate device for the failure mode.

Key words: Halo orbit; libration point; attitude description; dynamics modeling

自 1978年 ISEE-3成功发射以来, 平动点及其 Halo轨道的研究越来越引起了航天界的重视. Halo轨道是存在于日地系 (或地月系) 平动点附近的周期轨道. 目前, 已有大量关于 Halo轨道动力学的文献发表[1-4].

已发射的 6颗平动点探测器, 除 SOHO为三轴稳定外, 其余都采用自旋稳定方式[1]. 具体到探测器的姿态描述, 尚未有公开发表的论文出现.

事实上, 此类探测器的轨道和姿态变化频率相差较大, 仍可将两者分开来进行分析. 但 Halo轨道与近地椭圆轨道有很大的不同, 即不存在以地球为中心的轨道平面[2-4], 故需要重新定义轨道坐标系, 从而导致 Halo轨道探测器与近地航天器在姿态描述方面有很大的差异. 本文将基于所

收稿日期: 2006-10-24

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (10702003); 北京航空航天大学博士研究生创新基金资助项目

作者简介: 徐 明 (1981-), 男, 安徽宿州人, 博士生, xuming@sa.buaa.edu.cn

使用的姿态敏感器的类型, 给出 2种不同的姿态描述方案.

Halo轨道是限制性三体模型 (CR3BP) 的特解. Richardson利用摄动法中 Poincaré-Lindstedt技巧得到了三阶近似解析解[2], 而 Mihai等提出的微分修正法[3]提高近似解的精度, 最后可以得到一个轨道周期误差仅为 99.2 m的周期轨道[4].

为了提高计算效率, 下文涉及的 L_1 点 Halo轨道均采用 Richardson公式计算 (取 A_x = 260 000 km).

1　对日定向方案 (方案 I)

本方案将使得探测器的姿态跟踪太阳, 则星上的太阳帆板对日定向的控制将十分简单, 甚至可以与本体固连. 本方案采用日、地敏感器: 两轴模拟 (或数字) 式太阳敏感器和测量无线电信标的射频敏感器等.

1.1　姿态的描述及动力学方程

如图 1所示, 建立所需坐标系. 为书写方便, 在下文中日心、地心、月心、地月质心、探测器分别简记为 S、E、M、E.M、S/C. 除特殊说明, 本文定义的坐标系均遵守右手法则.

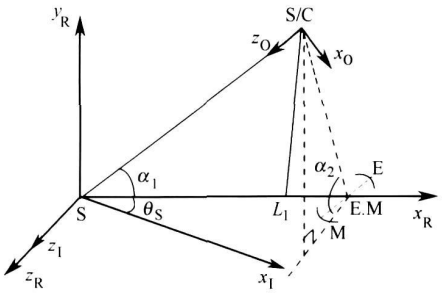


图 1　轨道坐标系与旋转坐标系

日心旋转坐标系 FR: 原点取在 S; x_R 指向 E.M; z_R 沿日-地旋转方向.

日心惯性坐标系 FI: 原点取在 S; z_I 指向同 z_R; x_I 在黄道面内沿着黄白交线. 则 x_I 与 x_R 的夹角 $\theta_S = \omega_{S\text{-}E.M} \cdot (t - t_0) + \theta_{S0}$, θ_{S0} 为初始夹角, $\omega_{S\text{-}E.M}$ 为日地系旋转角速度.

轨道坐标系 FO: 原点取在 S/C质心; z_O 指向 S; x_O 在 S-S/C-E.M 平面内, 且与 x_R 成锐角.

本体坐标系 FB: 相对于轨道坐标系, 采用 3-1-2的旋转顺序定义.

为叙述方便, $\boldsymbol{A}_{ij}$ 表示为系 j 到 i 的坐标转换矩阵. $\boldsymbol{R}_k(\gamma)$, $k = x, y, z$ $\boldsymbol{R}_k(\gamma)$ 是转角为 γ 的旋转矩阵.

则由惯性系到本体系坐标转换过程如下:

$$\mathrm{FI} \xrightarrow{\boldsymbol{R}_z(\Phi)} \mathrm{FR} \xrightarrow{\boldsymbol{R}_y\left(\frac{\pi}{2}\right)} O_1 \xrightarrow{\boldsymbol{R}_z(\alpha_2 - \pi)} O_2$$
$$\xrightarrow{\boldsymbol{R}_y(\alpha_1)} \mathrm{FO} \xrightarrow[\varphi,\theta,\psi]{} \mathrm{FB}$$

式中, x_R, y_R, z_R 为 S/C在 FR中的坐标; x_{O_1}, y_{O_1}, z_{O_1} 为 S/C在原点取为日心的中间坐标系 O_1 下的坐标, 则坐标变换满足:

$$\begin{pmatrix} x_{O_1} \\ y_{O_1} \\ z_{O_1} \end{pmatrix} = \boldsymbol{R}_y\left(-\frac{\pi}{2}\right)\begin{pmatrix} x_R \\ y_R \\ z_R \end{pmatrix} \Rightarrow \begin{cases} y_{O_1} = y_R \\ x_{O_1} = z_R \end{cases} \tag{1}$$

定义 Halo轨道角变量 α_1 和 α_2:

$$\alpha_1 = \arccos(\boldsymbol{x}_R \cdot (-\boldsymbol{z}_0)) = \arccos\frac{x_R}{r} \tag{2}$$

$$\alpha_2 = \arctan\frac{y_{O_1}}{x_{O_1}} = \arctan\frac{y_R}{z_R} \tag{3}$$

式中, $r = \sqrt{x_R^2 + y_R^2 + z_R^2}$; 显然, 由于 Halo轨道的特性, $\alpha_1 > 0$ 由轨道角变量的定义可知, α_1 和 α_2 均可由定轨信息换算后得到.

根据坐标转换, 可以得到姿态运动学方程:

$$\omega = \boldsymbol{A}_{\mathrm{FB,FO}} \cdot \boldsymbol{C} + \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\cos\varphi\sin\theta \\ 0 & 1 & \sin\varphi \\ \sin\theta & 0 & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \tag{4}$$

式中 $\boldsymbol{C}$ 为轨道角速度变量, 其定义为

$$\boldsymbol{C} = \boldsymbol{A}_{\mathrm{FO,FR}}\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{S\text{-}E.M} \end{bmatrix} + \boldsymbol{R}_y(\alpha_1)\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dfrac{\mathrm{d}\alpha_2}{\mathrm{d}t} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dfrac{\mathrm{d}\alpha_1}{\mathrm{d}t} \\ 0 \end{bmatrix} \tag{5}$$

显然, 该参数与探测器位置有关. 其量级不大于 10^{-5} (°)/s, 其导数量级不大于 10^{-11} (°)/s^2.

姿态动力学方程为

$$\boldsymbol{J}\dot{\omega} + \omega^{\times}\boldsymbol{J}\omega = \boldsymbol{M} \tag{6}$$

式中, $\boldsymbol{J}$ 为探测器惯性矩阵; ω 为 S/C相对于惯性系 FI的角速度; $\times$ 为向量叉乘算子; $\boldsymbol{M}$ 为作用于 S/C的外力矩, 包括控制力矩和环境干扰力矩.

忽略探测器的惯性积的影响, 并做小角度假设 (欧拉角 $\alpha = \varphi, \theta, \psi$ 满足 $\sin\alpha \approx \alpha$, $\cos\alpha \approx 1$, 轨道角速度变量满足 $\boldsymbol{C} \approx [0 \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}}$; 且对于 $\gamma = \varphi, \theta, \psi, C_i$, $i = 1, 2, 3$ 有 $\gamma^2 \approx 0$, $\dot{\gamma}^2 \approx 0$, $\gamma\dot{\gamma} \approx 0$), 动力学方程化简为

$$\left.\begin{aligned} &J_x\ddot{\varphi} + (J_x + J_z - J_y)C_2\dot{\psi} + \\ &\quad (J_z - J_x - J_y)C_3\dot{\theta} = M_x \\ &J_y\ddot{\theta} + (J_y + J_x - J_z)C_3\dot{\varphi} + \\ &\quad (J_x - J_y - J_z)C_1\dot{\psi} = M_y \\ &J_z\ddot{\psi} + (J_z + J_y - J_x)C_1\dot{\theta} + \\ &\quad (J_y - J_z - J_x)C_2\dot{\varphi} = M_z \end{aligned}\right\} \tag{7}$$

1.2 探测器本体姿态的确定

已知 S/C到 S、E和 E-M 矢量在本体系的表示为 $\boldsymbol{r}_1$ 和 $\boldsymbol{r}_2$, 其与轨道坐标系的基矢量在本体系下的表示 $\boldsymbol{x}_O^b$, $\boldsymbol{y}_O^b$, $\boldsymbol{z}_O^b$ 的关系为

$$\left.\begin{aligned}\boldsymbol{z}_O^b &= \boldsymbol{r}_1/\|\boldsymbol{r}_1\|\\ \boldsymbol{y}_O^b &= \boldsymbol{r}_1^{\times}\cdot\boldsymbol{r}_2/\|\boldsymbol{r}_1^{\times}\cdot\boldsymbol{r}_2\|\\ \boldsymbol{x}_O^b &= \boldsymbol{y}_O^{b\times}\cdot\boldsymbol{z}_O^b\end{aligned}\right\} \tag{8}$$

则轨道坐标系到本体系转换矩阵 $\boldsymbol{A}_{\mathrm{FB_FO}}$为

$$\boldsymbol{A}_{\mathrm{FB_FO}} = [\boldsymbol{x}_O^b \quad \boldsymbol{y}_O^b \quad \boldsymbol{z}_O^b]^{\mathrm{T}} \tag{9}$$

从而可以求得 φ, θ, ψ. 关于双矢量定姿算法的细节可参考文献[5].

本体姿态角速率可以通过滤波算法或陀螺仪的测量间接得到, 本文不再赘述.

2 旋转坐标系下定向方案(方案 Ⅱ)

利用星敏感器得到 S/C的惯性姿态, 并结合星历, 可以确定 S/C相对于日心旋转坐标系的姿态, 因而该方案不需要 S/C的任何轨道信息.

2.1 姿态的描述及动力学方程

直接在日心旋转坐标系 FR下度量姿态, 即轨道坐标系 FO三轴指向 FR, 原点取在 S/C质心. 坐标系 FR的定义如上节, 坐标系 FB相对于 FO采用 3-1-2的旋转顺序定义.

则由惯性系到本体系坐标转换过程如下:

$$\mathrm{FI}\xrightarrow{\boldsymbol{R}_z(\Phi)}\mathrm{FR/FO}\xrightarrow{\varphi,\theta,\psi}\mathrm{FB}$$

根据坐标转换, 可以得到运动学方程:

$$\omega = \boldsymbol{A}_{\mathrm{FB_FO}}\cdot\boldsymbol{C} + \begin{bmatrix}\cos\theta & 0 & -\cos\varphi\sin\theta\\ 0 & 1 & \sin\varphi\\ \sin\theta & 0 & \cos\varphi\cos\theta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\varphi}\\ \dot{\theta}\\ \dot{\psi}\end{bmatrix} \tag{10}$$

式中 $\boldsymbol{C}$ 为轨道角速度变量, 其定义为

$$\boldsymbol{C} := [0 \quad 0 \quad \omega_{\mathrm{S\text{-}E\text{-}M}}]^{\mathrm{T}} \tag{11}$$

显然, 该变量与探测器的轨道信息无关.

微分 ω, 即可得到姿态动力学方程. 忽略惯性积的影响, 并做小角度假设, 则动力学方程可化简为

$$\left.\begin{aligned}J_x\ddot{\varphi} + (J_z - J_x - J_y)\omega_{\mathrm{S\text{-}E\text{-}M}}\dot{\theta} &= M_x\\ J_y\ddot{\theta} + (J_y + J_x - J_z)\omega_{\mathrm{S\text{-}E\text{-}M}}\dot{\varphi} &= M_y\\ J_z\ddot{\psi} &= M_z\end{aligned}\right\} \tag{12}$$

2.2 探测器本体姿态的确定

在系 FR下, 星光矢量表示为

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{R}} = \lim_{l\to+\infty}\frac{1}{l}\boldsymbol{R}_z(\varphi_{\mathrm{S}})\boldsymbol{R}_x(i_{\mathrm{S}})\boldsymbol{R}_z(\Omega_{\mathrm{S}})\cdot[l\cdot\boldsymbol{V}_{\mathrm{I}} - \boldsymbol{r}_{\mathrm{E\text{-}S/C}}] = \boldsymbol{R}_z(\varphi_{\mathrm{S}})\boldsymbol{R}_x(i_{\mathrm{S}})\boldsymbol{R}_z(\Omega_{\mathrm{S}})\cdot\boldsymbol{V}_{\mathrm{I}} \tag{13}$$

式中, $\boldsymbol{V}_{\mathrm{I}}$为星光在赤道惯性坐标系下的方位, 由星历表给出; Ω_{S}为黄道面相对于 J2000.0地心赤道坐标系的升交点赤经; i_{S}为黄赤交角; φ_{S}为太阳在系 J2000.0下的纬度幅角; $\boldsymbol{r}_{\mathrm{E\text{-}S/C}}$的作用是将坐标原点由地心平移到 S/C质心; $l\to+\infty$表明恒星无限远.

相对旋转坐标系做 3-1-2旋转得探测器本体坐标系, 转换矩阵为

$$\boldsymbol{A}_{\mathrm{FB_FR}} = \boldsymbol{R}_y(\theta)\boldsymbol{R}_x(\varphi)\boldsymbol{R}_z(\psi)$$

故恒星在探测器本体坐标系的观测方程为

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{B}} = \boldsymbol{A}_{\mathrm{FB_FR}}\boldsymbol{T}_{\mathrm{R}} \tag{14}$$

式中 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{B}}$为星光在探测器本体坐标系的方向.

故通过多组 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{B}}$ (测量得到)及 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{R}}$ (星历得到), 可以给出 $\boldsymbol{A}_{\mathrm{FB_FR}}$, 反解可得本体姿态角 φ, θ, ψ.

陀螺仪可以测得探测器相对于惯性系的姿态角速度矢量 ω, 则由式(10)可以确定本体系相对于旋转坐标系的姿态角速率 $\dot{\varphi}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\psi}$.

3 两种定向方案的相对误差分析

Hab轨道为 CR3BP的特解: E、M、S及 S/C即构成 CR3BP模型.

在确定姿态时, 测量量需要相对于 E-M, 但一般用来自 E的信息代替. 故需要具体分析这种代替所引入的误差 E_1, 该误差可以用由地球 E到 E-M 的坐标转换矩阵 $\boldsymbol{A}$ 衡量.

S、E、M 和 S/C构成限制性四体问题, 为了获得误差的量级, 空间双圆模型(SBCM)已经具有足够高的精度[4].

定向方案 Ⅱ中, 日-地-月的信息是通过星历表获得的, 本文不讨论星历表与真实天体位置的误差(即认为两者一致, 并在仿真计算中用 SBCM模型代表真实天体位置), 但读取星历表要依据星上时间. 故星上时间的误差 Δt将引起星载计算机得到的计算轨道系和真实轨道系的误差 E_2, 可以用两者的坐标转换矩阵 $\boldsymbol{A}$ 来度量.

令 $\boldsymbol{x}\in\boldsymbol{R}^3$ 为测量值, 则相对误差 e的上限的估计为

$$e \approx \frac{\|\boldsymbol{A}\boldsymbol{x} - \boldsymbol{x}\|}{\|\boldsymbol{x}\|} = \left\|(\boldsymbol{A} - \boldsymbol{I})\frac{\boldsymbol{x}}{\|\boldsymbol{x}\|}\right\| \leqslant \|\boldsymbol{A} - \boldsymbol{I}\| \tag{15}$$

式中, $\|\cdot\|$表示相容的向量和矩阵范数, 本文取2范数; $\boldsymbol{I}\in\boldsymbol{R}^{3\times3}$为单位阵.

误差 E_1和 E_2属于测量方法的误差, 会引入相

对误差. 除此之外, 敏感器的测量误差 E_3会产生绝对误差, 且 E_3在 E_1和 E_2之前引入, 将会随着 E_1和 E_2的产生得到放大. 故分析 2种定向方案的误差主要针对它们的相对误差.

3 1　方案 **I**的相对误差分析

在对日定向方案中, 不存在误差 E_2, 只需考虑误差 E_1.

在该方案中, 期望测量信号来自太阳和地月质心, 而实际信号来自地球, 并根据 FO的定义类似建立轨道坐标系 OE: 原点取在 S/C质心; z_E由质心指向 S; x_E在 S-S/C-E平面内, 且与 x_R成锐角. 这种误差可以用坐标系 OE到坐标系 FO的坐标转换矩阵度量.

$\boldsymbol{r}_1$, $\boldsymbol{r}_2$和 $\boldsymbol{r}_2'$分别为 S/C到 S, E和 E. M矢量在本体系的表示. 根据式 (8)和式 (9), 由 $\boldsymbol{r}_1$, $\boldsymbol{r}_2'$及 $\boldsymbol{r}_2$可以分别得到轨道坐标系 FO和 OE到本体系的坐标转换矩阵 $\boldsymbol{B}$和 $\boldsymbol{C}$. 则坐标系 OE到坐标系 FO的坐标转换矩阵 $\boldsymbol{A}_{\mathrm{FO,\,OE}} = \boldsymbol{B}^{\mathrm{T}} \cdot \boldsymbol{C}$.

根据 $e \leqslant \| \boldsymbol{A} - \boldsymbol{I} \|$, 通过数值仿真, 估计出相对误差的上限 (< 5%).

3 2　方案 *II*的相对误差分析

定义日心-地心旋转坐标系 FE: 原点取在 S, $x_{S\text{-}E}$由 S指向 E; $z_{S\text{-}E}$垂直于地心相对于日心转动的瞬时轨道面, 指向与角速度方向一致.

星光矢量应转换到当前时刻为 t的 S-E. M旋转坐标系 (即 FR); 同时考虑到误差 E_1和 E_3, 星光矢量实际上被转换到 t'(其中 $\Delta t = t' - t \neq 0$)时刻的 S-E旋转坐标系, 记为 FEc; 当前时刻 t的 S-E旋转坐标系, 记为 FEr.

总的相对误差可以用系 FEc到系 FR的转换矩阵 $\boldsymbol{A}_{\mathrm{FEc\,FR}}$度量, 而 $\boldsymbol{A}_{\mathrm{FR\,FEc}} = \boldsymbol{A}_{\mathrm{FR\,FRc}} \boldsymbol{A}_{\mathrm{FRc\,FEc}}$, 其中坐标系 FRc为 t'时刻的 S-E. M旋转坐标系.

由 FR到惯性系 FI和 FRc到惯性系 FI的转换合成, 可得

$$\begin{aligned} \boldsymbol{A}_{\mathrm{FR\,FRc}} &= \boldsymbol{A}_{\mathrm{FR,\,I}} \boldsymbol{A}_{\mathrm{I\,FRc}} = \\ \boldsymbol{R}_z(\theta_S) \boldsymbol{R}_z^{\mathrm{T}}(\theta_S + \omega_{S\text{-}E\cdot M} \Delta t) &= \\ \boldsymbol{R}_z(-\omega_{S\text{-}E\cdot M} \Delta t) & \qquad (16) \end{aligned}$$

根据坐标系的定义, t时刻的 $\boldsymbol{A}_{\mathrm{FRc\,FEc}}$等价于 t'时刻的 $\boldsymbol{A}_{\mathrm{FR\,FEr}}$, 即 $\boldsymbol{A}_{\mathrm{FRc\,FEc}}(t) = \boldsymbol{A}_{\mathrm{FR\,FEr}}(t')$.

系 FEr的基矢量在系 FI的表示为

$$\left.\begin{aligned} \boldsymbol{e}_1^{\mathrm{II}} &= \boldsymbol{R}_{\mathrm{I}} / \| \boldsymbol{R}_{\mathrm{I}} \| \\ \boldsymbol{e}_3^{\mathrm{II}} &= \boldsymbol{R}_{\mathrm{I}}^{\times} \cdot \dot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{I}} / \| \boldsymbol{R}_{\mathrm{I}}^{\times} \cdot \dot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{I}} \| \\ \boldsymbol{e}_2^{\mathrm{II}} &= (\boldsymbol{e}_3^{\mathrm{II}})^{\times} \cdot \boldsymbol{e}_1^{\mathrm{II}} \end{aligned}\right\} \qquad (17)$$

式中 $\boldsymbol{R}$为日-地矢量在坐标系 FI下的表示[4].

则当前时刻为 t'的坐标系 FEr到坐标系 FR的转换矩阵:

$$\boldsymbol{A}_{\mathrm{FR\,FEr}}(t') = \boldsymbol{R}_z(\theta_S') \cdot [\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{II}} \quad \boldsymbol{e}_2^{\mathrm{II}} \quad \boldsymbol{e}_3^{\mathrm{II}}]$$

根据仿真结果, 星上时间的误差 Δt与相对误差上限存在近似线性关系, 单位 Δt(s)引起相对误差的变化约为 2×10^{-5}% 量级.

误差 E_1单独引起的相对误差上限 < 0 005%, 在实际操作中甚至可以通过星历表将其补偿掉.

4　姿态稳定控制器设计

平动点距离地球 1 497 6 × 10^6 km, 故与地球有关的气动力矩和地磁干扰力矩完全可以忽略; S/C受到同量级 (角加速度量级为 10^{-28} (°)/s^2)的太阳和地球引力力矩, 但量级太小, 基本可以忽略; 但太阳光压功率密度增大, 但没有量级的差别, 故在平动点附近环境干扰力矩的影响量级与地球同步轨道基本一致, 主要为太阳光压力矩.

由于 2种方案的姿态稳定方法类似, 本文仅以对日定向方案为例, 设计姿态镇定控制器, 以验证该姿态描述方案是否合理.

根据式 (7)设计 PD控制, 其形式如下:

$$\left.\begin{aligned} M_x &= (J_x + J_z - J_y) C_2 \dot{\psi} + \\ &\quad (J_z - J_x - J_y) C_3 \theta - K_{Px} \varphi - K_{Dx} \dot{\varphi} \\ M_y &= (J_y + J_x - J_z) C_2 \dot{\varphi} + \\ &\quad (J_x - J_y - J_z) C_1 \dot{\psi} - K_{Py} \varphi - K_{Dy} \dot{\theta} \\ M_z &= (J_z + J_y - J_x) C_1 \dot{\theta} + \\ &\quad (J_y - J_z - J_x) C_2 \dot{\varphi} - K_{Pz} \varphi - K_{Dz} \dot{\psi} \end{aligned}\right\}$$

探测器惯量参数取 $\boldsymbol{J}$ = diag[1 000, 1 200, 750] kg· m^2. 初始偏差 (1σ)为: 3个轴的姿态角偏差均为 1°、姿态角速度偏差均为 0 1 (°)/s, 敏感器测量误差[5] 姿态角为 0 01 °、姿态角速率度为 0 001 (°)/s, 位置偏差[6]为 10 km、速度偏差为 0 01 m/s, 测量值的相对误差认为在 [0~ 5%]区间内平均分布. 控制器参数见表 1.

仿真结果表明: 姿态角控制精度为 0 03 ° (3σ), 角速度的控制精度为 0 003 (°)/s(3σ), 三轴控制输出力矩的最大值为 0 154 6N· m. 结果表明所设计的姿态定向控制方案是可行的, 同时验证了前文给出的姿态描述方案的合理性.

表 1　PD控制器参数

参数	x	y	z
K_P	2 5	2 5	2 5
K_D	60	60	120

(下转第 1195页)

5 结　论

本文针对在求解初始位置、目标位置和转移时间都有约束的最优变轨时,一般的优化方法无法得到全局最优解的问题,提出了采用遗传算法进行寻优,并通过对遗传算法的改进,融合了局部寻优较强的模拟退火算法,得到了自适应模拟退火遗传算法,在保证了全局寻优的效率的同时,也提高了算法的局部寻优的精度和能力.通过仿真,验证了 ASA和 ASAGA的有效性,也证明了 ASAGA具有更强的搜索能力,为其他类型的优化问题提供了一种比较理想的优化方法.

参考文献 (**References**)

[1] Shen H J, Tsiotras P. Optimal two-impulse rendezvous using multiple-revolution Lambert solutions[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2003, 26(1): 50-61

[2] Prussing J E. A class of optimal two-impulse rendezvous using multiple-revolution Lambert solutions[J]. Journal of the Astronautical Sciences, 2000, 48(2): 131-148

[3] 韩潮, 段彬, 付红勋. 远程导引可行飞行方案寻求算法研究[J]. 中国空间科学技术, 2002(1): 47-52
Han Chao, Duan Bin, Fu Hongxun. Research of algorithm for seeking feasible project of remote guidance[J]. Chinese Space Science and Technology, 2002(1): 47-52 (in Chinese)

[4] 韩潮, 谢华伟. 空间交会中多圈 Lambert变轨算法研究[J]. 空间科学技术, 2004(5): 9-14
Han Chao, Xie Huawei. Research on algorithm of loopy Lambert transfer in space rendezvous[J]. Chinese Space Science and Technology, 2004(5): 9-14 (in Chinese)

[5] Kim Y H, Spencer D B. Optimal spacecraft rendezvous using genetic algorithms[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(6): 859-865

[6] 刘琳. 航天器轨道理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000
Liu Lin. Orbit theory of spacecraft[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000 (in Chinese)

[7] 王小平, 曹立明. 遗传算法——理论、应用与软件实现[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2002
Wang Xiaoping, Cao Liming. Genetic algorithms: theory, application and software realization[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2002 (in Chinese)

[8] 周明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999
Zhou Ming, Sun Shudong. Genetic algorithm: theory and applications[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1999 (in Chinese)

(责任编辑: 张　嵘)

(上接第 **1169**页)

5 结束语

文中提出的 2种方案各有优缺点: 方案 I定义的姿态与轨道相耦合,方案 II定义的姿态与轨道完全解耦;方案 II基于星敏感器具有很高的测量精度,方案 I依靠的日、地敏感器精度逊于前者;方案 II对于星历过分依赖且相应的坐标转换会消耗星载计算机一定的资源,而方案 I的相关定姿信息可以实时测量,将会减轻星载计算机的压力.故具体工程应用中应以方案 II为正常工作模式,并定期修正星历表的误差;方案 I作为备份,保证探测器的正常运行.

本文仅针对日地系 L_1点 Halo轨道探测器的姿态描述及控制问题作了探索性研究.同样的方法可以推广到 L_2点、L_3点以及地月系的 Halo轨道.

参考文献 (**References**)

[1] Farquhar R W, Dunham D W, Guo Y P, et al. Utilization of libration points for human exploration in the sun-earth-moon system and beyond[J]. Acta Astronautica, 2004, 55: 687-700

[2] Richardson D L. Analytical construction of periodic orbits about the collinear points[J]. Celestial Mechanics, 1980, 22: 241-253

[3] Mihai P, Vladimir C. The domain of initial conditions for the class of three-dimensional halo periodical orbits[J]. Acta Astronautica, 1995, 36: 193-196

[4] 徐明, 徐世杰. 地-月系平动点及 Halo轨道的应用研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 696-699
Xu Ming, Xu Shijie. The application of libration points and halo orbits in the earth-moon system to space mission design[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 696-699 (in Chinese)

[5] 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
Zhang Renwei. Orbit and attitude dynamics and control of satellite[M]. Beijing: Press of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998 (in Chinese)

[6] Carpenter J R, Folta D C, Moreau M C, et al. Libration point navigation concepts supporting the vision for space exploration[C]//Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Reston: AIAA/AAS, 2004: 179-193

(责任编辑: 张　嵘)