航天器交会最终逼近段相对姿态估计与控制

朱仁璋 林 彦

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 对航天器交会对接最终逼近段,给出姿态运动学方程统一形式以及相对姿态动力学方程;除了应用交会航天器的绝对姿态运动方程进行相对姿态估计(间接法)外,还直接应用相对姿态运动方程进行相对姿态估计(直接法);阐述相对姿态控制的相平面法与四元数反馈法的设计方法.相平面控制法应用常值推力,针对小姿态角机动的特点,将相对姿态通道解耦为3个独立的二阶子系统,设计相平面推力方向切换函数;四元数反馈法应用简化的基于本征轴旋转的线性二阶系统,选择相对四元数与角速率反馈增益系数,确定控制力矩.此外,对相对姿态估计与控制方法进行模拟计算与比较.理论分析与模拟计算结果表明:应用扩展Kalman滤波的相对姿态间接估计法与直接估计法是有效的,后者有可能简化估计算法;相平面控制法与四元数反馈法均可有效实现相对姿态控制,前者应用常值推力(推力方向与姿态反馈有关),较易实现,但动力消耗较大,后者按控制力矩随姿态反馈量而变,动力消耗较小.

关 键 词: 航天器交会; Kalman滤波; 控制系统

中图分类号: V 448.22

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2007)05-0544-05

Relative attitude estimation and control schemes for the final approach phase of spacecraft rendezvous

Zhu Renzhang Lin Yan

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

Abstract: Motion equations of relative attitude between the target and chase spacecraft were elaborated for the final approach phase of spacecraft rendezvous and docking. Two algorithms of extended Kalman filtering based on vision observations were used to estimate relative attitude, one is through attitude estimation of the target, and the other is directly using motion equations of relative attitude. And two control schemes were presented to execute the relative attitude control. One of them is the phase plane control method by using constant control moment and optimal damping, in which the attitude control system can be simplified into three independent two-order systems to obtain the switching function, and the other is based on the quaternion feedback control, using eigenaxis rotation and linear two-order system to design feedback gain coefficients. The phase plane control method is relatively simple but needs more consumption than the quaternion feedback control.

Key words: spacecraft rendezvous; Kalman filtering; control systems

在航天器交会对接最终逼近段,交会航天器相对状态(相对位移与相对姿态)自主控制,涉及相对状态参数测定、相对状态估计与相对状态控制[1-4].本文着重阐述相对姿态估计与控制问题.一般情况下,目标航天器为非机动合作飞行器,作用在目标航天器的控制力矩只是用来稳定自身姿态,为最终逼近段的接近与对接创造条件,不直接参与交会对接相对姿态机动.追踪航天器以目标航天器姿态为期望姿态,依据相对姿态反馈参数

收稿日期: 2006-06-15

作者简介: 朱仁璋(1941—),男,江苏扬州人,教授,rz_zhu@tom.com.

(相对姿态四元数及角速率)确定控制力矩,实际上含有对目标航天器姿态定向偏差的补偿.对自主交会对接,仅有的测量信息是相对姿态参数及追踪航天器的绝对姿态参数;前者可由计算机视觉系统[1,3-4]或其他相对导航装置[5]给出,后者通常由追踪航天器的陀螺仪与星敏感器测定[1,6-7].相对姿态参数估计值是交会对接制导与控制功能模块的输入数据.参考文献[1]通过交会航天器的绝对姿态估计获得相对姿态估计值,但没有给出姿态滤波与姿态控制的具体算法;文献[6,8]给出绝对姿态估计扩展 Kalman 滤波(EKF)算法;文献[9]针对绝对姿态四元数反馈法,提出反馈增益系数选择方法;文献[10]仅以概念性框图描述了相对姿态估计方法与控制方法.

本文的贡献主要体现在下列 3 点:①针对相对姿态运动,给出姿态运动学方程统一形式以及相对姿态动力学方程;②针对相对姿态估计,除了应用交会航天器的绝对姿态运动方程进行相对姿态估计(间接估计法)[1]外,提出直接应用相对姿态运动方程进行相对姿态估计的方法(直接估计法);③针对相对姿态控制,阐述相平面控制法与四元数反馈法的设计方法.对上述各种相对姿态估计与控制方法的模拟计算结果表明,本文提出的算法是有效的.

1　姿态运动方程

定义航天器本体坐标系 $\boldsymbol{F}_j(o_jx_jy_jz_j$,下标 j 为 t 表示目标航天器,j 为 c 表示追踪航天器)与惯性坐标系 $\boldsymbol{F}_i(O_ix_iy_iz_i)$.本体系 $\boldsymbol{F}_j$ 的原点 O_j 位于航天器质心,坐标轴与主惯量轴相合.惯性系 $\boldsymbol{F}_i$ 的原点 O_i 位于目标航天器质心;在最终逼近段起始时刻,惯性系 $\boldsymbol{F}_i$ 与目标航天器本体坐标系 $\boldsymbol{F}_t$ 相合.令 $\boldsymbol{Q}(\boldsymbol{q},q_4)$ 为航天器相对参考系(惯性系或另一航天器本体系)姿态四元数,$\boldsymbol{q}=[q_1 \quad q_2 \quad q_3]^{\mathrm{T}}$;$\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega},\omega_4)$ 为转动角速度四元数,$\omega_4=0$,$\boldsymbol{\omega}=[\omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3]^{\mathrm{T}}$,$\omega_1,\omega_2,\omega_3$ 为航天器相对参考系的转动角速度矢量 $\boldsymbol{\omega}$ 在自身本体系的分量.按上述定义,绝对姿态与相对姿态的运动学方程可统一表为下列形式[7]:

$$\dot{\boldsymbol{Q}}=\boldsymbol{Q}\circ\boldsymbol{\Omega}/2 \tag{1}$$

"∘"为四元数乘法符号.该式矩阵形式如式(2)所示[6-9]:

$$\left.\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{Q}}&=\boldsymbol{M}(\boldsymbol{\Omega})\boldsymbol{Q}/2\\ \dot{\boldsymbol{Q}}&=\boldsymbol{N}(\boldsymbol{Q})\boldsymbol{\Omega}/2\end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中,矩阵 $\boldsymbol{M}$ 与矩阵 $\boldsymbol{N}$ 的通用形式如下:

$$\left.\begin{aligned}\boldsymbol{M}(\boldsymbol{Q})&\equiv\begin{bmatrix}q_4\boldsymbol{E}-[\boldsymbol{q}\times] & \boldsymbol{q}\\ -\boldsymbol{q}^{\mathrm{T}} & q_4\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{N}(\boldsymbol{Q})&\equiv\begin{bmatrix}q_4\boldsymbol{E}+[\boldsymbol{q}\times] & \boldsymbol{q}\\ -\boldsymbol{q}^{\mathrm{T}} & q_4\end{bmatrix}\end{aligned}\right\} \tag{3}$$

式中,$\boldsymbol{E}$ 为单位矩阵;符号 $[\boldsymbol{a}\times]$ 表示矢量 $\boldsymbol{a}(a_1,a_2,a_3)$ 的矢积矩阵(以下同).在航天器本体坐标系 $\boldsymbol{F}_j$ 中,绝对姿态动力学方程为[7-8]

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_j=\boldsymbol{I}_j^{-1}(\boldsymbol{T}_j+\boldsymbol{D}_j)-\boldsymbol{I}_j^{-1}[\boldsymbol{\omega}_j\times]\boldsymbol{I}_j\boldsymbol{\omega}_j \tag{4}$$

式中,$\dot{\boldsymbol{\omega}}_j=[\dot{\omega}_{j1} \quad \dot{\omega}_{j2} \quad \dot{\omega}_{j3}]^{\mathrm{T}}$;$\boldsymbol{I}_j$ 为在 $\boldsymbol{F}_j$ 系中表示的转动惯量矩阵;$\boldsymbol{T}_t$ 为目标航天器的绝对姿态控制(稳定)力矩;$\boldsymbol{T}_c$ 为追踪航天器的相对姿态控制力矩;$\boldsymbol{D}_j$ 为干扰力矩.记 $\boldsymbol{Q}_t$ 与 $\boldsymbol{Q}_c$ 分别为 $\boldsymbol{F}_t$ 系与 $\boldsymbol{F}_c$ 系相对 $\boldsymbol{F}_i$ 系的姿态四元数,$\boldsymbol{Q}_r$ 为 $\boldsymbol{F}_c$ 系相对 $\boldsymbol{F}_t$ 系的相对姿态四元数,有 $\boldsymbol{Q}_r=\boldsymbol{Q}_t^{-1}\circ\boldsymbol{Q}_c$.记 $\boldsymbol{A}(\boldsymbol{Q}_r)$ 为 $\boldsymbol{F}_t$ 系~$\boldsymbol{F}_c$ 系的转换矩阵,有

$$\boldsymbol{\omega}_r=\boldsymbol{\omega}_c-\boldsymbol{A}(\boldsymbol{Q}_r)\boldsymbol{\omega}_t$$

则

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_r=\dot{\boldsymbol{\omega}}_c-\boldsymbol{A}(\boldsymbol{Q}_r)\dot{\boldsymbol{\omega}}_t-\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{A}(\boldsymbol{Q}_r)}{\mathrm{d}t}\boldsymbol{\omega}_t$$

其中

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_r=[\dot{\omega}_{r1} \quad \dot{\omega}_{r2} \quad \dot{\omega}_{r3}]^{\mathrm{T}}$$

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{A}(\boldsymbol{Q}_r)}{\mathrm{d}t}\boldsymbol{\omega}_t=-[\boldsymbol{\omega}_r\times]\boldsymbol{\omega}_c$$

故有相对姿态动力学方程:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_r=\dot{\boldsymbol{\omega}}_c-\boldsymbol{A}(\boldsymbol{Q}_r)\dot{\boldsymbol{\omega}}_t+[\boldsymbol{\omega}_r\times]\boldsymbol{\omega}_c \tag{5}$$

2　相对姿态估计

2.1　EKF(Extended Kalman Filtering)算法

对一般的连续随机系统与离散测量,状态方程与测量方程分别表示如下[6,11]:

$$\left.\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{x}}(t)&=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}(t),\boldsymbol{u}(t),t)+\boldsymbol{G}(\boldsymbol{x}(t),t)\boldsymbol{w}(t)\\ \boldsymbol{z}(t_i)&=\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x}(t_i),t_i)+\boldsymbol{v}(t_i)\end{aligned}\right\} \tag{6}$$

式中,$\boldsymbol{x}(t)$ 为状态向量;$\boldsymbol{u}(t)$ 为确定性控制输入函数;$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}(t),\boldsymbol{u}(t),t)$ 为 $\boldsymbol{x}(t),\boldsymbol{u}(t),t$ 的函数;$\boldsymbol{G}(\boldsymbol{x}(t),t)$ 为过程噪声输入矩阵;$\boldsymbol{w}(t)$ 为过程干扰.$\boldsymbol{z}(t_i)$ 为离散测量向量;$\boldsymbol{v}(t_i)$ 为测量干扰.假设 $\boldsymbol{x}(t_0)$,$\boldsymbol{w}(t)$,$\boldsymbol{v}(t_i)$ 均为高斯白噪声,且三者互不相关.为形式简洁,以下对连续向量 $\boldsymbol{a}(t)$ 或矩阵 $\boldsymbol{A}(t)$,省略"(t)",以 $\boldsymbol{a}$ 或 $\boldsymbol{A}$ 表示;对离散向量 $\boldsymbol{a}(t_i)$ 或矩阵 $\boldsymbol{A}(t_i)$,以 $\boldsymbol{a}_i$ 或 $\boldsymbol{A}_i$ 表示.令 $\boldsymbol{P}$ 为状态协方差矩阵.$\bar{\boldsymbol{x}}_i$ 与 $\bar{\boldsymbol{P}}_i$ 表示 $\boldsymbol{x}$ 与 $\boldsymbol{P}$ 在时刻 t_i 修正前的预测值,$\hat{\boldsymbol{x}}_i$ 与 $\hat{\boldsymbol{P}}_i$ 为修正后的估计值,传播方程为[6,11]

$$\left.\begin{aligned}\bar{\boldsymbol{x}}_{i+1}&=\hat{\boldsymbol{x}}_i+\int_{t_i}^{t_{i+1}}\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},t)\mathrm{d}t\\ \bar{\boldsymbol{P}}_{i+1}&=\boldsymbol{\Phi}(t_{i+1},t_i)\hat{\boldsymbol{P}}_i\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}(t_{i+1},t_i)+\tilde{\boldsymbol{Q}}_{i+1}\end{aligned}\right\} \tag{7}$$

式中，$\tilde{\boldsymbol{Q}}_{i+1}=\int_{t_i}^{t_{i+1}}\boldsymbol{\Phi}(t_{i+1},t)\boldsymbol{G}(t)\tilde{\boldsymbol{Q}}(t)\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}(t)\cdot\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}(t_{i+1},t)\mathrm{d}t$；$\tilde{\boldsymbol{Q}}(t)$为过程噪声协方差矩阵；$\boldsymbol{\Phi}(t_{i+1},t_i)=\exp(\boldsymbol{F}_i(t_{i+1}-t_i))$，$\boldsymbol{F}_i=\left.\dfrac{\partial \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}_i,t_i)}{\partial \boldsymbol{x}}\right|_{\boldsymbol{x}=\hat{\boldsymbol{x}}_i}$. $\boldsymbol{x}$与$\boldsymbol{P}$的修正方程分别为[6,11]

$$\left.\begin{aligned}\hat{\boldsymbol{x}}_{i+1}&=\bar{\boldsymbol{x}}_{i+1}+\boldsymbol{K}_{i+1}[\boldsymbol{z}_{i+1}-\boldsymbol{h}(\bar{\boldsymbol{x}}_{i+1},t_{i+1})]\\ \hat{\boldsymbol{P}}_{i+1}&=(\boldsymbol{E}-\boldsymbol{K}_{i+1}\boldsymbol{H}_{i+1})\bar{\boldsymbol{P}}_{i+1}\end{aligned}\right\}\tag{8}$$

式中，测量灵敏度矩阵$\boldsymbol{H}_{i+1}\equiv\left.\dfrac{\partial \boldsymbol{h}(\boldsymbol{x},t_{i+1})}{\partial \boldsymbol{x}}\right|_{\boldsymbol{x}=\bar{\boldsymbol{x}}_{i+1}}$；滤波增益矩阵$\boldsymbol{K}_{i+1}=\bar{\boldsymbol{P}}_{i+1}\boldsymbol{H}_{i+1}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{H}_{i+1}\bar{\boldsymbol{P}}_{i+1}\boldsymbol{H}_{i+1}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}_{i+1})^{-1}$；$\boldsymbol{R}_{i+1}$为测量噪声协方差矩阵.

2.2 相对姿态估计方法

1) 间接估计法.

分别估计追踪航天器与目标航天器的绝对姿态，可获得相对姿态估计值[1]. 追踪航天器绝对姿态运动通常由星载陀螺仪与星敏感器测定，后者用于补偿陀螺漂移，利用滤波算法得到高精度的姿态信息[1,6-7]. 目标航天器姿态测量值由追踪航天器姿态测量值及视觉导航系统给出的相对姿态测量值求得. 对目标航天器：

$$\boldsymbol{x}=[\boldsymbol{Q}_{\mathrm{t}}^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{t}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{u}=\boldsymbol{0}$$
$$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},t)=[\dot{\boldsymbol{Q}}_{\mathrm{t}}^{\mathrm{T}}\quad\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{t}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{G}=[\boldsymbol{0}_{3\times4}\quad\boldsymbol{I}_{\mathrm{t}}^{-1}]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{H}_{\mathrm{i}}=[\boldsymbol{N}(\boldsymbol{Q}_{\mathrm{ci}})\quad\boldsymbol{0}_{4\times3}]$$

本文$\boldsymbol{N}(\boldsymbol{Q}_{\mathrm{ci}})$的形式参见式(3).

2) 直接估计法.

$$x=[\boldsymbol{Q}_{\mathrm{r}}^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{r}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$$
$$\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x},t)+\boldsymbol{G}(\boldsymbol{x},t)\boldsymbol{w}$$
$$\boldsymbol{z}_i=\boldsymbol{Q}_{\mathrm{r}i}=\boldsymbol{H}\boldsymbol{x}_i+\boldsymbol{v}_i$$

式中
$$\boldsymbol{G}=[\boldsymbol{0}_{3\times4}\quad(\boldsymbol{A}(\boldsymbol{Q}_{\mathrm{r}})\boldsymbol{I}_{\mathrm{t}}^{-1})^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{H}=[\boldsymbol{E}_4\quad\boldsymbol{O}_{4\times3}]$$
$$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x},t)=[\dot{\boldsymbol{Q}}_{\mathrm{r}}^{\mathrm{T}}\quad\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{r}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$$
$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{r}}=\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{c}}-\boldsymbol{A}(\boldsymbol{Q}_{\mathrm{r}})\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{t}}+[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{r}}\times]\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{c}}$$
$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{t}}=-\boldsymbol{I}_{\mathrm{t}}^{-1}[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{t}}\times]\boldsymbol{I}_{\mathrm{t}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{t}}$$
$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{t}}=\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{Q}_{\mathrm{r}})(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{c}}-\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{r}})$$

3 相对姿态控制

1) 相平面控制法. 假设目标航天器姿态稳定精度足够高，在整个最终逼近段近似有$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{t}}(0,0,0,1)$，则$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{r}}\approx\boldsymbol{Q}_{\mathrm{c}}$. 若$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{r}}$的期望值为$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{r}}(0,0,0,1)$，且$\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}$系～$\boldsymbol{F}_{\mathrm{t}}$系为小量转动，对第1类欧拉角[7]，有

$$\boldsymbol{q}_{\mathrm{r}}\approx\boldsymbol{q}_{\mathrm{c}}\approx\boldsymbol{\theta}/2$$
$$\boldsymbol{\theta}=[\theta_1\quad\theta_2\quad\theta_3]^{\mathrm{T}}$$
$$q_{\mathrm{r}4}\approx q_{\mathrm{c}4}\approx1$$

本文$\theta_1,\theta_2,\theta_3$表示绕坐标$x,y,z$轴的相对欧拉角. 忽略转动角速度耦合项，相对姿态运动方程可解耦为3个独立二阶微分系统：$\dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{\theta}}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{\omega}(t)$，$\dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{u}(t)$，$\boldsymbol{\omega}=[\omega_1\quad\omega_2\quad\omega_3]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{u}=[u_1\quad u_2\quad u_3]^{\mathrm{T}}$. 记$j=1,2,3$，对最佳阻尼控制[7]，相平面$(\theta_j,\omega_j)$上的推力方向切换线为抛物线型曲线：$2U_j\theta_j+|\omega_j|\omega_j=0$，$U_j=|u_j|>0$，. 对$\theta_j<-|\omega_j|\omega_j/(2U_j)$，有

$$u_j=U_j$$

对$\theta_j>-|\omega_j|\omega_j/(2U_j)$，有

$$u_j=-U_j$$

在切换线上，$\theta_j=-|\omega_j|\omega_j/(2U_j)$，$u_j=U_j\operatorname{sgn}\theta_j=-U_j\operatorname{sgn}\omega_j$.

可见，若起点$(\theta_{j0},\omega_{j0})$不在切换线上，则在相平面轨迹与切换线相交处，推力方向改变，相平面轨迹沿切换线趋向原点. 由起点$(\theta_{j0},\omega_{j0})$至原点(0,0)的时间记为$t_j$. 给定起点$(\theta_{j0},\omega_{j0})$，由$U_j$可获得$t_j$；反之，设定$t_j$，可求解$U_j$. 由此，作用在追踪航天器上的控制力矩$\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}}$如式(9)所示：

$$\left.\begin{aligned}\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}}&=\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{u}\\ |\boldsymbol{u}|&=\boldsymbol{c}\end{aligned}\right\}\tag{9}$$

2) 四元数反馈法. 参照相对姿态动力学方程(4)，控制力矩可选取下列形式：$\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{c1}}+\boldsymbol{T}_{\mathrm{c2}}$，$\boldsymbol{T}_{\mathrm{c1}}$精确抵消回转耦合力矩，$\boldsymbol{T}_{\mathrm{c1}}=[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{c}}\times]\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{c}}-\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{A}(\boldsymbol{Q}_{\mathrm{r}})\boldsymbol{I}_{\mathrm{t}}^{-1}[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{r}}\times]\boldsymbol{I}_{\mathrm{t}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{t}}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{c}}\times]\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{r}}$；而$\boldsymbol{T}_{\mathrm{c2}}$为相对四元数及角速率反馈控制量，$\boldsymbol{T}_{\mathrm{c2}}=-\boldsymbol{K}\boldsymbol{q}_{\mathrm{r}}-\boldsymbol{D}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{r}}$，其中$\boldsymbol{D}$与$\boldsymbol{K}$为反馈增益系数矩阵. 为实现绕本征轴旋转[9]，令$\boldsymbol{K}=k\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}$，$\boldsymbol{D}=d\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}$，$k$与$d$为正标量，由此可得$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{r}}+d\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{r}}+k\boldsymbol{q}_{\mathrm{r}}=0$. 对小角度转动，$\boldsymbol{q}_{\mathrm{r}}=\boldsymbol{e}\sin(\phi/2)\approx(\phi/2)\boldsymbol{e}$，$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{r}}\approx\dot{\phi}\boldsymbol{e}$，$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{r}}\approx\ddot{\phi}\boldsymbol{e}$，$\boldsymbol{e}$为本征轴单位矢量，$\phi$为欧拉转角. 令$\sigma=d/2$，$\omega_{\mathrm{n}}^2=k/2$，导出下列典型的线性二阶系统[9]：$\ddot{\phi}+2\sigma\dot{\phi}+\omega_{\mathrm{n}}^2\phi=0$. 该式的分析解($\phi$与$\dot{\phi}$)中，含因式(衰减项)$\exp(-\sigma t)$，衰减系数$\sigma=\zeta\omega_{\mathrm{n}}$，$\zeta$为阻尼比，$\omega_{\mathrm{n}}$为无阻尼自然频率. 设$t_{\mathrm{s}}$为稳定时间，令$\lambda=\sigma t_{\mathrm{s}}$，显见，$\lambda$的取值与稳态区边界(偏差量)有关. 若初始角度偏差较小，一般可取$\lambda=4$. ζ可在下列区间取值：$\sqrt{2}/2\leqslant\zeta\leqslant1$根据系统动态响应要求选择$\lambda,t_{\mathrm{s}}$与$\zeta$，则$\sigma=\lambda/t_{\mathrm{s}}$，$\omega_{\mathrm{n}}=\sigma/\zeta$，由此便可确定反馈增益系数$k$与$d$. 模拟计算表明，与$\boldsymbol{T}_{\mathrm{c2}}$相比，$\boldsymbol{T}_{\mathrm{c1}}$为小量，

可取 $\boldsymbol{T}_c=\boldsymbol{T}_{c2}$,即有追踪航天器控制力矩表示式:

$$\boldsymbol{T}_c=-\boldsymbol{I}_c(k\boldsymbol{q}_r+d\boldsymbol{\omega}_r) \tag{10}$$

4　模拟计算

1) 模拟计算条件. 目标航天器位于 400 km 高度圆轨道. 在初始时刻,$\boldsymbol{Q}_t=[0\quad 0\quad 0\quad 1]^T$,$\boldsymbol{\omega}_t=[0.0\quad -0.001\,133\quad 0.0]^T$,相对姿态角($\theta_1$,$\theta_2$,$\theta_3$)分别为 $-3°$,1.5°与 5°,欧拉角转序[7]取为 312,$\boldsymbol{\omega}_r=0$. 转动惯量,kg·m^2:$\boldsymbol{I}_t=\mathrm{diag}(16\,700,81\,700,76\,500)$,$\boldsymbol{I}_c=\mathrm{diag}(8\,300,39\,500,36\,900)$,$\boldsymbol{P}_0=0.1^2\mathrm{diag}([1\quad 1\quad 1\quad 1],(\mathrm{d}r)^2[1\quad 1\quad 1])$,$\mathrm{d}r=\pi/180$,$\tilde{\boldsymbol{Q}}(t)=10^{-4}\boldsymbol{E}_3$,$\boldsymbol{R}(t_i)=10^{-8}\boldsymbol{E}_4$,EKF 迭代初值按标称值选取. 采样周期 $\tau=0.05$ s.

2) 相对姿态估计. 模拟结果见图 1 与图 2.

3) 相对姿态控制模拟. 相平面控制法模拟计算结果参见图3,控制时间$t_j=50$s. 四元数反馈法

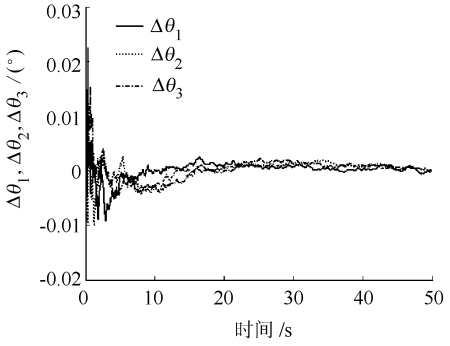


图 1　相对欧拉角估计值与设定值之差 $\Delta\theta_1$,$\Delta\theta_2$,$\Delta\theta_3$

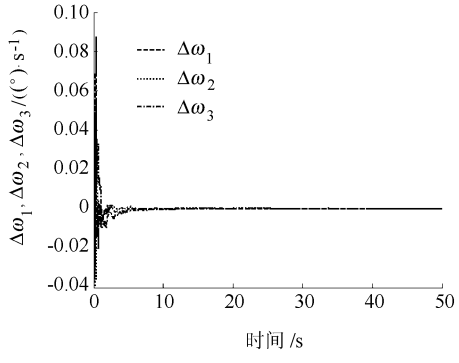


图 2　相对角速度估计值与设定值之差 $\Delta\omega_1$,$\Delta\omega_2$,$\Delta\omega_3$

的模拟计算结果见图 4,取 $\zeta=1$,$\lambda=4$,$t_s=50$ s,则 $\omega_n=0.08$,$d=0.16$,$k=0.0128$. 对相同的 λ,不同的 t_s 所得到的最终状态 $\boldsymbol{\theta}(t_s)$,$\boldsymbol{\omega}(t_s)$差别较小;但 t_s 越小,总冲量矩越大. 对相同的 t_s,λ 越大,$\boldsymbol{\theta}(t_s)$与 $\boldsymbol{\omega}(t_s)$越小,总冲量矩随之增大.

5　结束语

本文以姿态运动方程为基础,阐述相对姿态的扩展 Kalman 滤波算法与相对姿态控制算法.

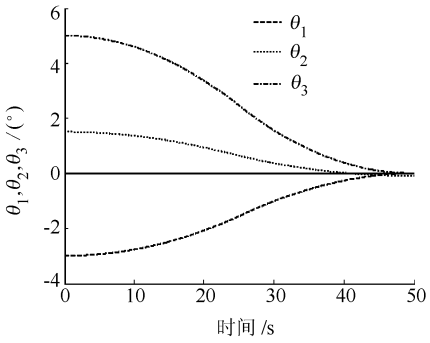


图 3　相平面控制法 θ_1,θ_2,θ_3 随时间的变化

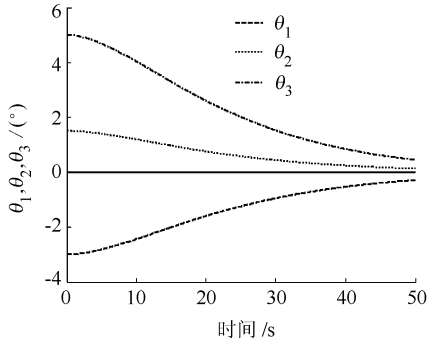


图 4　四元数反馈法 θ_1,θ_2,θ_3 随时间的变化

对相对姿态估计,模拟计算结果表明,直接估计法与间接估计法都可获得较高的估计精度,差别很小,满足相对姿态控制的精度需求. 关于相对姿态控制,相平面控制法与四元数反馈法均可在设定的时间内将相对姿态运动控制到稳定状态;相平面控制法应用常值推力,最佳阻尼控制的推力值可按到达零点的控制时间选取;四元数反馈法应用变推力,反馈增益系数可按简化的线性二阶系统特性参数选取;对相同的稳定(控制)时间,四元数反馈法的冲量矩(对应动力消耗)比相平面控制法小.

参考文献 (References)

[1] Philip N K, Ananthasayanam M R. Relative position and attitude estimation and control schemes for the final phase of an autonomous docking mission of spacecraft[J]. Acta Astronautica, 2003,52(7): 511－522

[2] 朱仁璋,尹艳. 论空间交会最终平移段制导设计[J]. 中国空间科学技术,2004, 24(5): 1－8
Zhu Renzhang, Yin Yan. Guidance strategy design for the final translation of space rendezvous[J]. Chinese Space Science and Technology, 2004, 24(5): 1－8(in Chinese)

[3] 朱仁璋,林彦,张磊. 航天器交会计算机视觉系统测距求解新算法[J]. 北京航空航天大学学报,2006, 32(7): 764－768
Zhu Renzhang, Lin Yan, Zhang Lei. A new algorithm of solving for ranges in determining relative states using computer vision system during the final translation phase of

spacecraft rendezvous and docking[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(7): 764－768(in Chinese)

[4] Calboun P, Dabney R. A solution to the problem of determining the relative 6DOF state for spacecraft automated rendezvous and docking[C]// Fowski W J, Birnbaum M M. Proceedings of SPIE Space Guidance, Control and Tracking II. Orlando, USA: SPIE, 1995: 175－184

[5] Fehse W. Automated rendezvous and docking of spacecraft [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2003:171－180

[6] Lefferts E J, Markley F L, Shuster M D. Kalman filtering for spacecraft attitude estimation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1982, 5(5):417－429

[7] Wertz J R. Spacecraft attitude determination and control [M]. Dordrecht: D Reidel Publishing Company, 1978

[8] Hale M J, Vergez P, Meerman M J, et al. Kalman filtering and the attitude determination and control task[R]. AIAA-2004-6018, 2004

[9] Wie B, Weiss H, Arapostathis A. Quaternion feedback regulator for spacecraft eigenaxis rotations[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1989, 12(3):375－380

[10] Claudinon B, Marchal Ph, Fehse W. Control techniques for rendezvous and docking[C]// Matra S A. Automatic Control in Space. Toulouse, France: Pergamon Press, 1986: 287－294

[11] Maybeck P S. Stochastic models, estimation and control [M]. New York: Academic Press Inc, 1982

(责任编辑:张 嵘)

(上接第 522 页)

参考文献(References)

[1] 航空发动机设计手册总编委会.航空发动机设计手册[M].第18分册,北京:航空工业出版社, 2001
Chief Compliation Committee of Design of Turbo Engine. Manual for design of turbo engine[M]. Fascicule 18, Beijing: Aviation Industry Press, 2001(in Chinese)

[2] Alford J S. Protection of labyrinth seals from flexural vibration[J]. Journal of Engineering for Power, 1964: 141－148

[3] Alford J S. Protecting turbo machinery from unstable and oscillatory flows[J]. Journal of Engineering for Power, 1967: 513－528

[4] Alford J S. Nature, cause and prevention of labyrinth air seal failures[J]. Journal of Aircraft, 1975,12 (4): 313－318

[5] Niemotka M A, Ziegert J C. Optimal design of split ring dampers for gas turbine engines[C]// International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition. Cincinati, Ohio: ASME, 1993

[6] 曾亮,李琳.具有接触接合面的封严组件振动特性分析[J].航空动力学报, 2006, 21(5): 854－861
Zeng Liang, Li Lin. The vibration performance of contact system of labyrinth assembly[J]. Journal of Aerospace Power,2006, 21(5): 854－861 (in Chinese)

[7] 倪振华. 振动力学[M].西安:西安交通大学出版社,1990
Ni Zhenhua. Mechanics of vibration[M]. Xi'An: Xi'an Jiaotong University Press, 1990(in Chinese)

[8] 季葆华,王乐天,李辛毅,等,带阻尼结构长叶片振动响应的研究[J].西安交通大学学报,1996, 30(12): 53－58
Ji Baohua, Wang Letian, Li Xinyi, et al. Investigation of vibration response of long blade with snubber damper[J]. Journal of Xi'An Jiaotong University, 1996, 30(12): 53－58 (in Chinese)

(责任编辑:张 嵘)