

编队卫星轨道参数的量测融合估计

刘也^① 余安喜^② 朱炬波^②

^①(国防科学技术大学理学院 长沙 410073)

^②(国防科学技术大学电子科学与工程学院 长沙 410073)

摘要: 多传感器量测融合技术应用于参数估计,可显著提高估计精度,增强系统的可靠性,保障估计的连续性。该文提出了一种基于扩维滤波的编队卫星轨道参数的量测融合估计算法,该算法直接从卫星的绝对轨道运动方程出发建立滤波器的状态方程,解决了实际中 Hill 方程的前提假设不能成立且无法对卫星轨道的各种摄动进行建模的问题。仿真实验验证了算法的可行性和有效性。

关键词: 编队卫星;量测融合;摄动

中图分类号: TP391

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2007)11-2679-04

A Measurement Fusion Algorithm for Orbit Parameters Estimation of Formation Flying Satellites

Liu Ye^① Yu An-xi^② Zhu Ju-bo^②

^①(Science College, NUDT, Changsha 410073, China)

^②(College of Electronic Science and Engineering, NUDT, Changsha 410073, China)

Abstract: Multisensor measurement fusion technology can improve the accuracy, reliability, and continuity when it is applied to parameters estimation. A new algorithm for orbit parameters estimation of formation flying satellites is proposed based on extend Kalman filter, and multisensor measurement fusion technology is also used. Derived from motion equation of absolute satellite orbit, the algorithm overcomes the localizations of Hill equation, in which many assumes are not met actually and is not suitable for the model with perturbations considered. Simulation results verify the feasibility and validity of the algorithm.

Key words: Formation flying satellites; Measurement fusion; Perturbation

1 引言

为了控制编队卫星的运行轨道,实现卫星群的协同工作,满足编队卫星的功能需求,精确估计编队卫星的轨道参数至关重要。

测量编队卫星轨道参数的传感器有两种,一种是绝对轨道测量传感器,如地面测控站、星上GPS等;另一种是星间测量传感器,如星间无线电、红外、激光等测量设备^[1]。编队卫星的轨道参数估计包括编队中各卫星的绝对轨道参数估计和卫星间的相对轨道参数估计,其中相对轨道参数估计又等价于估计星间基线。

编队卫星轨道参数估计的方法可分为3类:(1)利用绝对轨道测量传感器的量测估计编队中每颗卫星的绝对轨道参数,星间相对轨道参数由绝对轨道参数之间作差获得。该方法没有利用星间相对测量传感器的量测信息,其估计精度与卫星间距几乎无关;(2)首先利用绝对轨道测量传感器的量测估计编队中一颗卫星(记为主星)的绝对轨道参数,然后利用

高精度的星间测量信息估计星间相对轨道参数,最后可由二者解算出其它卫星(记为辅星)的绝对轨道参数。该方法尽管利用了所有测量传感器的输出信息,但并没有对其进行统一的融合处理,不能获取最优的估计性能,如目前普遍采用的Hill方程方法;(3)综合利用绝对轨道测量传感器和星间测量传感器的原始量测,结合编队卫星绝对状态与相对状态的相关性,采用多传感器量测融合技术联合估计编队卫星的绝对轨道参数,进而解算星间相对轨道参数。该方法理论上可以最大限度地利用各种传感器量测信息,获得最优的估计性能^[2],此外,数据融合技术的应用还将有助于增大对卫星的观测范围,保障估计的连续性^[2,3],具有良好的应用前景。

考虑到实际中Hill方程的前提假设往往不能成立,而且无法对卫星轨道的各种摄动进行建模^[4-8],本文在不建立相对运动方程的情况下,直接从卫星的绝对轨道运动方程出发,推导了基于扩维滤波的编队卫星轨道参数量测融合估计算法。最后通过仿真实验进一步分析了算法的性能,验证了算法的可行性和有效性。

2 编队卫星轨道运动方程建模

首先定义坐标系。J2000 惯性系:原点 O 在地球质心,

基本平面为 2000 年 1 月 1 日地球历元平赤道面, X 轴在基本平面内指向平春分点, Z 轴垂直基本平面指向北极方向, Y 轴构成右手系, 位置矢量记作 $\mathbf{r} = (x, y, z)^T$ 。卫星轨道坐标系^[4]: 其原点在卫星质心 O_o , X 轴沿卫星轨道径向向外(由地心指向卫星), Y 轴在轨道平面内与 X 轴垂直指向卫星运动方向, Z 轴为轨道面正法向, 与 X 、 Y 轴构成右手系, 位置矢量记作 $\mathbf{r}_o = (x_o, y_o, z_o)^T$ 。卫星轨道坐标系与 J2000 惯性坐标系(以下简称惯性系)的关系为

$$\mathbf{r}_o = \mathbf{L}_{oi} \cdot (\mathbf{r} - \mathbf{r}_s), \quad \dot{\mathbf{r}}_o = \dot{\mathbf{L}}_{oi} \cdot (\mathbf{r} - \mathbf{r}_s) + \mathbf{L}_{oi} \cdot (\dot{\mathbf{r}} - \dot{\mathbf{r}}_s)$$

其中 \mathbf{r}_s 为卫星质心在惯性系中的位置矢量。记卫星的轨道倾角 i , 升交点赤经 Ω , 近地点幅角 ω , 真近点角 θ , 令 $u = \omega + \theta$, 称为纬度幅角, 坐标变换矩阵 \mathbf{L}_{oi} 可表示为^[4]

$$\mathbf{L}_{oi} = \mathbf{L}_z(u)\mathbf{L}_x(i)\mathbf{L}_z(\Omega) = \begin{pmatrix} \cos u \cos \Omega - \sin u \cos i \sin \Omega \\ -\sin u \cos \Omega - \cos u \cos i \sin \Omega \\ \sin i \sin \Omega \\ \cos u \sin \Omega + \sin u \cos i \cos \Omega & \sin u \sin i \\ -\sin u \sin \Omega + \cos u \cos i \cos \Omega & \cos u \sin i \\ -\sin i \cos \Omega & \cos i \end{pmatrix}$$

设编队飞行的两颗卫星 A 、 B 在惯性系中的空间状态为 $\mathbf{X}_i(t) = [\mathbf{r}_i(t), \dot{\mathbf{r}}_i(t)]^T$, 卫星单位质量受力为 $\mathbf{f}_i(t)$, $i = A, B$ 。记 $\mathbf{F}[\mathbf{X}_i(t)] = [\dot{\mathbf{r}}_i(t), \mathbf{f}_i(t)]^T$, 则卫星运动状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}}_i(t) = \mathbf{F}[\mathbf{X}_i(t)] \quad (1)$$

式(1)一般为非线性方程, 为应用 Kalman 滤波进行必要的线性化和离散化得卫星 i 的状态转移方程和状态转移矩阵

$$\mathbf{X}_i(k+1) = \mathbf{X}_i(k) + \mathbf{F}[\mathbf{X}_i(k)] \cdot \Delta t + \mathbf{A}[\mathbf{X}_i(k)] \cdot \mathbf{F}[\mathbf{X}_i(k)] \cdot \Delta t^2 / 2 + \mathbf{U}_i(k) \quad (2)$$

$$\Phi_i(k+1/k) = \mathbf{I} + \mathbf{A}[\mathbf{X}_i(k)] \cdot \Delta t + \left[\left. \frac{\partial \mathbf{A}[\mathbf{X}_i(t)]}{\partial t} \right|_{t=t(k)} + \mathbf{A}[\mathbf{X}_i(k)]^2 \right] \frac{(\Delta t)^2}{2} \quad (3)$$

其中 Δt 为转移步长, $\mathbf{A}[\mathbf{X}_i(t)] = \partial \mathbf{F}[\mathbf{X}_i(t)] / \partial \mathbf{X}_i(t)$, $\mathbf{U}_i(k)$ 为由系统的不确定性及离散化和线性化引入的误差, 这里假设为零均值白色高斯随机过程, 并记 $E[\mathbf{U}_i(k) \cdot \mathbf{U}_i^T(j)] = \mathbf{Q}_i(k) \cdot \delta_{kj}$ 。

记 $\mathbf{X}(t) = \begin{pmatrix} \mathbf{X}_A(t) \\ \mathbf{X}_B(t) \end{pmatrix}$, $\mathbf{F}[\mathbf{X}(t)] = \begin{pmatrix} \mathbf{F}[\mathbf{X}_A(t)] \\ \mathbf{F}[\mathbf{X}_B(t)] \end{pmatrix}$, $\mathbf{A}[\mathbf{X}(t)] = \begin{pmatrix} \mathbf{A}[\mathbf{X}_A(t)] & \mathbf{0}_6 \\ \mathbf{0}_6 & \mathbf{A}[\mathbf{X}_B(t)] \end{pmatrix}$, $\mathbf{U}(k) = \begin{pmatrix} \mathbf{U}_A(k) \\ \mathbf{U}_B(k) \end{pmatrix}$, 得滤波器的状态方程和状态转移矩阵:

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{X}(k) + \mathbf{F}[\mathbf{X}(k)] \cdot \Delta t + \mathbf{A}[\mathbf{X}(k)] \cdot \mathbf{F}[\mathbf{X}(k)] \cdot \Delta t^2 / 2 + \mathbf{U}(k) \quad (4)$$

$$\Phi(k+1/k) = \begin{pmatrix} \Phi_A(k+1/k) & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \Phi_B(k+1/k) \end{pmatrix} \quad (5)$$

可见, 以上状态方程没有利用传统的 Hill 方程, 从而有

效解决了实际中 Hill 方程的前提假设不能成立且无法对卫星轨道的各阶摄动进行建模的问题。

3 基于扩维滤波的量测融合算法

实际系统中通常包含多种测量卫星空间状态的传感器, 为了提高估计精度, 这里引进多传感器量测融合技术, 即在融合中心对多个传感器的原始量测信息进行综合滤波, 形成统一的状态估计。不同的多传感器融合模型结构对应着不同的状态估计方法, 一般包括多传感器同步量测融合和多传感器无序量测融合。无序量测主要针对融合中心接收的各传感器信息可能出现的无序现象, 技术复杂, 相对不成熟。这里仅考虑同步量测得情况。现有的同步量测融合方法通常可归结为 3 类: 量测扩维滤波法、伪序贯滤波法、复合量测滤波法。其中量测扩维滤波法最为灵活, 它通过扩展 Kalman 滤波器的量测为 n 维, 进行更高维的滤波处理, 对传感器量测方程形式没有任何要求, 甚至可以直接处理各传感器量测误差相关的情况。以下就采用量测扩维的方法推导编队卫星轨道参数量测融合算法。

设对卫星 i 有 N_i 种绝对轨道测量传感器, 测量方程为

$$\mathbf{Y}_i^{(j)}(t) = \mathbf{G}_i^{(j)}[\mathbf{X}_i(t)] + \mathbf{V}_i^{(j)}(t), \quad j = 1, \dots, N_i, \quad i = A, B \quad (6)$$

相对测量传感器有 N_r 种, 测量方程为

$$\mathbf{Y}_r^{(j)}(t) = \mathbf{G}_r^{(j)}[(\mathbf{X}_{BA}(t))_o] + \mathbf{V}_r^{(j)}(t), \quad j = 1, \dots, N_r \quad (7)$$

其中 $\mathbf{V}_i^{(j)}$, $\mathbf{V}_r^{(j)}$ 为观测噪声, $(\mathbf{X}_{BA})_o = (\mathbf{X}_B)_o - (\mathbf{X}_A)_o$ 为在卫星 A 的轨道坐标系下卫星 B 相对于卫星 A 的相对位置。

$$(\mathbf{X}_i)_o = [\mathbf{L}_{oi}, \mathbf{0}_3; \dot{\mathbf{L}}_{oi}, \mathbf{L}_{oi}] \cdot \mathbf{X}_i \triangleq \mathbf{L} \cdot \mathbf{X}_i$$

$$\mathbf{G}_r^{(j)}[(\mathbf{X}_{BA}(t))_o] = \mathbf{G}_r^{(j)}[\mathbf{L} \cdot \mathbf{X}_{BA}(t)] \triangleq \tilde{\mathbf{G}}_r^{(j)}[\mathbf{X}_{BA}(t)]$$

又记

$$\mathbf{V}(t) = [\mathbf{V}_A^{(1)}(t), \dots, \mathbf{V}_A^{(N_A)}(t), \mathbf{V}_B^{(1)}(t), \dots, \mathbf{V}_B^{(N_B)}(t), \mathbf{V}_r^{(1)}(t), \dots, \mathbf{V}_r^{(N_r)}(t)]^T$$

$$\mathbf{H}_i^{(j)}(t) = [\partial \mathbf{G}_i^{(j)}(\mathbf{X}_i(t)) / \partial \mathbf{X}_i(t)]$$

$$\mathbf{H}_r^{(j)}(t) = \partial \tilde{\mathbf{G}}_r^{(j)}(\mathbf{X}_{BA}(t)) / \partial \mathbf{X}_i(t)$$

$$\mathbf{Y}(t) = [\mathbf{Y}_A^{(1)}(t), \dots, \mathbf{Y}_A^{(N_A)}(t), \mathbf{Y}_B^{(1)}(t), \dots, \mathbf{Y}_B^{(N_B)}(t), \mathbf{Y}_r^{(1)}(t), \dots, \mathbf{Y}_r^{(N_r)}(t)]^T$$

$$\mathbf{G}(\mathbf{X}_A(t), \mathbf{X}_B(t)) = [\mathbf{G}_A^{(1)}(\mathbf{X}_A(t)), \dots, \mathbf{G}_A^{(N_A)}(\mathbf{X}_A(t)), \mathbf{G}_B^{(1)}(\mathbf{X}_B(t)), \dots, \mathbf{G}_B^{(N_B)}(\mathbf{X}_B(t)), \tilde{\mathbf{G}}_r^{(1)}(\mathbf{X}_{BA}(t)), \dots, \tilde{\mathbf{G}}_r^{(N_r)}(\mathbf{X}_{BA}(t))]^T$$

则观测矩阵为

$$\mathbf{H}(t) = \begin{pmatrix} [(\mathbf{H}_A^{(1)})^T, \dots, (\mathbf{H}_A^{(N_A)})^T]^T & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & [(\mathbf{H}_B^{(1)})^T, \dots, (\mathbf{H}_B^{(N_B)})^T]^T \\ [(\mathbf{H}_{rA}^{(1)})^T, \dots, (\mathbf{H}_{rA}^{(N_r)})^T]^T & [(\mathbf{H}_{rB}^{(1)})^T, \dots, (\mathbf{H}_{rB}^{(N_r)})^T]^T \end{pmatrix} \quad (8)$$

利用量测扩维滤波法可得离散化编队卫星测量方程:

$$Y(k) = H(k) \cdot X(k) + V(k) \quad (9)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{H}_{ri}^{(j)}(t) &= \partial \tilde{\mathbf{G}}_r^{(j)}(\mathbf{X}_{BA}(t)) / \partial \mathbf{X}_i(t) \\ &= \partial \mathbf{G}_r^{(j)}[(\mathbf{X}_{BA}(t))_o] / \partial \mathbf{X}_i(t) \\ &= \left[\partial \mathbf{G}_r^{(j)}[(\mathbf{X}_{BA}(t))_o] / \partial (\mathbf{X}_i(t))_o \right] \cdot \left[\partial (\mathbf{X}_i(t))_o / \partial \mathbf{X}_i(t) \right] \\ &= \left[\partial \mathbf{G}_r^{(j)}[(\mathbf{X}_{BA}(t))_o] / \partial (\mathbf{X}_i(t))_o \right] \cdot \mathbf{L} \end{aligned}$$

这里假设测量噪声为相互独立的高斯白噪声, 记测量方差阵 $\mathbf{R}(k) = E[\mathbf{V}(k) \cdot \mathbf{V}^T(k)]$, 由状态方程式(4)和扩维后的量测方程式(9), 得基于 EKF 的量测融合估计算法如下:

$$\begin{aligned} \text{预报: } \mathbf{X}(k+1/k) &= \mathbf{X}(k/k) + \mathbf{F}[\mathbf{X}(k/k)] \cdot \Delta t \\ &\quad + \mathbf{A}[\mathbf{X}(k/k)] \cdot \mathbf{F}[\mathbf{X}(k/k)] \cdot \Delta t^2 / 2 \end{aligned}$$

$$\mathbf{P}(k+1/k) = \Phi(k+1/k) \mathbf{P}(k) \Phi^T(k+1/k) + \mathbf{Q}(k+1)$$

$$\begin{aligned} \text{滤波: } \mathbf{X}(k+1/k+1) &= \mathbf{X}(k+1/k) + \mathbf{K}(k+1) \\ &\quad \cdot [\mathbf{Y}(k+1) - \mathbf{G}[\mathbf{X}(k+1/k)]] \end{aligned}$$

$$\mathbf{K}(k+1) = \mathbf{P}(k+1/k) \mathbf{H}^T(k+1) \cdot$$

$$\left[\mathbf{H}(k+1) \mathbf{P}(k+1/k) \mathbf{H}^T(k+1) + \mathbf{R}(k+1) \right]^{-1}$$

$$\mathbf{P}(k+1/k+1) = [\mathbf{I} - \mathbf{K}(k+1) \cdot \mathbf{H}(k+1)] \cdot \mathbf{P}(k+1/k)$$

若观测矩阵 \mathbf{H} 只需取式(8)的前两行时, 该方法相当于前述的第 1 种估计方法, 即只利用了两颗卫星的绝对轨道量测信息; 若观测矩阵只取式(8)的第 1、第 3 行, 该方法相当于前述的第 2 种估计方法, 即只利用了第 1 颗卫星的绝对轨道量测信息和星间量测信息。可见, 方法 1、方法 2 只是本文方法的特例, 基于扩维滤波的量测融合算法是将前两种方法综合起来, 最大限度地利用了所有传感器的量测信息, 从而获得更高的估计性能。

4 仿真实验

参考 ENVISAT 卫星轨道, 采用干涉车轮(Interferometric Cartwheel)编队构型, 仿真中两颗卫星的轨道参数见表 1。

表 1 仿真卫星的轨道参数

卫星	Satellite A	Satellite B
半长轴(km)	7159.4927	7159.4927
偏心率	0.001234837350	0.001131698609
轨道倾角(°)	98.549387	98.549387
升交点赤经(°)	133.0121	133.0121
近地点幅角(°)	90	86.936504937313
0 时刻真近点角(°)	-49.463693047485	-46.386558956701

假设绝对测量设备直接获得的是卫星惯性系下三维坐标, 精度 20m, 采样率 1Hz。星间相对测量采用星间无线电联合红外传感器的测量方案, 其中无线电测量星间基线长度, 精度 0.1m, 采样率 5Hz; 红外传感器测量基线的指向信息, 即俯仰角和方位角, 精度 0.01°, 采样率 1Hz。采用异

步测量模式, 无线电信息起始时刻为 0.1s, 红外信息起始时刻 0.4s, 卫星 A、B 绝对测量信息起始时刻均为 0.2s。考虑 500s 的观测时段, 仿真的真实轨道 $\mathbf{r}_0(t)$ 由 J_{10} 项摄动的运动学模型产生, 融合算法中卫星状态方程考虑到 J_2 项, 状态噪声协方差矩阵取 $\mathbf{Q}(k) = 10^{-6} \times \mathbf{I}_{6 \times 6}$ (国际单位制)。设轨道参数真值为 $\alpha_0(t)$, 第 i 次仿真的估计值为 $\alpha_i(t)$, 其中 α 取卫星位置 x, y, z , 以及星间基线的长度与指向, 取 500 次 Monte Carlo 仿真的轨道参数均方根误差 $\text{RMS}(\alpha, t) = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^{500} [\alpha_i(t) - \alpha_0(t)]^2 \right) / 500}$ 作为估计精度的衡量指标。

图 1 显示了观测弧段内星间基线的变化情况, 图 2 中为采用不同方法获得的星间基线估计误差(仅采用卫星绝对测量时基线估计精度较差, 故未在图中给出), 图 3 为采用不同方法获得的卫星 A 位置估计误差。传统的基于 Hill 方程的方法实际上也是将绝对量测与相对量测分开处理, 属于前述的第 2 种方法, 它在建立相对运动方程中仍是采用一阶近似的方法, 而且需要一系列假设, 因此精度会低于文中所述方法。对于考虑摄动的精细道运动模型, Hill 方程方法不再适用, 而从仿真实验可见无论是否采用了量测融合技术, 文中所述的建立状态方程的方法都能给出较好的估计结果。实验结果还表明: 融合绝对测量信息对星间基线的估计精度改善较小, 这主要是因为实验参数中绝对测量传感器的测量精度明显低于相对测量传感器的测量精度; 融合星间相对量测信息后, 卫星绝对轨道的估计精度得到了明显改善。

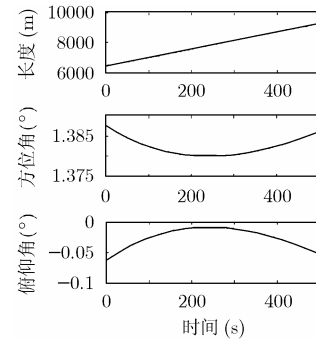


图 1 双星编队的基线

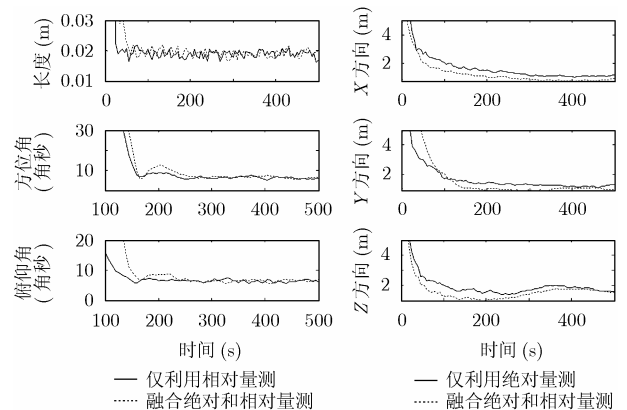


图 2 基线估计的 RMS 曲线 图 3 卫星 A 位置估计的 RMS 曲线

5 结束语

本文将多传感器量测融合技术应用于编队卫星轨道参数量测融合估计, 得到了一种新的基于扩展卡尔曼滤波的卫星轨道估计算法。该算法直接从编队卫星的绝对轨道出发, 避免了传统方法中由于 Hill 方程的前提假设不能成立且无法对轨道的各种摄动进行建模的问题。仿真表明该算法是有效可行的, 并且由于最大限度地融合利用了绝对轨道测量和相对轨道测量, 使参数估计精度得到了显著提高。仿真以无线电和红外观测测量信息为例, 建立相应的测量方程后, 算法同样可以融合利用 GPS、GLONASS 等高精度卫星导航定位系统或其它高精度卫星测控设备的测量信息。进一步, 为了克服线性化引入的误差, 得到更高的轨道参数估计精度, 初步分析可以考虑将算法推广到非线性滤波的领域, 如引入 Unscented Kalman 滤波(UKF)技术。这时仍要以卫星绝对轨道参数为状态变量, 算法的推导和执行过程应与文中类似, 还有待进一步研究。

参 考 文 献

- [1] 马涛, 郝云彩, 马骏等. 编队飞行卫星的星间跟踪与测量技术综述. *航天控制*, 2005, 23(3): 91-96
Ma Tao, Hao Yun-cai, and Ma Jun, *et al.* A survey of inter-satellite tracking and sensing techniques for formation flying spacecrafts. *Aerospace Control*, 2005, 23(3): 91-96.
 - [2] 余安喜. 多传感器量测融合技术研究. [博士论文], 长沙. 国防科技大学, 2003.
Yu An-xi. Research on Multisensor Measurement Fusion Technology. [A dissertation submitted in partial fulfillment of the requirement for the degree of doctor of philosophy in engineering], Changsha: National University of Defense Technology, 2003.
 - [3] 何友等著. 多传感器信息融合及应用. 北京: 电子工业出版社, 2000: 第 1, 15 章.
He You, *et al.* Multisensor Information Fusion with Applications. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2000: Chapter 1, Chapter 15
 - [4] 肖业伦. 航空航天器运动的建模——飞行动力学的理论基础. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003.
Xiao Ye-lun. Modeling for Aircraft and Spacecraft. Beijing: Publishing House of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003.
 - [5] 孟鑫, 李俊峰, 高云峰. 卫星编队飞行相对轨道的摄动研究综述. *宇航学报*, 2004, 25(4): 473-478.
Meng Xin, Li Jun-feng, and Gao Yun-feng. Study on perturbations in the relative orbit of satellite formation flying. *Journal of Astronautics*, 2004, 25(4): 473-478.
 - [6] 张玉锟, 戴金海. 考虑 J_2 项摄动的卫星编队飞行. 长沙: 国防科技大学学报, 2002, 24(2): 6-10.
Zhang Yu-kun, and Dai Jin-hai. Satellite Formation Flying with J_2 Perturbation. Changsha: *Journal of National University of Defense Technology*, 2002, 24(2): 6-10
 - [7] 张洪华, 林来兴. 卫星编队飞行相对轨道的确定. *宇航学报*, 2002, 23(6): 77-81.
Zhang Hong-hua and Lin Lai-xing. The determination of relative orbit for satellites formation flying. *Journal of Astronautics*, 2002, 23(6): 77-81.
 - [8] 陈宏, 王元钦, 陈谷仓等. 编队飞行卫星相对轨道确定方法研究. 装备指挥技术学院学报, 2005, 16(3): 60-64.
Chen Hong, Wang Yuan-qin, and Chen Gu-cang *et al.* Study on relative orbit determination method of satellites formation. *Journal of the Academy of Equipment Command Technology*, 2005, 16(3): 60-64.
- 刘 也: 男, 1982 年生, 硕士生, 研究方向为数据融合.
余安喜: 男, 1978 年生, 博士, 副教授. 研究方向为数据融合、星载 SAR 信号处理与系统仿真等.
朱炬波: 男, 1967 年生, 教授, 博士生导师, 主要研究兴趣在应用数学、计算数学、信息获取与处理及新概念雷达系统等方面.