

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2019.06.011

# 空间平台机动变轨自主导航研究

胡雨可<sup>1</sup>, 严恭敏<sup>1</sup>, 郭 鹏<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学自动化学院, 西安 710129;  
2. 中船航海科技有限责任公司, 北京 100070)

**摘要:** 针对空间平台在高轨道机动变轨过程中自主导航的需求, 采用了基于 Kalman 滤波器的捷联惯导与星敏感器的组合导航方案。结合 Kalman 滤波中协方差更新的误差分配分析方法, 分析了影响空间平台状态估计误差的主要因素。采用适用于高轨道的球谐重力模型, 运用 STK 工具包设计了变轨机动轨迹, 将该轨迹应用于组合导航方案的仿真验证。仿真结果表明, 量测噪声是影响空间平台姿态精度的主要因素, 加速度计零偏对变轨过程速度精度有决定性影响, 改善两者的精度可以实现空间平台机动变轨的高精度自主导航。

**关键词:** 空间平台; 机动变轨; 星敏感器; Kalman 滤波; 组合导航

中图分类号: V448.224      文献标志码: A      开放科学(资源服务)标识码(OSID):  
文章编号: 2095-8110(2019)06-0070-06



## Research on Autonomous Navigation of Maneuverable Orbit on Space Platform

HU Yu-ke<sup>1</sup>, YAN Gong-min<sup>1</sup>, GUO Kun<sup>2</sup>

(1. College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;  
2. CSSC Marine Technology Co., Ltd., Beijing 100070, China)

**Abstract:** Based on Kalman filter, strapdown inertial/star sensor integration navigation algorithm is adopted for the autonomous navigation of space platform during high orbit maneuvering. Combined with the error distribution algorithm for navigation systems based on the process of Kalman filter covariance update, the main factors affecting the error of state estimation of space platform are analyzed. Furthermore, the spherical harmonic gravity model suitable for high orbit is adopted, and a simulation test system for trajectory of orbital maneuver is designed using the STK. The simulation results show that the measuring noise is the main factor affecting the attitude accuracy of the space platform. The accelerometer bias has a decisive influence on the accuracy of the trajectory change process, and by improving the accuracy of the two by the high-precision autonomous navigation of the maneuverable orbit change can be achieved.

**Key words:** Space platform; Maneuverable orbit; Star sensor; Kalman filter; Integrated navigation

收稿日期: 2018-07-11; 修订日期: 2018-12-12

基金项目: 装备预研基金(61425060301)

作者简介: 胡雨可(1993-), 男, 硕士, 主要从事捷联惯导和组合导航方面的研究。E-mail: 657386694@qq.com

## 0 引言

基于现代航天与空间技术基础发展起来的空间机动平台,使现代战争的作战范围延伸到了轨道空间范围内。美国的“轨道快车”计划已于 2007 年完成全部演示任务,其空间平台具有很强的机动变轨能力<sup>[1]</sup>;此外,“轨道试验飞行器”计划截止 2016 年,已先后 4 次发射 X-37B 升空,其具有监视及摧毁其他卫星的能力<sup>[2]</sup>。可见空间平台作为武器发射平台在现代战争中将发挥重要作用,因此提高空间平台的机动能力和自主导航能力具有极大的战略意义。

卫星工具包 (Satellite Tool Kit, STK) 提供了高精度地球引力势、大气阻力、太阳光压以及各种摄动模型,可对卫星飞行轨迹进行高精度模拟。利用 STK 设计空间平台在轨飞行的轨迹,或者对在轨飞行段进行惯性/星光组合导航仿真分析,国内外学者已进行了大量研究,取得了显著的成果<sup>[3-5]</sup>。但在变轨机动过程中,空间平台机动的快速变化,必然使得惯性/星传感器的组合效果与在轨情况不同,而在这方面的研究还并不多见。

本文主要运用 STK 仿真了空间平台机动变轨方案;再利用 Kalman 滤波设计了组合导航方案,将惯性导航能够连续提供输出但长时间误差积累的特点,与星光导航输出频率不高但长时无误差累积的特点进行优势互补<sup>[6-9]</sup>,有效提高了空间平台的自主导航能力;并采用基于协方差更新的误差分配方法<sup>[10-12]</sup>,分析了导航过程中影响导航精度的主要因素。

## 1 惯性/星传感器的 Kalman 滤波算法

空间平台一般处于较高轨道,其轨道高度约为 200~4000km,甚至更高。在没有大气层影响的情况下,采用大视场星光传感器 (Star Sensor, SS) 可以避免小视场星体跟踪器在大机动时无法稳定工作的问题。在此基础上,利用星传感器输出和惯导输出建立组合导航的状态方程和量测方程。

### 1.1 系统状态方程

组合导航系统的状态方程可表示为

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{w}(t) \quad (1)$$

在地心惯性坐标系  $i$  下,惯导系统的导航微分模型为<sup>[13]</sup>

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{C}}_b^i = \mathbf{C}_b^i [(\boldsymbol{\omega}^{b_b}) \times] \\ \dot{\mathbf{v}}^i = \mathbf{C}_b^i \mathbf{f}^b + \mathbf{G}^i \\ \dot{\mathbf{p}} = \mathbf{v}^i \end{cases} \quad (2)$$

设系统状态变量包括:姿态误差  $\boldsymbol{\phi}^i$ , 速度误差  $\delta \mathbf{v}^i$ , 位置误差  $\delta \mathbf{p}^i$ , 陀螺和加速度计的常值零偏误差  $(\boldsymbol{\varepsilon}^b, \mathbf{V}^b)$  和噪声误差  $(\boldsymbol{\varepsilon}_w, \mathbf{V}_w)$ 。那么,状态向量  $\mathbf{x}(t)$  为

$$\mathbf{x}(t) = [\boldsymbol{\phi}^i \quad \delta \mathbf{v}^i \quad \delta \mathbf{p}^i \quad \boldsymbol{\varepsilon}^b \quad \mathbf{V}^b]^T \quad (3)$$

导航误差可表示为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\phi}}^i = -\mathbf{C}_b^i \boldsymbol{\varepsilon}^b - \mathbf{C}_b^i \boldsymbol{\varepsilon}_w \\ \dot{\delta \mathbf{v}}^i = (\mathbf{C}_b^i \mathbf{f}^b) \times \boldsymbol{\phi}^i + \mathbf{C}_G \delta \mathbf{p}^i + \mathbf{C}_b^i \mathbf{V}^b + \mathbf{C}_b^i \mathbf{V}_w \\ \dot{\delta \mathbf{p}}^i = \delta \mathbf{v}^i \end{cases} \quad (4)$$

式中,  $\mathbf{C}_G \delta \mathbf{p}^i$  表示由位置误差所产生的引力计算误差  $\delta \mathbf{G}^i = \mathbf{G}(\hat{\mathbf{p}}^i) - \mathbf{G}(\mathbf{p}^i)$ 。

### 1.2 量测方程

设大视场星敏感器输出的姿态矩阵为  $\mathbf{C}_b^{i,SS}$ , 测量误差为  $\mathbf{w}_{SS}$ , 惯性导航系统的姿态矩阵为  $\mathbf{C}_b^{i,INS}$ 。可通过二者构造出基于惯性系  $i$  下的姿态匹配量测量  $\mathbf{C}_i^{i,SS}$ 。假设星敏感器和惯导测量误差均为小量,姿态矩阵可以写为

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_b^{i,SS} &= \mathbf{C}_i^{i,SS} \mathbf{C}_b^i \approx (\mathbf{I}_3 - \mathbf{w}_{SS} \times) \mathbf{C}_b^i \\ \mathbf{C}_b^{i,INS} &= \mathbf{C}_i^{i,INS} \mathbf{C}_b^i \approx (\mathbf{I}_3 - \boldsymbol{\phi}^i \times) \mathbf{C}_b^i \end{aligned} \quad (5)$$

由式(5)可得

$$\mathbf{C}_i^{i,SS} = \mathbf{C}_b^{i,SS} (\mathbf{C}_b^{i,INS})^{-1} \approx \mathbf{I}_3 + (\boldsymbol{\phi}^i - \mathbf{w}_{SS}^i) \times \quad (6)$$

利用式(6)的反对称结构特性,得到量测方程

$$\mathbf{z} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \mathbf{C}_i^{i,SS}(3,2) - \mathbf{C}_i^{i,INS}(2,3) \\ \mathbf{C}_i^{i,SS}(1,3) - \mathbf{C}_i^{i,INS}(3,1) \\ \mathbf{C}_i^{i,SS}(2,1) - \mathbf{C}_i^{i,INS}(1,2) \end{bmatrix} = \boldsymbol{\phi}^i - \mathbf{w}_{SS}^i \quad (7)$$

$$= \mathbf{H} \mathbf{x}_k - \mathbf{w}_{SS}^i$$

式中,  $\mathbf{H} = [\mathbf{I}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 12}]$ 。

## 2 组合导航的误差分析

### 2.1 基于协方差更新的误差分配

误差分配分析的目的是通过仿真手段获得各个误差源在整个空间平台自主导航过程中的影响大小,从而在实际应用前能对现有的器件精度指标进行调整。利用 Kalman 滤波方程中的协方差矩阵更新公式能够准确得到每个时刻状态向量  $\mathbf{X}$  中任意一项误差的方差。通过线性误差模型的叠加性可以得到任意一项状态在任一时刻的误差分配清单。对于组合导航系统而言,需要建立真实高阶和

实际低阶的两种误差模型。真实高阶模型尽可能地包含各种误差源,而设计的低阶次优滤波器则通过计算的增益  $\mathbf{K}$  对真实的误差状态产生影响。

影响最终导航精度的因素包括初始状态误差、过程噪声误差和量测噪声误差。这三类误差的传播特性不尽相同。

由于中、高精度组合导航系统误差模型的线性可加性,任一时间滤波状态第  $i$  个元素误差  $X_i$  的方差可以写成如下形式<sup>[14]</sup>

$$\sigma_{X_i}^2 = E[(\mathbf{S}_{\text{IC},i}, \mathbf{X}_0)(\mathbf{S}_{\text{IC},i}, \mathbf{X}_0)^T] + E(\mathbf{X}_{\text{Proc},i}^2) + E(\mathbf{X}_{\text{Meas},i}^2) \quad (8)$$

式中,  $\sigma_{X_i}^2$  表示某一时刻  $X_i$  的均方差值;  $\mathbf{S}_{\text{IC},i}$  表示初始误差向量  $\mathbf{X}_0$  到  $X_i$  的状态转移矩阵的第  $i$  行向量;  $\mathbf{X}_{\text{Proc},i}^2$  表示过程噪声对  $\sigma_{X_i}^2$  的影响;  $\mathbf{X}_{\text{Meas},i}^2$  表示量测噪声对  $\sigma_{X_i}^2$  的影响。

## 2.2 组合导航真实环境的误差模型

### 1) IMU 误差模型<sup>[14]</sup>

$$\begin{aligned} \delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b &= \delta \mathbf{K}_G \boldsymbol{\omega}_{ib}^b + \boldsymbol{\varepsilon}^b + \mathbf{w}_G^b \\ \delta \boldsymbol{\alpha}_{\text{SF}}^b &= \delta \mathbf{K}_A \mathbf{f}_{\text{SF}}^b + \mathbf{V}^b + \mathbf{w}_A^b \end{aligned} \quad (9)$$

式中,  $\delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b$  和  $\delta \boldsymbol{\alpha}_{\text{SF}}^b$  分别表示陀螺和加速度计的测量误差; 而  $\delta \mathbf{K}_G$  和  $\delta \mathbf{K}_A$  分别为陀螺和加速度计的安装误差矩阵;  $\boldsymbol{\varepsilon}^b$  和  $\mathbf{V}^b$  分别为陀螺和加速度计的零偏;  $\mathbf{w}_G^b$  和  $\mathbf{w}_A^b$  分别为陀螺和加速度计的噪声项。其中安装误差矩阵包括陀螺和加速度计的刻度系数误差、不正交误差和两者之间的安装失准角共 15 个参量。

### 2) 重力误差模型

空间平台在变轨机动过程中,由于速度高且变化较快,需要建立合理的重力误差模型来消除重力在导航算法速度更新过程中产生的影响。将重力误差项看作与距离相关的一阶马尔科夫模型

$$\frac{d\delta \mathbf{g}_{\text{mdl}}}{ds} = -\frac{1}{l_g} \delta \mathbf{g}_{\text{mdl}} + \mathbf{n}_{\text{gw}} \quad (10)$$

式中,  $d\delta \mathbf{g}_{\text{mdl}}$  表示经过无限小的距离  $ds$  内重力模型误差的变化量;  $l_g$  为重力模型的相关距离;  $\mathbf{n}_{\text{gw}}$  为马尔科夫过程的驱动噪声。

对式(10)两边积分得到其时间的模型后,可将重力模型误差写成如下形式

$$\delta \dot{\mathbf{g}}_{\text{mdl}} = -\frac{v}{l_g} \delta \mathbf{g}_{\text{mdl}} + \sqrt{v} \mathbf{n}_{\text{gw}} \quad (11)$$

目前,星敏感器测量精度已经达到角秒级,且误差不随时间累积。因此,本文将星敏感器测量误差考虑为零均值的白噪声过程,其误差模型就不再赘述。

## 3 基于 STK 的变轨轨迹生成

### 3.1 球谐函数重力模型

常用的低阶 WGS84 重力模型未考虑重力的北向和东向分量,在高于 20km 的空域, WGS84 的重力模型误差将对导航精度产生较大影响。针对空间平台高空域的工作环境,采用高阶的球谐重力模型较为适合。

实际应用中,假设地球质量关于极轴对称分布,地球坐标系原点、地球质心和地球几何中心一致,并且不考虑重力异常影响,那么球谐模型地球引力位可以简化为<sup>[15]</sup>

$$U(r, \phi) = \frac{KM}{r} \left[ 1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left( \frac{R_e}{r} \right)^n J_n P_n(\cos \phi) \right] \quad (12)$$

其中,  $J_n$  为球谐波系数。此时引力的表达式为

$$\mathbf{G} = \text{grad}(U) = \frac{\partial U}{\partial r} \mathbf{i}_r + \frac{\partial U}{\partial \phi} \mathbf{i}_\phi \quad (13)$$

令  $G_r = \frac{\partial U}{\partial r}$ ,  $G_\phi = \frac{\partial U}{\partial \phi}$ , 将  $\mathbf{G}$  转换到地球坐标系  $e$

下,可求得  $e$  系下引力公式为

$$\mathbf{G}^e = \begin{bmatrix} G_x^e \\ G_y^e \\ G_z^e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (G_r + G_\phi \tan L_c) \frac{r_x^e}{r} \\ (G_r + G_\phi \tan L_c) \frac{r_y^e}{r} \\ (G_r - G_\phi \cot L_c) \frac{r_z^e}{r} \end{bmatrix} \quad (14)$$

由于随着重力模型阶数的增长,重力的计算量会大幅增加,而球谐波系数  $J_n$  将会衰减,从而导致重力模型中的高阶项对重力影响较小。综合考虑空间平台工作的高度环境和重力模型计算的复杂程度, STK 生成轨迹采用 J4 重力模型,惯导算法中也使用相同的 J4 模型进行 IMU 反演和导航计算。

### 3.2 机动变轨轨迹生成

利用 STK 中的高精度卫星轨迹模型 (High-Precision Orbit Propagator, HPOP) 生成空间平台的轨道数据。通过设定空间平台的 6 个轨道根数得到飞行轨迹,如图 1 所示。导航参数和机动参数可从 STK 报表功能中获取,将获取的导航参数通过惯导反演算法进行验证,确定 STK 中的数据是否可用,以及惯导算法是否满足导航需求。

此外,借助 STK 中的 Astrogator 功能,通过对初始轨道、目标轨道以及 3 个轴向加速度的设置,可以得到实验所需要的共面变轨或者是非共面变轨轨迹。为了研究变轨机动过程中的导航精度,轨道

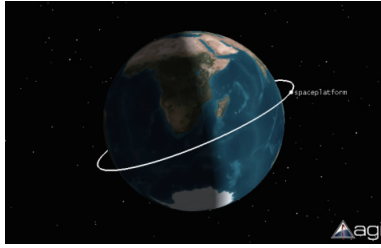


图 1 飞行轨迹 3D 图像  
Fig. 1 3D flight trajectory

机动不能用理论研究时所采取的冲量法,应该考虑发动机推力是一个有限量,轨道根数的改变具有一定的时间过程。变轨过程采用轨道机动的制导方法,将 STK 中 Astrogator 功能的 Maneuver Type 改为 Finite,通过改变空间平台的加速度实现变轨机动。

#### 4 仿真结果与分析

通过 STK 软件生成一条变轨轨道,近地点高度 400km,远地点高度 4210km,在近地点进行变轨机动,沿空间平台  $x$  轴与  $y$  轴方向施加推力,使东向速度由 6.2km/s 增加为 7.6km/s,北向速度由  $-3.8$ km/s 变为  $-0.8$ km/s,天向速度从 0 增加到 0.4km/s,变轨机动过程持续大约 900s。对在轨段和变轨机动段共 3600s 进行惯导以及惯性/星敏感器组合导航仿真分析。设陀螺常值零偏和角随机游走分别为  $0.01(^{\circ})/h$  和  $0.001(^{\circ})/\sqrt{h}$ ,加速度计速度随机游走为  $1\mu g/\sqrt{Hz}$ ,加速度计常值偏置为  $100\mu g$ ,采样频率为 100Hz,星敏感器姿态输出精度  $1''$ ,频率 1Hz。本文在进行误差分配仿真时,主要研究陀螺与加速度计器件误差以及量测噪声所产生的影响,因此误差分配仿真中不计入初始导航误差。

仿真结果如图 2~图 10 所示,其中图 2 和图 3 为在轨段惯性/星敏感器组合导航与惯性导航的三轴姿态与速度误差对比;图 4 为组合导航的位置误差分配结果;图 5 和图 6 为变轨机动过程中惯性/星敏感器组合导航与纯惯导的三轴姿态与速度误差对比;图 7~图 9 为机动变轨过程中加速度计常值偏置分别为  $100\mu g$  和  $10\mu g$  时惯性导航误差对比;图 10 为变轨机动过程的纯惯导速度误差分配结果。其中图 4 与图 10 横坐标含义为:1)初始时刻的导航参数误差;2)陀螺静态零偏误差;3)加速度计静态零偏误差;4)陀螺动态零偏误差;5)加速度计动态零偏误差;6)陀螺随机游走误差;7)加速度计随机游走误差;8)陀螺刻度系数相关误差;9)加速

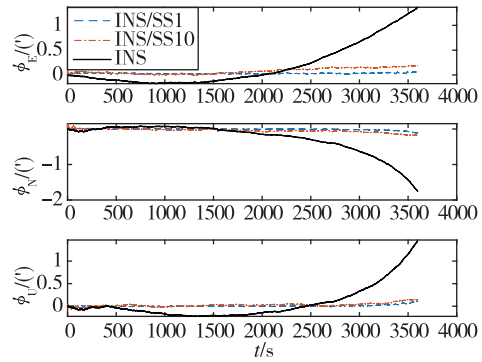


图 2 惯性/星敏感器姿态组合与惯导姿态误差对比  
Fig. 2 Attitude error of INS/SS compared with INS

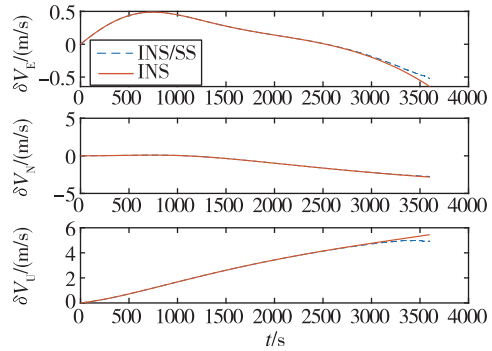


图 3 惯性/星敏感器姿态组合与惯导速度误差对比  
Fig. 3 Velocity error of INS/SS compared with INS

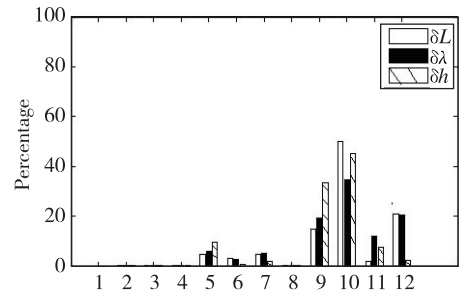


图 4 组合导航位置误差分配  
Fig. 4 Position error distribution of INS/SS

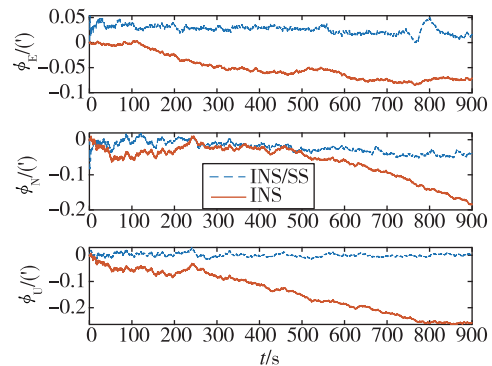


图 5 变轨机动段组合导航与惯导姿态误差对比  
Fig. 5 Attitude error of INS/SS compared with INS during orbit maneuvering



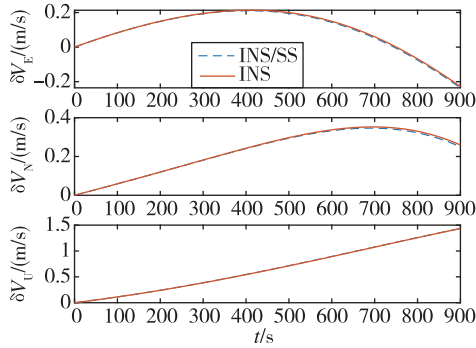


图6 变轨机动段组合导航与惯导速度误差对比

Fig. 6 Velocity error of INS/SS compared with INS during maneuvering

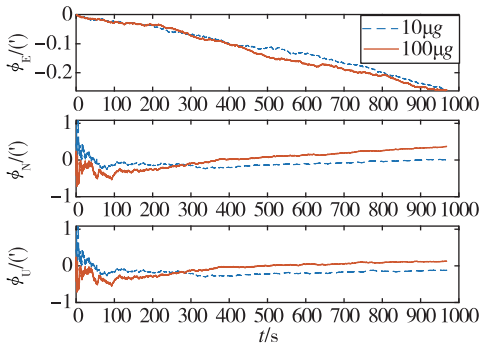


图7 不同加速度计常值偏置姿态误差对比

Fig. 7 Attitude error comparison with different  $V^b$

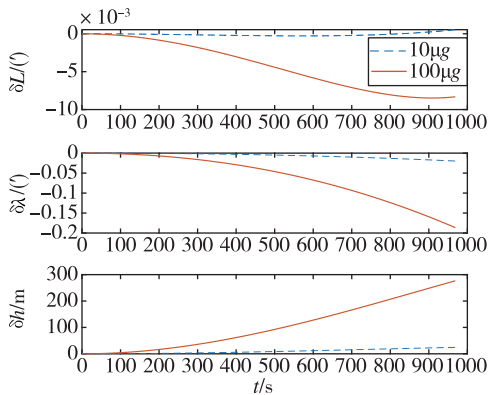


图8 不同加速度计常值偏置位置误差对比

Fig. 8 Position error comparison with different  $V^b$

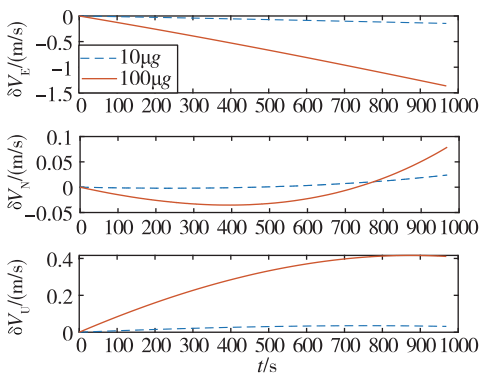


图9 不同加速度计常值偏置速度误差对比

Fig. 9 Velocity error comparison with different  $V^b$

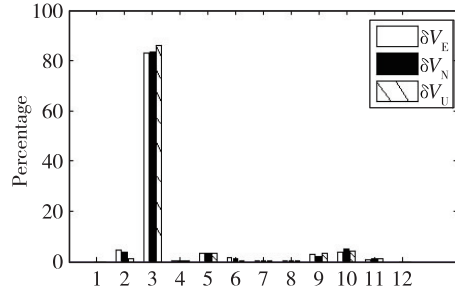


图10 变轨机动段速度误差分配

Fig. 10 Velocity error distribution during orbit maneuvering

度计刻度系数相关误差;10)不正交与不对准误差;11)重力模型误差;12)量测噪声误差。

对仿真结果分析如下:

1)如图2和图3所示,在轨段与轨道机动段捷联惯导解算的姿态误差随时间的增加而积累,导航参数发散速度很快。惯性/星敏感器姿态组合导航对姿态误差有明显修正,姿态迅速收敛,稳定误差精度达到 $5''$ ,有效地抑制了姿态误差的发散。图2中点划线和虚线分别表示星敏感器姿态输出精度为 $10''$ 和 $1''$ 时的姿态误差曲线,可见 $1''$ 精度的星敏感器对姿态的修正效果优于 $10''$ 。由于太空中在轨段飞行,空间平台几乎处于完全失重状态,其加速度计的输出几乎为0。由速度误差方程

$$\delta \dot{\mathbf{v}}^i = (\mathbf{C}_b^i \mathbf{f}^b) \times \dot{\boldsymbol{\phi}}^i + \mathbf{C}_G \delta \mathbf{p}^i + \mathbf{C}_b^i \mathbf{V}^b + \mathbf{C}_b^i \mathbf{V}_w \quad (15)$$

可知,  $\mathbf{C}_b^i \mathbf{f}^b$  项几乎为0。此外,滤波中将星敏感器输出作为量测,加速度计零偏不可观测,因此平台的姿态精度对速度误差的影响可以忽略不计,提高姿态的精度并不能有效提高平台的位置精度。在轨道机动段由于空间平台的高轨道工作环境,其加速度计输出仍为小量,姿态精度会对速度精度产生微小影响,但仍不明显,如图6所示。

2)由图4可知,在轨段组合导航中影响位置误差估计的主要因素分别是:不正交与不对准误差、加速度计刻度系数相关误差和重力模型误差。量测噪声误差会对位置精度产生影响,但并不是决定性的因素。

3)图7~图9显示,变轨机动过程中加速度计的精度对姿态影响不明显,但对空间平台速度与位置精度有较大影响, $100\mu\text{g}$ 和 $10\mu\text{g}$ 的加速度计常值偏置仿真位置误差分别约为200m和20m。由此可见,加速度计是影响定位精度的主要因素。而在纯惯导速度误差分配图10中表明,影响定位精度的最主要因素是加速度计静态零偏误差,结论与图8分析一致。

## 5 结论

本文采用惯性/星敏感器组合,通过 STK 仿真软件设计了复杂摄动模型,更接近真实环境的高精度空间平台机动变轨轨迹;利用 Kalman 滤波方法研究了空间平台在变轨机动过程与在轨飞行时的导航精度;最后通过误差分配方法,分析了影响导航精度的主要因素,为提高空间平台自主导航能力提供了依据。

实际应用中,为了提高空间平台的自主导航能力,提出了以下几点建议:1)长航时飞行时,适当提高星敏感器测量精度将有效减小空间平台的姿态误差;2)采用简化球谐 J4 重力模型能够满足空间平台的导航需求;3)机动变轨时间在 20min 以内时,无论是组合导航或者纯惯导,采用加速度计常值偏置为  $10\mu g$  甚至更高精度的加速度计将大幅提高空间平台的定位精度,从而实现空间平台机动变轨时的自主导航。

### 参考文献

- [1] Ogilvie A, Allport J, Hannah M, et al. Autonomous robotic operations for on-orbit satellite servicing[C]// International Society for Optics and Photonics, Sensors and Systems for Space Applications II. 2008, 6958: 1-12.
- [2] Ghoshroy S. The X-37B: backdoor weaponization of space? [J]. Bulletin of the Atomic Scientists, 2015, 71(3): 19-29.
- [3] 丁溯泉, 张波, 刘世勇. STK 在航天任务仿真分析中的应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011: 73-130.  
Ding Suquan, Zhang Bo, Liu Shiyong. Application of STK in space mission simulation analysis [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011: 73-130(in Chinese).
- [4] 杨颖, 王琦. STK 在计算机仿真中的应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 153-162.  
Yang Ying, Wang Qi. Application of STK in computer simulation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005: 153-162(in Chinese).
- [5] 刘雯, 李立钢. 基于 STK/Scheduler 的空间天文卫星任务规划研究[J]. 遥感技术与应用, 2014, 29(6): 908-914.  
Liu Wen, Li Ligang. Mission planning of space astronomy satellite based on STK/scheduler [J]. Remote Sensing Technology and Application, 2014, 29(6): 908-914(in Chinese).
- [6] 李苗, 周连文, 何益康, 等. 星敏感器在轨光行差修正方法研究[J]. 导航定位与授时, 2018, 5(1): 60-63.
- Li Miao, Zhou Lianwen, He Yikang, et al. A method of star sensor aberration correction on-orbit[J]. Navigation Positioning and Timing, 2018, 5(1): 60-63(in Chinese).
- [7] iXSea Ltd., OctansIII UG Part 1 Introduction MU-OCTIII-002-A. pdf[EB/DK]. 2004, 7.
- [8] 高琴, 任郑兵, 孙爱民. 基于星敏感器的卫星姿态估计方法研究[J]. 导航定位与授时, 2018, 5(1): 42-47.  
Gao Qin, Ren Zhengbing, Sun Aimin. Research on satellite attitude estimation based on star sensor[J]. Navigation Positioning and Timing, 2018, 5(1): 42-47(in Chinese).
- [9] 熊智, 刘建业, 郁丰, 等. 基于天文角度观测的机载天文/惯性组合滤波算法研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(2): 397-403.  
Xiong Zhi, Liu Jianye, Yu Feng, et al. Research of airborne INS/CNS integrated filtering algorithm based on celestial angle observation[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(2): 397-403(in Chinese).
- [10] Savage P G. Strapdown analytics [M]. Minnesota: Strapdown Associates, Inc, 2007.
- [11] Ham F M, Brown R G. Observability, eigenvalues, and Kalman filtering[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2007, AES-19(2): 269-273.
- [12] 孟克子. 光纤陀螺捷联惯导系统误差评估与分配方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012: 64-72.  
Meng Kezi. Research on methods of error assessment and allocation in FOG strapdown inertial navigation system[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012: 64-72(in Chinese).
- [13] 张金亮. 捷联惯性/星光组合导航关键技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015: 93-100.  
Zhang Jinliang. Key techniques for inertial stellar integrated navigation system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015: 93-100(in Chinese).
- [14] 翁浚. 激光捷联惯导精度和容错性改善途径和技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016: 85-101.  
Weng Jun. Precision and fault tolerant improvement and technology research of laser strapdown inertial navigation system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016: 85-101(in Chinese).
- [15] 肖迅. 临近空间组合导航算法测试技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017: 29-39.  
Xiao Xun. Research on testing technique of near space integrated navigation algorithm[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017: 29-39(in Chinese).