

# 一种 GEO 轨道导航卫星位置保持 期间自主导航方法

刘伟杰<sup>1,2</sup> 陈 斌<sup>1,2</sup> 杨 扬<sup>1,2</sup>

1. 北京控制工程研究所, 北京 100190

2. 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190



**摘 要** 针对中国地球静止轨道(GEO)导航卫星定点精度要求高、在轨位置保持操作频繁等特点,设计了一种基于惯性测量单元(IMU)的自主导航方法。该方法能够在卫星位置保持操作期间,有效地给出导航卫星的精确轨道信息。该自主导航方法采用 IMU 测量卫星的姿态信息和加速度信息,并基于轨道动力学方程设计了导航卫星位置保持期间的自主导航算法,仿真表明该方法可以大幅提高 GEO 导航卫星位置保持期间的自主导航精度,从而保障 GEO 导航卫星导航业务的连续性。该方法结构简单,性能可靠,具有良好的工程价值。

**关键词** 自主导航;导航卫星;位置保持;惯性测量单元

中图分类号:V448 文献标识码:A

文章编号:1006-3242(2022)02-0054-06

## An Autonomous Navigation Method for GEO Orbital Navigation Satellite During Station Keeping

Liu Weijie<sup>1,2</sup>, Chen Bin<sup>1,2</sup>, Yang Yang<sup>1,2</sup>

1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China

2. Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China

**Abstract** An autonomous navigation method based on inertial measurement unit (IMU) is designed for Chinese geostationary orbit (GEO) satellites, which can be devoted to the satellite during the station keeping. The IMU is used to measure the attitude and acceleration information of the satellite, and a recursive equation of autonomous navigation during orbit control is designed based on the orbit dynamics equation. The simulation results show that this method can greatly improve the autonomous navigation precision of GEO satellite during Station Keeping and accordingly ensures the continuous business of GEO satellite. The method is very simple in architecture and reliable in performance, which shows the feasibility in actual project application.

**Key words** Autonomous navigation; Navigation satellite; Station keeping; Inertial measurement unit

收稿日期:2021-06-02

作者简介:刘伟杰(1981-),男,博士,工程师,研究方向为航天器自主导航、故障诊断与容错控制。E-mail:lweijie1981@163.com;陈斌(1986-),男,硕士,高级工程师,研究方向为航天器控制、故障诊断与容错控制。E-mail:chenbin@126.com;杨扬(1981-),男,硕士,高级工程师,研究方向为航天器智能控制、空间态势感知。E-mail:yangyang78103@126.com

## 0 引言

中国卫星导航系统由中高倾斜圆轨道(MEO)卫星、地球静止轨道(GEO)卫星和大倾角地球同步轨道(IGSO)卫星组成,通过这3类轨道的导航卫星实现高精度的全球组网导航定位。其中地球同步轨道的导航卫星,长期受到太阳光压、日月摄动等外部环境的影响,导致卫星轨道发生漂移。为保证导航卫星的定点精度,需要周期性的对卫星进行位置保持等轨道控制操作。在卫星轨道控制期间,导航卫星无法实时获得精确轨道信息,从而导致该卫星的导航业务发生非计划性中断。据统计,任意一颗北斗三号 GEO 轨道导航卫星一年内要进行十几次在轨位保操作,频繁的位保操作不仅导致导航业务频繁中断,也给地面维护人员增加了极大的工作负担。

目前,对于导航卫星轨道控制过程中的轨道确定技术研究,大部分的研究工作都考虑了地面测控站参与。文献[1]使用高精度转发式测轨数据,分析了 GEO 卫星机动情形下的运动规律,然后在卫星机动结束并进入巡航状态后,用统计定轨方法进行轨道预报,减少解算参数,提高预报精度,实现卫星星历的快速恢复。文献[2]研究了有连续推力控制的卫星轨道确定算法。以跟踪和精确定位空间机动目标为目的,给出基于地面雷达观测,实时估计推力加速度,修正卫星动力学模型的轨道确定算法。文献[3]提出在卫星轨道机动后,机动卫星采用几何法来确定自己的位置,然后用动力学法来进行轨道拟合和轨道预报。文献[4]以连续小推力航天器为背景,提出了综合考虑星载加速度计和推力器在轨标定的自主导航方案。文献[5]在天文自主导航的基础上,研究了轨道机动过程中的自主定轨问题,设计了用于航天器自主导航的自适应鲁棒扩展卡尔曼滤波(adaptive robust extended Kalman-filter, AREKF)算法,减小推力不确定性的不利影响,该方法特点是将轨控力作为不确定干扰,通过自适应滤波算法克服其影响。文献[6]研究了利用三轴加速度计测量得到卫星在轨飞行数据,进行轨道机动和大气模型更新分析,从而基于加速度计快速预报卫星远地点位置的方法。文献[7]重点考虑了反作用轮振动及帆板驱动机构运动对加速度计的影响,在加速度计选型方面做了较多的研究,并根据加速度的测量信息,设计了 GEO 轨道通信卫星在轨

位置保持期间的自主导航问题,但该方法没有考虑卫星姿态扰动对自主导航的影响,从而导致自主导航的精度不高。

文献[8]将卫星加速度信息引入到自适应卡尔曼滤波算法,采用加速度计+星敏的组合方式进行卫星轨控期间自主导航,但由于星敏对卫星轨道变化效果不敏感,导致自主导航精度并不乐观。文献[9]基于地磁矢量高度方向梯度大的特点能够获得高精度的地心距信息,结合利用星敏感器精密测角信息提出一种基于磁强计与星敏感器的自主导航方法,受限于目前磁强计的研制水平,该方法实现的自主导航精度不高。文献[10]针对小行星探测任务对导航系统自主性强、实时性高的需求,研究了一种面向小推力变轨的天文组合自主导航方法。根据工程实践分析并建立了电推进变轨过程中的动力学模型,提出了采用自适应交互式多模型无迹卡尔曼滤波等算法,以较少的模型个数实现对导航系统状态的覆盖,对 GEO 轨道导航卫星的自主导航问题有一定的参考价值。文献[11]针对中高轨道导航卫星的自主导航与轨道控制问题,研究了基于多星座信息确定中高轨卫星轨道的自主导航方法,对导航卫星自主导航设计具有比较高的借鉴意义。

本文针对导航卫星定点精度高、位置保持期间不中断导航业务的需求,提出一种基于 IMU 测量信息的卫星自主导航新方法。该方法将 IMU 的测量信息,在考虑陀螺和加速度漂移的情况下,对 GEO 卫星位置保持期间的轨道信息进行精确预估。

## 1 GEO 轨道导航卫星在轨位保操作现状

以某 GEO 轨道北斗导航卫星为例。2019 年一个自然年期间,该卫星在轨位保操作 11 次,位保点火时间最短 15s,最长 29s。由于卫星在位保操作期间无法实时获得精确轨道,只能在位保结束后由地面重新测轨并注入轨道。目前地面监测站完成测轨操作所需的时间比较长,导致 GEO 轨道导航卫星每次进行位置保持的轨道控制时,该卫星的导航业务要中断 1 个小时以上。

导航卫星在轨位置保持期间,反作用轮工作在转速保持模式,卫星采用 10N 推力器完成姿态控制和轨道控制。中国 GEO 轨道导航卫星采用双组元推进技术进行轨道控制,由于变轨发动机推力偏斜及横移、安装误差、卫星质心移动等原因,卫星点火

时推力发动机可能产生相当大的干扰力矩,引起导航卫星大角度的姿态扰动。

另外,在变轨加速度所形成的惯性力场中,航天器内部液体横向晃动频率较低,对航天器本体力矩较大;而且,发动机点火开始和结束时的加速度突然变化引起的液体重新定位运动,也可能造成大的姿态扰动,位置保持操作期间卫星三轴姿态如图 1 所示。

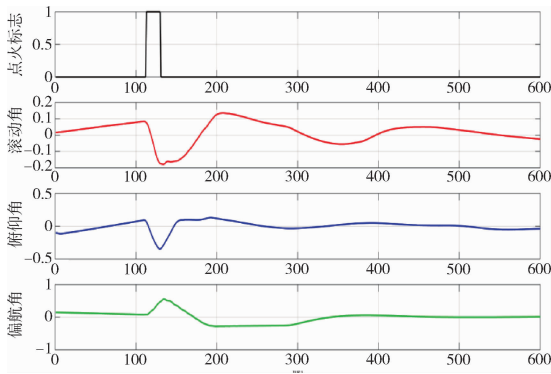


图 1 GEO 轨道卫星位保期间三轴姿态示意图

图 1 中从上到下 4 条曲线依次为:位保点火标志、导航卫星在地球轨道坐标系下的滚动角、俯仰角和偏航角。从图中可以看出:导航卫星位置保持期间,干扰力矩引起卫星姿态出现了较大的波动,这必然导致卫星轨控的结果与理论值出现较大的偏移。为提高卫星自主导航算法的估计精度,必须考虑卫星姿态波动对卫星轨道控制精度的影响。

## 2 GEO 卫星位保操作期间自主导航方法设计

惯性测量单元(Inertial Measurement Unit)是一种基于惯性传感器的星载敏感器,通常用来测量惯性空间下的直线加速度、角加速度等物理量。卫星使用的惯性测量单元通常由惯性测量组件、线路盒等组成,表 1 是一套常见的 IMU 产品指标,它由 3 只中等精度光纤陀螺仪和 3 只高精度石英加速度计组成,其工作指标如下表所示。

表 1 IMU 常用技术指标

项目	加速度计指标	陀螺指标
线性测量范围	不小于 $\pm 0.85g_0$	不小于 $\pm 10(^{\circ})/s$
测量精度	$\leq 0.05 g_0$ 时, $\leq 5 \times 10^{-5} g_0$ $\geq 0.05 g_0$ 时, $\leq 1 \times 10^{-4} g_0$	$\leq 0.1(^{\circ})/s, \leq 1 \times 10^{-4} (^{\circ})/s$ (绝对精度) 0.1 ~ 20( $^{\circ})/s$ 时, $\leq 5 \times 10^{-4}$ (相对精度)
零偏( $K_0$ )	$\leq 3 \times 10^{-3} g_0$	$< 3(^{\circ})/h$
零偏稳定性(1h)	$\leq 1 \times 10^{-5} g_0 (1\sigma)$	$< 0.01(^{\circ})/h (1\sigma)$
零偏重复性	$\leq 5 \times 10^{-5} g_0 (1\sigma)$	$< 0.05(^{\circ})/h (1\sigma)$
标度因数( $K_1$ )	$(100000 \pm 10\%) \wedge (s \cdot g_0)$	$(100000 \pm 10\%) \wedge (^{\circ})$
标度因数不对称性	按正、负当量分别提供	0.001
标度因数重复性(3 $\sigma$ )	$\leq 3 \times 10^{-4}$	$\leq 3 \times 10^{-4}$
角度随机游走	/	$< 0.002(^{\circ})/\sqrt{h}$
噪声	$< 3 \times 10^{-3} g_0$	/
温补后 $K_1$ 相对误差	优于 $3 \times 10^{-4}$	/
通频带	$> 10Hz$	$> 10Hz$
死区	$\leq 5 \times 10^{-5} g_0$	$< 0.36(^{\circ})/h$

从表 1 可以看出:在短时间内,IMU 具备优良的测量精度和较低的测量噪声,可以用来测量导航卫星位保期间的三轴姿态和发动机点火产生的加速度效果。

### 2.1 导航卫星位置保持期间的姿态测量方法:

赤道惯性坐标系( $XYZ$ ):原点在地心,  $X$  轴指向赤道平面与黄道平面相交节线的升交点(指向春

分点),地球的自旋轴为  $Z$  轴,  $Y$  轴和  $X, Z$  轴组成右手正交坐标系,此坐标系为赤道惯性坐标系。

地球轨道坐标系:卫星地球轨道坐标系( $X_o Y_o Z_o$ )是原点在卫星的质心  $O_o$  上,卫星的轨道平面是坐标平面,  $Z_o$  轴由质心指向地心,  $X_o$  轴在轨道平面内与  $Z_o$  轴垂直并指向卫星速度方向。  $Y_o$  轴与  $X_o, Z_o$  轴右手正交并与轨道平面的法线平行。

假设卫星在轨位置保持期间的三轴姿态变化量较小,因此以欧拉角小角度运动为前提的运动学方程为<sup>[12-13]</sup>:

$$\begin{cases} \dot{\phi} = \omega_x + \omega_0\psi \\ \dot{\theta} = \omega_y + \omega_0 \\ \dot{\psi} = \omega_z - \omega_0\phi \end{cases} \quad (1)$$

其中  $\phi, \theta, \psi$  为卫星在卫星轨道坐标系下的滚动角、俯仰角、偏航角。 $\omega_0$  为轨道角速度,  $\omega_x, \omega_y$  和  $\omega_z$  为卫星本体惯性坐标系下测量的角速度分量。

由于 GEO 轨道导航卫星位置保持操作持续时间比较短,可以直接采用 IMU 的陀螺仪进行角速度测量,陀螺仪的观测模型为:

$$\begin{cases} \omega_{gx} = \omega_x + \Delta\omega_x \\ \omega_{gy} = \omega_y + \Delta\omega_y \\ \omega_{gz} = \omega_z + \Delta\omega_z \end{cases} \quad (2)$$

式中  $\omega_{gi} (i = x, y, z)$  为陀螺仪测量值,陀螺仪的在轨测量误差可由以下模型表示

$$\begin{cases} \Delta\omega_{gx} = b_x + d_x + \varepsilon_x \\ \Delta\omega_{gy} = b_y + d_y + \varepsilon_y \\ \Delta\omega_{gz} = b_z + d_z + \varepsilon_z \end{cases} \quad (3)$$

式中  $b_i$  为陀螺仪的常值漂移,可以通过在轨标定的方式进行较为准确的常漂估计。 $d_i$  为陀螺测量与时间相关的漂移,  $\varepsilon_i$  为零均值的白噪声,由于 GEO 导航卫星位保操作持续的时间较短(位保点火几十秒,整个位保模式持续几分钟),因此这两项误差值给自主导航精度带来的影响尚在可以接受的范围内。

根据公式(1)中的假设条件,导航卫星本体坐标系到地球轨道坐标系的状态转换矩阵可以表示为:

$$C_{ob} = \begin{bmatrix} 1 & -\psi & \theta \\ \psi & 1 & -\phi \\ -\theta & \phi & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

根据导航卫星轨道六要素:半长轴  $a$ , 偏心率  $e$ , 近地点幅角  $\omega$ , 轨道倾角  $i$ , 升交点赤经  $\Omega$ , 真近点角  $f$ , 可以得到赤道惯性坐标系与轨道坐标的转移矩阵:

$$C_{io} = \begin{bmatrix} \cos\Omega & -\sin\Omega & 0 \\ \sin\Omega & \cos\Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\omega & -\sin\omega & 0 \\ \sin\omega & \cos\omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

IMU 的加速度计在导航卫星本体坐标系下的加速度测量方程可以表示为:

$$\mathbf{a}_b = \mathbf{a}_i + \mathbf{a}_c + \mathbf{a}_s \quad (6)$$

式中,  $\mathbf{a}_b$  为卫星本体坐标系下的加速度矢量;  $\mathbf{a}_i$  为真实的加速度矢量;  $\mathbf{a}_c$  是加速度计的常值漂移,可以通过在轨标定的方式建立较为准确的常漂估计值。 $\mathbf{a}_s$  为测量噪声。于是赤道惯性坐标系下的加速度矢量可以表示为:

$$\mathbf{a}_i = C_{io} C_{ob} \mathbf{a}_b \quad (7)$$

## 2.2 GEO 卫星自主导航递推方程

GEO 轨道导航卫星在轨运行期间主要受到日月摄动、太阳光压等外部干扰力矩。除地球扁率 J2 项摄动力以外,卫星轨控发动机产生的加速度效果远远大于其它摄动加速度的影响,再考虑到 GEO 轨道导航卫星位置保持持续时间比较短,因此仅考虑地球扁率 J2 项摄动力的影响效果。根据公式(1)~(7)可以求得卫星推力器在赤道惯性坐标系下的加速度信息,将导航卫星的位置和速度信息作为系统状态变量,建立卫星自主导航的观测方程:

$$\begin{cases} \frac{dr_x}{dt} = v_x \\ \frac{dr_y}{dt} = v_y \\ \frac{dr_z}{dt} = v_z \\ \frac{dv_x}{dt} = -\frac{\mu r_x}{R^3} \times \left[ 1 - 1.5 \times J_2 \times \left( \frac{R_e}{R} \right)^2 \times \left( 5 \times \left( \frac{r_z}{R} \right)^2 - 1 \right) \right] + a_x \\ \frac{dv_y}{dt} = -\frac{\mu r_y}{R^3} \times \left[ 1 - 1.5 \times J_2 \times \left( \frac{R_e}{R} \right)^2 \times \left( 5 \times \left( \frac{r_z}{R} \right)^2 - 1 \right) \right] + a_y \\ \frac{dv_z}{dt} = -\frac{\mu r_z}{R^3} \times \left[ 1 - 1.5 \times J_2 \times \left( \frac{R_e}{R} \right)^2 \times \left( 5 \times \left( \frac{r_z}{R} \right)^2 - 3 \right) \right] + a_z \end{cases} \quad (8)$$

式中  $[r_x \ r_y \ r_z]^T$  和  $[v_x \ v_y \ v_z]^T$  分别为卫星在赤道惯性坐标系内的位置矢量和速度矢量,  $\mathbf{a}_i = [a_x \ a_y \ a_z]^T$  为 IMU 的加速度计测量值在赤道惯性坐标系内的分量。 $R_e$  为地球的平均赤道半径,  $R$  为导航卫星的球心距,由此可以得到基于 IMU 惯性测量单元的卫星自主导航的算法流程图:

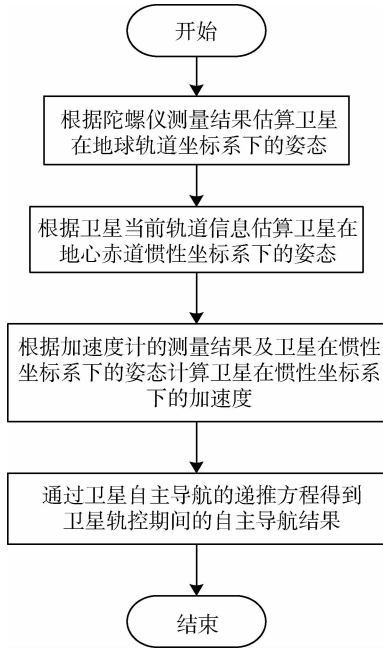


图2 GEO 轨道卫星位保期间自主导航算法流程图

### 3 仿真校验

GEO 卫星定点在东经  $110.5^\circ$ , 偏心率  $0.001^\circ$ , 轨道倾角  $0.1^\circ$ , 位保点火时间  $60\text{s}$ , 点火结束后卫星仍然维持使用推力器控制姿态的模式,  $600\text{s}$  后卫星转入轮控姿态模式。

综合考虑陀螺仪测量精度、零偏稳定性、角度随机游走等特性, 仿真中取陀螺仪的估计误差为  $0 \sim 1 \times 10^{-3} (\text{^\circ})/\text{s}$  的随机数, 加速度计的测量精度、常漂估计误差、建模不确定性等特性, 取加速度计的估计误差为  $0 \sim 6 \times 10^{-4} g_0$  的随机数。经过多次仿真实验, 卫星位保点火期间卫星的三轴姿态最大波动幅度如图 3 所示。

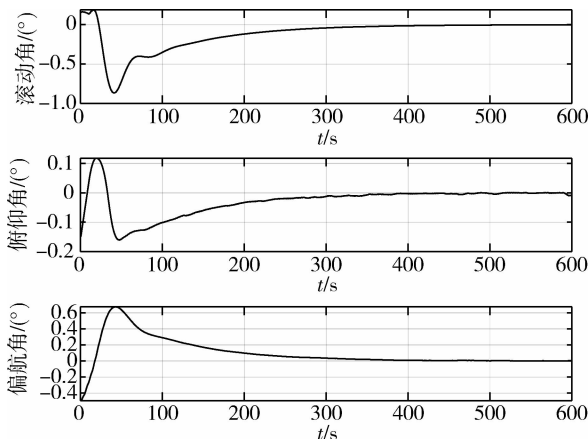


图3 GEO 轨道卫星位保期间三轴姿态仿真示意图

从图 3 中可以看出: 卫星三轴姿态控制正常, 并在  $200\text{s}$  内迅速收敛稳定。卫星位保点火结束后, 卫星仍然维持在位保工作模式, 采用推力器控制卫星三轴姿态, 因此, 卫星的自主导航算法将会持续到卫星转入反作用轮控制姿态为止。

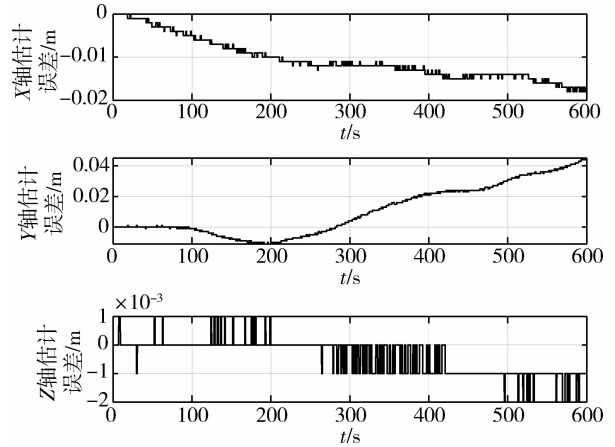


图4 GEO 轨道卫星位保期间位置估计误差示意图

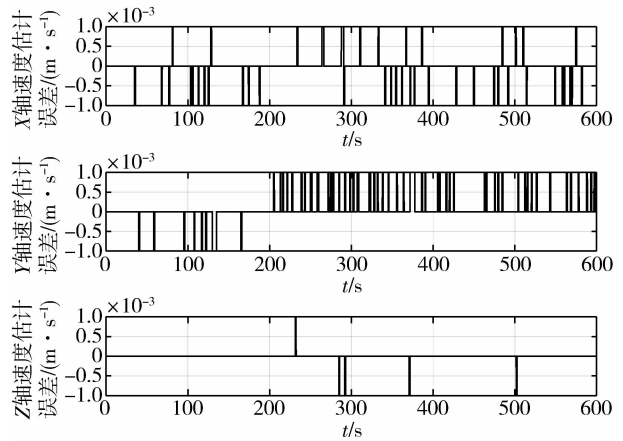


图5 GEO 轨道卫星位保期间速度估计误差示意图

图 4 和 5 分别是 GEO 轨道导航卫星位置保持期间的位置估计误差和速度估计误差。从仿真中可以看出, 在整个位置保持操作期间, 卫星的位置估计误差保持在  $1\text{m}$  以内, 速度估计误差保持在  $2 \times 10^{-3} \text{m/s}$  以内。仍然满足导航电文的精度需求。

### 4 结论

对于 GEO 轨道导航卫星在轨位置保持期间导航业务中断问题, 设计了一种基于 IMU 的自主导航方法。该方法有效降低了卫星位置保持期间姿态干扰力矩对卫星轨控精度的影响, 提高了卫星自主

导航的精度,从而保障了 GEO 轨道导航卫星导航业务的连续性。该方法结构简单、性能可靠,具有较好的工程价值。

### 参 考 文 献

- [ 1 ] 杨旭海,李志刚,冯初刚,等. GEO 卫星机动后的星历快速恢复方法[J]. 中国科学 G 辑:物理学、力学、天文学, 2008, 38(12): 1759-1765 (Yang Xuhai, Li Zhigang, Feng Chugang, et al. Ephemeris rapid recovery of GEO satellite after orbit maneuver[J]. Chinese Science, Part G: Physics, Mechanics and Astronomy, 2008, 38(12): 1759-1765).
- [ 2 ] 李恒年,李济生,黄永宣. 有连续推力控制的卫星轨道确定算法[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(9): 1957-1961 (Li Hengnian, Li Jisheng, Huang Yongxuan. On-line orbit determinative method for satellites with continuous thrust acceleration[J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 32(9): 1957-1961).
- [ 3 ] 李征航,张卫星,龚晓颖,等. 导航卫星自主定轨时轨道机动问题的处理方法[J]. 武汉大学学报信息科学版, 2011, 36(11): 1309-1313 (Li Zhenghang, Zhang Weixing, Gong Xiaoying, et al. Solution of orbit maneuver problem in autonomous orbit determination of navigation satellites[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2011, 36(11): 1309-1313. ]
- [ 4 ] 石恒,徐世杰. 连续小推力航天器自主导航及在轨参数标定[J]. 中国空间科学技术, 2012, 8(4): 62-70 (Shi Heng, Xu Shijie. Autonomous navigation and in-orbit parameter calibration for continuous low thrust spacecraft[J]. Chinese Space Science and Technology, 2012, 8(4): 62-70).
- [ 5 ] Xiong K, Zhang H Y, Liu L D. Adaptive robust extended Kalman filter for nonlinear stochastic systems[J]. IET Control Theory&Applications, 2008, 2(3): 239-250.
- [ 6 ] Fuchs A J, Velez, C E. In flight ground control of high drag satellites utilizing onboard accelerometer data and rapid orbit prediction techniques[C]//Proc. of the AIAA Mechanics and Control of Flight Conference, 1974:5-9.
- [ 7 ] David G, Vincent J, St6phane D. High performance accelerometer for on-orbit spacecraft autonomy[C]//Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2004: 5432-5440.
- [ 8 ] 黄河,周军,刘莹莹,等. 基于加速度信息的导航卫星轨控期间自主定轨方法[J]. 系统工程与电子技术. 2014, 36(2): 331-336 (Huang He, Zhou Jun, Liu Yingying, et al. [J] Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(2): 331-336).
- [ 9 ] 张涛,郑建华,高东. 一种利用磁强计和星敏感器的自主导航方法[J]. 宇航学报, 2017, 38(2): 152-158 (Zhang Tao, Zheng Jianhua, Gao Dong. A method of autonomous navigation using the magnetometer and star sensor[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(2): 152-158).
- [ 10 ] 马广富,王伟,张伟,等. 面向小推力变轨的天文组合自主导航方法[J]. 宇航学报, 2020, 41(9): 1166-1174 (Ma Guangfu, Wang Wei, Zhang Wei, et al. Integrated celestial autonomous navigation method for low thruster orbit maneuver[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(9): 1166-1174).
- [ 11 ] 杨文博. 中高轨道卫星自主导航与轨道控制的研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2015 (Yang Wenbo. Design of autonomous navigation and orbital control for MEO/HEO satellites [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2015).
- [ 12 ] 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: 157-176.
- [ 13 ] Soop E M. 地球静止轨道手册[M]. 王正才,邢国华,张宏伟,等译. 北京:国防工业出版社, 1999.