

不同推力下的非合作空间目标轨道机动检测

崔红正¹, 刘文玲², 唐歌实¹, 宋柏延¹, 葛茂荣³

(1. 北京航天飞行控制中心航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 100094; 2. 北京电子工程总体研究所, 北京 100854;
3. 德国地学研究中心, 波茨坦 14473)

摘 要: 针对非合作空间目标轨道机动检测问题, 创新性地提出具备普适性的不同推力下的轨道机动检测算法与检测流程。首先给出不同推力作用下轨道机动动力学模型, 在此基础上提出普适性轨道机动检测策略, 包括: 全模型地基与天基观测数据仿真策略, 数据处理软件平台, 脉冲推力、连续大推力与连续小推力轨道检测算法与流程, 精度评估策略。该策略利用不同推力作用下的检测算法与流程, 可以满足多数非合作目标轨道机动检测需求。结合地基与天基观测数据, 仿真分析不同推力下的非合作目标轨道机动检测情况与轨道精度恢复情况, 结果表明该策略能对轨道机动进行有效检测, 为工程实际提供了有益借鉴。

关键词: 轨道机动检测; 非合作目标; 脉冲推力; 连续大推力; 连续小推力; 天基与地基观测

中图分类号: V41 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2016)03-0253-09

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2016.03.002

Different Thrust Maneuvers Detection of Uncooperative Space Objects

CUI Hong-zheng¹, LIU Wen-ling², TANG Ge-shi¹, SONG Bai-yan¹, GE Mao-rong³

(1. Flight Dynamics Laboratory, Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;
2. Beijing Institute of Electronic System Engineering, Beijing 100854, China;
3. German Research Center for Geosciences, Potsdam 14473, Germany)

Abstract: In order to detect maneuvers of the uncooperative space objects, the universal detection algorithms and procedures are presented innovatively in this paper. The different thrust dynamic models are described in details, based on which the detection strategies are provided, including space-based and ground-based observations simulation strategies, software platform of data processing, detection algorithms and procedures for impulse thrust, high and low finite thrust, and accuracy evaluation strategies. The simulation analyses are made on different thrust maneuvers detection and orbit accuracy recovery based on the space-based and ground-based simulation observations. The work confirms that the detection method in the article can satisfy most of tasks for uncooperative objects detection, and provides a salutary lesson for engineering tasks.

Key words: Maneuvers detection; Uncooperative objects; Impulse thrust; High finite thrust; Low finite thrust; Space-based and ground-based observations

0 引 言

随着卫星应用领域的扩展, 卫星种类与数量不断增加, 形成了日趋完善的空间应用体系, 包括对地观测、定位和导航、空间预警、通信与数据传输、气象探测、科研等多个方面。对于合作目标, 卫星运行商根据实际任务需要对卫星进行轨道机动、轨道维持、

碰撞规避、姿态控制等操作, 然而大多数情况下这些信息是不公开的; 对于非合作目标, 需要对目标的轨道机动信息进行及时感知、检测与快速恢复。

国内外学者从不同角度对轨道机动检测、轨道机动期间定轨、轨道机动后轨道恢复情况进行了研究与分析。Hough^[1-2]对火箭发射段与空间目标再入段的轨道机动进行了跟踪与定位; Aaron^[3]对静止

卫星在地基光学观测下的轨道机动检测与轨道恢复情况进行了分析,但只是针对脉冲大推力情况;Hepner等^[4]提出了适用于目标机动检测的自适应滤波算法,并讨论了检测系统的可观测性,但考虑的动力学模型比较简单;Kelecy等^[5]对脉冲小推力作用下的定轨与机动检测进行了研究,对比分析了最小二乘估计方法与卡尔曼滤波方法的适用性,但轨道机动检测流程的实际可操作性不强;Lemmens等^[6]近期利用两行轨道要素对低轨卫星轨道机动进行了检测研究,但只是对历史数据的重新分析处理;Sciré等^[7]对基于地基光学观测的空间碎片轨道确定算法进行了仿真分析,但没有涉及到轨道机动检测。Johnson^[8]对不同大小脉冲推力下的轨道机动精度恢复进行了分析。国内,宋小勇等^[9]采用一阶马尔科夫过程对机动期间的轨道姿控力进行建模,并推导了基于该模型的参数估计方法,利用GEO实测数据表明该方法能够达到较好的轨道拟合效果;李恒年等^[10]建立了连续推力控制过程变质量动力学模型,在实际飞行控制应用中表明该模型在解决连续推力作用下的精密定轨问题是可行的;杨旭海^[11]利用GEO卫星机动结束并进入巡航状态后的短弧段观测数据定轨和轨道预报,可以实现机动后卫星星历的快速恢复;黄勇等^[12]利用变轨期间推进系统遥测参数建立了变轨推力模型,并提出了长弧段拟合估计推力参数的轨道确定方法;董云峰等^[13]根据小波系数曲线随小波分析尺度的变化趋势可以快速判定是否存在轨道机动,但不能对轨道机动进行定量分析;于大腾等^[14]针对某些因轨道信息不完整而无法直接外推的低轨飞行器机动检测问题,提出了一种基于轨道摄动影响的面内机动检测方法,但此方法目前只适用于轨道面内的机动检测;李冬等^[15]针对地基光学观测条件下的高轨空间目标两个短弧段的轨道确定问题,提出了利用二体轨

$$\frac{d\mathbf{X}}{dt} = \begin{bmatrix} \frac{d\mathbf{r}}{dt} \\ \frac{d\mathbf{v}}{dt} \\ \frac{d\boldsymbol{\beta}}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v} \\ \mathbf{a}_c + \mathbf{a}_e + \mathbf{a}_s + \mathbf{a}_m + \mathbf{a}_{srp} + \mathbf{a}_{drag} + \cdots + \mathbf{a}_{thrust} + \cdots - \frac{1}{\tau}\boldsymbol{\beta}(t) + \boldsymbol{\mu}(t) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: \mathbf{X} 为卫星机动动力学状态变量,包括:卫星在地心惯性系下的位置矢量 $\mathbf{r} = [r_x, r_y, r_z]^T$ 、速度矢量 $\mathbf{v} = [v_x, v_y, v_z]^T$ 、一阶高斯马尔科夫过程矢量 $\boldsymbol{\beta} =$

道的角动量和能量守恒方程计算初轨的方法和改善轨道收敛性的采样方法;王秀红^[16]结合目前地基光学观测设备的测轨精度和轨道动力学模型误差,添加了不同的测轨系统误差、随机误差及一定的动力学模型误差,并仿真分析了不同轨道高度空间目标的定轨精度。然而,这些研究只是针对具体情况的具体分析、仿真模型过于简化,没有针对不同推力、不同观测类型,在全模型仿真条件下的非合作目标轨道机动检测及轨道恢复情况进行普适性研究与分析,轨道机动检测流程的实际可操作性不强,更没有涉及到地基观测条件下的轨道机动检测问题,对于合作目标问题本质上属于轨道机动检测后的定轨与轨道恢复过程,本文不做进一步讨论。

本文创新性地提出了具备普适性的不同推力下的轨道机动检测算法与检测流程。首先给出了不同推力作用下轨道机动动力学模型,在此基础上提出了轨道机动检测策略,包括:全模型地基与地基观测数据仿真策略,数据处理软件平台,脉冲推力、连续大推力与连续小推力轨道检测算法与流程,精度评估策略。结合地基与地基观测数据,仿真分析了不同推力下的非合作目标轨道机动检测情况与轨道精度恢复情况。

1 轨道机动动力学模型

根据目前发动机的工作能力、作用时间相对于航天任务周期的比值,轨道机动可分为脉冲推力、连续大推力及连续小推力三种模式。此处,脉冲推力:推力较大,作用时间相对于轨道周期可以忽略不计,一般为几秒并小于轨道积分步长;连续大推力:推力较大,作用时间一般为分钟或小时量级;连续小推力:推力较小,作用时间一般为小时或天量级,并为多次作用。轨道机动控制力下的轨道动力学模型如下式^[17-18]:

$[\beta_x, \beta_y, \beta_z]^T$, τ 为相关时间, \mathbf{a}_c 为中心引力, \mathbf{a}_e 为地球非球形加速度, \mathbf{a}_s 为太阳引力加速度, \mathbf{a}_m 为月球引力加速度, \mathbf{a}_{srp} 为太阳光压加速度, \mathbf{a}_{drag} 为大气阻力

加速度, $\mathbf{a}_{\text{thrust}}$ 为轨道机动控制加速度,关于加速度对于状态变量 \mathbf{X} 的偏导数可以参考文献[18-19]。

$$\mathbf{a}_I = -\frac{\dot{m}}{m_0 - \dot{m}\Delta t} \frac{1}{\ln\left(1 - \frac{\dot{m}}{m_0}\Delta t\right)} \mathbf{E}\Delta\mathbf{v} \quad (2)$$

$$\mathbf{a}_F = \frac{I_{sp}g_0\dot{m}}{m(t)} \mathbf{E}\boldsymbol{\eta} = \frac{I_{sp}g_0\dot{m}}{m(t)} \cdot (\eta_R E_x + \eta_I E_y + \eta_C E_z) \quad (3)$$

式(2)描述了脉冲推力作用下的机动加速度模型,式(3)描述了连续推力作用下的机动加速度模型。式中: $\Delta\mathbf{v} = [v_R, v_I, v_C]^T$ 为卫星轨道坐标系下的速度脉冲增量(R 代表径向, I 代表迹向, C 代表横向), $\Delta\boldsymbol{\eta} = [\eta_R, \eta_I, \eta_C]^T$ 为推力方向在轨道坐标系中的投影, $\mathbf{E} = [E_x, E_y, E_z]^T$ 为卫星轨道坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵, \dot{m} 为发动机工作质量消耗量, I_{sp} 为发动机比冲,式(2)和式(3)对于状态变量的偏导数可以参考文献[18]。对于动力学模型的随机不确定量、观测模型的不确定量、轨道机动模型的不确定量及轨道机动模型本身可以采用如式(1)所示的一阶高斯马尔科夫过程矢量来表示,其中 $\boldsymbol{\mu}(t)$ 为零均值的高斯白噪声,即:

$$\begin{cases} \mathbf{E}\{\boldsymbol{\mu}(t)\} = 0 \\ \mathbf{E}\{\boldsymbol{\mu}(t_i)\boldsymbol{\mu}(t_j)\} = \sigma^2\delta(t_i - t_j) \end{cases} \quad (4)$$

式中: σ^2 为高斯白噪声 $\boldsymbol{\mu}(t)$ 的方差。

2 轨道机动检测策略

2.1 数据处理软件平台

由于批处理估计算法在轨道机动检测及快速轨道恢复上存在不足,在机动期间定轨及预报精度、轨道恢复精度上都差于序贯处理估计算法。由于轨道机动期间轨道动力学模型与观测模型的不确定性,以及数据处理时计算机的位数限制造成的截断误差,经常会出现奇异或接近奇异的法方程。平方根信息滤波(SRIF)和均方根信息平滑器(SRIS)采用平方根矩阵,能确保协方差矩阵的对称性和正定性,同时缩短了计算变量的数值范围,只需要非平方根算法的一半字长;SRIF/SRIS利用Household变换避免了法方程的求逆,增加了数值解算的稳定性,具有比经典卡尔曼滤波更稳定和更高数值精度的特性。

本文采用SRIF/SRIS进行参数估计与平滑,SRIF/SRIS已成功应用于美国喷气动力实验室(JPL)开发的GPS处理软件GIPSY^[20],其在处理数据及卫星跟踪数据时能有效克服滤波器的发散,具

有较高的数值稳健性和计算高效性^[21]。北京航天飞行控制中心一直从事航天飞行器精密定轨技术研究,在德国地学研究中心最新开发的实时数据处理软件平台EPOS-RT(Earth parameter and orbit determination system in real-time)的基础上,开发了不同推力下的轨道机动加速度模型,实现了轨道机动期间实时轨道确定。

2.2 地基与天基观测数据仿真策略

为了对不同推力作用下和不同观测类型的轨道机动检测情况与快速轨道恢复情况进行全面分析,需要对不同分析场景进行全模型仿真。本文采用非合作空间目标常用的观测模式^[22],对于地基雷达(距离)、地基光学(方位角、仰角)、天基光学(天基赤经、天基赤纬)这三种观测数据进行全模型仿真,仿真模型选择与参数设置如表1所示。

表1 地基与天基观测数据仿真模型选择与参数设置
Table 1 The model and parameter setting for space-based and ground-based observation simulation

名称	模型选择与参数设置
主要行星引力	日月和主要行星(JPL DE405)
潮汐	固体潮汐、海潮(IERS Conventions 2010)
非球形引力场	EGM96 模型
相对论	IERS Conventions 2010
太阳光压	照射面积:20 m ² ,光压系数:1.2 ^[17] , 非合作目标与天基平台一致
大气阻力	密度模型:DTM94,阻力系数:2.2, 横截面积 ^[17] :20 m ² , 非合作目标与天基平台一致
对流层模型	Saastamoinen 模型
电离层模型	IRI2007 模型
脉冲推力	见式(2)
连续大推力	见式(3),恒定推力
连续小推力	见式(3),恒定推力
地基光学观测值误差	方位角:白噪声 5 arcsec,仰角:白噪声 5 arcsec
地基雷达观测值误差	距离:白噪声 5 m
天基光学观测值误差	天基赤经:白噪声 10 arcsec 天基赤纬:白噪声 10 arcsec

2.3 数据处理评定准则

对于轨道机动期间定轨精度以及快速轨道恢复精度可以通过观测值残差比、与标称仿真轨道对比、绝对滤波收敛条件来判定。

1) 与标称仿真轨道外符合

本评定准则是利用定轨结果与标称仿真轨道星

历差值的均方根(RMS)进行对比,如下所示:

$$R_{1D} = \left(\frac{R_R^2 + R_I^2 + R_C^2}{3} \right)^{1/2} \quad (5)$$

式中: R_{1D} 为平均均方根, R_R 为径向 RMS, R_I 为迹向 RMS, R_C 为横向 RMS。

2) 滤波绝对收敛条件

轨道确定是在地心惯性坐标系 S_I 下, 但为了考察轨道精度一般需把估计参数方差转换到轨道坐标系 S_o 下,

$$\mathbf{P}_o = [\boldsymbol{\psi}'_o] \mathbf{P}_I [\boldsymbol{\psi}'_o]^T \quad (6)$$

此处只采用滤波绝对收敛条件,

$$3\sigma_i < \bar{\mathbf{X}}_i (i = 1, m) \quad (7)$$

式中: \mathbf{P}_o 为轨道坐标系下的估计方差矩阵, \mathbf{P}_I 为地心惯性坐标系下的估计方差矩阵, $\boldsymbol{\psi}'_o$ 为轨道坐标系与地心惯性坐标系的转换矩阵, m 是待收敛参数个数, σ 为估计参数不确定方差, $\bar{\mathbf{X}} = [\bar{r}_R, \bar{r}_I, \bar{r}_C, \bar{v}_R, \bar{v}_I, \bar{v}_C]^T$ 为指定的绝对收敛条件。本文绝对收敛条件为:

$$\begin{cases} C_G: \bar{r}_R = \bar{r}_I = \bar{r}_C = 300 \text{ m}; \bar{v}_R = \bar{v}_I = \bar{v}_C = 3 \text{ cm/s} \\ C_S: \bar{r}_R = \bar{r}_I = \bar{r}_C = 2000 \text{ m} \\ \bar{v}_R = \bar{v}_I = \bar{v}_C = 20 \text{ cm/s} \end{cases} \quad (8)$$

式中: C_G 为地基观测条件下的收敛条件, C_S 为天基观测条件下的收敛条件。

3) 观测值残差比

利用验后残差对观测值的方差进行估计^[23],

$$\hat{\sigma}_i^2 = \frac{\mathbf{V}_i^T \mathbf{P}_I \mathbf{V}_i}{n_i} \quad (9)$$

式中: n_i 为第 i 类观测值的个数, \mathbf{V}_i 为观测值残差, $\hat{\sigma}_i$ 为第 i 类观测值的方差, 可以利用观测值残差与其方差的比值来评判数据处理的拟合效果。

2.4 轨道机动检测算法与流程

1) 未知脉冲推力研究方法

在脉冲推力作用下, 卫星位置连续变化, 但卫星速度在推力作用时刻有跳变。可用推力作用前后轨道相交时刻作为推力作用时刻, 该时刻对应的卫星速度变化值作为脉冲推力大小。如图 1 所示, 未知脉冲推力下的非合作目标机动检测及快速轨道恢复精度分析步骤如下:

(1) 轨道机动前正常跟踪非合作目标, 进行日常例行定轨;

(2) 施加仿真脉冲速度, 观测值残差增大;

(3) 轨道机动后, 正常跟踪非合作目标, 重新进行日常例行定轨, 当滤波器达到绝对收敛条件时, 滤波器向前平滑并预报;

(4) 将轨道机动前轨道向后预报与机动后滤波器向前平滑并预报轨道相交, 检查出脉冲轨道机动时刻与大小;

(5) 利用检测出的脉冲机动时刻、大小与方向作为估计变量的初值, 从轨道机动前重新开始定轨, 并分析轨道机动后的轨道精度恢复情况。

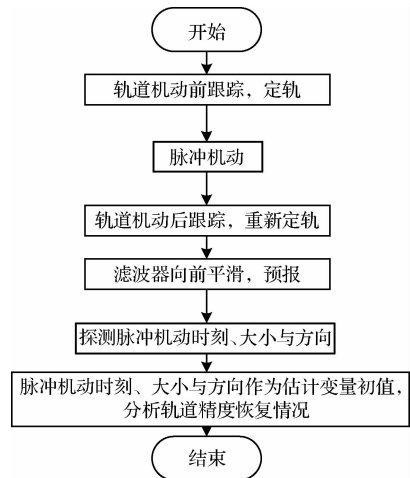


图 1 未知脉冲推力下的非合作目标机动检测流程图
Fig. 1 Flow chart of impulse thrust maneuvers detection for uncooperative space objects

2) 未知连续大推力研究方法

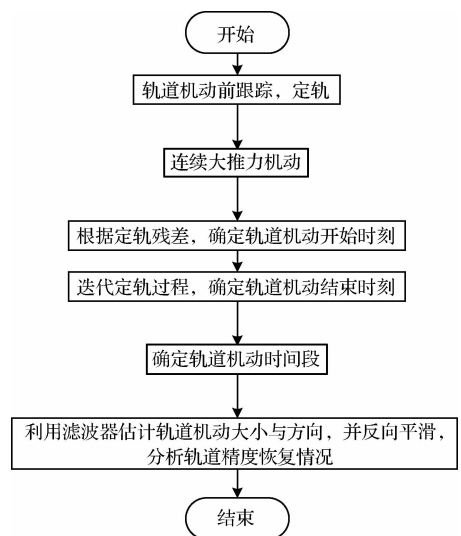


图 2 未知连续大推力下的非合作目标机动检测流程图
Fig. 2 Flow chart of high finite thrust maneuvers detection for uncooperative space objects

在连续大推力作用下,大推力加速度相对于轨道摄动力量级较大。在轨道估计过程中,如果不考虑推力加速度模型,观测值残差会明显增大,基于此可判断推力作用开始时刻并迭代得出作用时间段。如图2所示,未知连续大推力下的非合作目标机动检测及快速轨道恢复精度分析步骤如下:

- (1)轨道机动前正常跟踪非合作目标,进行日常例行定轨;
- (2)施加仿真连续大推力,观测值残差增大;
- (3)根据定轨残差,确定轨道机动开始时刻;
- (4)设置连续大推力初值,估计连续推力,迭代轨道机动结束时刻,直到观测残差满足要求;
- (5)根据确定的轨道机动时间段,用滤波器估计轨道机动的大小与方向,并进行反向平滑;
- (6)分析滤波器估计后轨道机动恢复情况。

3)未知连续小推力研究方法

在连续小推力作用下,小推力加速度相对于轨道摄动力量级较小。在轨道估计过程中,如果不考虑推力加速度模型,观测值残差增大不明显,通过一阶高斯马尔科夫过程来拟合未知小推力,迭代观测值残差来得出高斯马尔科夫过程的噪声方差大小,进而得出小推力加速度大小。如图3所示,未知连续小推力下的非合作目标机动检测及快速轨道恢复精度分析步骤如下:

- (1)轨道机动前正常跟踪非合作目标,进行日

常例行定轨;

- (2)施加仿真连续小推力,观测值残差增大;
- (3)在径向、迹向、横向施加等间隔的小速度脉冲为一阶高斯马尔科夫过程噪声,进行轨道确定;
- (4)更改小速度脉冲的大小,迭代定轨过程,直到观测残差比满足要求;
- (5)根据过程噪声(即小速度脉冲)的大小,确定推力大小范围;
- (6)约束推力大小,利用滤波器估计轨道机动大小与方向;分析滤波器估计过程中轨道机动恢复情况。

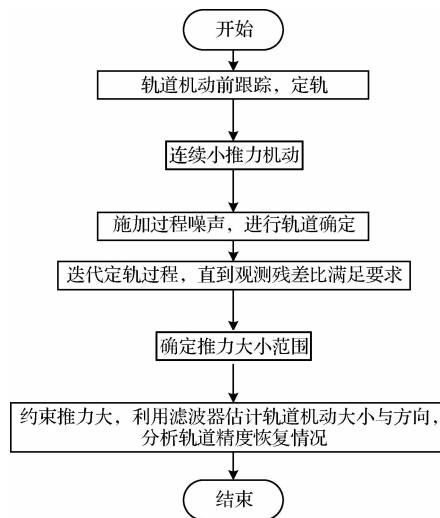


图3 未知连续小推力下的非合作目标机动检测流程图
Fig.3 Flow chart of low finite thrust maneuvers detection for uncooperative space objects

表2-1 地基跟踪站站址

Table 2-1 The initial parameters setting for ground-based stations coordinate

测站名称	纬度/(°)	经度/(°)
北京站	40.117	116.228
喀什站	39.505	75.929
昆明站	25.027	102.796
拉萨站	29.650	91.100

表2-2 天基任务轨道与非合作目标轨道初值(1 Jan 2015 00:00:00.000(UTC))

Table 2-2 The initial parameters setting for space-based mission orbits and uncooperative space objects (1 Jan 2015 00:00:00.000(UTC))

轨道类型	a /(km)	e	i /(°)	ω /(°)	Ω /(°)	θ /(°)
SBSS1/2/3/4	7178.140	0	98.608	0	150	0/90/180/270
C03	42164.30	0.000693	1.554	23.351	310.167	288.684

表2-3 轨道机动序列参数

Table 2-3 The initial parameters setting for orbit maneuvers

机动类型	轨道机动序列
脉冲机动	4 Jan 2015 01:30:00, 0.1/1.0 m/s, 迹向, 卫星质量:1800 kg
有限大推力	4 Jan 2015 00:00:00 - 4 Jan 2015 00:30:00(地基观测), 3 Jan 2015 16:00:00 - 3 Jan 2015 16:30:00(天基观测), 推力恒定:100 N, 迹向, 卫星质量:1800 kg, Isp:350 s
有限小推力	3 Jan 2015 00:00:00 - 5 Jan 2015 24:00:00, 推力恒定:0.1 N, 径向与迹向, 卫星质量:1800 kg, Isp:3500 s

3 仿真算例分析

结合我国国内部分地面站(北京站、喀什站、昆明站、拉萨站)和典型天基任务轨道(Space based space surveillance, SBSS)^[24-25]进行地基与天基观测值仿真,此处选择在同一轨道面的四颗太阳同步轨道为天基任务轨道,假设北斗二号C03星(110.5°E)为待研究的非合作目标。地基跟踪站坐标、天基任务轨道初值、非合作目标轨道初值、轨道机动序列如表2所示。

1) 未知脉冲推力检测结果

对于脉冲推力检测,数据仿真为一天4个2h弧段,4h等间隔。待估参数为6个轨道要素、太阳光压参数、脉冲推力大小与方向。图4与图5为1 m/s与0.1 m/s脉冲推力作用与地基观测条件下轨道机动检测情况,图中纵坐标代表的是机动前轨道向后预报与机动后滤波器向前平滑并预报两者的位置与速度差值。天基与地基观测条件下,检测出的脉冲时刻与大小情况如表3,并利用检测出的初值,从轨道机动前重新开始定轨,按照式(8),轨道机动后的精度恢复情况如表3所示。

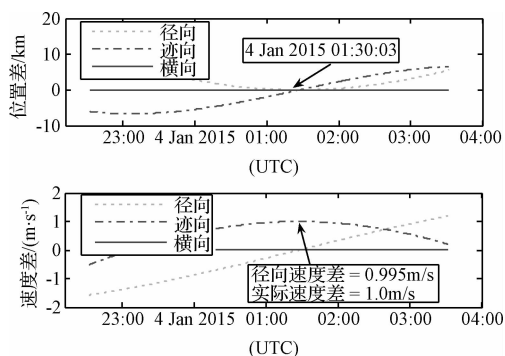


图4 1 m/s 脉冲推力作用与地基观测条件下轨道机动检测情况

Fig. 4 Maneuvers detection based on ground-based observations and 1 m/s impulse thrust

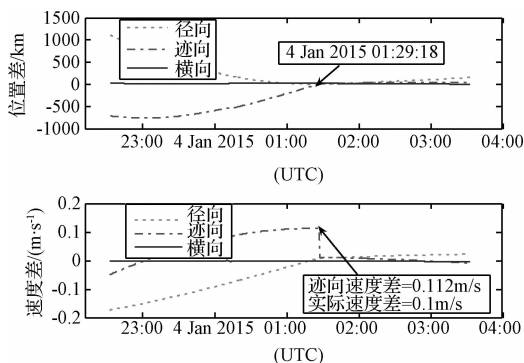


图5 0.1 m/s 脉冲推力作用与地基观测条件下轨道机动检测情况

Fig. 5 Maneuvers detection based on ground-based observations and 0.1 m/s impulse thrust

表3 脉冲轨道机动检测与恢复情况结果

Table 3 The results for impulse thrust maneuvers detection and orbit recovery

工况	检测脉冲机动时间(UTC)	检测脉冲大小/(m·s ⁻¹)	轨道恢复时间/h	
地基观测	1 m/s	4 Jan 2015 01:30:03	0.995	19.5
	0.1 m/s	4 Jan 2015 01:29:18	0.112	9.5
天基观测	1 m/s	4 Jan 2015 01:31:12	0.970	48.5
	0.1 m/s	4 Jan 2015 01:33:27	0.204	26.5

2) 未知连续大推力检测结果

对于连续大推力检测,观测数据为0.5 min间隔进行仿真。待估参数为6个轨道要素、太阳光压参数、连续推力大小与方向。此处设置连续大推力方向为迹向、初值为80 N、方差为100 N。图6为地基观测条件下定轨残差变化图,4 Jan 2015 00:30可以作为连续推力开始时刻。经过迭代后,当结束时刻为4 Jan 2015 00:31:00。然后根据确定的轨

道机动时间段,用滤波器估计轨道机动的大小与方向,并进行反向平滑,得到的连续大推力情况如图7所示,图8是按照相同方法得到的天基观测条件下的机动推力检测情况。具体检测结果与轨道机动恢复情况如表4所示。

表4 连续大推力轨道机动检测与恢复情况结果

Table 4 The results for high finite maneuvers detection and orbit recovery

工况	检测连续机动时间(UTC)	检测连续推力/(m·s ⁻²)	轨道恢复时间/h
地基观测	开始时刻:4 Jan 2015 01:30:03 结束时刻:4 Jan 2015 00:31:00	如图10	13.5
天基观测	开始时刻:3 Jan 2015 16:03:00 结束时刻:3 Jan 2015 16:30:00	如图11	32.0

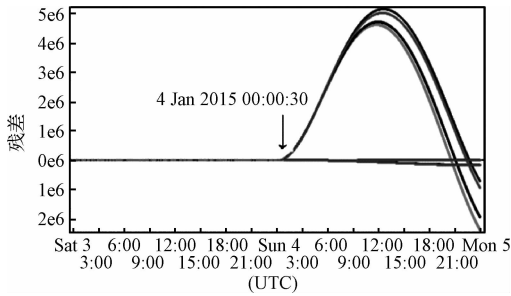


图6 连续大推力作用与地基观测条件下定轨残差变化图

Fig. 6 Residual variation of orbit determination based on ground-based observations and high finite thrust

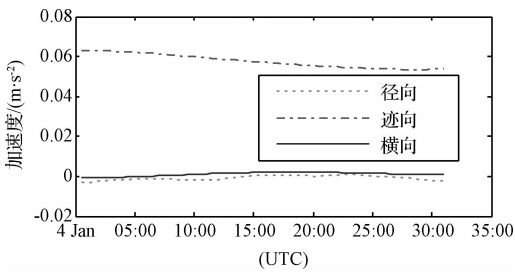


图7 连续大推力作用与地基观测条件下机动推力检测情况

Fig. 7 Maneuvers detection based on ground-based observations and high finite thrust

3) 未知连续小推力检测结果

对于连续小推力检测,观测数据为0.5 min间隔进行仿真。待估参数为6个轨道要素、太阳光压参数、连续推力大小与方向。如图9,小推力仿真为一天4个2 h弧段,4 h等间隔。在径向、迹向、横向施加间隔为1 min的小速度脉冲为一阶高斯马尔科

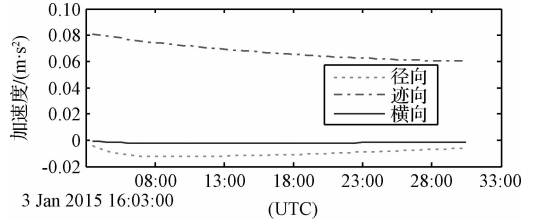


图8 连续大推力作用与天基观测条件下机动推力检测情况

Fig. 8 Maneuvers detection based on space-based observations and high finite thrust

夫过程噪声,如式(1)所示。迭代随机小速度脉冲大小,直到观测残差比满足要求($< 3\hat{\sigma}$),表5给出了地基与天基观测条件下的迭代过程,推力加速度大约为0.005 cm/s²,然后约束推力大小为0.09 N,利用滤波器估计轨道机动大小与方向,如图10~11所示。对于轨道机动恢复情况,连续小推力作用下,位置误差不是很明显($R_R = 58.1$ m, $R_I = 321.4$ m, $R_C = 364.5$ m),可以不用考虑定轨过程中的轨道机动恢复情况。

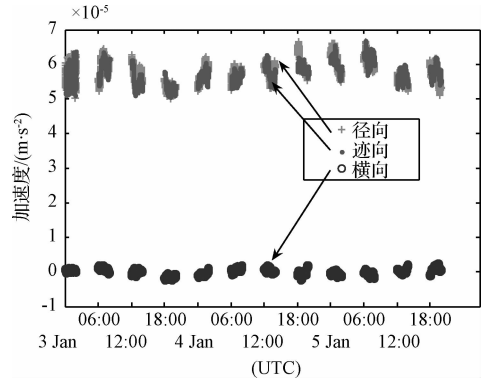


图9 仿真连续小推力时间序列

Fig. 9 Low finite thrust simulation sequence

表5 连续小推力作用与地基观测条件下随机脉冲迭代过程

Table 5 The iteration of random impulse noise on ground-based observations and low finite thrust

随机脉冲/(cm·s ⁻¹)	观测残差	
	地基观测	天基观测
0.01	$< 16\hat{\sigma}$	$< 600\hat{\sigma}$
0.05	$< 8\hat{\sigma}$	$< 200\hat{\sigma}$
0.10	$< 6\hat{\sigma}$	$< 30\hat{\sigma}$
0.15	$< 5\hat{\sigma}$	$< 15\hat{\sigma}$
0.20	$< 4\hat{\sigma}$	$< 8\hat{\sigma}$
0.25	$< 3.5\hat{\sigma}$	$< 4\hat{\sigma}$
0.30	$< 3\hat{\sigma}$	$< 3\hat{\sigma}$

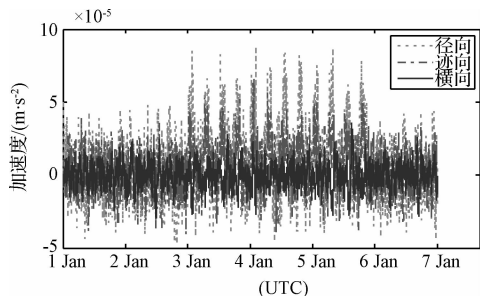


图10 连续小推力作用与地基观测条件下
机动推力检测情况

Fig. 10 Maneuvers detection based on ground-based
observations and low finite thrust

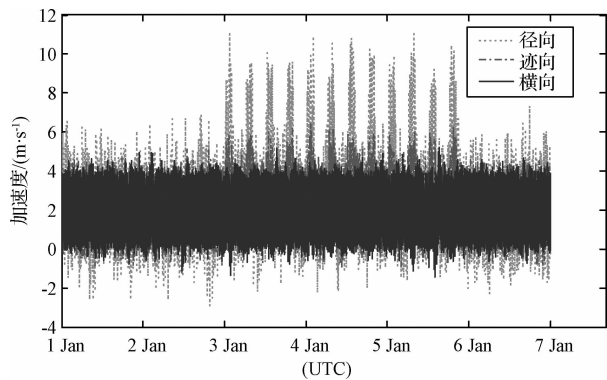


图11 连续小推力作用与天基观测条件下
机动推力检测情况

Fig. 11 Maneuvers detection based on space-based
observations and low finite thrust

4 结 论

本文针对不同推力作用、不同观测条件下的非合作目标轨道机动检测及轨道恢复情况进行了普适性研究与分析。分别针对脉冲推力、连续大推力及连续小推力三种模式,提出了非合作目标轨道机动检测策略,并通过仿真测试算例,给出了轨道机动检测结果与轨道精度恢复情况。研究表明,本文采用的策略可以满足多数非合作目标轨道机动检测需求,为工程实际提供有益的借鉴,但结论只是针对本文给出的仿真条件,对于更为复杂的实际条件约束,需要进一步深入研究。

参 考 文 献

[1] Hough M E. Nonlinear recursive filter for boost trajectories [J]. The Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(5): 991-997.
[2] Hough M E. Optimal guidance and nonlinear estimation for

interception of decelerating targets [J]. The Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(2): 316-324.

- [3] Aaron B S. Geosynchronous satellite maneuver detection and orbit recovery using ground based optical tracking [D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2006.
[4] Hepner S, Geering H. Adaptive two-time-scale tracking filter for targets acceleration estimation [J]. The Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1991, 14(3): 581-588.
[5] Kelecy T, Jah M. Detection and orbit determination of a satellite executing low thrust maneuvers [J]. Acta Astronautica, 2009, 66(5): 798-809.
[6] Lemmens S, Krag H. Two line elements based maneuver detection methods for satellites in low earth orbit [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(3): 860-868.
[7] Sciré C, Santoni F, Piergentili F. Analysis of orbit determination for space based optical space surveillance system [J]. Advances in Space Research, 2015, 56: 421-428.
[8] Johnson T M. Post-maneuver orbit accuracy recovery analysis [C]. The 20th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, San Diego, California, February 14-17, 2010.
[9] 宋小勇,贾小林,焦文海,等. 基于随机姿态力模型的 GEO 卫星机动定轨[J]. 武汉大学学报:信息科学版,2009,34(5): 573-576. [Song Xiao-yong, Jia Xiao-lin, Jiao Wen-hai, et al. Determining maneuver orbit of GEO using stochastic thrust model [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2009,34(5): 573-576.]
[10] 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 Heng-nian, Li Ji-sheng, Huang Yong-xuan. On-line orbit determinative method for satellites with continuous thrust acceleration [J]. Systems Engineering and Electronics, 2010,32(9): 1957-1961.]
[11] 杨旭海. GEO 卫星机动后的星历快速恢复方法[J]. 中国科学 G 辑,2008,38(12): 1759-1765. [Yang Xu-hai. Methods of rapid orbit forecasting after maneuvers for geostationary satellites [J]. Science in China Series G, 2008, 38(12): 1759-1765.]
[12] 黄勇,胡小工. 利用 CAPS 测距数据确定 GEO 卫星变轨期间轨道[J]. 中国科学 G 辑,2008,38(12): 1750-1758. [Huang Yong, Hu Xiao-gong. Precise orbit determination of a maneuvered GEO satellite using CAPS ranging data [J]. Science in China Series G, 2008, 38(12): 1750-1758.]
[13] 董云峰,苏建敏. 利用小波分析识别空间目标轨道机动[J]. 宇航学报,2004,25(2): 213-218. [Dong Yun-feng, Su Jian-min. Detection of space target orbit maneuver by wavelet analysis [J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(2): 213-218.]
[14] 于大腾,王华,尤岳,等. 不完备轨道信息下的 LEO 轨道面内机动检测方法[J]. 宇航学报,2013,34(3): 314-319. [Yu Da-teng, Wang Hua, You Yue, et al. A new in-plane maneuver detection method for incomplete orbit information of LEO spacecraft [J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(3): 314-

- 319.]
- [15] 李冬,易东云,程洪玮. 天基空间目标监视的短弧段定轨技术[J]. 宇航学报,2011,32(11): 2339 - 2344. [Li Dong, Yi Dong-yun, Cheng Hong-wei. Orbit determination with short arcs for space-based space objects surveillance [J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(11): 2339 - 2344.]
- [16] 王秀红,李俊峰,王彦荣. 天基照相机监测空间目标定轨方法及精度分析[J]. 光学精密工程,2013,21(6): 1394 - 1402. [Wang Xiu-hong, Li Jun-feng, Wang Yan-rong. Orbit determination and precision analysis of space object with space-based camera [J]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(6): 1394 - 1402.]
- [17] 肖业伦. 航天器飞行动力学原理[M]. 北京:宇航出版社, 1995.
- [18] 李恒年. 卫星机动轨道确定[M]. 北京:国防工业出版社, 2013.
- [19] 赵齐乐. GPS 导航星座及低轨卫星的精密定轨理论及软件研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2005. [Zhao Qi-le. Research on GNSS and LEO precise orbit determination theory and software [D]. Wuhan: Wuhan University, 2005.]
- [20] Sharp T R, Hatch F N. StarFire and real-time GIPSY: a high accuracy global differential GPS system [C]. The 5th International Symposium on Satellite Navigation Technology & Application, Canberra, Australia, July 24 - 27, 2001.
- [21] Bierman G J. Factorization methods for discrete sequential estimation [M]. New York: Academic Press, 1997.
- [22] 王海福. 空间碎片导论[M]. 北京:科学出版社,2010.
- [23] 李敏. 多模 GNSS 精密定轨理论与应用研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2011. [Li Min. Research on multi-GNSS precise orbit determination theory and application [D]. Wuhan: Wuhan University, 2011.]
- [24] Burnham W F, Morton F E, Sridharan R, et al. Mission planning for space-based surveillance with the space-based visible sensor [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2000, 23(1): 165 - 169.
- [25] Cui H Z, Sun X C, Han C, et al. Optimization of hybrid orbit constellation design for space based surveillance system [C]. The 22th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Charleston, USA, February 1 - 2, 2012.

作者简介:

崔红正(1983 -),男,博士后,主要从事 GNSS 高精度数据处理、卫星星座的优化设计、航天器精密轨道确定、航天器姿态轨道动力学与控制、航天任务分析与设计等方面的研究。

通信地址:北京市 5130 信箱 120 分箱(100094)

电话:(010)66365960

E-mail: h. z. cui@hotmail. com

(编辑:牛苗苗)