0254-6124/2024/44(1)-0151-08 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

CUI Wen, GUO Chao, ZHANG Wei. Method of Spacecraft Maneuver Detection Based on Two-line Elements (in Chinese). *Chinese Journal of Space Science*, 2024, **44**(1): 151–158. DOI:10.11728/cjss2024.01.2023–0001

基于 TLE 双行根数的航天器机动检测方法

崔 文 郭 超 张 炜

(中国人民解放军 63768 部队 西安 710600)

摘 要 由于不同功能的航天器承担的任务不尽相同、轨道亦不相同等原因, 航天器不时需要变轨机动以确保完成任务. 对于非合作航天器, 其可能的变轨信息预先未知且难以预测, 故需要准确快速判断航天器的变轨事件, 以及时调整轨道探测策略. 由于美国公布的双行根数具有来源稳定、更新频率快和容易获取等特点, 本文结合航天器轨道动力学及变轨控制的特点, 提出了基于 TLE 双行根数的航天器变轨机动检测方法, 通过检测半长轴的变化量和相对距离最小值实现了在轨航天器轨道面内机动的检测. 以 METOP-A1 和 IRNSS 1G 两个航天器在 2019 年 6－9 月的 TLE 根数为例, 说明使用该方法开展机动检测的操作流程和步骤. 同时大量仿真计算结果表明, 该方法能够有效解决航天器在轨运行过程中面内机动时间和半长轴改变量的检测以及多次变轨识别的问题, 检测精度与 TLE 根数自身精度及机动量大小相关.

关键词 TLE 双行根数, 航天器, 轨道机动, 变轨检测

中图分类号 V19

Method of Spacecraft Maneuver Detection Based on Two-line Elements

CUI Wen GUO Chao ZHANG Wei

(*Unit* 63768 *of PLA*, *Xi'an* 710600)

Abstract Due to the missions and orbit types of different spacecraft are quite different, orbit maneuvers must be conducted by spacecraft irregularly to ensure that they could complete their tasks successfully. For the non-cooperative spacecraft, their possible orbit maneuvers are usually unknown and very difficult to predict in advance, so it is necessary to identify possible orbit maneuver events in order to adjust spacecraft detection strategy in time. Two-Line Element (TLE for short) published by the USA, has the advantages of stable source, fast update frequency and easy acquisition, so it is proper to carry out the research on the method of spacecraft maneuver detection based on TLE. According to laws of operation and orbit control of spacecraft, this paper proposed a method based on TLE to detect maneuver events, which happened in the orbit plane of spacecraft, by checking and comparing the changes in semi-major axis and minimum ranges between two TLEs. The TLEs, from June, 2019 to September, 2019, of two spacecraft, METOP-A1 and IRNSS 1G, were taken for example to demonstrate the operating procedures and steps of maneuver detection using this method. Then, a large number of TLEs were

2023-01-02 收到原稿, 2023-03-09 收到修定稿

©The Author(s) 2024. This is an open access article under the CC-BY 4.0 License (https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

generated by simulation, and on the basis, some calculations of maneuver detection were conducted correspondingly. From the statistical result, it could be found that the deviation of maneuver detection results was influenced by the own precision of TLEs and the amplitude of changes in semi-major axis. This method could effectively solve the problem of detecting the time and changes in semi-major axis of in-plane maneuvers, and identifying multiple maneuvers, so its effectiveness and usability was fully proved.

Key words Two-line elements, Spacecraft, Orbit maneuver, Maneuver detection

0 引言

近年来, 随着各国航天活动的不断增加, 空间航天器总数急剧增长. 根据美国公开数据显示, 空间目标总数已超 2 万个, 航天器总数超过 6000 个. 由于不同功能的航天器承担的任务不尽相同、轨道亦不相同等原因, 卫星不时需要变轨以确保完成任务. 对于非合作航天器, 其轨道机动的信息事先未知, 因此对于编目工作, 需快速从观测中发现航天器变轨, 以立即作出目标跟踪策略的调整. 若航天器变轨后未及时发现其变轨行为, 则可能失去对该航天器的跟踪[1].

目前, 基于 TLE 根数进行航天器变轨分析已成为关注焦点[2,3]. 有研究提出 SACM 方法[4], 其主要基于 TLE 根数中半长轴的变化, 获取变化门限, 并利用该门限对采样数据进行比对, 但该算法未提供准确的轨道机动时间及轨道机动量的计算方法; 有研究利用对目标 TLE 根数进行预报得到特征轨道参数的预报偏差序列, 并对预报偏差数据的两个分量进行联合异常检测[5]; 有研究提出了基于轨道摄动影响的面内机动检测方法, 但无法精确确定机动时间[6].

经统计, 目前在轨航天器 97% 以上的机动行为均在轨道面内进行 (主要表现为半长轴控制), 而轨道面外机动 (例如倾角和升交点赤经控制) 燃料耗费巨大, 对航天器在轨寿命影响明显, 仅在极少情况下实施, 例如太阳同步轨道卫星调整降交点地方时、地球同步轨道卫星进行南北保持等. 鉴于上述原因, 本文结合航天器轨道动力学及变轨控制的特点, 基于 TLE 根数, 提出一种面向航天器半长轴控制行为的机动检测方法, 可高效解决航天器变轨机动时的变轨时间、轨道变化量以及多次变轨识别的问题[1].

1 航天器机动检测方法

1.1 航天器轨道机动控制模型

由于星载载荷和轨道类型不同, 不同航天器变轨的目的也不尽相同, 一般包括初轨捕获、机动转移、轨道保持、抵近侦察等[7,8]. 航天器轨道一般为近圆轨道, 因此对第一类无奇点轨道根数 a, i, Ω, $\xi = e\cos\omega$, $\eta = e\sin\omega$, $\lambda = M + \omega$, 其中 a, e, i, Ω, ω, M 分别为经典轨道根数中的半长轴, 偏心率, 轨道倾角, 升交点赤经, 近地点辐角, 平近点角. 在将变轨发动机推力也视为摄动力的条件下, 可得到如下航天器的摄动运动方程[9]:

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}t} = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}}\left[S(\xi\sin u - \eta\cos u) + T\left(\frac{p}{r}\right)\right], \tag{1}$$

$$\begin{aligned}\frac{\mathrm{d}\xi}{\mathrm{d}t} =& \frac{\sqrt{1-e^2}}{na}\left\{S\sin u + \frac{T}{\sqrt{1-e^2}}\left[\left(\cos\tilde{u}+\right.\right.\right.\\ &\left.\sqrt{1-e^2}\cos u\right) - \frac{\xi}{1+\sqrt{1-e^2}}(\xi\cos\tilde{u}+\\ &\left.\left.\left.\eta\sin\tilde{u}\right)\right]\right\} + \eta\cos i\frac{\mathrm{d}\Omega}{\mathrm{d}t},\end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned}\frac{\mathrm{d}\eta}{\mathrm{d}t} =& -\frac{\sqrt{1-e^2}}{na}\left\{S\cos u - \frac{T}{\sqrt{1-e^2}}\left[\left(\sin\tilde{u}+\right.\right.\right.\\ &\left.\sqrt{1-e^2}\sin u\right) - \frac{\eta}{1+\sqrt{1-e^2}}(\xi\cos\tilde{u}+\\ &\left.\left.\left.\eta\sin\tilde{u}\right)\right]\right\} - \xi\cos i\frac{\mathrm{d}\Omega}{\mathrm{d}t},\end{aligned} \tag{3}$$

$$\frac{\mathrm{d}i}{\mathrm{d}t} = \frac{r\cos u}{na^2\sqrt{1-e^2}}W, \tag{4}$$

$$\frac{\mathrm{d}\Omega}{\mathrm{d}t} = \frac{r\sin u}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i}W, \tag{5}$$

$$\begin{aligned}\frac{\mathrm{d}\lambda}{\mathrm{d}t} =& n - \frac{\sqrt{1-e^2}}{na}\left\{2S\sqrt{1-e^2}\left(\frac{r}{p}\right)+\right.\\ &\frac{1}{1+\sqrt{1-e^2}}\left[S(\xi\cos u + \eta\sin u) - T\left(1+\frac{r}{p}\right)\right.\\ &\left.\left.(\xi\sin u - \eta\cos u)\right]\right\} - \cos i\frac{\mathrm{d}\Omega}{\mathrm{d}t}.\end{aligned} \tag{6}$$

其中, S, T, W 为航天器受到的包括发动机轨控力在内所产生的摄动加速度 (径向、横向、轨道法向),

$u=\omega+f$, $\tilde{u}=\omega+E$, $p=a(1-e^2)$, n为航天器运动角速率, r为航天器地心距. 与轨控力相比, 大气阻力摄动、地球形状摄动、日月引力等摄动力均为小量, 在轨控期间一般可忽略不计[10].

给出径向、横向摄动加速度S, T与切向、主法向摄动加速度U, N的转换关系[9], 即

$$\begin{cases} S=\dfrac{e\sin f}{\sqrt{1+2e\cos f+e^2}}U-\dfrac{1+e\cos f}{\sqrt{1+2e\cos f+e^2}}N, \\ T=\dfrac{1+e\cos f}{\sqrt{1+2e\cos f+e^2}}U+\dfrac{e\sin f}{\sqrt{1+2e\cos f+e^2}}N. \end{cases} \tag{7}$$

可见对于小偏心率轨道 ($e\approx 0$), 则$S\approx N$, $T\approx U$. 在只施加切向推力的情况下, 即$U\neq 0$, $N=0$, $W=0$, 由式 (4)、式 (5) 可知, 倾角 i和升交点赤经Ω可保持不变, 即轨道面保持不变. 同时, 对于小偏心率轨道, 则式 (1) 可简化为

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}t}\approx\frac{2}{n}U. \tag{8}$$

由于$e\approx 0$, 故航天器地心距$r=a(1-e\cos E)\approx a$, 活力公式$v^2=\mu\left(\dfrac{2}{r}-\dfrac{1}{a}\right)$可简化为$v^2\approx\dfrac{\mu}{a}$, 代入式 (8) 可得

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}t}\approx\frac{2}{n}U=2U\sqrt{\frac{a^3}{\mu}}=2U\cdot a\sqrt{\frac{a}{\mu}}=\frac{2a}{v}U. \tag{9}$$

在只考虑切向推力的情况下 (速度增量$\Delta v=\Delta v_{\mathrm{U}}=U\cdot\Delta t$), 由式 (9) 可得, 半长轴的变化量$\Delta a$与速度增量$\Delta v$之间的关系为

$$\Delta a\approx\frac{2a}{v}\Delta v. \tag{10}$$

可以看出, 二者存在近似线性关系.

对于一般航天器, 在轨工作期间其轨控发动机工作时间通常很短 ($\Delta t\approx 0$), 故可把发动机产生的推力视为脉冲推力[11]. 图 1 模拟了 2019 年 6 月 1 日高度为 300 km 的某航天器, 在不同切向速度增量大小的情况下, 空间位置 (为便于表示, 仅给出其中的地心距分量) 和轨道半长轴的变化情况. 可见在施加切向脉冲推力的情况下, 机动前后半长轴存在明显跳变, 且与速度增量大小近似满足式 (10) 所示关系, 而机动前后的空间位置将缓慢变化, 即瞬时位置保持不变. 故可首先通过检测航天器半长轴跳变情况检测其是否存在机动, 而后根据机动前后两个瞬时位置的接近距离确认是否机动并判断其机动时间.

1.2　TLE 双行根数计算轨道半长轴

TLE 双行根数作为一种平均根数, 是基于 SGP4/SDP4 模型开展预报和计算的[12–14]. TLE 双行根数中给出了轨道偏心率、倾角、升交点赤经、近地点幅角和平近点角的初始平均根数 (分别表示为e_0'', i_0'', Ω_0'', ω_0'', M_0''), 但未给出轨道半长轴的初始平均根数. 在基于 SGP4/SDP4 模型开展轨道计算前, 首先需要将 TLE 双行根数中给出表征平均运动角速率 (n_0) 的量经过一系列计算, 获得轨道半长轴初始平均根数 (a_0''), 计算过程如下[15]:

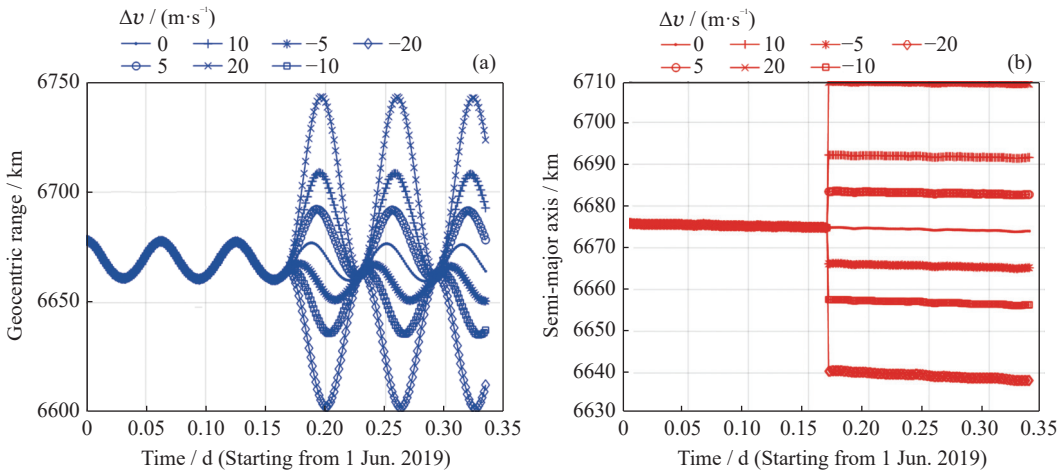

图 1　高度 300 km 某航天器在不同大小的切向速度增量下地心距 (a) 和半长轴 (b) 变化情况

Fig. 1　Changes in geocentric range (a) and semi-major axis (b) of a spacecraft at an altitude of 300 km under different increment in tangential velocity

$$a_1 = {n_0}^{-\frac{2}{3}}, \tag{11}$$

$$\delta_1 = \frac{3}{4}\frac{J_2}{a_1^2}\frac{(3\theta^2-1)}{\beta^3}, \tag{12}$$

$$a_0 = a_1\left(1-\frac{1}{3}\delta_1-\delta_1^2-\frac{134}{81}\delta_1^3\right), \tag{13}$$

$$\delta_0 = \frac{3}{4}\frac{J_2}{{a_0}^2}\frac{(3\theta^2-1)}{\beta^3}, \tag{14}$$

$$n_0'' = \frac{n_0}{1+\delta_0}, \tag{15}$$

$$a_0'' = \frac{a_0}{1-\delta_0}. \tag{16}$$

式中, $\theta = \cos i_0''$, $\beta = \sqrt{1-{e''}_0^2}$.

2 航天器机动检测流程

根据 TLE 根数中航天器的运动周期直接计算的轨道半长轴是一种平均半长轴, 基于该特点, 提出变轨检测步骤流程如下[1].

步骤 1 在给定的时间段$[t_0, t_1]$内, 共有k条按时间升序排列的 TLE 根数, 利用式 (11)～式 (16) 可计算半长轴a_i, 并记$\Delta a_i = a_{i+1} - a_i$, 其中, $i = 1, 2, \cdots, k-1$.

步骤 2 若a_i和a_{i+1}对应的 TLE 根数历元分别记为t_s, t_{s+1}, 轨道周期分别记为T_s, T_{s+1}, 比较前后相邻的两个半长轴差Δa_i和Δa_{i+1}, 若同时满足以下两个条件: ①二者符号相反, ②$\sqrt{(|\Delta a_{i+1}|-|\Delta a_i|)^2} < |\Delta a_i| \times 10\%$, 则认为$a_i$对应的 TLE 根数为异常值, 将其从 TLE 根数序列中剔除.

步骤 3 对于剔除异常值后的 TLE 根数序列, 计算半长轴差的平均值记为$\Delta\bar{a}$, 则可得

$$\Delta\bar{a} = \frac{1}{k-1}\sum_i^{k-1}|\Delta a_i|;$$

标准差记为$\sigma_{\bar{a}}$, 则

$$\sigma_{\bar{a}} = \sqrt{\frac{1}{k-2}\sum_i^{k-1}(|\Delta a_i|-\Delta\bar{a})^2},$$

将轨道机动筛选门限记为$\delta_a = \Delta\bar{a} + 3\,\sigma_{\bar{a}}$.

步骤 4 对高度在 2000 km 以下的航天器, 取$\sigma_a^0 = 5$ m; 对高度在 2000 km 以上的航天器, 取$\sigma_a^0 = 100$ m; 若根据步骤 3 中计算的$\sigma_{\bar{a}} \geqslant \sigma_a^0$, 则将经过步骤 2 剔除后的$\Delta a_i\,(i = 1, 2, \cdots, k-1)$ 的绝对值$|\Delta a_i|$与步骤 3 中的门限δ_a逐一比较, 若$|\Delta a_i| \geqslant \delta_a$, 令$\Delta a_i = \Delta\bar{a}$, 则根据步骤 3 重新计算$\Delta\bar{a}$,$\sigma_{\bar{a}}$和$\delta_a$.

步骤 5 重复步骤 3 和步骤 4, 直至步骤 3 中$\sigma_{\bar{a}} < \sigma_a^0$, 则将轨道机动筛选门限记为$\delta_a^0 = \Delta\bar{a} + 3\cdot\sigma_{\bar{a}}$.

步骤 6 将经过步骤 2 剔除的Δa_i的绝对值$|\Delta a_i|$与步骤 5 中的变轨筛选门限δ_a^0逐一比较, 若$|\Delta a_i| \geqslant \delta_a^0$, 则表示$a_{i+1}$为航天器变轨后的半长轴; 若连续有$p$个半长轴$a_{i+1}, a_{i+2}, \cdots, a_{i+p}$被判定为变轨后的半长轴且对应的半长轴差$\Delta a_i, \Delta a_{i+1}, \cdots, \Delta a_{i+p-1}$符号相同, 则$a_i$对应航天器此次变轨前更新的最后一条 TLE 根数, a_{i+p}对应航天器此次变轨结束后更新的第一条 TLE 根数.

步骤 7 将步骤 6 中a_i和a_{i+p}对应的 TLE 根数历元分别记为$t_{\rm s}, t_{\rm e}$. 在时间段$[t_{\rm s}, t_{\rm e}]$内, 其在 J2000 惯性坐标系中一分钟一点的位置分别为$[x_{1q}\quad y_{1q}\quad z_{1q}]$, $[x_{2q}\quad y_{2q}\quad z_{2q}]$, 其中$q = 1, 2, \cdots, [1440\times(t_{\rm n}-t_{\rm s})]$, 其中$[1440\times(t_{\rm n}-t_{\rm s})]$为$(t_{\rm e}-t_{\rm s})\times 1440$的整数部分, 则可计算相对距离为

$$d_q = \sqrt{(x_{1q}-x_{2q})^2+(y_{1q}-y_{2q})^2+(z_{1q}-z_{2q})^2}. \tag{17}$$

步骤 8 根据步骤 7 中的相对距离d_q, 采用插值即可得到时间段$[t_{\rm s}, t_{\rm e}]$内相对距离的最小值$d_{q\,\min}$, 此最小距离对应的时刻记为$t_{\min}$, 计算其在$t_{\min}$时刻的平均半长轴, 分别记为$\bar{a}_{\rm s}, \bar{a}_{\rm e}$. 令$\Delta a = \bar{a}_{\rm s} - \bar{a}_{\rm e}$, 若$d_{q\,\min} \leqslant 50\%\,|\Delta a|$, 则可认为该次变轨得到确认, 而$t_{\min}$即为航天器的变轨时刻, Δa为航天器在$t_{\min}$时刻的变轨量, 否则无法确认, 需进一步深入分析.

3 实例应用

3.1 低轨航天器机动检测

选取 NORAD 编号为 29499(航天器 METOP-A1) 的目标作为分析目标. 从 2019 年 6 月 7 日至 2019 年 9 月 13 日公布的 TLE 根数中提取目标 29499 的根数, 其半长轴的变化趋势如图 2 所示[1].

从图 2 可知, 在上述所选时间段内, 该航天器有 5 次明显的半长轴跳变 (所对应 TLE 根数分别表示为 TLE_1～TLE_6). 采用本文算法, 编号为 29499 的航天器半长轴差的绝对值$|\Delta a_j'|$及 4 次迭代门限如图 3 所示.

图 3 中筛选门限历次迭代过程中计算得到的$\Delta\bar{a}$,

$\sigma_{\bar{a}}$和δ_a值列于表 1.

由表 1 可知, 经过 4 次迭代后, $\sigma_{\bar{a}} < \sigma_a^0 (\sigma_a^0 = 5$ m), 迭代收敛, 此时变轨筛选门限$\delta_a = 3.6$ m, 根据该收敛门限, 可筛选出全部 5 次轨道半长轴跳变, 即疑似的轨道机动 (见表 2).

在半长轴跳变筛选结果的基础上, 利用相对距离最小值判断, 可确认表 2 中序号 5 所示的机动, 序号 1～4 所示机动暂无法确认, 进一步通过 TLE 根数之间交叉计算获得的相对距离最小值判断, 可确认表 3

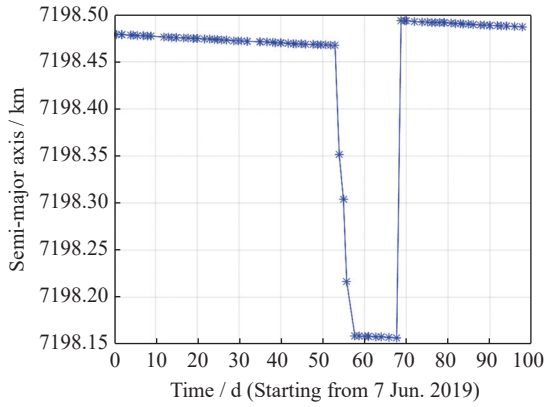

图 2　目标 29499 半长轴变化趋势

Fig. 2　Change in semi-major axis of target 29499

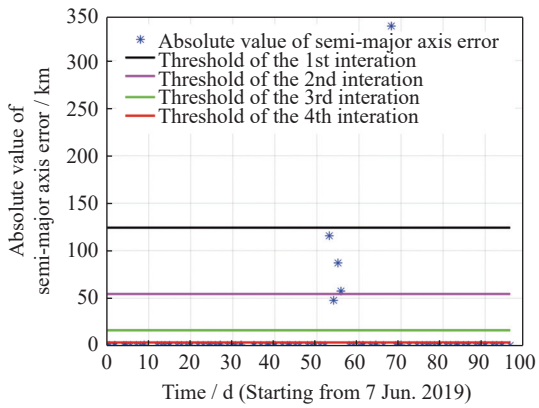

图 3　目标 29499 半长轴差的绝对值及迭代门限

Fig. 3　Absolute value of semi-major axis error and iteration threshold of target 29499

表 1　目标 29499 变轨筛选门限迭代过程结果

Table 1　Iteration process of maneuver detection threshold of target 29499

Iterations	$\Delta\bar{a}$/m	$\sigma_{\bar{a}}$/m	δ_a/m
1	7.7	39.8	127.1
2	3.9	17.3	55.7
3	1.0	5.2	16.7
4	0.47	1.1	3.6

表 2　目标 29499 半长轴跳变筛选结果

Table 2　Detection result of change in semi-major axis of target 29499

No.	TLE	Maneuver time (BJT)	Change in semi-major axis/m	Minimum range/m	Confirmed
1	TLE_1～TLE_2	31 Jul. 2019 04:16:15.2	–57.0	49.7	No
2	TLE_2～TLE_3	31 Jul. 2019 17:39:47.9	–58.3	102.8	No
3	TLE_3～TLE_4	1 Aug. 2019 06:50:50.0	–47.9	62.1	No
4	TLE_4～TLE_5	2 Aug. 2019 07:36:47.7	–144.6	227.3	No
5	TLE_5～TLE_6	14 Aug. 2019 20:16:43.2	336.5	55.9	Yes

表 3　目标 29499 相对距离最小值判断结果

Table 3　Judging result of minimum range of target 29499

No.	TLE	Maneuver time (BJT)	Change in semi-major axis/m	Minimum range/m	Confirmed
1	TLE_1～TLE_3	1 Aug. 2019 10:58:19.3	115.3	142.2	No
2	TLE_1～TLE_4	31 Jul. 2019 16:39:47.7	163.2	243.2	No
3	TLE_1～TLE_5	1 Aug. 2019 11:03:23.9	307.8	46.8	Yes
4	TLE_2～TLE_4	1 Aug. 2019 03:26:20.7	106.2	170.3	No
5	TLE_2～TLE_5	1 Aug. 2019 18:00:20.0	250.9	382.3	No
6	TLE_3～TLE_5	2 Aug. 2019 01:19:04.5	192.6	131.1	No

中序号 3 所示的机动.

综上, 目标 29499 共发生 2 次轨道机动, 结果如表 4 所示.

3.2 高轨航天器机动检测

选取 NORAD 编号为 41469(航天器 IRNSS 1 G) 的目标作为分析目标. 从 2019 年 6 月 7 日至 2019 年 9 月 6 日公布的 TLE 根数中提取目标 41469 的根数, 其半长轴的变化趋势如图 4 所示[1].

由图 4 可知, 在上述所选时间段内, 该目标有 3 次明显的半长轴跳变 (所对应 TLE 根数分别表示为 TLE_1～TLE_4). 采用本文的方法, 目标 41469 半长轴差的绝对值$|\Delta a'_j|$及 2 次迭代门限如图 5 所示.

图 5 中筛选门限历次迭代过程中计算得到的$\Delta\bar{a}$, $\sigma_{\bar{a}}$和δ_a值如表 5 所示.

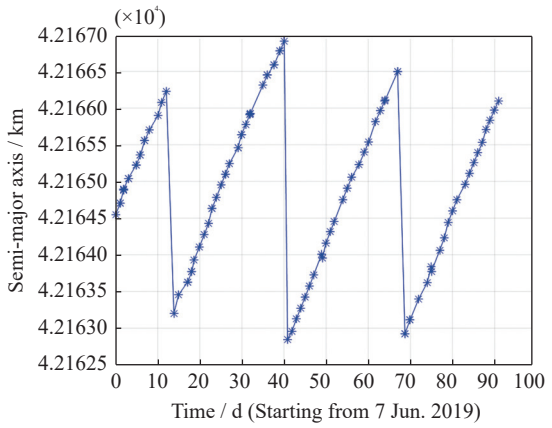

图 4 目标 41469 半长轴变化趋势

Fig. 4 Change in semi-major axis of target 41469

由表 5 可知, 经过 2 次迭代后, $\sigma_{\bar{a}} < \sigma_a^0(\sigma_a^0 = 100\ \mathrm{m})$, 迭代收敛, 此时变轨筛选门限$\delta_a = 385.8$ m. 根据该收敛门限, 可筛选出全部 3 次轨道半长轴跳变, 即疑似的轨道机动, 如表 6 所示. 在半长轴跳变筛选结果的基础上, 利用相对距离最小值判断, 可确认表 6 中全部 3 次机动, 即目标 41469 共发生 3 次轨道机动.

3.3 航天器机动检测精度

通过仿真生成大量航天器机动前后的 TLE 根数, 并利用本文方法开展了机动检测, 表 7、表 8 分别给出了低轨和高轨航天器在不同半长轴改变量的情况下, 机动检测结果与理论值的偏差统计. 其中, 半长轴改变量偏差以偏差率表示, 定义为检测结果与理论值

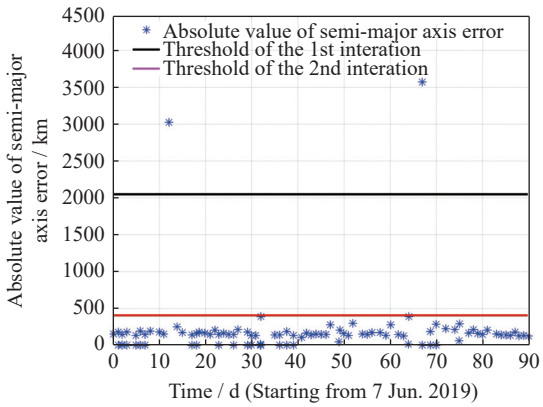

图 5 目标 41469 半长轴差的绝对值及迭代门限

Fig. 5 Absolute value of semi-major axis error and iteration threshold of target 41469

表 4 目标 29499 变轨分析结果

Table 4 Maneuver detection result of target 29499

No.	Maneuver time (BJT)	Change in semi-major axis/m
1	1 Aug. 2019 11:03:23.9	307.8
4	14 Aug. 2019 20:16:43.2	336.5

表 5 目标 41469 变轨筛选门限迭代过程

Table 5 Iteration process of maneuver detection threshold of target 41469

Iterations	$\Delta\bar{a}$/m	$\sigma_{\bar{a}}$/m	δ_a/m
1	304.7	676.6	2334.5
2	174.7	70.4	385.8

表 6 目标 41469 变轨分析结果

Table 6 Maneuver detection result of target 41469

No.	TLE	Maneuver time (BJT)	Change in semi-major axis/m	Minimum range/m	Confirmed
1	TLE_1～TLE_2	2019-06-21 14:50:25.5	–3278.1	642.3	Yes
2	TLE_2～TLE_3	2019-07-17 15:09:50.1	–4248.1	621.8	Yes
3	TLE_3～TLE_4	2019-08-14 23:44:26.4	–3810.2	595.0	Yes

表 7　仿真航天器机动变轨检测变差 (低轨)

Table 7　Deviation of maneuver detection result of simulated spacecraft (LEO)

Altitude of simulated spacecraft		<500 km		500～1000 km		1000～2000 km	
Deviation of maneuver detection results		Error of change in semi-major axis/(%)	Error of maneuver time/h	Error of change in semi-major axis/(%)	Error of maneuver time/h	Error of change in semi-major axis/(%)	Error of maneuver time/h
Theoretical maneuver	<20 m	68.3	5.5	54.1	3.2	50.3	2.7
	20～100 m	38.9	3.7	30.6	1.0	28.4	0.8
	>100 m	14.2	1.2	12.5	0.5	8.7	0.3

表 8　仿真航天器机动变轨检测变差 (高轨)

Table 8　Deviation of maneuver detection result of simulated spacecraft (HEO)

Altitude of simulated spacecraft		2000～10000 km		>10000 km	
Deviation of maneuver detection results		Error of change in semi-major axis/(%)	Error of maneuver time/h	Error of change in semi-major axis/(%)	Error of maneuver time/h
Theoretical maneuver	<1000 m	10	0.8	8.8	0.8
	1～10 km	1.8	0.2	2.5	0.5
	>10 km	0.5	0.1	0.1	0.05

间的偏差绝对值相对理论值本身的比.

由表 7 统计结果可知, 在低轨航天器机动检测方面, 本文方法在理论机动量较大 (100 m 以上) 的情况下, 对半长轴改变量及变轨时间的检测精度更高, 而在理论机动量较小 (不足 100 m) 的情况下的检测精度相对较低, 且随着航天器轨道高度的增加, 检测精度有所提升. 由表 8 统计结果可知, 在高轨航天器机动检测方面, 本文方法在理论机动量大于 1 km 的情况下, 对半长轴改变量及变轨时间的检测精度较高, 而在实际机动量小于 1 km 的情况下的检测精度相对较低, 但精度与轨道高度无明显关系.

上述情况是由 TLE 根数本身精度限制所导致, 即利用仿真生成的 TLE 根数基于 SGP4/SDP4 模型预报存在误差 (低轨目标轨道越低误差越大), 在机动量较小的情况下, 航天器半长轴跳变的筛选与接近距离最小值的计算受到预报误差影响更为明显, 从而影响了检测精度.

4　结语

结合航天器轨道动力学及变轨控制的特点, 基于 TLE 根数, 提出了一种面向航天器半长轴控制行为的机动检测方法, 可高效解决航天器变轨机动时的变轨时间、轨道变化量以及多次变轨识别的问题. 利用本文的变轨检测方法, 应用于编号为 29499 的低轨航天器和编号为 41469 的高轨航天器的变轨检测分析, 计算得到两个航天器的变轨次数、变轨时间和变轨量. 此外, 通过大量仿真计算可知, 本文方法在低轨航天器机动量大于 100 m、高轨航天器机动量大于 1 km 的情况下, 具有良好的检测精度, 表明所提方法的有效性和可用性, 当前本文研究尚存在一定的局限性, 所提出方法主要是基于 TLE 根数面向轨道面内机动开展检测, 对于轨道面外的机动 (例如倾角控制) 尚无法实现精确检测, 同时该方法对 TLE 根数的精度和频次要求较高, 对极小幅变轨、连续变轨 (例如霍曼转移) 中未更新 TLE 根数的情况尚无法有效处理, 后续将持续开展研究.

参考文献

[1] CUI Wen, ZHANG Wei, LI Haijing, *et al.* A method of satellite maneuver examination based on TLE: China, CN202010153120.0[P]. 2020-03-04 (崔文, 张炜, 李海晶, 等. 一种基于 TLE 根数的在轨航天器变轨检测方法: 中国, CN202010153120.0[P]. 2020-03-04)

[2] LIU Lei. Research on Orbital Maneuver Detection of Space Objects[D]. Wuhan: Wuhan University, 2019 (刘磊. 空间目标轨道机动探测研究 [D]. 武汉: 武汉大学, 2019)

[3] WANG Yangyang, LIN Bin, YANG Xia, *et al.* Behavior identification of space adjacent targets[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2021, **41**(6): 63-71 (王扬洋, 林彬, 杨夏, 等. 空间临近目标行为辨识方法 [J]. 中国空间科学技术, 2021, **41**(6): 63-71)

[4] SONG W D, WANG R L, WANG J. A simple and valid analysis method for orbit anomaly detection[J]. *Advances in Space Research*, 2012, **49**(2): 386-391

[5] ZHANG Taotao, BAI Xianzong, HAO Jia, *et al.* LEO spacecraft orbit anomaly detection based on prediction dispersion[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2012, **32**(5): 40-46, 68 (张涛涛, 白显宗, 郝嘉, 等. 基于预报偏差的 LEO 航天器轨道异常检测 [J]. 中国空间科学技术, 2012, **32**(5): 40-46, 68)

[6] YU Dateng, 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 (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)

[7] XU Ming, BAI Xue, PENG Na, *et al.* A method and system for detecting relative orbital maneuver of spacecraft based on cluster analysis: China, 202210624323.2[P]. 2022-09-06 (徐明, 白雪, 彭娜, 等. 一种基于聚类分析的航天器相对轨道机动侦测方法和系统: 中国, 202210624323.2[P]. 2022-09-06)

[8] YANG Zhen, LI Zeyue, LUO Yazhong, *et al.* A method, device and equipment for detecting reverse-moving sliding windows of spacecraft orbital maneuvers: China, 202210311812.2[P]. 2022-07-22 (杨震, 李泽越, 罗亚中, 等. 一种航天器轨道机动逆向移动滑窗检测方法、装置和设备: 中国, 202210311812.2[P]. 2022-07-22)

[9] LIU Lin, TANG Jingshi. Satellite Orbit Theory and Applications[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015 (刘林, 汤靖师. 卫星轨道理论与应用 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2015)

[10] CLARK R, LEE R. Parallel processing for orbital maneuver detection[J]. *Advances in Space Research*, 2020, **66**(2): 444-449

[11] WANG Ronglan, LIU Wei, LIU Siqing, *et al.* An orbital anomaly analysis method based on TLE data[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2014, **34**(2): 208-213 (王荣兰, 刘卫, 刘四清, 等. 一种基于 TLE 数据的轨道异常分析方法 [J]. 空间科学学报, 2014, **34**(2): 208-213)

[12] VALLADO A D, CRAWFORD P. SGP4 orbit determination[C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Honolulu: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008: 1630-1658

[13] WEI D, ZHAO C Y. An accuracy analysis of the SGP4/SDP4 model[J]. *Chinese Astronomy and Astrophysics*, 2010, **34**(1): 69-76

[14] WEI Dong, ZHAO Changyin. Analysis on the accuracy of the SGP4/SDP4 model[J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2009, **50**(3): 332-339 (韦栋, 赵长印. SGP4/SDP4 模型精度分析 [J]. 天文学报, 2009, **50**(3): 332-339)

[15] CHENG Haowen. The Application of Satellite Orbit Theory in Maintaining the Space Object Catalog[D]. Nanjing: Nanjing University, 2019 (程昊文. 航天器轨道理论在空间目标编目管理中的应用 [D]. 南京: 南京大学, 2012)

作者简介

崔　文　男, 1986 年 10 月出生于湖北省潜江市. 高级工程师, 主要研究方向为航天器轨道计算及机动检测分析.

E-mail: cuiwen_04@163.com