DOI:10.3724/zrht.1674-5825.2025100

低轨卫星轨道机动检测及其在大气密度模型修正中的应用

刘舒莳[1], 李 勰[1], 曹建峰[1], 陈光明[1], 黄景偲[2], 宋珍珍[2], 佟 雨[2], 王彩红[2]
(1. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094;2. 航天宏图信息技术股份有限公司, 北京 100094)

摘 要: 针对低轨卫星轨道机动干扰大气密度反演精度、进而影响轨道预报性能的问题,研究并提出一种基于轨道数据的机动检测。通过选取构型合理、弹道系数稳定的卫星作为标校星,利用其精密轨道反演 Jacchia-71 大气密度模型中 T_c、T_x 参数的球谐函数系数,以修正密度模型系统误差。为消除机动时段数据对修正过程的影响,提出基于平半长轴差分的机动自动识别与数据剔除算法。基于 Swarm-A 卫星2023年全年实测数据的验证结果表明:该方法可有效检测机动事件,精密轨道数据检测时间分辨率达秒级,TLE数据检测的机动时间中点平均误差小于10 min, 半长轴变化量平均误差约 50 m;剔除机动段数据后,标校星弹道系数解算结果趋于合理,异常值占比下降超过 90%,显著提升了大气密度修正系数的稳定性和可靠性,从而支持低轨目标卫星轨道预报精度的改进。

关键词: 轨道预报; 大气密度模型修正; 机动检测
中图分类号:V19 **文献标识码**:A **文章编号**:1674-5825(2026)01-0097-07

Low-orbit Satellite Orbit Maneuver Detection and Its Application in Atmospheric Density Model Correction

LIU Shushi[1], LI Xie[1], CAO Jianfeng[1], CHEN Guangming[1], HUANG Jingcai[2], SONG Zhenzhen[2], TONG Yu[2], WANG Caihong[2]
(1. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;
2. PIESAT Information Technology Co. Ltd., Beijing 100094, China)

Abstract: To address the issue that orbital maneuvers of low Earth Orbit (LEO) satellites interfere with the accuracy of atmospheric density retrieval and thus degrade orbit prediction performance, this study develops a maneuverdetection method based on orbit data for atmosphericdensity correction. Satellites with suitable configurations and stable ballistic coefficients are selected as reference satellites, and their precise orbits are used to invert the sphericalharmonic coefficients of the T_c and T_x parameters in the Jacchia71 atmospheric density model, thereby correcting systematic errors in the density model. In order to eliminate the contamination of maneuverperiod data on the correction process, an automatic maneuveridentification and datarejection algorithm based on differential mean semimajor axis is proposed. Validation using oneyear (2023) of measured data from Swarm satellites shows that the method can effectively detect maneuver events: for precise orbit data, the detection time resolution reaches the second level; for TwoLine Element (TLE) data, the average error of the detected maneuver midtime is less than 10 minutes, and the average error of the semimajor axis change is about 50 meters. After removing maneuversegment data, the ballisticcoefficient

收稿日期:2025-10-21; 修回日期:2026-01-13
基金项目:科技基础加强计划(173)重点基础研究项目(2022-JCJQ-ZD-206-00(601))
第一作者:刘舒莳,女,博士,副研究员,研究方向为航天器精密定轨和中高层大气方面。E-mail:lss_880211@aliyun.com
引用格式:刘舒莳,李 勰,曹建峰,等. 低轨卫星轨道机动检测及其在大气密度模型修正中的应用[J]. 载人航天,2026,32(1):97-103. Liu S S,Li X,Cao J F,et al. Low-orbit satellite orbit maneuver detection and its application in atmospheric density model correction[J]. Manned Spaceflight,2026,32(1):97-103.

solutions of the reference satellites become more reasonable, with the proportion of outliers reduced by more than 90 %, significantly improving the stability and reliability of the atmosphericdensity correction coefficients. Consequently, the method contributes to enhancing the orbit prediction accuracy of LEO target satellites.

Key words: orbit prediction; atmospheric density model correction; maneuver detection

1 引言

低轨卫星(Low Earth Orbit,LEO)作为地球观测、通信导航和空间科学探测的重要载体,其轨道演化过程与热层大气密度的动态变化密切相关。研究表明,300~1000 km高度的卫星轨道衰减主要源于大气阻力作用,其强度与大气密度平方成正比(Doornbos,2012)。然而,当前主流经验模型(如NRLMSISE-00、JB2008)依赖太阳辐射指数(F10.7)和地磁指数(*Kp*)的经验公式,对突发性空间天气事件(如太阳耀斑、地磁暴)的响应存在显著滞后,预测误差在地磁扰动期间可达150%~300%(Emmert,2021)。例如,2022年3月地磁暴事件中,GRACE-FO卫星的实际轨道衰减速率较NRLMSISE-00模型预测值高出220%,直接导致碰撞预警虚警率激增[1]。

卫星在轨运行期间频繁实施的轨道机动(年均4~8次)会引入额外的推力干扰,污染大气阻力反演数据。Liu等[2]的统计表明,未剔除机动数据的密度反演结果存在系统性偏差(50%~80%),严重影响模型修正的可靠性。传统方法依赖人工标定机动时段,但在巨型星座(如星链、OneWeb)部署背景下,海量卫星的机动事件检测面临实时性挑战。

根据国内外空间监视机构发布的卫星轨道双行根数(Two Line Element,TLE)数据,提出了多种机动检测方法,基本都是基于半长轴、轨道倾角、升交点赤经的变化以及不同双行根数数据,预报轨道之间的距离,判断是否进行了机动,并对机动时间进行估计[3-7]。公开报导的精密轨道数据相对较少,因为通常情况下获取精密轨道数据的同时会同步获取机动信息。如果没有机动事件的详细信息,采用定轨残差法、微分求加速度等方法进行检测,但检测的效率和精度有待进一步改进[8]。

本文提出一种基于精密轨道数据平半长轴差分的机动检测方法,用于识别和提取轨道机动事件。在此基础上,通过剔除机动段后的标校星数据解算更精确的弹道系数,并利用多颗处于自由飞行状态的标校星精密星历,建立大气密度反演校正模型,最终实现对目标星轨道预报精度的有效提升。

2 大气密度修正原理及轨道机动的影响

2.1 大气密度修正算法原理

在卫星自由飞行阶段,采用动力学精密定轨方法,对不同星座配置的标校星观测数据进行处理,同时解算Jacchia-71大气模型中T_c和T_x参数的球谐函数展开系数,以此实现对大气密度模型的高精度实时反演修正[9-12]。利用大气密度动态修正系数的解算值或预报值对目标卫星轨道预报模型进行实时修正,从而提升预报精度。若标校星轨道数据来源于地基外测系统或GNSS观测量,则需采用动力学精密定轨方法获取其精密星历;对来源于互联网公开平台的双行根数(Two Line Element,TLE)数据,可通过轨道外推方法生成其预报星历。进而基于多颗标校星的星历,实现大气密度修正系数的反演计算。

考虑到标校星的弹道系数随轨道高度与空间环境变化而呈时变特征,在反演大气密度修正系数前,需利用长期数据解算其弹道系数序列,并以其均值作为先验“真值”。图1展示了基于2023年GRACE-FO C/D双星GNSS数据反演得到的弹道系数变化情况。该双星构型、材质与轨道高度基本一致,其弹道系数的长期演变趋势表现出高度吻合的特征。

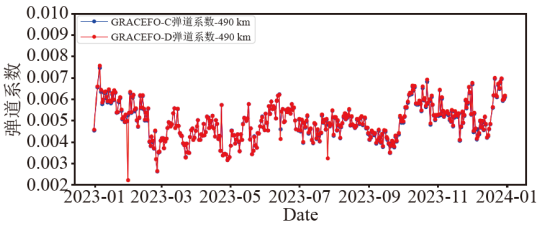

图 1 GRACEFO-C和GRACEFO-D弹道系数
Fig.1 Drag coefficients of GraceFO-C and GraceFO-D

2.2 轨道控制对弹道系数的影响

在低轨环境中,大气密度较高,由此产生的阻力摄动效应显著,主要表现为半长轴持续衰减,导致航天器运行轨道高度逐渐下降、轨道趋于圆化,并最终偏离初始设计轨道构型。为维持轨道高度,半长轴

控制成为低轨航天器轨道维持的常规手段。然而，在轨道控制过程中，航天器姿态调整会引起迎风面积变化，进而导致弹道系数动态波动；更为关键的是，机动误差会显著影响定轨过程中弹道系数的解算精度，从而引入卫星真实弹道系数估计的系统偏差。例如，在升轨机动期间，若无法获知推力器精确开关时刻且在定轨模型中忽略推力影响，将导致弹道系数解算结果呈现非物理的负值。

图2展示了基于2023年Swarm-A与Swarm-B双星GNSS观测数据反演得到的大气弹道系数时序变化。其中，Swarm-A轨道高度约为462 km，Swarm-B约为511 km。从2023年1月1日至4月1日期间的对比可见，除个别异常点外，两星弹道系数具有较好的一致性。然而，Swarm-A在此期间执行了轨道机动，机动期间反演的弹道系数呈现显著野值。若在计算实际弹道系数前未将这些野值予以剔除，将影响Swarm-A弹道系数估计的准确性。

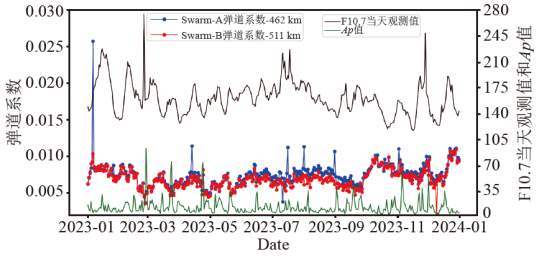

图 2　2023年Swarm-A和Swarm-B的弹道系数

Fig.2　Drag coefficient of Swarm-A and Swarm-B of 2023

3　平根数差分机动识别

3.1　平根数计算

卫星瞬时轨道根数的半长轴存在明显的周期性变化，其幅值在一个周期内可达公里量级，因此百米级的半长轴控制效果难以在瞬根变化中直接辨识。通过将瞬时根数转换为平根数后，平半长轴虽仍有一定波动，但幅度已显著减小（约降低2个量级），从而使平半长轴的控制变化得以清晰反映。本文采用拟平均根数法进行瞬平转换，具体转换公式见式（1）。

$$\bar{\sigma}(t_0)=\sigma(t_0)-\sigma_s^{(1)}(t_0)-\sigma_l^{(1)}(t_0) \tag{1}$$

其中，$\sigma(t_0)$为瞬时轨道根数，$\sigma_s^{(1)}(t_0)$为一阶短周期项，$\sigma_l^{(1)}(t_0)$为一阶长周期项。

针对低轨卫星，摄动项主要包括地球非球型摄动、日月三体引力摄动、大气阻尼摄动以及太阳光压摄动。为了规避摄动公式分母中小偏心率引起的计算，常采用第一类无奇点根数[13]。

目前，国际上常用的空间监视系统发布的双行根数数据，也是一种平均根数，只是模型相对简单。双行根数最早是北美防空司令部基于一般摄动理论生成的预报地球轨道航天器位置速度的一组根数体系。双行根数的应用比较广泛，已经成为一个国际标准，中国也有很多利用双行根数确定空间目标的位置。双行根数是根据目标运动周期，分为低轨道目标和高轨道目标，周期小于225 min（高度大约5875 km）的为低轨道目标，采用SGP4模型（Satellite General Perturbations Model 4）；大于225 min的为高轨道，采用SDP4（Satellite Deep-space Perturbations Model 4）模型。SGP4模型基于BROUWER理论（Brouwer Theory），主要考虑低阶地球引力场、第三体引力摄动和指数大气密度阻尼等摄动。

3.2　差分机动识别

平半长轴的变化直接反映了轨道能量的演变规律：自然摄动（如大气阻力、引力场摄动）通常表现为连续、缓变的趋势；而轨道机动（如推力器点火）则引起显著的阶跃突变。为识别卫星轨道中的控制事件，可通过分析平半长轴的时序变化模式，系统区分自然摄动与机动行为。基于上述分析，本研究依据如下步骤构建平半长轴差分序列，实现对轨道机动事件的检测与判定。

1）数据预处理。对原始数据进行时间和坐标系转换。地固系的精密星历数据需要转换成地心J2000坐标系。数据时间统一转换成UTC（Coordinated Universal Time）时间。对于时间跨度长的数据，对采样率要进行标准化，按一天一点进行抽样。对于短期数据，通常按原始采样率进行处理，如果采样率比较密集，按1 Hz采样进行处理。

2）生成平半长轴差值序列。基于卫星的精密轨道数据生成平半长轴数据（时间序列），记为a_1、a_2、…a_{n-1}、a_n，其中a_i为第i个时间点的平半长轴值。

3）对于采样频率固定的精密星历，计算相邻时间点半长轴的差值，形成序列$\boldsymbol{S}_a=\{S_{aj}=|\bar{a}_{j+1}-\bar{a}_j|\}$（$j$=1,2,…,$n$-1）；对于采样频率不固定的双行根数数据，$t_j$为第$j$个双行根数的时间，$\bar{a}_j$为对应时间的平半长轴，则序列计算公式修改为式（2）。

$$\boldsymbol{S}_a=\left\{s_{aj}=\left(\bar{a}_{j+1}-\bar{a}_j\right)/\left(t_{j+1}-t_j\right)\right\}\quad(j=1,2,\ldots,n-1) \tag{2}$$

4)根据公式(3)计算差分数据的均方根(*Rms*)。

$$Rms=\sqrt{\frac{1}{m}\sum_{k=1}^{m}s_k^2} \tag{3}$$

其中,m=n-1为差分S_k的总数。

5)机动时间段判定。标记出所有满足$s_j>\delta$的时间点t_j。δ为判断阈值,通常取3*Rms*。若连续多个差分值超过阈值,视为同一机动事件,合并为时间段$\left[t_j,t_{j+k}\right]$。可以根据不同的数据源精度、数据采样率、控制类型、控制量大小对判定阈值进行调整,如数据源是精度较高的精密星历数据,可以降低阈值,δ取2 *Rms*,从而提高准确率;对于双行根数数据,由于轨道误差大,为了防止,可以适当放宽阈值,δ取4*Rms*。需要注意的是,减少漏判的同时也可能会增加误判。

由于低轨卫星常采用电推进系统实施轨道机动标称推力约为15 mN,单秒内产生的速度增量约为10^{-5}量级,对轨道半长轴的瞬时影响极为微弱。因此,直接基于每秒采样的星历数据难以有效检测此类微小变化。针对小推力机动通常持续时间较长(约5 min~1 h)的特点,可采用以下检测策略以提升灵敏度:首先将每秒采样的原始星历数据稀释至每分钟或每5 min间隔,在此基础上对平半长轴序列进行差分处理,以识别轨道控制发生的时间窗口;随后在已识别的机动窗口内,基于原始每秒采样的数据进行精细差分分析,最终精确判定推力器的开关机时刻。

4 实测数据检验

4.1 精密轨道检测

Swarm-A卫星运行于高度约460 km的近地轨道,其精密轨道数据以日为单位存储,采样间隔为1 s,数据规模较大。考虑到该卫星并非每日均实施轨道机动,为高效从历史数据中识别机动发生时段,本文首先提取并处理每日数据文件的首个采样点。通过对2023年1月1日至12月31日期间的精密轨道数据进行处理,将逐秒采样的位置与速度观测值转换为瞬时轨道根数,再经平均化处理得到平根数序列,进而获得平半长轴变化曲线,如图3所示。基于此,针对识别出的潜在机动时段对应数据文件,进一步开展高时间分辨率分析,实现机动起止时刻的精确判定。

如图3所示,Swarm-A卫星在2023年全年受大气阻力影响,轨道呈持续衰减态势,其中日最大衰减量为190 m,平均日衰减量为43.88 m。在此期间,该卫星于5月前后共实施7次显著的轨道抬升机动,累计抬升高度约29 km。通过对上述7个机动日的高频精密轨道数据应用机动识别算法,可实现对每次机动起始与结束时刻的秒级精度确定,具体识别结果如表1所示。

基于图3所示的机动检测结果,所提出的算法共成功识别出7次机动事件。其中前若干次机动持续时长约3 h,符合电推进系统机动的典型特征,与图3中半长轴的变化趋势相吻合。

选取Swarm-A卫星2023年4月26日至5月26日期间包含机动的精密轨道数据,依据机动识别结果,分别比较在未剔除机动段数据及剔除机动段数据后解算的弹道系数。表2展示了未剔除机动段时,该时段内每日解算的阻尼系数*Cd*与弹道系数*B*结果。通过绘制机动剔除前后弹道系数的对比曲线(图4)可见,在发生机动的日期,若不剔除机动段数据,*Cd*与*B*值均呈现负值,且其绝对值显著异常。

表3列出了同期内剔除机动段后,基于每日6时至24时数据重新解算的*Cd*与*B*值。结果表明,仅采用

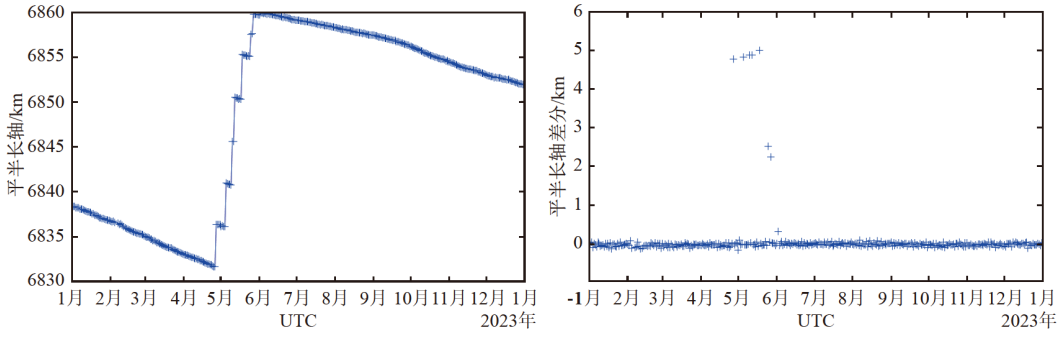

图 3 Swarm-A星2023年平半长轴变化及差分

Fig.3 Mean major axies of Swarm-A in 2023 and it's difference

表 1　Swarm-A星精密星历机动检测结果

Table 1　Maneuver detection of Swarm-A with precise orbit data

序号	开始时间	结束时间	半长轴变化/km
1	2023-04-26 02:45:02.000	2023-04-26 05:52:28.000	4.76601
2	2023-05-04 02:46:16.000	2023-05-04 05:54:02.000	4.82014
3	2023-05-09 02:44:40.000	2023-05-09 05:49:44.000	4.86986
4	2023-05-11 02:45:22.000	2023-05-11 05:53:42.000	4.88240
5	2023-05-17 02:46:06.000	2023-05-17 05:53:18.000	5.00025
6	2023-05-24 04:18:50.000	2023-05-24 05:53:12.000	2.50426
7	2023-05-26 02:43:38.000	2023-05-26 05:50:30.000	2.22656

表 2　Swarm-A卫星剔除机动时间段前阻尼系数*Cd*值和弹道系数*B*值

Table 2　*Cd* and *B* of Swarm-A before data check

日期	*Cd*	*B*
2023-04-25	1.69173	0.005365
2023-04-26	-131.617	-0.41739
2023-04-27	1.70012	0.005391
2023-04-28	1.59476	0.005057
2023-04-29	1.47553	0.004679
2023-04-30	1.59517	0.005059
2023-05-01	1.57442	0.004993
2023-05-02	1.87657	0.005951
2023-05-03	2.0524	0.006509
2023-05-04	-150.362	-0.47684
2023-05-05	2.07384	0.00677
2023-05-06	1.80694	0.00573
2023-05-07	1.97101	0.006251
2023-05-08	1.90931	0.006055
2023-05-09	-132.634	-0.42062
2023-05-10	1.65107	0.005236
2023-05-11	-151.136	-0.47929
2023-05-12	1.89955	0.006024
2023-05-13	2.06646	0.006553
2023-05-14	2.25627	0.007155
2023-05-15	2.314	0.007338
2023-05-16	2.14 487	0.006802
2023-05-17	-285.524	-0.90547
2023-05-18	2.4298	0.007705
2023-05-19	1.82315	0.005782
2023-05-20	1.98197	0.006285
2023-05-21	1.50222	0.004764
2023-05-22	1.57115	0.004983
2023-05-23	1.70564	0.005409
2023-05-24	-127.241	-0.40351
2023-05-25	1.6362	0.005189
2023-05-26	-115.209	-0.36536
RMS	70.07952	0.22224

机动后数据解算的系数量级与非机动日基本一致。

此外需说明,除上述显著的半长轴控制机动外,对于半长轴呈现较小正向变化的情形,也可能源于倾角控制或姿态调整等小量级控制动作。针对此类情形,需进一步利用当日每秒采样的高分辨率轨道数据进行加密分析,以准确判别是否存在轨道机动。

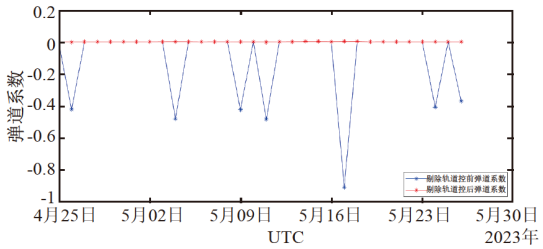

图 4　Swarm-A卫星机动数据处理前后弹道系数曲线

Fig.4　Drag coefficient curve of Swarm-A after removal of maneuver data

表 3　Swarm-A机动时间段处理后阻尼系数*Cd*值和弹道系数*B*值

Table 3　*Cd* and *B* of Swarm-A after data check

日期	修正*Cd*	修正*B*
2023-04-26	0.98001	0.003108
2023-05-04	2.23080	0.007074
2023-05-09	1.45965	0.004629
2023-05-11	1.36637	0.004333
2023-05-17	2.39841	0.007606
2023-05-24	1.64309	0.005211
2023-05-26	1.77777	0.005638

4.2　双行根数轨道检测

从Celestrak官方网站下载了Swarm-A卫星自2023年1月1日至2023年12月31日的双行轨道根数(Two Line Element,TLE)数据,共计788条。在数据预处理阶段,需对其中存在的重复记录及异常观测值(野值点)进行识别与剔除[6]。Swarm-A卫星预处理后的数据有770条,平均时间间隔0.47 d,其中4条数据的间隔超过1.5 d,52条数据的间隔在1~1.5 d,见图5,图6。7月份、8月份更新的频率为1 d以上,其他时间基本上都小于1 d。

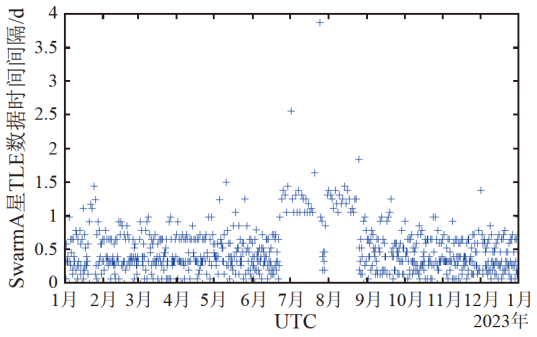

图 5　Swarm-A卫星TLE数据更新间隔

Fig.5　TLE data update interval of Swarm-A

基于机动前后双行轨道根数(Two Line Element,TLE)数据解算得到的机动时间与半长轴控制量如表4所示。其中,机动时间通过差分方法检测确定,半长轴控制量则由机动后与机动前半长轴值的差值得出。

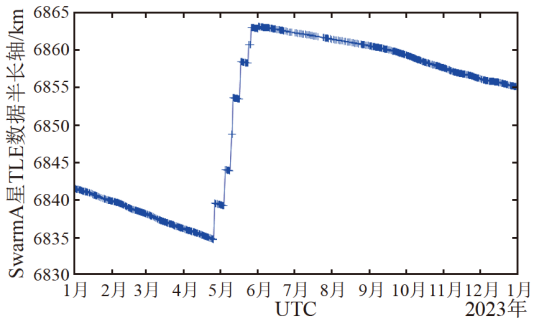

图 6 Swarm-A卫星TLE数据半长轴时间序列

Fig.6 Temporal variation of semi-major axis for Swarm-A satellite based on TLE data

表 4 Swarm-A卫星TLE数据机动检测结果与精密星历检测比较

Table 4 Comparison of maneuver detection results between Swarm-A satelliet TLE data and precise ephemeris

序号	机动时间	时间差/min	半长轴变化/km	半长轴差/m
1	2023-04-26 04:25:18.541	-6.56	4.80577	-39.76
2	2023-05-04 04:23:59.070	-3.83	4.81040	9.74
3	2023-05-09 04:24:02.051	-6.83	4.85639	13.47
4	2023-05-11 04:24:09.186	-4.62	4.93008	-47.67
5	2023-05-17 04:24:40.075	-4.97	4.95828	41.96
6	2023-05-24 05:11:19.398	-5.31	2.48966	14.60
7	2023-05-26 04:25:40.642	-8.61	2.29452	-67.96

由于TLE数据的时间分辨率较低，难以直接确定轨道机动的精确起止时刻。为此，可通过计算相邻状态向量之间的最短距离估计机动时间的中点。若已知卫星推力器的标称推力，则可进一步依据活力公式估算机动持续时间。

与基于精密星历的机动检测结果相比，采用TLE数据所估计的机动中点时刻误差在分钟量级，半长轴控制量误差在数十米量级。该误差显著高于精密星历检测结果，主要源于TLE所采用的动力学模型精度较低。精密星历通常基于高精度双频GPS观测数据通过精密定轨获得，轨道位置精度可达分米级；即使采用GPS自主定轨数据进行快速确定，其位置精度也可达到米级。相比之下，TLE数据采用的SGP4等模型经过大幅简化，对于低轨卫星仅考虑低阶地球引力场、第三体引力摄动及基于指数模型的大气阻尼等摄动力，导致其定轨弧段内位置精度仅为百米级，24 h轨道预报精度则普遍降至公里级。上述预报误差量级与机动检测中出现的分钟级时间误差及数十米半长轴误差基本相符。

因此，对于半长轴控制量小于10 m、或电推进机动持续时间短于分钟级的轨道控制任务，基于TLE数据的机动检测方法的有效性仍需通过更多实测数据进一步验证。

5 结论

针对大气密度模型修正中涉及的标校星历史弹道系数解算及当前星历数据筛选需求，本文提出了一种基于平轨道根数差分的轨道机动检测算法。该方法通过分析平半长轴的差分特征，有效识别并剔除了由轨道机动引起的数据异常段，从而提升了大气密度反演与修正的可靠性。基于Swarm-A卫星2023年全年的精密星历与TLE数据的验证结果表明：

1）对于高精度的精密星历数据，该方法能够准确识别机动事件的起止时刻及半长轴控制增量，从而有效剔除因轨道机动产生的异常弹道系数。

2）对于公开的TLE数据，尽管其时间分辨率较低且动力学模型较为简化，该方法仍能有效检测显著的半长轴突变事件，所估计的机动中点时刻误差在分钟量级，半长轴变化量误差在数十米量级，在无精密星历可用。

3）通过剔除机动时段数据，标校星弹道系数的解算结果表现出更好的稳定性与合理性，有助于提高大气密度修正系数的反演精度，进而增强对目标星轨道预报的支撑能力。

综上所述，该算法为基于精密轨道数据的大气密度实时修正提供了一种有效的机动数据预处理方法，有助于提升标校星对热层大气密度的准实时感知能力，具有较好的工程应用价值。

参考文献（References）

[1] 汪海潮, 王长青, 郭丁昊, 等. 利用 GRACE-FO 卫星探测不同强度大地磁暴引发的热层大气密度及卫星轨道衰减变化[J]. 测绘学报, 2025, 54(2): 248-261.
Wang H C, Wang C G, Guo D H, et al. Detection of atmospheric density in the thermosphere and satellite orbital decay variations triggered by different intensities of geomagnetic storms using the GRACE-FO satellite[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2025, 54(2): 248-261 (in Chinese).

[2] 刘舒莳, 李勰, 满海钧, 等. 非合作目标弹道系数解算研究及应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(5): 1036-1042.
Liu S S, Li X, Man H J, et al. Ballistic coefficient solution for non-cooperative targets and its application[J]. Journal of

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1036-1042 (in Chinese).

[3] 刘二江, 闫野, 杨跃能. 基于TLE数据的航天器轨道异常检测[C]//空天资源的可持续发展——第一届中国空天安全会议论文集. 2015: 341-346.
Liu E J, Yan Y, Yang Y N. An approach of spacecraft orbital anomaly detection based on TLE data[C]//Proceedings of the 1st China Aerospace Security Conference on Sustainable Development of Aerospace Resources. Beijing: Chinese Society of Astronautics, 2015: 341-346 (in Chinese).

[4] 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): 209-213.
Wang R L, Liu W, Liu S Q, et al. An orbit anomaly analysis method based on TLE data[J]. Chinese Journal of Space Science, 2014, 34(2): 209-213 (in Chinese).

[5] 杨旭, 刘静, 吴相彬, 等. 利用TLE数据分析LEO卫星轨道异常的新方法——综合判据法[J]. 空间科学学报, 2011, 31(2): 223-228.
Yang X, Liu J, Wu X B, et al. New method to analyse the orbital abnormal of LEO satellite using TLE data-comprehensive criterion[J]. Chinese Journal of Space Science, 2011, 31(2): 223-228 (in Chinese).

[6] 吴功友, 王家松, 刘芳, 等. 利用长期TLE数据判定同步轨道卫星状态[C]//第四届中国卫星导航学术年会电子文集.2013, 39-43.
Wu G Y, Wang J S, Liu F, et al. Determine GEO satellites with long term TLE data[C]//Proceedings of the 4th China Satellite Navigation Conference (CSNC). Beijing: CSNC Organizing Committee, 2013: 39-43 (in Chinese).

[7] Li W, Xiong J. Maneuver detection for GEO satellites using TLE data and C-W equations[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2019, 56(3): 789-800.

[8] Zhang Y, Smith R K, Jah M. Limitations of residual-based maneuver detection in LEO: A quantitative error analysis[J]. Acta Astronautica, 2023, 212: 200-210.

[9] 刘卫, 龚建村, 刘四清, 等. HASDM修正方法分析与评估[J]. 空间科学学报, 2019, 39(5): 638-647.
Liu W, Gong J C, Liu S Q, et al. Analysis and evaluation of high accuracy satellite drag model[J]. Chinese Journal of Space Science, 2019, 39(5): 638-647 (in Chinese).

[10] 苗娟, 刘四清, 李志涛, 等. 基于实时观测数据的大气密度模式修正[J]. 空间科学学报, 2011, 31(4): 459-466.
Miao J, Liu S Q, Li Z T, et al. Atmospheric density calibration using the real-time satellite observation[J]. Chin. J. Space Sci, 2011, 31(4): 459-466 (in Chinese).

[11] 李勰, 唐歌实, 李正, 等. 一种基于温度参数的热层密度修正方法[J]. 空间科学学报, 2014, 34(6): 830-836.
Li X, Tang G S, Li Z, et al. A method of calibrating thermosphere density based on temperature parameters[J]. Chin. J. Space Sci, 2014, 34(6): 830-836 (in Chinese).

[12] 刘舒莳, 龚建村, 刘四清, 等. 中长期轨道预报中大气阻力系数补偿算法的研究[J]. 宇航学报, 2013, 34(2): 157-162.
Liu S S, Gong J C, Liu S Q, et al. Atmospheric drag coefficient calibration in medium-term orbit prediction[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(2): 157-162 (in Chinese).

[13] 刘林. 卫星轨道力学算法[M]. 南京: 南京大学出版社, 2019: 全书.
Liu L. Algorithms for Satellite Orbital Dynamics[M]. Nanjing: Nanjing University Press, 2019 (in Chinese).

（责任编辑:孙京霞）