

动量轮卸载对“天问一号”环火轨道影响分析

孔静^{1,2}, 张宇^{1,2}, 陈明^{1,2}, 段建锋^{1,2}, 李翠兰^{1,2}

(1. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094; 2. 航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 100094)

摘要: 针对“天问一号”动量轮频繁喷气卸载对环火轨道的扰动问题, 定性分析了动量轮卸载的摄动量级以及对环火段轨道的影响, 在RTN (Radial Transverse Normal) 坐标系下建立匀加速模型描述动量轮卸载产生的加速度, 对环火中继段和遥感使命段分别采用2种策略计算分析, 评估了不同飞行阶段的定轨预报精度。结果表明: 频繁的动量轮卸载是影响环火段定轨精度的主要误差因素, 目前条件下中继段定轨的位置精度为约150 m, 在卸载更为频繁的遥感使命段, 位置精度下降至约700 m。

关键词: 天问一号; 动量轮卸载; 轨道计算; 精度分析

中图分类号: V412.4+1

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2024)04-0414-07

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230010

引用格式: 孔静, 张宇, 陈明, 等. 动量轮卸载对“天问一号”环火轨道影响分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(4): 414-420.

Reference format: KONG J, ZHANG Y, CHEN M, et al. The effect of wheel off-loading on the orbit of Tianwen-1[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(4): 414-420.

引言

中国首次火星探测任务通过一次发射实现了火星“绕、着、巡”3个探测目标。火星探测器由“天问一号”(Tianwen-1)环绕器和着陆巡视器组成, 其中, 着陆巡视器由进入舱(含着陆平台、大底和背罩3个部分)和“祝融号”火星车组成。探测器经过约6.5个月的巡航飞行经过近火制动进入环火轨道。环绕器与着陆巡视器分离, 着陆巡视器软着陆于火星表面, 在着陆区附近开展巡视探测, 环绕器开展为期2年(约1个火星年)的中继和遥感探测^[1]。

探测器轨道计算的精度影响工程任务的实施, 部分关键弧段直接决定任务的成败。事后精密轨道的解算关系着科学数据的分析与应用, 如行星地形地貌绘制以及重力场解算等。中国深空测控网(Chinese Deep Space Network, CDSN)由喀什(35 m)、佳木斯(66 m)和位于南美的阿根廷(35 m)3个深空站组成^[2-3]。深空网的测控能力在“嫦娥”任务中得到充分验证, “嫦娥二号”任务中, 佳木斯站和喀什站为探测器提供S频段测控支持, 同时开展X频段技术试验, S频段测速精度为1 mm/s^[4]。“嫦娥三号”任务首次利用X频段完成了探测器各项测控任务, 测量数据精度相比S频段提高3~5倍^[5]。“嫦娥四号”任务, 南美站建成并投入

使用, 深空网为“嫦娥四号”中继星和探测器提供了S/X频段测控支持。“嫦娥五号”任务, 深空网为轨道器和上升器2个目标同时提供测控支持, X频段测速精度达到0.1 mm/s, 双向测距精度为1 m^[6]。

中国甚长基线干涉测量(Very Long Base Interferometry, VLBI)网由位于上海、北京、昆明和乌鲁木齐的4个VLBI站和位于上海的数据处理中心组成, 得益于设备的升级改造, 以及数据处理方法技术攻关^[7], Tianwen-1任务中, VLBI时延的测量精度达到了0.1 ns^[8], 在地火转移段、中途修正、近火制动、轨道维持等各关键弧段为探测器测量提供支持, 弥补了测距和测速只能提供径向加速度测量的不足。

影响探测器轨道计算精度的主要因素包括动力学模型、观测模型以及观测几何。2001年发射的奥德赛使用X频段的多普勒测速、测距, 同时使用了双差单向测距(Delta-differential One-way Ranging, Δ DOR), 测距、测速和时延分别达到3 m、0.1 mm/s和0.12 ns的精度^[9]。“火星快车”(Mars Express, MEX)是欧洲航天局(European Space Agency, ESA)的首颗火星探测器, 2003年6月成功发射, 同年12月到达火星。MEX用X频段进行测轨, 测距数据采样周期为200 s, 测速数据为60 s, 环火段测量精度分别为3 m和0.02 mm/s^[10]。

动量轮卸载 (Wheel Off-Loading, WOL) 频率为平均 1次/d, 从卸载产生速度增量的分量上看, 航天器本体系Z轴方向的速度增量较X和Y轴大一个量级。从轨道精度上看, 大气阻力和动量轮卸载信息的不确定性, 是影响轨道精度的主要误差源, 重叠弧段精度为20~25 m^[11]。2005年发射的火星勘测轨道器 (Mars Reconnaissance Orbiter, MRO) 使用X频段多普勒测速、测距数据进行轨道确定, 利用马德里、戈尔德斯通和堪培拉3个深空站, 多普勒测速精度为0.1 mm/s (60 s积分周期)^[12]。2007年发射的“凤凰号” (Mars Phoenix Lander) 使用发动机喷气控制姿态, 每次喷气产生的速度增量为0.05 mm/s, 通过调整航天器姿态、喷气门限等措施使得航天器到达火星进入点的位置精度为2 km^[13]。2011年发射的“好奇号” (Curiosity) 进入火星大气前6天预报至进入点的位置精度仅为200 m^[14]。2020年发射的Mars 2020任务在2021年2月18日成功着陆火星, 整个发射、巡航和接近段的定轨结果稳定, 在进入前19.5 h的位置和速度精度分别为144 m和5.6 cm/s^[15]。

CDSN与DSN (Deep Space Network) 的测量水平精度相当, 但从轨道确定情况看, Tianwen-1环火段的定轨精度并不理想。由于姿态控制以及受火星重力梯度等影响, Tianwen-1保持较高频率的动量轮卸载, 成为制约轨道精度的主要因素。本文对Tianwen-1中继和遥感使命段的测量数据进行处理, 分析现有条件下的轨道计算能力。

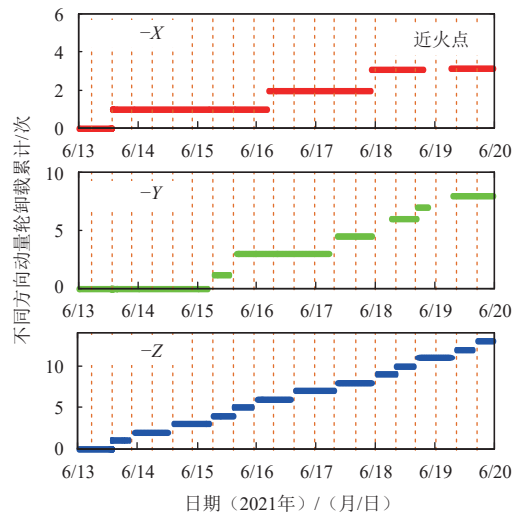
1 任务概况

Tianwen-1于2020年07月23日在海南文昌发射中心发射入轨, 进入地火转移轨道。探测器与运载火箭分离后, 经过4次中途修正和1次深空机动, 2021年2月10日在近火点处实施制动, 实现火星捕获, 进入周期约10 d的环火椭圆轨道; 2021年5月15日环绕器进行降轨控制, 释放着陆巡视器, 完成升轨控制后, 进入轨道高度为260 km × (1.2 × 10⁴) km, 周期为8.2 h的中继使命轨道, 环绕器在中继轨道上为火星车探测提供中继通信链路, 并开展环绕科学探测; 2021年10月中旬进行了轨道调整, 进入周期为7 h的遥感使命轨道, 进行全火面拍照成像, 并兼顾火星车中继通信^[16]。

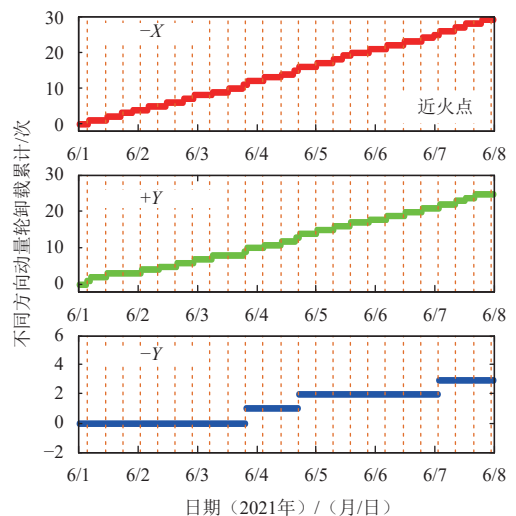
Tianwen-1任务延续了深空测控网与VLBI联合测轨模式, 获取的有效观测数据包括: 测距、测速、时延和时延率。在转移轨道和停泊轨道, Tianwen-1主要采用对日定向飞行模式, 即卫星的+X轴指向太阳, 该姿态保证了位于+X轴的着陆器、巡视器均匀受晒。

在中继和遥感使命轨道, 环绕器根据通信和拍照需求进行姿态调整, 其余时段采用-Z轴对日定向姿态。

Tianwen-1要维持长期在轨稳定飞行需要克服各种外力矩的干扰, 这些外力矩主要由重力梯度、光压等环境因素造成。随时间变化, 这些力矩会使动量轮的角速度缓慢增加, 陀螺的转速将趋于设计极限或者设置的门限值, 这时需要开启器上姿态喷气推力器以产生反方向力矩, 即动量轮卸载。图1统计了2021年6月13日—6月20日中继段以及2022年6月1日—6月8日遥感使命段的动量轮卸载情况, 同时竖线标注了近火点时刻。不同阶段卸载的方向不同, 但卸载基本发生在近火点附近; 中继段的卸载频率为2次/d, 遥感使命段的卸载更为频繁, 增加至4次/d。卸载控制影响了航天器的质心运动, 成为制约定轨精度的主要误差。



(a) 中继段动量轮卸载次数累计



(b) 遥感使命段动量轮卸载次数累计

图1 累计卸载次数统计

Fig. 1 Cumulative wheel off-loading statistics

2 动量轮卸载建模及分析

2.1 动量轮卸载机理及摄动量级分析

Tianwen-1的姿态控制系统由安装在本体6个方向上的12台25 N推力器组成。图2为探测器25 N推力器在卫星本体Y-Z平面的安装示意图,视角为-X轴方向^[17]。

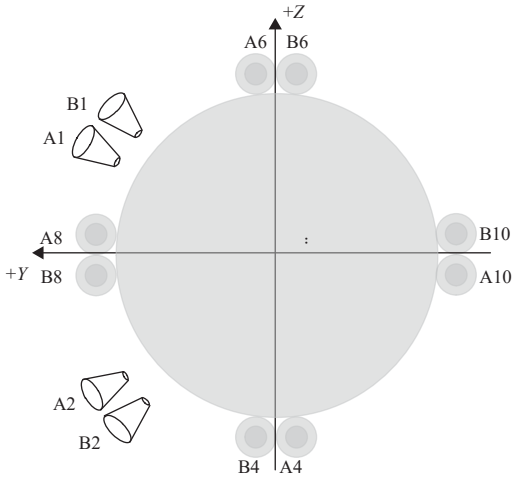


图2 25 N发动机安装示意图
Fig. 2 Sketch map of 25 N engines

动量轮卸载时, A6/B6和A4/B4喷气用于抵消本体Y方向卸载角动量, A8/B8和A10/B10用于抵消Z方向的卸载角动量, A2/B2和A1/B1用于抵消X轴方向的卸载角动量。

中继轨道段, 由于环绕器对火星车中继通信和数传等姿态调整的需求, 导致动量轮卸载在X、Y以及Z轴均有分布, 且主要集中在-Y和-Z方向。遥感使命段, 环绕器主要完成全火的拍照和对地数传任务, 动量轮卸载主要集中在-X和+Y方向。

25 N推力器的标称推力为28 N, 每次卸载时间为50 ms^[14], 根据动量定理可以估算出每次卸载速度增量约为 $10^{-4} \sim 10^{-3}$ m/s量级, 根据积分时间计算动量轮卸载产生的加速度在约 10^{-5} 量级。统计主要摄动力产生的加速度量级, 结果如表1所示。

表1 摄动力量级统计

Table 1 Statistics of perturbation forces

摄动项	摄动量级/($\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$)
火星质心	10^0
火星J2	10^{-3}
动量轮卸载	10^{-5}
火星大气(200 km)	10^{-6}
其它大行星	10^{-7}
太阳光压	10^{-8}
火星卫星	10^{-9}
相对论效应	10^{-10}

从摄动力量级上分析, 卸载产生的加速度量级仅次于火星J2项, 在轨道计算时必须通过建模考虑该摄动力的影响。

2.2 动量轮卸载建模

动量轮卸载的一个脉冲时间为50 ms, 根据遥测参数判读动量轮从卸载开始到恢复稳态的时间大约是10 s, 对于卸载产生的作用力很难精确建模, 为弥补力模型的不准确对定轨计算的影响, 在定轨计算中会将未能精确模制的作用力进行经验建模或是做等效力处理, 虽然该做法并没有特别明确的物理意义, 但在实际定轨计算中之有效。假设在1次卸载周期内, 卸载产生的加速度在RTN(Radial Transverse Normal)坐标系下恒定, 即速度增量/卸载周期=卸载加速度^[18], 卸载摄动加速度为

$$\mathbf{a}_{\text{RTN}} = [a_R \quad a_T \quad a_N]^T = [a_{R0} \quad a_{T0} \quad a_{N0}]^T \quad (1)$$

由于Tianwen-1的运动状态是在火星天球参考系描述, 卸载产生的摄动加速度需要转换至天球参考系, 其转换关系为

$$\mathbf{a}_{\text{RTN}} = \mathbf{M}\mathbf{a}_{\text{CRS}} \quad (2)$$

其中: \mathbf{M} 为天球参考系至RTN坐标系的转换矩阵^[19]; \mathbf{a}_{CRS} 为天球参考系中的卸载加速度。

火星天球参考系下建立对RTN坐标系求解加速度的偏导数模型为

$$\frac{\partial \mathbf{a}_{\text{RCS}}}{\partial \mathbf{a}_{\text{RTN}}} = \frac{\partial \mathbf{a}_{\text{RCS}}}{\partial (\mathbf{a}_{R0}, \mathbf{a}_{T0}, \mathbf{a}_{N0})} = \mathbf{M}^{-1} \quad (3)$$

3 实测数据处理

环绕器和着陆巡视器分离后, 经过一次近火制动进入中继轨道, 为保证环绕器对火星车的中继通信, 约20 a进行一次中继轨道维持, 遥感使命段不再进行轨道维持控制。选取2021年6月13日—7月3日中继弧段以及2022年6月2日—6月23日的遥感使命段数据开展定轨精度分析。中继段主要使用佳木斯(JMS)、喀什(KS)和阿根廷(AGT)3个深空站进行跟踪, 遥感使命段主要使用喀什和阿根廷2个深空站跟踪, 每天总的跟踪弧长约为4 h。

在Tianwen-1长期在轨数据处理过程中发现, 若不考虑动量轮卸载, 中继轨道的位置误差约为1 km, 遥感使命轨道的位置误差约为3 km, 难以满足高精度定轨需求。本文依据遥测参数获取的动量轮卸载信息对卸载加速度进行解算, 统计环火段的定轨预报精度。

3.1 环火轨道定轨预报精度

为了得到环绕器精密轨道, 北京航天飞行控制中心自主开发了火星探测器动力学统计定轨软件^[20], 表2为环火段精密轨道解算策略。

表 2 精密轨道解算策略

Table 2 Orbit determination strategy

模型项	描述	
环火飞行力模型	中心天体质点引力	火星
	非球形引力摄动	JGMRO120
		太阳, 大行星 (JPL DE436)
	第三体引力摄动	PHOBOS
		DEIMOS
	太阳光压摄动	球模型
	火星大气	MCD5.3
动量轮卸载	匀加速度模型 (RTN坐标系)	
解算参数	位置、速度	
	光压系数	
	测量数据系统差	测距数据常值系统差
	姿轨控制	RTN坐标系常值, 考虑1 mm/s ² 的先验约束
数据使用	权重设置	测距: 6 m 测速: 0.1 mm/s (1s积分周期) 时延: 1 ns 时延率: 1 ps/s

3.1.1 中继轨道解算分析

对于双向测量, 只要实现载波捕获就会有测速信号, 且载波捕获容易维持; Tianwen-1采用侧音测距方式, 测距信号需要在载波捕获后实现距离捕获, 测距信号的捕获受信号强度影响, 信号弱时容易丢失。分别使用测距、测速、时延、时延率 (策略一) 以及仅使用测速数据 (策略二) 2种策略进行轨道确定, 定轨弧长为3 a, 重叠弧段长度为1 a, 同时将预报结果与定轨结果进行比较, 得到2 a的预报精度。图3为中继段分别使用策略一和策略二的重叠弧段误差以及预报误差统计, 共8组。

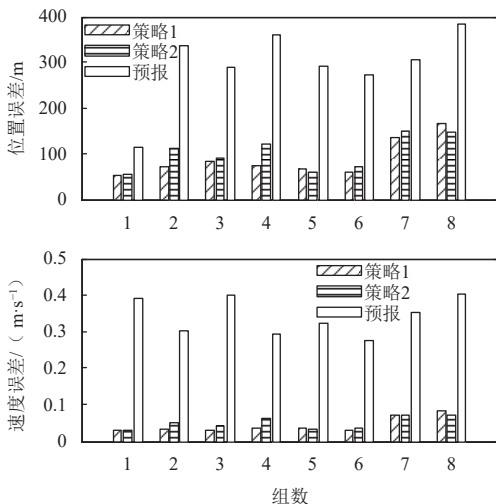


图 3 中继轨道重叠弧段及预报误差统计

Fig. 3 Statistics of overlap arcs and forecast errors of relay orbit

在中继段, 策略一和策略二的定轨精度相当, 增加测距及VLBI数据对定轨精度提升有限。这是由于地面测距系统存在未被准确修正链路延迟误差和大气延迟误差, 这些误差很难通过解算系统差完全消除; 与测距数据相比, 测速数据几乎不存在系统偏差, 在高仰角条件下可通过模型较好地消除传播介质延迟误差。另外, 对于遥远的地火距离, 地面VLBI基线的长度优势体现不明显, 在时延观测精度一定的情况下 (0.1 ns), VLBI对于位置的改进量有限。据重叠弧段比较结果, 中继轨道总位置误差为50~150 m, 速度误差为0.03~0.1 m/s, 预报2 a位置误差为120~400 m, 速度误差为0.3~0.4 m/s, 图4为其中一组测距和测速的残差图, 3个深空站的测量精度相当, 测量条件见表3, 不同测站测距和测速的残差见表4。

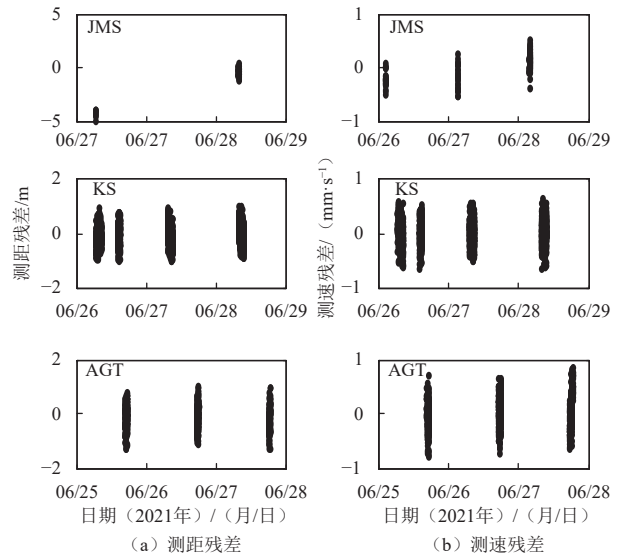


图 4 中继段定轨残差图

Fig. 4 Residual of relay orbit

表 3 残差统计

Table 3 Residual statistics

项目	中继段 (2021年6月)	遥感使命段 (2022年6月)
器地距离/km	3.40×10^8	2.12×10^8
SEP/(°)	约40	约60

表 4 残差统计

Table 4 Residual statistics

项目	中继段 (2021年6月)		遥感使命段 (2022年6月)		
	测站	测距/m	测速/(mm·s ⁻¹)	测距/m	测速/(mm·s ⁻¹)
残差	佳木斯	0.82	0.45	—	—
RMS	喀什	1.14	0.61	0.46	0.34
	阿根廷	1.30	0.70	0.45	0.31

3.1.2 遥感使命轨道解算分析

遥感使命轨道采用同样的动力学模型和参数求解策略,统计2种策略的重叠弧段误差以及2天的预报误差,结果如图5所示。图6为其中一组测距和测速的残差图,RMS统计结果见表3。测速信号的噪声主要由上下行链路的热噪声、频率源稳定度引入的噪声以及太阳相位闪烁误差构成,这些误差受器地距离、太阳-地球-探测器(Sun-Earth-Probe, SEP)角度、积分时间等因素共同影响^[21],2021年6月13日—7月3日中继弧段器地距离为3.4亿km,SEP角约为40°;2022年6月2日—6月23日遥感使命段器地距离为2.12亿km,SEP角约为60°;受器地距离以及SEP角等因素的影响,2022年6月遥感使命段的噪声水平相较于2021年有明显减小。

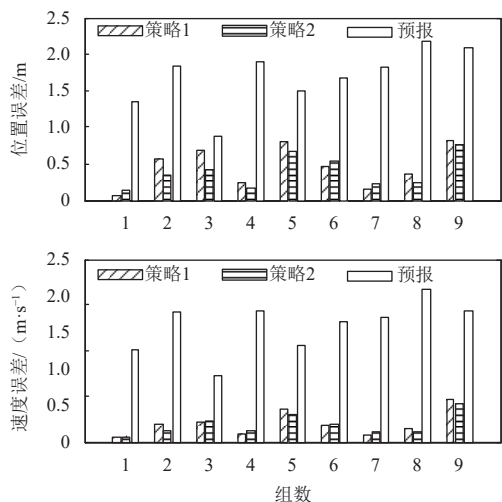


图5 遥感使命段重叠弧段及预报误差统计

Fig. 5 Statistics of overlap arcs and forecast errors of remote sensing orbit

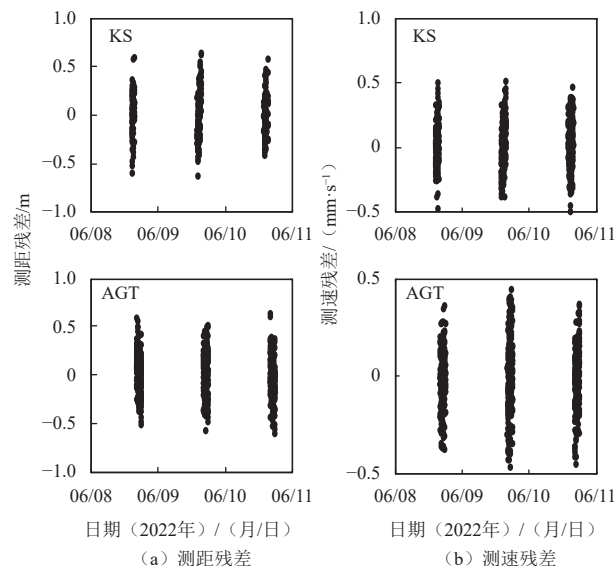


图6 遥感使命段定轨残差图

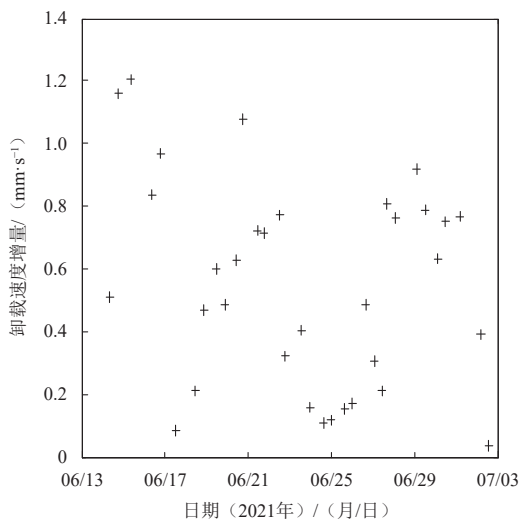
Fig. 6 Residual of remote sensing orbit

遥感使命段主要完成全火拍照成像任务,拍照成像主要在近火点完成,成像时姿态调整导致高增益天线无法与地面站建立双向链路,近火点附近因此缺少测轨数据。由于该阶段动量轮卸载更为频繁,且缺少近火点附近的外测数据约束,导致遥感使命段定轨和预报精度都明显降低,重叠弧段位置误差为100~700 m,速度误差为0.1~0.5 m/s,预报2 a的位置误差为1~2 km,速度误差为0.7~1.6 m/s。

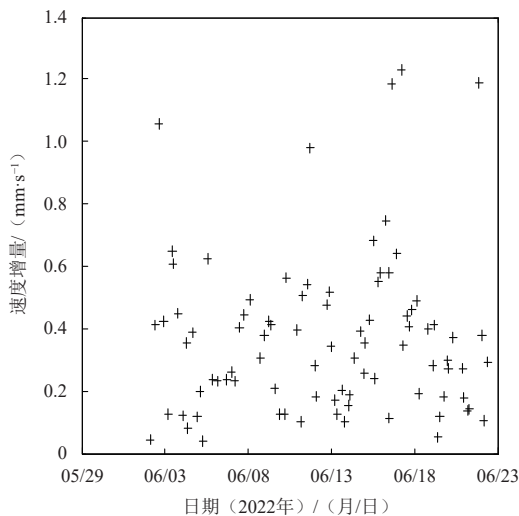
图3、图5中部分算例策略一的偏差较策略二的偏差更大,是因为重叠弧段比较是采用各自策略的定轨结果,属于内符合精度,而非绝对轨道精度。

3.2 卸载量解算

统计上述中继和遥感使命段各次卸载的速度增量,如图7所示。



(a) 中继段卸载速度增量大小



(b) 遥感使命段卸载速度增量大小

图7 卸载速度增量统计

Fig. 7 Statistics of off-loading speed increment

通过实时及延时遥测数传获取了动量轮卸载信息, 包括卸载时刻、卸载时长等, 与图1统计的结果一致。通过解算, 卸载产生的速度增量为0.1~1.2 mm/s, 与根据标称推力估算的卸载量级基本一致, 验证了卸载解算的合理性。

此外, 由于卸载相当于给航天器速度增加一个小量, 这就要求解算的卸载时刻必须尽可能准确, 否则将造成定轨预报误差的增加, 在无法获取准确卸载时刻的情况下, 可以将近火点时刻作为卸载点进行解算。

4 结 论

本文选取Tianwen-1中继段与遥感使命段测轨数据进行定轨分析, 重点分析了动量轮卸载对轨道计算的影响。卸载控制影响了航天器的质心运动, 频繁的卸载成为制约Tianwen-1定轨预报精度的主要误差。在中继段定轨的位置误差为50~150 m, 预报2 a的位置误差为120~400 m; 遥感使命段, 频繁的卸载造成定轨预报误差的增大, 位置误差为100~700 m, 预报2 a的位置误差为1~2 km。另外, 本文使用测距、测速以及时延数据和仅使用测速数据两种策略定轨, 通过比较发现环火段两种策略定轨精度相当, 这为规划和优化配置测站资源提供了依据。

参 考 文 献

- [1] ZOU Y, ZHU Y, BAI Y, et al. Scientific objectives and payloads of Tianwen-1, China's first Mars exploration mission[J]. *Advances in Space Research*, 2021, 67: 812-823.
- [2] 吴伟仁, 李海涛, 李 赞, 等. 中国深空测控网现状与展望[J]. *中国科学: 信息科学*, 2020, 50(1): 87-127.
WU W R, LI H T, LI Z, et al. Status and prospect of China's deep space TT&C network[J]. *Scientia Sinica Informationis*, 2020, 50(1): 87-127.
- [3] 董光亮, 李海涛, 郝万红, 等. 中国深空测控系统建设与技术发展[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2018, 5(2): 99-114.
DONG G L, LI H T, HAO M H, et al. Development and future of China's deep space TT&C system[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2018, 5(2): 99-114.
- [4] 陈 明, 张 宇, 曹建峰, 等. 嫦娥二号卫星轨道确定与测轨技术[J]. *科学通报*, 2012, 57(9): 689-696.
CHEN M, ZHANG Y, CAO J F, et al. Orbit determination and tracking technology of CE-2 satellite[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2012, 57(9): 689-696.
- [5] 曹建峰, 张 宇, 胡松杰, 等. 嫦娥三号着陆器精确定位与精度分析[J]. *武汉大学学报(信息科学版)*, 2016, 41(2): 274-278.
CAO J F, ZHANG Y, HU S J, et al. An analysis of precise positioning and accuracy of the CE-3 lunarlander landing[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2016, 41(2): 274-278.
- [6] 段建锋, 李 颢, 李翠兰, 等. “嫦娥4号”中继星使命轨道段定轨计算与分析[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2019, 6(3): 247-253.
DUAN J F, LI X, LI C L, et al. Orbit determination and analysis of

- Chang'E-4 relay satellite on mission orbit[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(3): 247-253.
- [7] 孔 静, 张 宇, 任天鹏, 等. 深空网干涉测量数据对嫦娥五号定轨能力分析[J]. *宇航学报*, 2022, 43(2): 183-188.
KONG J, ZHANG Y, REN T P, et al. Orbit determination ability of Chang'E-5 based on CDSN tracking data[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(2): 183-188.
- [8] YANG P, YONG H, LI P, et al. Orbit determination of China's first Mars probe Tianwen-1 during interplanetary cruise[J]. *Advances in Space Research*, 2022, 69: 1060-1071.
- [9] ANTREASIAN G P, BAIRD T D, BORDER S J, et al. 2011 Mars odyssey orbit determination during interplanetary cruise[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 42(3): 394-405.
- [10] ROSENBLATT P, LAINEY V, MAISTRE S L, et al. Accurate Mars express orbits to improve the determination of the mass and ephemeris of the Martian moons[J]. *Planetary and Space Science*, 2008, 56(7): 1043-1053.
- [11] KONOPLIV A S, PARK R S, FOLKNER W M. An improved JPL Mars gravity field and orientation from Mars orbiter and lander tracking data[J]. *Icarus*, 2016, 274: 253-260.
- [12] ZUBER M T, LEMOINE F G, SMITH D E, et al. Mars reconnaissance orbiter Radio science gravity investigation[J]. *Journal of Geophysical Research*, 2007(112): 1-12.
- [13] RYNE M, GRAAT E, KRUIZINGA G, et al. Orbit determination for the 2007 Mars Phoenix lander[C]//Proceedings of Aiaa/aas Astrodynamics Specialist Conference & Exhibit. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2008.
- [14] MARTIN-MUR T J, KRUIZINGA G L, BURKHART P D, et al. Mars science laboratory interplanetary navigation[J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 2014, 51(4): 1014-1028.
- [15] SEUBERT J, GUSTAFSON E, JESICK M, et al. Orbit determination for the Mars 2020 mission[C]//Proceedings of AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. Big Sky, MT: AIAA, 2021.
- [16] 孙泽洲, 饶 炜, 贾 阳, 等. “天问一号”火星探测器关键任务系统设计[J]. *空间控制技术与应用*, 2021, 47(5): 9-16.
SUN Z Z, RAO H, JIA Y, et al. Key mission system design of Tianwen-1 Mars probe[J]. *Aerospace Control and Application*, 2021, 47(5): 9-16.
- [17] 张荣桥. 中国首次火星探测工程[M]. 北京: 宇航出版社, 2021.
ZHANG R Q. China's first Mars exploration program[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2021.
- [18] 张 宇, 曹建峰, 段建锋, 等. 嫦娥三号探测器连续姿控的轨道动力学模型补偿及实现[J]. *宇航学报*, 2015, 36(5): 489-495.
ZHANG Y, CAO J F, DUAN J F, et al. Orbit dynamics model compensation and implementation for continuous attitude control of Chang'E-3 probe[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(5): 489-495.
- [19] 刘 林. 航天器轨道理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
LIU L. Orbit theory of spacecraft[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000.
- [20] 曹建峰, 李 颢, 鞠 冰, 等. 太阳系多星精密定轨软件[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2022, 9(5): 532-541.
CAO J F, LI X, JU B, et al. Multi-satellite precision orbit determination and data analysis software in solar system[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2022, 9(5): 532-541.
- [21] ASMAR S W, ARMSTRONG J W, IESS L, et al. Spacecraft Doppler

tracking: noise budget and accuracy achievable in precision radio science observations[J]. Radio Science, 2005, 40(2): 1-9.

作者简介:

孔静(1982-), 女, 工程师, 主要研究方向: 航天器精密定轨及其科学

应用。

通信地址: 北京5130信箱(100094)

电话: 13581877617

E-mail: 13581877617@163.com

The Effect of Wheel Off-Loading on the Orbit of Tianwen-1

KONG Jing^{1,2}, ZHANG Yu^{1,2}, CHEN Ming^{1,2}, DUAN Jianfeng^{1,2}, LI Cuilan^{1,2}

(1. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;

2. Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Beijing 100094, China)

Abstract: In view of the disturbance of the frequent Wheel Off-Loading(WOL) of Tianwen-1, firstly, this paper analysed the perturbation magnitude of WOL and the effect on the orbit in its relay and remote sensing orbits. Secondly, a uniform acceleration model in RTN coordinate system was established to describe the acceleration produced by WOL events, several strategies were proposed to analyze the orbit of the relay and remote sensing orbit respectively, and finally orbital accuracy was assessed by overlap comparison. The results show that WOL events are the main error, affecting orbital accuracy. The position accuracy of the relay orbit is about 150 m, and in the remote sensing orbit where the unloading events are more frequent, the position accuracy decreases to 700 m.

Keywords: Tianwen-1; wheel off-loading; orbit determination; precision analysis

Highlights:

- This study addresses the impact of frequent WOLs of Tianwen-1 on its relay and remote sensing orbits.
- Analysis shows that the WOL events are the main error, affecting orbit determination accuracy.
- Under current conditions, the position accuracy of the relay orbit is ~150m, and the position accuracy is reduced to ~700 m in the remote orbit where off-loading is more frequent.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]