

“龙江2号”月球轨道微卫星定轨分析

欧阳琦, 牛东文

(北京航天飞行控制中心, 北京 100094)

摘要: 微纳卫星深空探测任务中, 通常所分配的测控资源有限, 因此有必要对有限测控资源条件下微纳卫星的定轨精度进行分析。以微纳卫星深空探测为背景, 采用“龙江2号”微卫星的轨道测量数据对其定轨精度进行了分析。“龙江2号”微卫星只有USB轨道测量数据, 且环月段测控资源相对紧张, 每天有兩站跟踪, 共约3~4 h的轨道测量数据。首先介绍了“龙江2号”微卫星飞行任务及其飞行过程中影响测定轨的因素; 其次给出了定轨的动力学模型, 对微卫星地月转移段的定轨精度进行了分析; 最后通过分析摄动力、动量轮卸载以及数据弧段长度的影响, 给出了微卫星环月阶段所使用的定轨策略, 并通过重叠弧段比较的模式, 给出了微卫星环月段的定轨精度。研究结论可以为后续微纳卫星深空探测任务提供有益参考。

关键词: 微纳卫星; 深空探测; 轨道确定

中图分类号: V421.41

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2019)03-0254-07

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2019.03.009

引用格式: 欧阳琦, 陈明, 段建锋, 等. “龙江2号”月球轨道微卫星定轨分析[J]. 深空探测学报, 2019, 6(3): 254-260.

Reference format: OUYANG Q, CHEN M, DUAN J F, et al. Analysis on the orbit determination of Longjiang-2 lunar microsatellite[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6(3): 254-260.

引言

随着现代科学技术的发展, 技术性能强, 功能密度高的微纳卫星成为各国研究的热点。微纳卫星建立在微电子学、微型机械、微加工等现代航天高科技基础上, 具有成本低、重量轻、体积小、性能高、研制周期短等特点, 在实现全球通信、对地观测以及快速反应的军事侦查等方面起到了重要作用^[1]。微纳卫星已经在近地空间得到了广泛应用, 近年来, 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)和欧洲航天局(European Space Agency, ESA)等国际航天机构也纷纷将微纳卫星引入到深空探测项目中, 以实现探测任务效益的最大化。INSPIRE(Interplanetary Nanospacecraft In a Relevant Environment)是喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)规划的利用微纳卫星探测深空的首个任务, 任务计划将两颗3U微纳卫星送入太空, 并飞离地球150万km, 以验证微纳卫星在深空中的生存能力。NASA也将于2020年在发射Orion EM1时搭载发射13颗微纳卫星用于深空探测^[2]。

我国近年来也开展了微纳卫星深空探测的相关任

务。为充分利用“嫦娥4号”中继星任务发射过程中的运载剩余能力, 哈尔滨工业大学研制的月球轨道天文观测微卫星“龙江2号”已于2018年5月21日随“嫦娥4号”中继星搭载发射。“龙江2号”质量只有47 kg, 2018年5月25日进入环月轨道, 并成功完成了对月成像任务, 成为全球首个独立完成地月转移、近月制动、环月飞行的微卫星^[3]。

在微纳卫星深空探测任务中, 为充分利用一次深空探测任务的运载能力, 通常通过搭载等形式将多颗微纳卫星与主探测器同时送入探测轨道。由于深空测控资源有限, 在任务的实施过程中, 测控资源通常优先保障主探测器任务, 分配给微纳卫星的测轨时间较少。由于轨道计算精度对于探月任务的成功实施至关重要, 有必要对有限测控资源条件下微纳卫星的定轨精度进行分析。本文以微纳卫星深空探测为背景, 采用“龙江2号”微卫星的轨道测量数据对其定轨精度进行分析。介绍了微卫星飞行任务及其飞行过程中影响测定轨的因素, 并对微卫星地月转移段和环月段的定轨精度进行了分析, 为后续微纳卫星深空探测的轨道确定提供有益参考。

1 任务分析

1.1 “龙江2号”微卫星飞行任务

“龙江2号”微卫星与运载火箭分离后，单独完成地月转移、近月制动阶段的飞行，最终进入环月轨道。微卫星系统的飞行过程如图1所示^[4]。微卫星在地月转移段的主要动作包括微卫星对日定向，多次轨道中途修正，直至达到月球近月点附近。进入环月轨道后，微卫星择机进入对月成像模式。

1.2 观测数据

“龙江2号”于2018年5月21日发射升空，经过2次中途修正、近月制动后，于2018年5月25日22时进入近月点高度约为350 km，远月点高度约为13 700 km的环月大椭圆轨道，周期约为20.4 h。本文对该卫星地月转移段以及环月段的轨道精度进行分析，其中环月段采用2018年5月30日—2018年7月19日期间的测量数据。在地月转移段，圣地亚哥站、

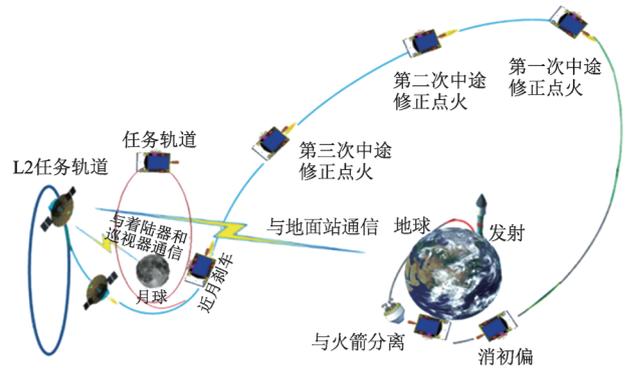


图1 “龙江2号”飞行过程
Fig. 1 Mission flight process of Longjiang-2

佳木斯站、纳米比亚站、喀什站以及青岛站参与了微卫星的测轨；在环月段，青岛站、喀什站和纳米比亚站对微卫星进行了测轨，测量数据包括USB测距和测速，测站分布如图2所示。环月段测控资源相对紧张，每天有两站跟踪，共约3~4 h的轨道测量数据。

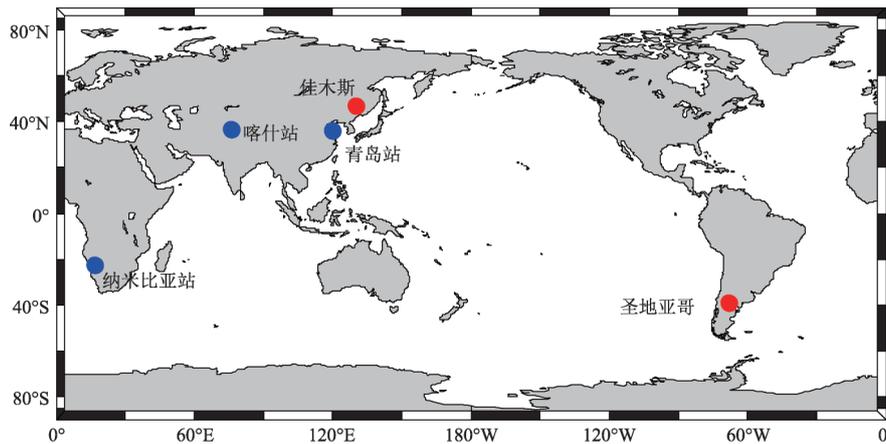


图2 测站分布图
Fig. 2 Station location

1.3 动量轮卸载

微卫星姿态控制系统采用了整星零动量的三轴稳定方案，星上装有动量轮和推力器。动量轮以内力矩作为控制力矩，通过动量轮的加载和卸载就可以吸收卫星本体的动量矩，从而达到控制姿态的目的。当外部干扰力矩或推力器的喷气控制过程使动量轮转速达到饱和时，必须对动量轮转速进行卸载控制^[5]。由于动量轮卸载采用喷气卸载的方式，会对卫星本体产生附加加速度。目前轨道确定一般采用动力学统计定轨方法^[6-7]，而卫星的动力学模型准确与否是影响动力学统计定轨精度的重要因素，因此在轨道确定过程中需要考虑动量轮卸载的影响。微卫星进入环月轨道后，采用对日定向三轴稳定控制模式，

动量累积效应明显，一般1~2 d，微卫星动量轮会卸载一次。

2 地月转移段轨道精度评估

2.1 动力学模型

定轨分析采用的计算软件为北京航天飞行控制中心开发的定轨软件系统^[8]。轨道解算中的一些计算因素见表1。

2.2 轨道精度评估

为保证任务的实施，微卫星地月转移段的每次轨控前轨道需要满足一定的精度要求。本文定轨精度评估采用星历比较的方法。将任务期间计算的轨道外推至轨控开机点得到的星历与事后计算的精密星历进行

表1 轨道解算因素
Table 1 Orbital resolving factor

坐标系统	月心天球坐标系
月球中心引力	质点引力
月球非球形引力场	GL0420A (64 × 64)
第三体引力	太阳、大行星
太阳光压摄动	固定面质比,质量:38.60 kg(环月段) 光压面积:0.33 m ²
行星历表	DE421
数据使用	USB:测距、测速
解算参数	6个轨道根数,光压系数,动量轮卸载经验加速度

表2 地月转移段轨道精度评估

Table 2 Precision evaluation of Earth-Moon transfer orbit

关键时刻	位置最大偏差/m				速度最大偏差/(m·s ⁻¹)			
	R	T	N	总和	R	T	N	总和
第一次中途修正前	31.0	2 565.4	3 875.7	4 647.9	0.098	0.032	0.048	0.104
第二次中途修正前	20.5	1 814.2	1 373.7	2 275.6	0.001	0.026	0.008	0.027
近月制动前	-590.6	-776.7	737.7	964.1	-0.417	0.136	-0.167	0.469

3 环月段轨道精度评估

3.1 摄动力影响分析

微卫星环月轨道主要受到各行星质点、太阳光压等摄动力的影响。图3给出了在2018年07月27日9:00初始轨道的基础上外推3天后各摄动源产生的摄动加速度,可以看出,微卫星在环月大椭圆轨道上飞行时,月球、地球的质点引力为主要的摄动源,除此之外,太阳质点、太阳光压以及月球J2项的摄动影响最大,达到10⁻⁶量级,是无法忽略的。地球J2项、月球固体潮影响较小,约为10⁻⁹量级,其它大行星质

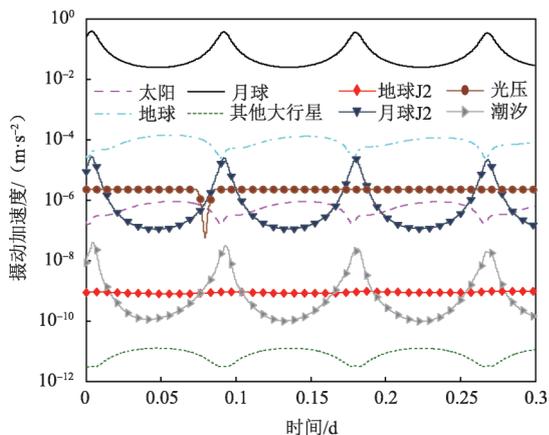


图3 摄动源影响

Fig. 3 Effect of perturbative force

比较,并以二者的最大偏差作为衡量定轨精度的依据。任务中,各关键弧段星历精度评估如表2所示,评估结果为轨道坐标系下的偏差,其中R方向为径向,T方向为横向,N方向为轨道面法向。由表2结果可知,微卫星自入轨开始至顺利进入工作轨道期间,定轨位置精度在km量级,速度精度在m/s量级。第一次中途修正前由于多个目标航天器同时发射入轨,分配给微卫星的测控资源相对较少,其定轨精度相对较差。近月捕获点附近的定轨速度精度较低是由轨道特性所决定的。近月制动点为以月球为中心引力体的大椭圆轨道的近月点,该处的卫星状态变化迅速,轨道确定和预报的精度相对较低。

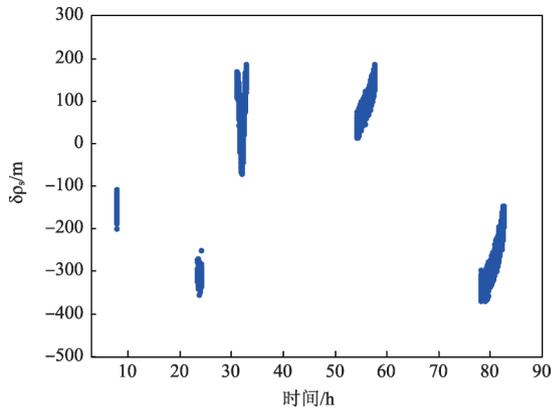
点摄动影响最小,约为10⁻¹²量级。月球质点、J2项以及固体潮的摄动影响呈周期性,在近月点处最大,在远月点处最小;太阳、地球等其他行星质点引力的摄动影响则相反,在近月点处最小,在远月点处最大。地球J2项和太阳光压的摄动影响相对平缓,其中,太阳光压摄动影响在阴影区有明显的减小。

3.2 动量轮卸载影响分析

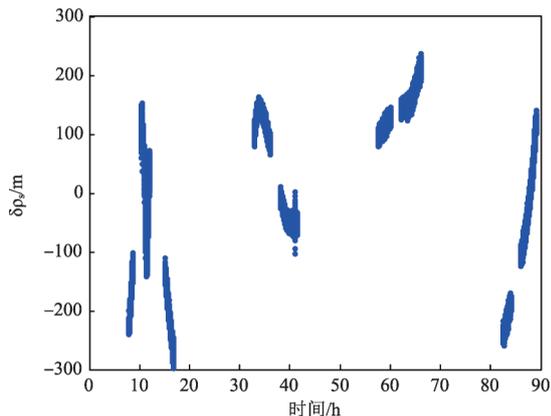
以2018年6月3日7:40至2018年6月6日17:00间的观测弧段为例,共有两次动量轮卸载。在不考虑动量轮卸载影响的条件下,求解系统差和光压系数,定轨数据残差如图4所示(图中横坐标为相对于2018年6月3日0时的小时数)。可以看出,不考虑动量轮卸载时残差拟合程度并不理想。因此,将动量轮卸载作为短时间内的常数加速度处理,即在每次动量轮卸载期间,每个方向添加一个常数加速度,而在动量轮卸载期间以外的时间段,此力设置为零,在轨道确定中将动量轮卸载产生的加速度作为未知量进行求解。在考虑动量轮卸载的影响后,定轨数据残差如图5所示。由图4和图5可知,在定轨过程中考虑卸载的影响,定轨过程中解算卸载的加速度,数据拟合程度显著好转。

3.3 数据弧段长度选择

对于微卫星轨道确定来说,由于每天的测量数据较少,较长的数据弧段对于提高该卫星的环月大椭圆

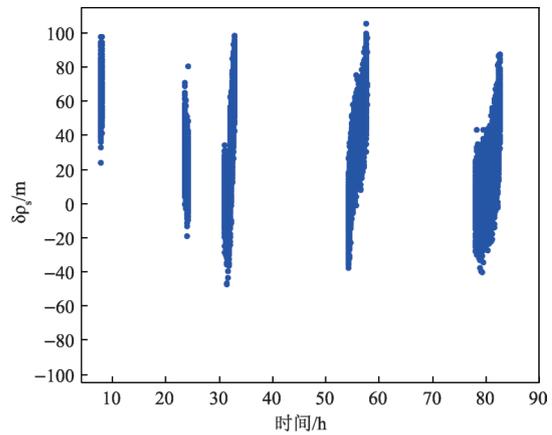


(a) 青岛距离和残差图 (2018-06-03)

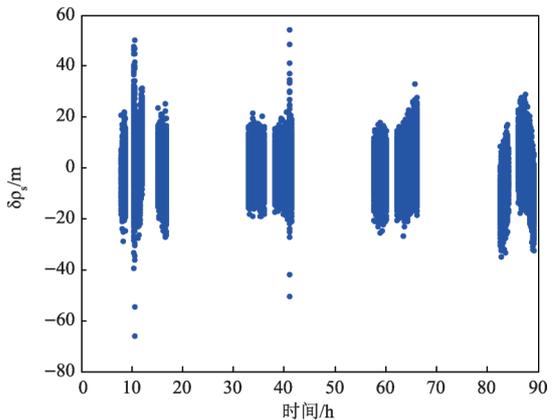


(b) 纳米比亚距离和残差图 (2018-06-03)

图4 定轨残差图 (不求解动量轮卸载经验加速度)
Fig. 4 Data residuals of the orbit determination (Without solving wheel-off loading acceleration)



(a) 青岛距离和残差图 (2018-06-03)



(b) 纳米比亚距离和残差图 (2018-06-03)

图5 定轨残差图 (求解动量轮卸载经验加速度)
Fig. 5 Data residuals of the orbit determination (Solving wheel-off loading acceleration)

轨道的定轨精度有益。然而一般1~2天，微卫星动量轮会卸载一次，越长的弧段动量轮卸载的次数越多，微卫星的动量轮卸载会产生喷气推力，进而对轨道产生影响，采用长弧段来定轨并不一定能有效提高定轨的精度，因此定轨弧段的选择要综合考虑这两方面的因素^[9]。

以2018年6月1日22:50—2018年6月6日17:00间的观测弧段为例，共有3次动量轮卸载。本文对比求解了1次、2次、3次动量轮卸载经验加速度的情况，同时求解了光压系数的系统差，结果如表3所示。3种求解策略下求解得到的光压系数以及动量轮卸载产生的加速度量级没有显著差异。图6给出了3种策略下的轨道坐标系定轨误差椭圆（3倍方差），可以看出，求解2次动量轮卸载经验加速度比求解1次时定轨误差明显减少，求解3次动量轮卸载经验加速度比求解两次对定轨精度的提高效果并不明显，其它观测弧段的定轨也能得到类似结果。由于采用越长的观测弧段进行定轨计算效率越低，综合考虑精度和

计算效率的影响，本文解算弧段为3~4天，解算卸载次数为2次。

表3 动量轮卸载求解策略比较
Table 3 Comparison of the wheel-off loading solving strategies

求解卸载次数	光压系数	卸载产生的加速度(轨道坐标系)
1次	1.90	[0.37E-03,0.11E-02,0.25E-02]
2次	1.84	[-0.56E-03,0.55E-03,0.14E-03]
		[-0.23E-03,0.75E-03,0.47E-03]
3次	2.00	[-0.15E-03,0.12E-02,0.70E-03]
		[-0.56E-03,0.55E-03,0.19E-03]
		[-0.18E-03,0.77E-03,0.66E-03]

3.4 轨道精度评估

微卫星环月段的轨道精度分析方法采用两组弧段定轨星历比较重叠弧段的模式^[10]。根据上一节的分析，采取求解2次动量轮卸载的策略，取包含两次卸载的最长数据弧段用于轨道确定（例如，取第1次卸载之后和第4次卸载之前的数据用于轨道确定，求解

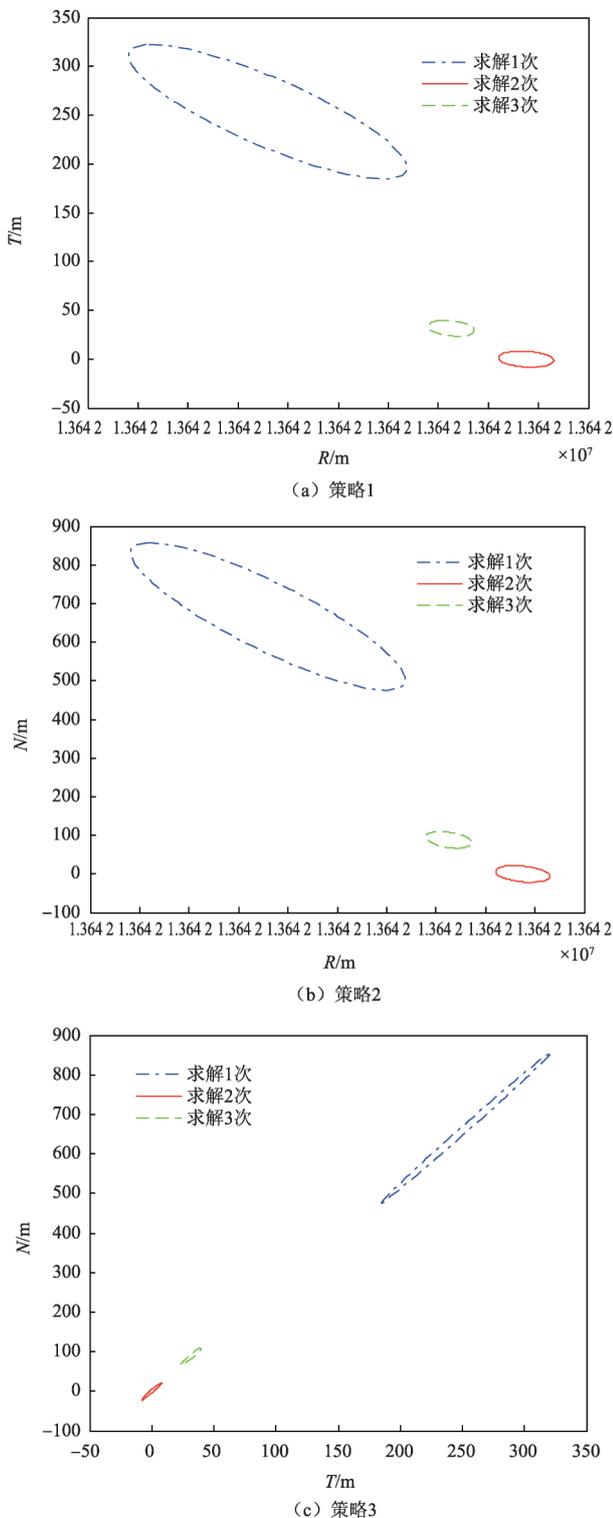


图6 定轨误差椭圆
Fig. 6 Error ellipse of orbit determination

第2次和第3次卸载的加速度)。微卫星一般1~2天动量轮会卸载一次，重叠弧段长度约为2~3天。将微卫星2018年5月30日—2018年7月19日期间的数据进行分组，比较相邻两组弧段定轨得到的重叠弧段

星历，得到轨道坐标系下位置和速度偏差的最大值。以第1、2组比较结果和第2、3组星历比较结果为例，如图7所示。可以看出，轨道面法向(N方向)的偏差相对较大，且与轨道周期相关。

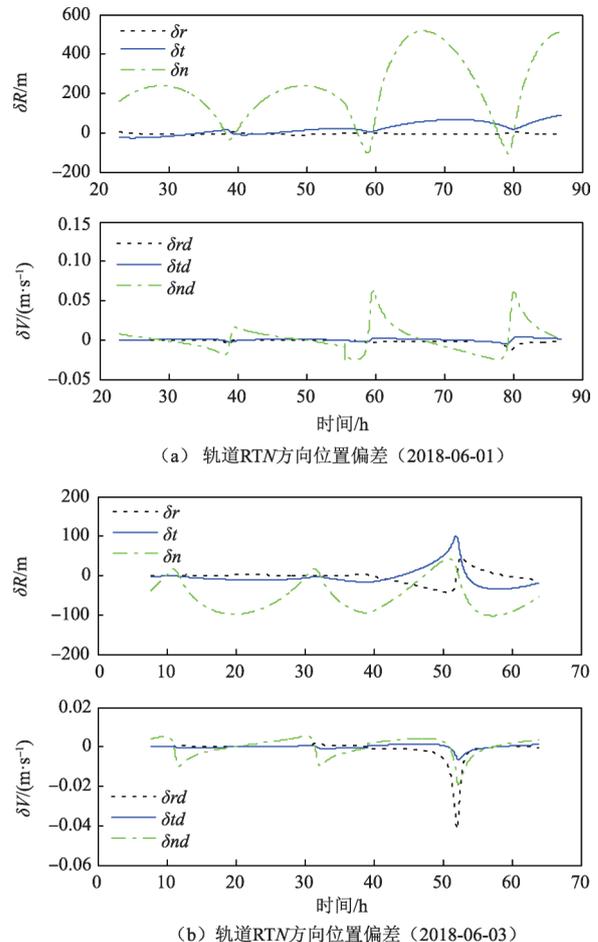


图7 重叠弧段星历比较

Fig. 7 Comparison of the overlap arc ephemeris

统计重叠弧段星历比较结果，均值和方差结果如表4所示，各组位置和速度偏差总和如图8所示。重叠弧段内位置最大偏差约为1 000 m，速度最大偏差约为0.27 m/s。根据重叠弧段偏差统计结果可知，微卫星环月段定轨位置精度为km量级，速度精度为dm/s量级。

表4 重叠弧段偏差统计

Table 4 Statistical results of the overlap arc ephemeris difference

方向	位置/m		速度/(m·s ⁻¹)	
	均值	方差	均值	方差
R	102.2	126.7	0.078	0.094
T	285.2	307.2	0.017	0.017
N	385.7	348.4	0.065	0.069
总和	444.9	341.2	0.100	0.089

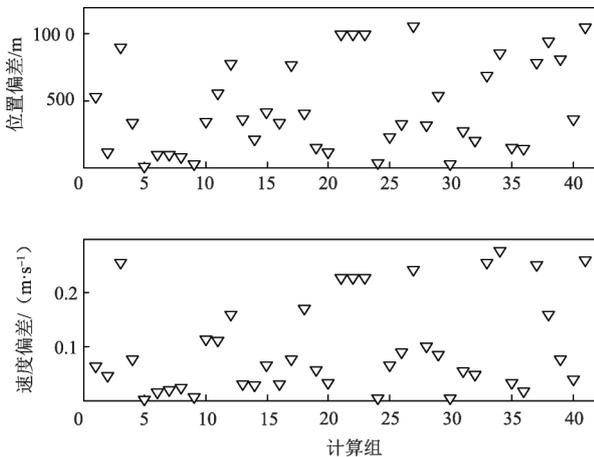


图8 重叠弧段偏差

Fig. 8 Difference of the overlap arc ephemeris

4 结论

为实现探测任务效益的最大化,各航天大国纷纷将微纳卫星引入到深空探测项目中。微纳卫星通常通过搭载等形式送入探测轨道。由于深空测控资源有限,分配给微纳卫星的测轨时间较少,有必要对有限测控资源条件下微纳卫星的定轨精度进行分析。

本文采用“龙江2号”微卫星的轨道测量数据对其定轨精度进行分析。对“龙江2号”微卫星飞行任务进行了介绍,给出了参与测轨的测站分布、微卫星动量轮卸载规律等影响测定轨的因素。“龙江2号”微卫星只有USB轨道测量数据,且环月段测控资源相对紧张,每天有兩站跟踪,共约3~4 h的轨道测量数据。对微卫星地月转移段的定轨精度进行了分析,通过分析摄动力、动量轮卸载以及数据弧段长度的影响,给出了微卫星环月阶段所使用的定轨策略。综合计算效率和计算精度的影响,发现采用求解2次动量轮卸载经验加速度的定轨策略较优。通过重叠弧段比较的模式,给出了微卫星环月段的定轨精度,为后续微纳卫星深空探测的轨道确定提供有益参考。

参 考 文 献

- [1] 杨维维. 快速机动小卫星总体设计及控制技术[D]. 长沙:国防科学技术大学,2006.
YANG W W. Research on overall design and control technology of

small satellite with rapid maneuver ability[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006.

- [2] WALL M. Tiny Cubesats set to explore deep space[EB/OL]. [2018-12-20]. <http://www.space.com/29306-cubesats-deep-space-exploration.html>.
- [3] 冯粒,袁勃.“龙江2号”微卫星成功传回月球图像[EB/OL]. [2018-12-20]. <http://scitech.people.com.cn/n1/2018/0615/c1007-30061484.html>.
- [4] 张锦绣,陈学雷,曹喜滨,等.月球轨道编队超长波天文观测微卫星任务[J].深空探测学报,2017,4(2):158-165.
ZHANG J S, CHEN X L, CAO X B, et al. Formation flying around lunar for ultra-long wave radio interferometer mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(2):158-165.
- [5] 黄勇,胡小工,董光亮,等.动量轮卸载对环月卫星SMART-1轨道的影响和定轨策略[J].飞行器测控学报,2007,26(5):62-66.
HUANG Y, HU X G, DONG G L, et al. The effect of wheel off-loading on the orbit of lunar satellite SMART-1[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2007, 26(5): 62-66.
- [6] TAPLER B D, SCHUTZ B E, BORN G H. Statistical orbit determination[M]. Holland: Elsevier academic press, 2004.
- [7] 李济生.人造卫星精密轨道确定[M].北京:解放军出版社,1995.
- [8] 陈明,唐歌实,曹建峰,等.嫦娥一号绕月探测卫星精密定轨实现[J].武汉大学学报,2011,36(2):212-216.
CHEN M, TANG G S, CAO J F, et al. Precision orbit determination of CE-1 lunar satellite[J]. Wuhan: Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2011, 36(2): 212-216.
- [9] 段建锋,曹建峰,张宇,等.一种有效提高CE-1卫星卸载前后精密星历衔接精度的定轨策略[J].航天控制,2015,33(1):66-71.
DUAN J F, CAO J F, ZHANG Y, et al. An effective orbit determination strategy to improve the cohesion precision of Chang'e one satellite's precise ephemeris before and after unloading[J]. Aerospace Control, 2015, 33(1): 66-71.
- [10] 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 control of Chang'e 3 probe [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(5): 489-495.

作者简介:

欧阳琦(1986-),女,博士,主要研究方向:航天器测定轨技术。

通信地址:北京5130信箱(100094)

电话:(010)66361456

E-mail: oyqndt@hotmail.com

Analysis on the Orbit Determination of Longjiang-2 Lunar Microsatellite

OUYANG Qi, NIU Dongwen

(Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China)

Abstract: The TT&C (Tracking Telemetry and Command) resources are usually limited for the deep space exploration mission of micro-nano satellites. It is necessary to analyze the orbit determination accuracy under the limited resource of TT&C. The orbit determination precision of Longjiang-2 lunar microsatellite is analyzed. Longjiang-2 microsatellite only has USB orbital measurement data, and the TT&C resources in the lunar phase are relatively tight. There are two stations are used to track the Longjiang-2 satellite every day, and a total of about 3-4 hours of orbital measurement data is available. Firstly, the Longjiang-2 mission is introduced and the factors which have effect on orbit determination are presented. Secondly, the dynamical model is given. The orbit determination precision of earth-moon transfer orbit is analyzed. Lastly, the effects of perturbative force, wheel-off loading and data arc length are studied and then the orbit determination strategy is proposed. The orbit determination precision of lunar orbit is given. The conclusions can provide useful reference for the future deep space exploration mission of micro-nano satellites.

Key words: micro-nano satellite; deep space exploration; orbit determination

High lights:

- The orbit determination precision of Earth-Moon transfer orbit is evaluated.
- The effects of perturbative force, wheel-off loading and data arc length are studied.
- The orbit determination precision of lunar orbit is analyzed.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 朱恬]