Journal of Deep Space Exploration

月球极区探测轨道设计

周文艳¹,高珊¹,刘德成¹,张相宇¹,马继楠¹,于登云²

(1. 北京空间飞行器总体设计部,北京 100094; 2. 中国航天科技集团有限公司,北京 100048)

摘 要: 月球后续探测工程要完成环月详查、中继以及月球极区着陆、巡视等任务,由于地面与月球南极通信条件较差,需要针对本次任务布置一颗中继星,建立满足任务需求的中继能力,完成着陆器和地面的通信。从中继轨道的选择、中继轨道与环月、着陆任务的配合等方面对月球极区探测轨道进行分析和设计,选择了周期12 h的环月大椭圆倾斜冻结轨 道作为中继轨道,仿真结果表明,中继星可在轨道上运行10年不进行轨道维持,每圈轨道有三分之二的时间与月球南极通 信,可为工程实施提供参考。

关键词:月球极区探测;冻结轨道;中继卫星;通信时长

中图分类号: V412.41 文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2020)03-0248-07

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2020.20191109004

引用格式:周文艳,高珊,刘德成,等.月球极区探测轨道设计[J].深空探测学报(中英文),2020,7(3):248-254.

Reference format: ZHOU W Y, GAO S, LIU D C, et al. Orbit design for lunar polar region exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7 (3) : 248-254.

引 言

月球后续探测工程将着陆月球南极,对月球极区 进行着陆巡视探测。因为目前缺乏月球南极的探测数 据,所以探测器着陆前需要对月球南极进行详查,然 后根据在轨实测数据选择合适的着陆位置。探测器着 陆南极以后,地面上能观测到月球南极的时间也随着 白道的倾角变化,每个月(月球轨道周期27.3 d)仅有 12~14.3 d对地可见。考虑对地面和月球南极通信有 影响的另外两个方面:一个是月面光照,南极存在极 昼和极夜情况,有半年时间处于极夜,着陆器需要休 眠,不能与地面通信;第2个是着陆器的通信仰角,当 着陆器仰角大于6.7°(白道和月球赤道最大夹角)时,则地面与月球南极不可通信。这些因素导致地面与月 球南极通信条件较差,需要针对本次任务布置一颗中 继星,建立一定的中继能力,完成着陆器和地面的 通信。

目前,国际上还没有实现软着陆月球南极进行科学探测,并通过中继星进行中继的探测任务,但是从20世纪60年代开始,美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的学者就月球背面中继问题对地月L2轨道进行了理论上的探讨^[1],直到2018年,我国"嫦娥4号"首次实现了月球背

收稿日期: 2019-11-09 修回日期: 2020-04-21

面着陆和地月L2中继通信^[2]。针对月球着陆探测的通 信问题,也有很多学者提出不同的星座^[3],以及不同类 型的轨道作为中继^[4]。这些都为我国月球极区探测轨道 设计提供了有益的参考。需要从工程约束出发,分 析设计出满足任务需求的飞行轨道,并不断对其进行优化。

月球极区探测任务要完成环月详查、中继,以及 着陆、巡视等任务,本文从中继轨道的选择、中继轨 道与环月、着陆任务的配合等方面对月球极区探测轨 道进行分析和设计。

1 中继轨道选择

对月球南极进行中继,可以采用环月圆极轨道^[1]、 地月L2轨道、倾斜大椭圆冻结轨道、近直线晕轨道 (Near Rectilinear Halo Orbit, NRHO)^[5]等。在不考虑 月面光照情况下,对这几种类型轨道分别进行分析, 对通信时长、通信距离、形成条件等进行对比,选择 适合本次任务的中继轨道。

1.1 环月圆极轨道

环月200 km圆轨道,倾角90°时冻结轨道偏心率是 0.022^[6],如图1所示,其对应的近月点高度是157 km。 根据文献[6]中所述,非冻结轨道的偏心率绕冻结偏心 率旋转,约2.5年一个周期,对于初始200 km圆极轨 道,在长期运行中轨道高度不会低于100 km。

以中继星轨道为200 km圆轨道为例,计算月球南 极通信仰角 ≥ 10°的情况下,中继卫星运行1年,着陆 器与中继星的通信弧段,平均每圈通信弧段11 min, 通信距离130~650 km,一年的总通信时长占一年总时 长的8.9%。可以看出,着陆器与中继星通信距离很 近,但是时长短,对于在月面执行长时间动作的任务 来说,不利于实施监测。



图 1 冻结偏心率 Fig. 1 Frozen eccentricity

1.2 地月L2轨道

以"嫦娥4号"中继星轨道为例,如图2所示,对月 球南极的中继通信情况进行分析:卫星对月球南极点 每圈(约14 d)有2.5~7.1 d的可见弧段,通信距离 5~9万km,一年的总通信时长占一年总时长的 19.3%。可以看出,中继星与南极每个月有两次较长通 讯弧段,但是通信距离较远,而且每年的通讯弧段不 到总飞行时间的五分之一,如果去除月面处于极夜的 半年时间,通信弧段占比不到十分之一。



Fig. 2 L2 trajectory diagram of Queqiao

1.3 倾斜大椭圆冻结轨道

对于月球地轨卫星,主要受月球引力摄动的影 响,而对于高轨卫星,主要受三体摄动的影响,以上 摄动理论不再适用,冻结轨道设计比较困难。对于大 椭圆环月轨道,解析冻结轨道条件为^[7],当 ω = 90°或 ω = 180°时,偏心率为

$$e = \sqrt{1 - \frac{5\cos^2 i}{3}} \tag{1}$$

由式(1)可以计算出冻结轨道偏心率随倾角的变 化见图3,倾角在39.23°~140.77°之间上式有解。对于 近月点高度300 km,考虑到轨道稳定性,远月点高度 不超过32 000 km,可以求出倾角39.23°~68.44°、 111.56°~140.77°存在冻结轨道。



固定椭圆轨道周期后,计算轨道周期分别为 8/12/24 h,不同近月点高度的冻结轨道对应的倾角和 偏心率,并分析中继星与着陆月球南极的着陆器(仰 角10°)的测控时间,统计结果见表1。其中T表示轨道 周期; a表示轨道半长轴; Hp表示近月点高度; i表示 轨道倾角; *S表*示中继星和着陆器通讯距离范围; 弧段 占比表示通讯弧段占分析时间(1年)的百分比。

通过分析表明,中继轨道周期越大,倾角就越 大,每圈轨道的通信时长越长;相同周期的中继轨 道,近月点高度越低,倾角越大,通信弧段越长。同 样,对于12h周期的环月大椭圆冻结轨道,平均每圈 有8.5h的通信弧段,占每圈的70%,除去月面处于极 夜的半年时间,每年的弧段占一年时间的35%。可以 将周期设计成12h25min左右,这样使得轨道周期和 地面站的测控周期一致,可以将中继星经过月球北极 时对南极着陆区没有通讯的时段一直保持在国内站可 观测月球或不可观测月球的弧段内;或按照交点周期 设计成回归轨道,使得运行整数圈后,从月球相同的 位置经过。

表 1 冻结轨道参数 Table 1 Parameters of frozen orbit

T/h	<i>Hp</i> /km	a/km	i/ (°)	е	弧段/(h·圈-1)	弧段/(h·d-1)	<i>S</i> /km	弧段占比/%
8	100	4 688	52.045	0.607 907	6.9	13.8	4 198~6 235	57.7
8	200	4 688	51.146	0.586 574	6.6	13.1	4 297~6 153	54.6
8	300	4 688	50.284	0.565 242	6.2	12.5	4 382~6 073	51.9
12	100	6 143	56.456	0.700 777	8.7	17.3	4 592~9 042	72.2
12	200	6 143	55.619	0.684 497	8.5	16.9	4 732~8 954	70.6
12	300	6 143	54.811	0.668 217	8.3	16.6	4 891~8 866	69.2
24	100	9 751	63.087	0.811 501	10.3	20.5	4 784~16 189	85.6
24	200	9 751	62.389	0.801 246	10.2	20.3	4 872~16 106	84.7
24	300	9 751	61.711	0.790 990	10.1	20.1	5 453~15 952	83.9

1.4 NRHO

NRHO轨道为近心点在月球附近且几乎垂直于地 月运动平面的大椭圆轨道。为了得到Halo轨道到 NRHO轨道的演化规律,在Halo轨道的基础上,通过 逐渐改变Halo轨道X方向的幅值,使得Halo轨道逐渐 接近月球。从Halo轨道到NRHO轨道的演化过程如 图4,月球附近的四族NRHO轨道见图5,包括L2南向 和北向、L1南向和北向。





分析与月球公转轨道周期共振频率为9:2的L2南向 NRHO轨道,轨道周期约6 d,每圈轨道与月球南极有 5h左右没有弧段,弧段占比96%,最远通信距离7.1万km。 另外由于L2 南向NRHO轨道对近月点和初始轨道方向 都有要求,直接地月转移轨道很难达到,目前拟采用 低能转移方式,转移时间100 d左右,中继星在飞行过 程中与地球的距离最大达到150万km;或者直接转移 到达月球,先捕获成周期等于或小于NRHO轨道周期 的轨道,然后进行双脉冲轨道优化,将轨道近月点幅 角调整到90°。



1.5 速度增量

从中继星转移方式来看,环月圆极轨道可以随探 测器一起飞到200 km环月轨道,然后分离进行中继探 测,几乎不需要携带用于变轨的燃料,而且与着陆器 的通信距离短,缺点是每圈通信时间短,每圈轨道上 要完成对月和对地的通信;地月L2轨道可以使用"鹊 桥"卫星作为中继星,这样能大大节省任务成本,但是 届时鹊桥卫星会超出任务寿命。如果重新在L2放置一 颗中继星,中继星随探测器发射后与探测器分离,到 达近月点时进行一次机动,中继星飞向地月L2点,按 照目前"鹊桥"中继卫星的控制和定轨精度,7~10 d进 行一次轨道维持,每年需要20 m/s速度增量,所以中 继星需要约460 m/s的速度增量用来进行轨控和轨道维 持;采用倾斜大椭圆冻结轨道时,中继星随探测器飞 到月球捕获轨道后分离,随后进行两次轨道机动,改 变轨道平面、倾角和近月点幅角,以及轨道半长轴, 需要速度增量约350 m/s,中继任务期间不需要进行轨 道维持;采用NRHO轨道,中继星随探测器飞行到距 离地球约150万km,然后在飞向月球过程中与探测器 分离,中继星到达近月点进行一次小的制动变成 NRHO轨道,中继星在NRHO轨道上每圈维持一次, 轨道维持所需速度增量按照Halo轨道预留,中继星共 需要速度增量约220 m/s。

1.6 中继轨道对比

对不同中继轨道进行对比,见表2,其中每圈时长 和弧段占比考虑了南极着陆点10°的仰角;维持是指在 中继轨道运行期间是否需要进行轨道维持;*D*,表示中 继星形成中继轨道和维持需要的速度增量。综合考虑 通信弧段、通信距离、探测器需要携带的速度增量等 因素,对中继星采用初始近月点高度200 km、周期 12 h的倾斜大椭圆冻结轨道的方案进行分析和轨道 设计。

表 2 中继轨道对比 Table 2 Table1 Contrast of Relay Orbits

Table 2 Table Contrast of Kelay Orbits										
类型	周期	时长	距离/km	占比/%	维持	$D_v / (\mathbf{m} \cdot \mathbf{s}^{-1})$				
200 km圆轨道	118 min	11 min	130~650	8.9	否	0				
地月L2Halo	14 d	$2.5\sim$ 7.1 d	50 000~90 000	19.3	是	460				
大椭圆冻结	12 h	8.5 h	4 700~9 000	70.6	否	350				
NRHO (9:2)	6.0 d	5.7 d	3 800~70 000	96.0	是	220				

2 轨道设计

2.1 设计思路

月球极区探测任务轨道设计兼顾中继、环月详查 和着陆南极的需求。轨道设计思路首先是对着陆区的 光照及详查需求进行分析,确定满足着陆条件的时 机,然后分析着陆前的环月轨道参数和运动特性,结 合中继星轨道特性与任务需求,设计发射窗口,最后 综合考虑发射窗口和地面测控的能力约束,以及光照 条件的限制,确定满足大系统约束的飞行轨道,完成 全任务轨道设计,全任务轨道设计如图6所示。

2.2 飞行过程

探测器由中继星、轨道器和着陆器等,探测器飞 行过程包括发射段、地月转移轨道、月球捕获轨道、 轨道器详查轨道、下降着陆轨道、中继星停泊轨道、 中继星使命轨道等,飞行轨迹如图7所示。探测器由 "长征5号"运载火箭在海南发射场发射入轨,经过5 d 的地月转移轨道飞行到达近月点。为满足轨道器对月 球极区进行详查的需求,转移轨道近月点高度200 km, 倾角90°;为满足中继星对月球南极着陆点的中继,选



图 6 轨道设计 Fig. 6 Orbit design

择降轨到达月球。探测器到达200 km近月点时进行月 球捕获制动, 捕获成周期约3 d的环月轨道, 探测器到 达捕获轨道远月点进行一次轨道维持,以抵消摄动对 环月大椭圆轨道的影响, 随后中继星和轨道器分离。 轨道器再次运行到近月点时进行第2次近月制动,轨道 变成200 km圆轨道。轨道器在200 km圆轨道上经过数 次轨道调整,完成详查任务:轨道器完成详查任务 后,选择合适时机降轨,轨道器和着陆器分离,着陆 器从动力下降点开始完成动力下降过程,轨道器选择 合适时机回到200 km圆轨道上。中继星与轨道器分离 后,在捕获轨道上飞行约一圈,再次到达远月点附近 进行一次远月点轨道机动, 调整轨道倾角、近月点高 度和近月点幅角满足冻结轨道需求的值。中继星在停 泊轨道上到达近月点时,再进行一次减速制动,将轨 道周期变为12h,此后中继星在中继轨道上运行,完 成10年的中继任务,中继轨道运行期间不进行轨道维 持, 中继星需要350 m/s的速度增量用于远月点和近月 点的两次轨控。



图 7 飞行轨迹 Fig. 7 Flight trajectory

2.3 轨道特性分析

1) 中继轨道稳定性

中继卫星在10年的运行中,半长轴在±5 km之间 变化,这个变化很小;偏心率在冻结轨道偏心率附近 变化;近月点高度在200~1 300 km之间变化;升交点 赤经进动约3.7圈,即约2.7年进动一圈。各参数的变化 见图8~11。







2) 阴影时间

由于黄道面和月球赤道面夹角很小,可以认为太阳、地球矢量在月球赤道面内。假设卫星轨道面不动,地球相对于卫星轨道升或降交点,27 d运行1圈,太阳270 d运行一圈,如图12所示。地球的起始位置根据飞行过程和任务几何分析基本确定,卫星轨道升交

点到地球的月心角为90°;太阳的初始位置可以根据发 射窗口选择来确定。捕获轨道的倾角为90°,由地月转 移轨道的几何特性可知捕获轨道的升交点月理经度是 270°,降交点月理经度是90°,不同月份发射,捕获轨 道的升交点和太阳矢量的近似关系见图13,其中箭头 方向是不同月份发射,探测器月球捕获时太阳的位 置。可以看出,若在3—9月发射,探测器近月制动无 阴影。从转移轨道近月点开始到进入中继轨道需要6 d左右的时间,在这个时间内,月球转80°左右,因此 中继轨道的初始升交点经度在270°附近,在5—7月发 射,中继星近月制动无阴影。



图 12 太阳和地球与中继星轨道升交点的关系





图 13 不同月份发射太阳和捕获轨道的关系 Fig. 13 Relation between solar vector and capture orbit

3 结 论

月球南极探测任务轨道设计还需要结合运载发射 条件以及环月中继轨道的光照和测控情况等对轨道进 行进一步优化和调整。本文主要对不同中继轨道进行 了对比分析,选择了周期12h的环月大椭圆倾斜冻结 轨道作为中继轨道,对整个轨道飞行过程进行了设 计,设计结果表明,中继星可在轨道上运行10年不进 行轨道维持,每圈轨道有三分之二的时间可以与月球 南极通信。

参考文献

- SCHMID E P. Lunar far-side communication satellites[R]. Greenbelt, MD, United States: NASA, 1968.
- [2] 高珊,周文艳,张磊,等. 嫦娥四号中继星任务轨道设计与实践[J]. 中 国科学:技术科学,2019,49(2):156-165.

GAO S, ZHOU W Y, ZHANG L, et al. Trajectory design and flight results for Chang'e-4 relay satellite[J]. Scientia Sinica Technologica, 2019,49(2):156-165.

- [3] HAMERA K, MOSHER T, GEFREH M. An evolvable lunar communication and navigation constellation concept[C]//2008 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2008.
- [4] BRUNNER W C. Conceptual design of a communications relay satellite for a lunar sample return mission[C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2005.
- [5] DAVIS D, BHATT S, HOWELL K. Orbit maintenance and navigation of human spacecraft at cislunar near rectilinear Halo orbits[R]. USA: AIAA, 2017.
- [6] 杨维廉. 月球卫星的冻结轨道[J]. 宇航学报, 2008, 29(2): 426-429.

YANG W L. Forzen orbit of the lunar satellite[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(2): 426-429.

[7] ELY A T. Coverage and control of constellations of elliptical inclined frozen lunar orbits[C]//2005 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. Pasadena, CA: AIAA, 2005.

作者简介:

周文艳(1975-),女,研究员,硕士生导师,主要研究方向:飞行器轨道 力学、轨道设计和任务分析。 通讯地址:北京5142信箱368分箱(100094) 电话:(010)68746687 E-mail:wyzhjc@sina.com

Orbit Design for Lunar Polar Region Exploration

ZHOU Wenyan¹, GAO Shan¹, LIU Decheng¹, ZHANG Xiangyu¹, MA Jinan¹, YU Dengyun²

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

2. China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China)

Abstract: The mission of lunar detailed survey, lunar polar relay and lunar polar region landing will be completed in the subsequent lunar exploration project. Because of the poor communicate condition between the earth and moon polar region, a relay satellite will be launched and put in the proper orbit to set up the communication ability. An inclined and elliptical lunar orbit with frozen eccentricity and orbit period of 12 hour is selected as relay orbit after comparative analysis of different relay orbits, trajectory design of relay satellite and lunar polar region exploration mission. The results show that the relay satellite can fly more than ten years in the orbit without orbit maintenance. During the two thirds of one orbit period the relay satellite can communicate with the rover landing on the lunar polar region, which will provide reference for engineering implementation.

Keywords: lunar polar region exploration; frozen orbit; relay satellite; communication duration

Highlights:

- Trajectory design method is proposed for the lunar probes with different missions by one launch.
- The relay orbit selection method is introduced for lunar polar region exploration.

[责任编辑:杨晓燕,英文审校:朱恬]