

“嫦娥二号”后续小行星飞越探测任务设计*

刘磊^{1,2}, 吴伟仁³, 唐歌实^{1,2}, 周建亮²

(1. 航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 100094; 2. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094;
3. 国家探月与航天工程中心, 北京 100037)

摘要: 为了实现对 4179 小行星飞越之后的嫦娥二号卫星的最大限度利用, 提出了后续小行星飞越探测计划, 研究了相关飞行任务设计。基于嫦娥二号卫星轨道、剩余燃料和测控距离等约束, 设计了能量最优的转移轨道, 给出了合适的小行星交会目标。研究了不同轨道控制方式下的转移轨道中途修正。基于我国深空测控网分布, 分析了嫦娥二号后续小行星飞越探测任务的测控情况。研究表明, 基于嫦娥二号剩余燃料, 合适的飞越探测目标为小行星 1997XF₁₁ 和 2005VS, 转移过程中我国深空测控站每天可以实现 8h 以上跟踪, 中途修正速度增量小于 10m/s。

关键词: 嫦娥二号; 任务设计; 飞越探测; 小行星; 中途修正

中图分类号: V412 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2014)02-0013-05

Design of an asteroid flying-by mission for CHANG' E-2

LIU Lei^{1,2}, WU Weiren³, TANG Geshi^{1,2}, ZHOU Jianliang²

(1. Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Beijing 100094, China;

2. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;

3. Chinese Lunar Exploration and Space Project Center, Beijing 100037, China)

Abstract: An asteroid rendezvous plan for CHANG'E-2 was put forward and the corresponding mission was designed to maximize the satellite utilization. First, the satellite status of CHANG'E-2 at present was introduced. Based on the constraint of the current CHANG'E-2 orbit and remaining fuel and TT&C (telemetry, track, and command) capacity, the design of optimal transfer trajectory and the selection of rendezvous asteroid were studied. The suitable asteroids for rendezvous were given as a result. Second, the mid-course correction was studied according to two orbit maneuver modes, i. e., the fixed interval mode and the fixed interval mode with a least velocity increment constraint. Finally, the TT&C condition of the asteroid rendezvous mission was briefly analyzed according to the Chinese deep space network. The results show that the fuel remains can support the rendezvous of CHANG'E-2 with Asteroid 1997XF₁₁ and 2005VS. Furthermore, the Chinese deep space network can provide an 8-h daily VLBI (Very Long Baseline Interferometry) tracking at least in the interplanetary course. The velocity increment for mid-course corrections is less than 10 m/s.

Key words: CHANG'E-2; mission design; flying-by exploration; asteroid; transfer trajectory correction

自 2010 年 10 月发射以来, 我国嫦娥二号圆满完成了月球探测任务、日地 L2 平动点探测任务^[1-2] 和 4179 小行星飞越任务, 尤其是 2012 年 12 月 13 日获得了宝贵的 4179 小行星图像资料, 实现了人类对该小行星的首次飞越探测, 获得了国际社会高度评价。此后, 嫦娥二号成为一颗围绕太阳公转的人造小行星, 轨道周期约为 388 天。基于极其有限的卫星剩余燃料设计后续飞行任务, 最大限度利用卫星资源, 有望进一步提高嫦娥二号任务的科学意义和应用价值。

为此, 文章基于卫星轨道和剩余燃料, 提出了

利用嫦娥二号飞越探测小行星的后续飞行任务计划, 重点研究了任务转移轨道设计和不同轨道控制模式下的中途修正, 给出了理想的小行星探测目标和对应的最优出发速度增量与时间, 同时分析了转移轨道的测控情况。

1 数学模型

1.1 转移轨道优化设计

转移轨道初步设计作为经典的 Lambert 问题, 相关研究较为成熟^[3], 国际上如 Hayabusa 和 Dawn 等小行星探测任务也取得较大成功^[4-5]。

* 收稿日期: 2013-10-20

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11303001); 国家高技术研究发展计划项目(2012AA7034057G)

作者简介: 刘磊(1980—), 男, 安徽蚌埠人, 工程师, 博士, E-mail: 15810340789@139.com

然而,由于嫦娥二号受限于剩余燃料和星地链路能力,出发时刻、速度增量和测控距离成为后续任务设计的首要因素,因此,可将其转移轨道的优化设计表示为如下约束优化问题

$$\begin{cases} \Delta v = \min(\text{Lambert}\{\sigma_1(t_1), \sigma_2(t_2), t_2 - t_1\}) \\ t_1 \leq t_0 + dt \\ R(t_2) \leq R_m \end{cases} \quad (1)$$

式(1)用 Lambert 问题计算出发速度增量 Δv ,其中 σ_1 和 σ_2 分别为卫星和小行星目标的轨道参数, t_0 、 t_1 和 t_2 分别为轨道历元时刻、出发时刻和交会时刻, $R(t_2)$ 为交会时刻地心距, dt 和 R_m 分别为出发时刻约束和最大测控范围。式(1)可直接用二次规划方法求解^[6],或者将之转化为无约束优化问题,利用遗传算法^[7]等智能优化算法进行求解。

式(1)给出了剩余燃料和距离约束下 dt 时段内出发的小行星交会选择结果及其能量最优转移轨道。在实际飞行任务中,有可能不会按照该最优转移轨道实施,因此还需要研究不同出发时刻的最优控制速度增量和到达时间,供实际任务选择。

基于 dt 时段内的最优转移轨道 σ_m 求解其他时刻的最优转移轨道 σ_{m1} ,设 σ_m 和 σ_{m1} 的出发时刻分别为 t_m^0 和 t_{m1}^0 ,交会时刻分别为 t_m^1 和 t_{m1}^1 ,由小行星轨道 σ_2 可得交会时刻变化引起的位置变化量 δr 为

$$\delta r = r(\sigma_2(t_{m1}^1)) - r(\sigma_2(t_m^1)) \quad (2)$$

于是得到 σ_{m1} 的速度的一阶修正量 δv_0

$$\begin{cases} \delta v_0 = B\delta r \\ \Phi(t_1, t_0) = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix} \end{cases} \quad (3)$$

式(3)中, $\Phi(t_1, t_0)$ 为转移轨道从初始 t_0 时刻到 t_1 时刻的状态转移矩阵^[8]。

利用微分修正法迭代求解式(3)即可得到 σ_{m1} 的出发速度增量 Δv ,其中 σ_{m1} 的位置由轨道 σ_1 可知为 $r(\sigma_1(t_{m1}^0))$,速度初值取 $v(\sigma_m(t_m^0))$ 。使 t_{m1}^1 在 $t_m^1 \pm \Delta t_m$ 范围内求解最优 Δv ,及其对应的最优到达时刻 t_{m1}^1 。

1.2 中途修正

由于轨道确定和控制误差,星际转移轨道往往需要多次中途修正,由此带来最优控制问题。在实际飞行控制中,固定时间间隔的中途修正由于测控简单且便于实施而被广泛应用,文献[9-10]中给出了能量最优的标称轨道控制法,不过其控制量计算中并未考虑初始点位置偏差,本文

对此进行改进,考虑初始位置和速度偏差求解最优中途修正控制量。

设中途修正点位置速度误差分别为 Δp_0 和 Δv_0 ,最优控制量为 Δv_m ,令控后目标位置偏差为 Δp ,定义最优控制目标函数为

$$F = \Delta v_m^T Q \Delta v_m + \Delta p^T R \Delta p \quad (4)$$

式(4)中 R 和 Q 分别为正定和半正定加权矩阵。

利用式(3)的 $\Phi(t_1, t_0)$ 可建立 Δp 与 Δp_0 、 Δv_0 和 Δv_m 之间的一阶近似关系,进而求解使得式(4)最小的 Δv_m ,省略推导过程,有

$$\Delta v_m = -(Q + B^T R B)^{-1} (B^T R A \Delta p_0 + B^T R B \Delta v_0) \quad (5)$$

式(5)为对文献[9-10]方法的改进,考虑了初始位置偏差对控制量的影响。这里直接选择交会时刻位置作为控制目标,也可以增加中途修正间隔时刻的位置作为控制目标,只需在式(5)推导中简单增加对应项即可。

基于式(5)研究后续飞行任务的中途修正,考虑采用两种控制方式,其一为选择固定时间间隔进行修正,即方式1。其二为在方式1的基础上,考虑推进器推力限制,设置控制量最小约束,即方式2。

2 任务设计结果

由 1.1 小节可见,嫦娥二号后续飞越探测小行星的转移轨道设计也是小行星交会目标的选择问题,即在能量、时间和距离的约束下,综合考虑亮度和大小,选择合适的小行星作为交会目标,同时确定最优出发速度增量和出发时刻。小行星的观测资料和轨道等信息可由国际天文联合会下属的小行星中心获得,该中心 2012 年 4 月提供的数据库包含多达 584 082 颗小行星,下文将基于该数据库,确定理想的交会目标及其对应的最优出发速度增量。

2.1 转移轨道

基于 2013 年 1 月 15 日 16 点 (t_0) 嫦娥二号轨道情况并考虑尽早实施任务,以 50 天内出发 ($dt = 50$) 且 2014 年 12 月 31 日 (t_2) 前实现交会的情况为例, R_m 取 1.5×10^8 km,由式(1)求解最优出发速度增量 Δv ,求解结果如表 1 所示,表 1 中特征参数 N 、 Φ 和 H 分别表示小行星的编号、尺寸和绝对星等。

由表 1 可见,交会小行星 1997XF₁₁ 所需速度增量较小,该小行星的尺寸也较大,该小行星属于

潜在危险小行星,可能于2028年10月26日距离地球仅93万千米,因此研究人员对之极为关注。除1997XF₁₁外的3颗小行星均属于临时编号小行星,尺寸较小,不过交会时刻距离地球较近,便于地面观测。综合而言,1997XF₁₁和2005VS是比较合适的飞越探测目标。

表1 飞越探测目标选择结果

Tab. 1 Asteroids selected for the future CE-2 mission

<i>N</i>	Δv (m/s)	<i>t</i> ₂	<i>R</i> (<i>t</i> ₂) (km)	Φ (km)	<i>H</i>
1997XF ₁₁	44.3	19-12-2014	1.3×10^8	1.3~2.8	16.9
2008UC202	63.1	20-11-2013	5.7×10^7	0~0.01	28.3
2005VS	75.7	04-12-2013	6.2×10^7	0.1~0.24	22.2
2006TF	91.0	23-10-2013	5.9×10^7	0.1~0.4	25.9

基于式(3)和上述能量最优转移轨道,分析90天内出发交会1997XF₁₁和2005VS所需要的最优速度增量及到达时刻,其中1997XF₁₁的最优出发速度增量如图1所示。

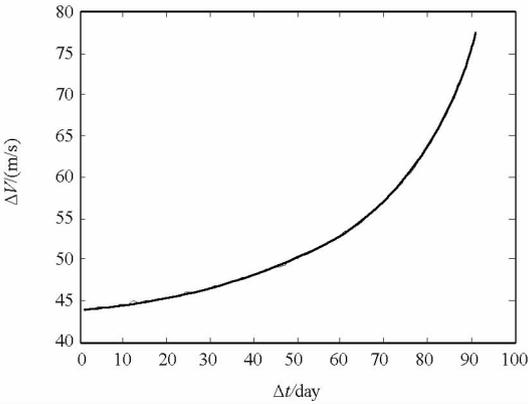


图1 交会1997XF₁₁小行星的最优出发速度增量

Fig. 1 Optimal velocity increment to the asteroid 1997XF₁₁

由图1可见,90天内最优出发速度增量随出发时刻推迟而变大,最小约为44m/s,最大约为77m/s。最优到达时刻的分析结果表明,随着出发时刻推迟,最优到达时刻逐渐推后,变化关系大约为出发时刻推迟6~7天,最优到达时刻推迟1h。至于小行星2005VS,出发速度增量也随时间推迟而增大。同时,由于转移时间较短,出发时刻的变化对最优交会时刻影响较小,1个月内出发的最优交会时刻变化不超过2h,限于篇幅省略相关曲线图。

嫦娥二号交会小行星1997XF₁₁和2005VS的过程如图2所示。

图2中,嫦娥二号、地球和小行星依次用▲、●和★表示,与1997XF₁₁的交会过程给出了*t*₀、

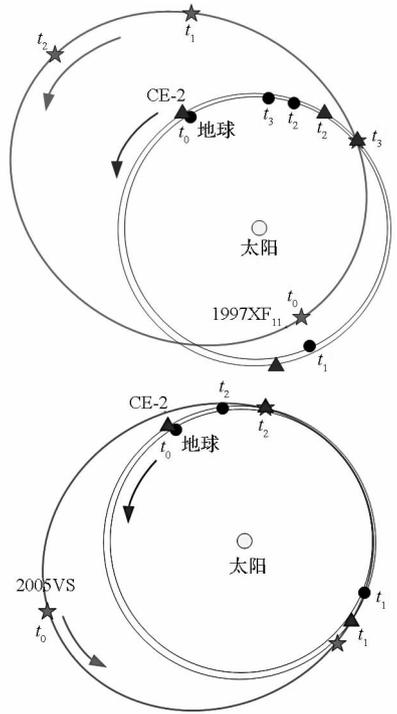


图2 交会1997XF₁₁(上)和2005VS(下)过程

Fig. 2 Transfer trajectories to the asteroid 1997XF₁₁ (upper) and 2005VS (lower)

*t*₁、*t*₂和*t*₃共4个时刻的位置,依次为2013年1月15日、卫星距离地球5千万千米时刻(2013年7月9日)、小行星位于日心轨道远日点位置对应时刻(2013年12月15日)和交会时刻(2014年12月20日)。与2005VS的交会过程给出了*t*₀、*t*₁和*t*₂共3个时刻的位置,依次为2013年1月15日、卫星过二者轨道交点(2013年10月1日)和交会时刻(2013年12月5日)。

2.2 中途修正

基于2.1节最优转移轨道,给出2013年2月15日出发交会1997XF₁₁的中途修正情况,修正间隔分别取60天和90天。基于测定轨能力估计,考虑测控精度为:定轨位置误差10km,速度误差1cm/s,控制不确定性误差为10cm/s,残余控制误差2%。采用蒙特卡洛法分析中途修正的速度增量。在方式1下,60天间隔的中途修正速度增量如图3所示。

分析可知,方式1下60天和90天间隔修正分别需要11次和7次,前者速度增量最大约3.9m/s,多数小于0.5m/s,后者速度增量最大约6.2m/s,多数小于1m/s。由此可见,如果中途修正的预定间隔较小,应考虑设置控制量约束,即采用方式2。

交会小行星1997XF₁₁和2005VS的中途修正情况如表2所示,表中给出了单次修正速度增量

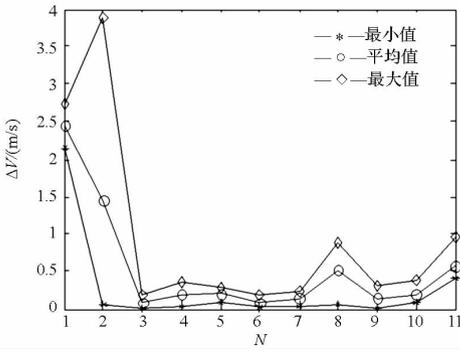


图 3 60 天间隔下交会 1997XF₁₁ 的中途修正(方式 1)
Fig. 3 Mid-course correction to rendezvous 1997XF₁₁ with an interval of 60 days by the Control Mode 1

和总修正速度增量的最小值、最大值和平均值,尤其给出了方式 2 下的平均修正次数。考虑到方式 2 更适合于实际任务,2005VS 仅给出方式 2 的中途修正情况。

由表 2 可见,交会 1997XF₁₁ 的中途修正若采用方式 1,则总速度增量一般不超过 10m/s,采用方式 2 的控制量变化不大,但是平均控制次数仅为方式 1 的一半,可以大大降低地面测控压力。交会 2005VS 的总修正速度增量也不超过 10m/s。综合以上分析,中途修正采用方式 2 且修正间隔取 90 天较为合适。

表 2 嫦娥二号后续小行星探测任务的中途修正情况

Tab. 2 Transfer trajectory correction for the future asteroid flying-by mission of CHANG'E-2

方式	间隔(天)	单次修正速度增量(m/s)			总修正速度增量(m/s)			次数	
		最小	最大	平均	最小	最大	平均		
1997XF ₁₁	1	60	0.0070	3.8719	0.5456	3.9423	8.8598	6.0018	11
		90	0.0021	6.1957	1.0237	5.9704	8.5741	7.1657	7
	2	60	0.5001	3.9071	1.2197	3.5477	11.1682	6.2521	5
		90	0.5000	7.1375	1.9835	5.5296	14.7064	7.6740	4
		30	0.5000	2.5514	1.1853	2.7175	4.9076	3.5915	3
2005VS	2	60	0.5001	8.3512	3.5586	6.5602	10.6911	8.1664	3
		90	0.5000	3.3591	1.7798	3.1508	4.3909	3.5597	2
		120	0.5012	4.2838	2.7468	3.7449	8.4491	5.4859	2

2.3 测控条件

交会之前,1997XF₁₁ 和 2005VS 的地心距最远超过 4 亿和 2.5 亿千米,不过由于两颗小行星均属于可能会对地球造成危险的近地小行星,国际天文联合会等天文组织一直在密切关注其轨道变化,因此其轨道的监控测量应该不存在问题。

基于国内深空测控网,以 1997XF₁₁ 为例,分析交会之前卫星对国内测控站的测控可见性,结果如表 3 所示。

表 3 交会 1997XF₁₁ 前卫星的国内测控站可见性

Tab. 3 CHANG'E-2 visibility to the Chinese tracking stations during the transfer to 1997XF₁₁

测站	最小可见弧段(h)	最大可见弧段(h)	平均可见弧段(h)
北京	9.19	14.80	11.96
上海	10.00	14.00	11.97
昆明	10.50	13.54	11.98
乌鲁木齐	8.76	15.23	11.95
喀什	9.24	14.75	11.96
佳木斯	8.37	15.62	11.95
VLBI 两站	9.80	14.18	12.02
VLBI 三站	8.13	12.36	10.22
VLBI 四站	5.96	11.40	8.76

表 3 中,“VLBI 两站、三站、四站”分别表示 VLBI 测量时对卫星共视的最少测站数。由表 3 可见,国内测控站对于嫦娥卫星的单站可见弧段约 12h,VLBI 测量时至少在 8h 以上。卫星向 2005VS 转移过程中的可见性与 1997XF₁₁ 大致相同,因此卫星转移过程中的测控可见性不存在问题。

以 1997XF₁₁ 为例分析飞越探测的交会时刻的测控可见性,由图 1 和表 1 可知 90 天内出发,1997XF₁₁ 的最优交会时段为 2014 年 12 月 19 日 16 点至 20 日 5 点,该时段内国内测控站的可见性较差,如果通过改变出发时刻进行调整,则会增加出发速度增量。不过,交会时刻的测控不可见并不会造成严重影响,嫦娥二号月球探测时成功实施过地面盲区的测控,可以考虑在交会后进入地面测控区再下传成像数据,因而对小行星成像任务影响不大。当然,若后续计划实施精准控制以撞击小行星,则对国内观测有所影响,或可考虑利用国外深空网观测撞击任务。

3 结束语

嫦娥二号完成 4179 小行星飞越探测任务后,已经处于超期服役状态,剩余燃料极其有限,但是

仍可以利用最后的剩余燃料,最大化卫星应用价值。为此,文章研究并提出了后续小行星飞越探测任务。研究表明,嫦娥二号利用剩余燃料可以飞越探测小行星 1997XF₁₁ 和 2005VS,交会之前我国深空测控站可以每天跟踪 8h 以上,中途修正速度增量小于 10m/s 且取 90 天修正间隔较合适。文章中的轨道设计与中途修正等方法可为我国嫦娥二号后续地外天体探测任务以及火星和小行星等深空探测任务提供有益借鉴。

参考文献 (References)

- [1] Wu W R, Liu Y, Liu L, et al. Pre-LOI trajectory maneuvers of the CHANG'E-2 libration point mission[J]. *Science China Information Sciences*, 2012, 55(6):1249-1258.
- [2] Liu L, Liu Y, Cao J F, et al. CHANG'E-2 lunar escape maneuvers to the Sun-Earth L2 libration point mission[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 93:390-399.
- [3] Escobal P R. *Methods of orbit determination*[M]. New York: John Wiley & Sons,1965.
- [4] Kawaguchi J, Fujiwara A, Uesugi T. Hayabusa—Its technology and science accomplishment summary and Hayabusa-2[J]. *Acta Astronautica*, 2008, 62(10-11): 639-647.
- [5] Russell C T, Capaccioni F, Coradini A, et al. Dawn mission to Vesta and Ceres symbiosis between terrestrial observations and robotic exploration[J]. *Physics and Astronomy Earth, Moon, and Planets*, 2007, 101(1-2): 65-91.
- [6] 粟塔山,彭维杰,周作益,等. 最优化计算原理与算法程序设计[M]. 长沙:国防科技大学出版社,2001:29-70.
SU Tashan, PENG Weijie, ZHOU Zuoyi, et al. *Computation theory and algorithm design of optimization*[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 2001:29-70. (in Chinese)
- [7] 周明,孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京:国防工业出版社,1999.
ZHOU Ming, SUN Shudong. *Principle and application of genetic algorithm*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1999. (in Chinese)
- [8] Montenbruck O, Gill E. *Satellite orbits, models, methods, and applications*[M]. Berlin: Springer Verlag Press, 2000: 233-255.
- [9] Dwivedi N P. Deterministic optimal maneuver strategy for multi-target missions[J]. *Journal of Optimization Theory and Applications*, 1975, 17(1-2):133-153.
- [10] Gordon S C. *Orbit determination error analysis and station-keeping for libration point trajectories*[D]. Indiana:Purdue University,1991.