



月地高速再入返回任务轨道设计与飞行评价

孟占峰*, 高珊, 汪中生, 周文艳

中国空间技术研究院, 北京 100094

* E-mail: mengzf1129@sohu.com

收稿日期: 2015-01-11; 接受日期: 2015-02-03

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 系统介绍了嫦娥五号再入返回飞行任务轨道设计的过程以及飞控实施结果. 首先, 给出了自由返回轨道的方案选择和标称轨道设计方法; 其次, 针对返回器进入再入走廊的要求, 有针对性的设计了相应的中途修正策略, 包括全参数瞄准, 部分参数瞄准以及预偏置等修正策略; 最后, 对在轨飞行结果与设计预期进行了比较. 飞行结果表明, 再入返回飞行任务轨道设计结果正确, 可以满足再入飞行任务要求.

关键词

自由返回轨道
中途修正策略
在轨飞行评估

1 引言

探月工程三期高速再入返回飞行器是我国首次实施深空探测返回地球飞行任务的航天器. 北京时间 2014 年 11 月 1 日 06:42 分, 返回器于内蒙古四子王旗预定落区成功着陆, 标志着月地高速再入返回任务取得了圆满成功. 高速再入返回飞行任务的主要目的是模拟接近于真实飞行过程的返回再入条件, 确保返回器技术方案的可行性和正确性, 为探月三期正式任务总体设计提供支持.

实施高速再入返回飞行任务, 最主要的任务是提供接近 11 km/s 的再入速度. 而最直接的做法是通过运载火箭进入一个近地点速度达 11 km/s 大椭圆轨道, 飞行一圈回到近地点附近时再入返回地球. 然而, 受到我国发射场与回收场的约束, 再入返回飞行器入轨后必须进行大幅度的轨道倾角改变才能满足终端约束. 最直接的改变轨道倾角的方法是在大椭圆轨道的远地点附近进行变轨. 按照目前的约束条件计算, 轨道倾角改变量将大于 70°, 所需速度增量大

于 200 m/s. 如此长时间、大幅值的变轨不但消耗大量推进剂, 而且还将轨道人为割裂成两段, 使得到达远地点变轨前的轨道修正无法对再入点进行瞄准, 另外, 大幅度的变轨也不利于任务的可靠实施.

为了解决这一问题, 提出了采用月球引力改变地球轨道倾角的方案. 该方案通过选择发射时机, 使得飞行器到达远地点附近时经过月球, 采用月球引力在大椭圆轨道远地点实施轨道倾角改变. 该方案不但节省了大量推进剂, 而且还使得轨道中途修正每次均可以精确瞄准再入点参数, 为控制误差快速收敛提供了保证, 同时还能更真实地模拟正式任务月地转移轨道飞行过程, 为地面测控验证提供良好条件. 因此, 再入返回飞行任务选择绕月自由返回轨道(circumlunar trajectories)方案.

在 Apollo 任务的推动下, 20 世纪 60 年代开始, 美国的学者们开始对绕月自由返回轨道和中途修正策略的设计方法与特性开展了大量的研究工作. Penzo^[1]对自由返回轨道的全局特性进行了研究, 研究结果对于理解自由返回轨道的特性很有帮助.

引用格式: 孟占峰, 高珊, 汪中生, 等. 月地高速再入返回任务轨道设计与飞行评价. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 249–256
Meng Z F, Gao S, Wang Z S, et al. Circumlunar free return trajectories design and validation for high-speed moon-to-earth reentry mission (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 249–256, doi: 10.1360/N092014-00474

Johnson^[2]定义了一个近地点推移面, 用于研究固定射向发射的绕月自由返回轨道特性. Green 和 Lewin^[3]提出了一种基于梯度方法的自由返回轨道设计方法, 约束条件采用罚函数进行处理, 但受到问题非线性影响, 收敛范围较窄. 国内学者张磊等人^[4]、罗钦钦和韩潮^[5]对绕月自由返回轨道进行了相关研究. 在所调研的资料中, 最有借鉴和实际参考价值的是 Byrnes^[6]提出的基于伪状态(pseudo-state theory)的三体 Lambert 求解算法, 该算法包含 2 个经典 Lambert 算法和 1 个 7 个参数的微分修正过程. 该算法的双向拼接思想可以大幅度降低数值敏感度, 扩大收敛范围, 具有很好的工程实用价值. 该算法还可以应用到更为复杂的多天体借力轨道设计领域. 本文对该算法进行适应性改进, 从而可以适用于实际的运载发射和再入点等边界约束条件.

自由返回轨道的中途修正策略由于工程实用性强, 很少有学者开展相关研究. 从目前掌握的为数不多的资料看, 现有的方法均处于理论研究阶段, 工程借鉴意义不大, 无法满足高速再入返回任务对再入点参数的瞄准要求, 需要根据任务要求和实际任务实施情况对中途修正策略进行全新设计.

2 标称绕月自由返回轨道设计

2.1 设计约束

分别用下标 0 和 f 表示探测器在器箭分离时刻的状态和到达再入点时刻的状态, 根据任务要求和工程参数约束, 自由返回轨道设计可确定的轨道参数为

1) 器箭分离点参数

- (1) 地球出发时近地点轨道高度 $H_0=200$ km;
- (2) 地球出发时轨道倾角 $i_0^{\text{ECI}}=28.5^\circ$ (地心 J2000.0

系);

- (3) 地球出发轨道类型: 降轨发射;

2) 再入点参数

- (1) 再入点轨道倾角 $i_f^{\text{ECF}}=45^\circ$ (地球固连系);
- (2) 再入点高度 $H_f=120$ km(再入点地心距减地球赤道半径 6378.1363 km);
- (3) 再入角 $\gamma_f^{\text{ECF}}=-5.8^\circ$ (地球固连系);
- (4) 地球返回时轨道类型: 升轨返回.

因此, 只需要确定初始发射时刻 T_0 和飞行时间

Δt , 就可以通过迭代求解两点边值问题得到一条唯一确定的自由返回轨道. 其中, 飞行时间的确定将在标称轨道设计中进行, 而初始发射时刻的确定将在发射窗口设计中给出.

2.2 两点边值问题的求解

根据已知的边界条件, 可以建立如下两点边值问题:

$$q_f(H_f, i_f^{\text{ECF}}, \gamma_f^{\text{ECF}}, \Omega_f^{\text{ECF}}) = p_0(\Omega_0^{\text{ECI}}, \omega_0^{\text{ECI}}, V_0^{\text{ECI}}, \Delta t),$$

其中, Ω_0^{ECI} 为器箭分离点的升交点赤经; ω_0^{ECI} 为器箭分离点的近地点幅角; V_0^{ECI} 为器箭分离点的瞬时速度; Δt 为从器箭分离点到再入点的飞行时间; H_f 为再入点高度; i_f^{ECF} 为再入点瞬时轨道倾角; γ_f^{ECF} 为再入角; Ω_f^{ECF} 为再入点地固系瞬时升交点经度, 该参数根据再入点地固系瞬时轨道平面过四子王旗开伞点求解得到.

因此, 理论上只需要对 p_0 给出合适的初值 p_0^{IG} , 通过微分修正方法就可以或者任意高精度的收敛结果.

但是, 绕月自由返回轨道由于月球引力甩摆的影响, 数值问题的非线性较强, 微分修正过程对初值 p_0^{IG} 的精度要求高, 线性收敛范围小. 为了解决以上问题, 本文在 Byrnes^[6]的基于伪状态理论的三体 Lambert 算法的基础上, 将由位置 $\bar{R}$ 和速度 $\bar{V}$ 矢量描述的初值状态和终端状态修改为满足器箭分离点和再入点约束的描述, 采用 Luo 等人^[7]提出的飞行路径角约束的 Lambert 算法对该算法中的经典 Lambert 算法进行了替换, 并根据新的边界约束条件重新推导了所有的解析状态转移矩阵, 从而可以适应实际工程中与运载火箭发射弹道和返回器再入弹道的拼接需求. 采用此算法, 可以快速获得较为精确的微分修正初值. 基于伪状态理论的三体 Lambert 问题示意图 1 所示.

在该初值的基础上, 采用两步迭代方法获得问题的精确解. 首先, 采用文献[8]提出的 Vinti 多圆锥曲线拼接解析轨道预报器, 采用微分修正算法进行迭代, 获得较为准确的结果. 然后, 再采用考虑 32×32 阶地球引力场, 8×8 阶月球引力场、太阳引力和光压摄动的高精度数值积分模型进行修正, 获得精确的数值迭代结果. Vinti 多圆锥曲线拼接示意图

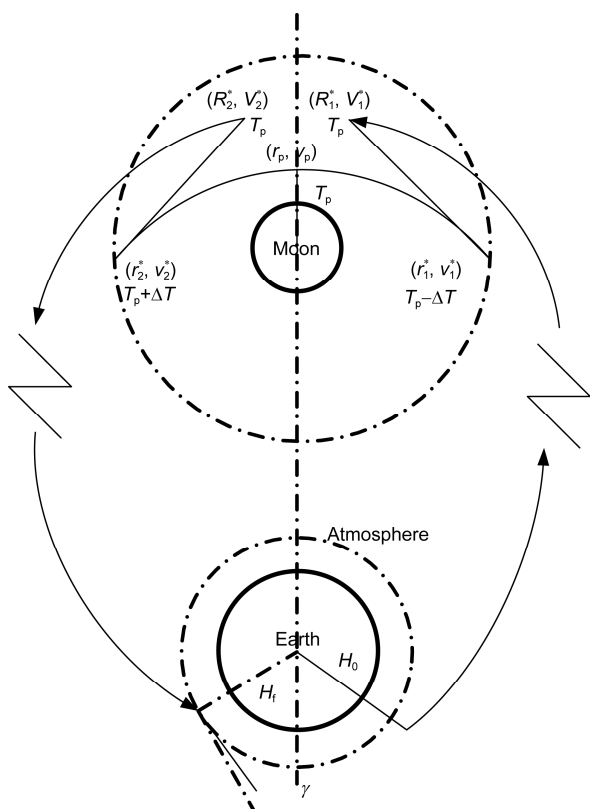


图 1 基于伪状态理论的三体 Lambert 问题示意图

图 2 所示。

由于 Vinti 多圆锥轨道预报器采用解析方法对三体轨道进行近似预报, 速度比高精度数值积分快至少 2 个数量级, 位置预报精度可以达到百公里量级, 可大幅度提高了微分修正计算的效率, 为发射窗口的大范围搜索提供了条件。

2.3 飞行时间的确定

由于自由返回轨道需要满足运载入轨和落点的约束, 飞行时间不是连续可调的。由于发射场和落区均位于中国境内, 因此每隔约 1 d 有一个满足约束要求的飞行时间。

飞行时间的选择首先考虑发射能量最优, 并满足以下约束条件。

- 1) 火箭分离点瞬时半长轴不大于 220000 km;
 - 2) 再入航程范围: 5600~7100 km;
 - 3) 近地点幅角范围: 143°~150°;
 - 4) 再入速度范围: (10.66±0.05) km/s(地固系)。
- 图 3 和 4 给出了满足运载入轨和落点约束的轨道

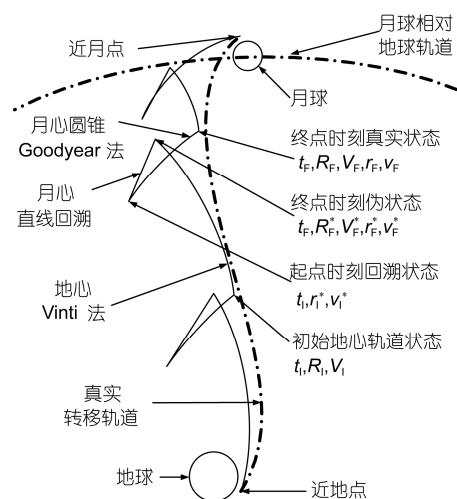
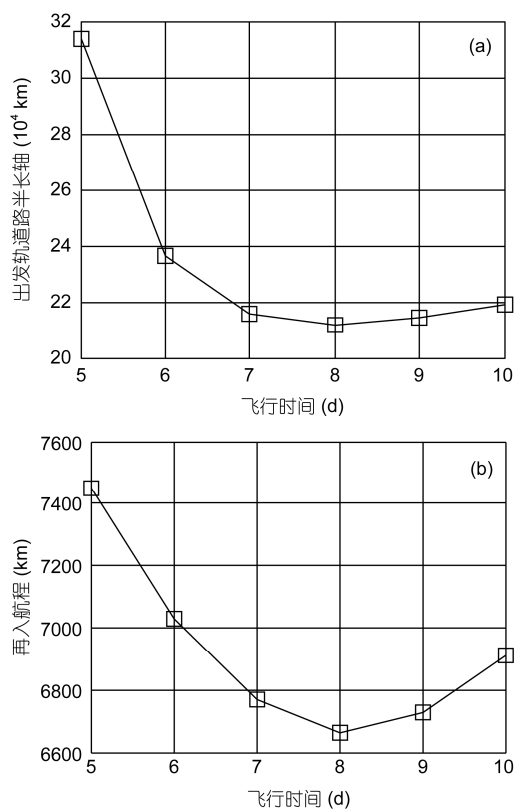
图 2 Vinti 多圆锥曲线拼接示意图^[8]

图 3 飞行时间与半长轴、再入航程的关系

(a) 半长轴随飞行时间变化; (b) 再入航程随飞行时间变化

飞行时间与半长轴、再入航程、近地点幅角和再入速度之间的关系。根据计算结果可知, 飞行时间约 8 d 的轨道能量最优, 且满足各项约束参数的要求。

因此, 确定自由返回轨道的飞行时间约为 8 d,

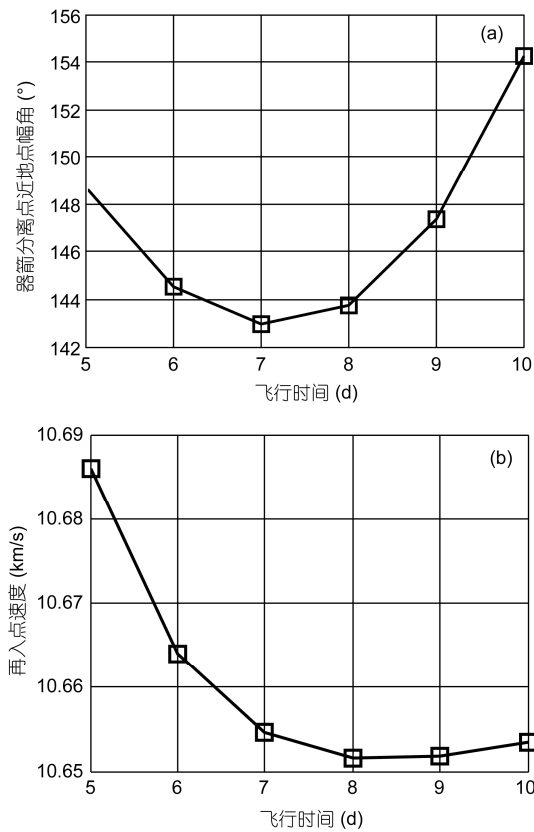


图4 飞行时间与近地点幅角和再入速度的关系

(a) 出发近地点幅角随飞行时间变化; (b) 再入点速度随飞行时间变化

精确的飞行时间由自由返回轨道与发射弹道和再入弹道拼接的结果确定。

2.4 发射机会的选择

影响发射机会选择的主要因素如下。

- 1) 近地点幅角 $143.18^{\circ}\sim 150^{\circ}$;
- 2) 再入航程 5600~7100 km;
- 3) 光照条件要求:
 - (1) 飞行器飞行期间连续阴影时长要求不大于 1 h,

并尽可能短;

(2) 为便于服务舱在与返回器的分离过程中进行图像监视, 要求分离过程处于光照区;

(3) 为给返回器的隔热材料提供较好的再入前温度环境, 返回器分离后至再入的飞行过程中最好处于阴影区;

(4) 为便于返回器回收, 着陆时着陆点的当地时间为白天; 为了给搜救留有更多的时间, 最好为当地上午。

为了尽量减小再入航程, 从而匹配正式任务的航程范围, 目前确定选择飞行器到达近月点时月球处于最南纬及前后一天发射。表 1 给出了 2014 年 10 月发射机会对应的转移时间、近地点幅角、再入航程和再入速度及光照条件。

由分析结果可知, 2014 年 10 月发射机会满足再入航程、再入速度、近地点幅角以及光照条件要求。因此, 可行的发射窗口为 10 月 24~26 日连续 3 d。

3 中途修正策略设计

飞行器在月地转移轨道和飞行过程中, 受多种误差因素影响, 其实际飞行状态必然偏离标称转移轨道。为完成预定飞行任务, 必须通过中途修正将飞行器导引到一条新的转移轨道上, 使其能满足返回任务要求的终端约束条件。图 5 给出了中途修正的示意图。

对于 CE-1/2/3 的地月转移轨道, 所采用的中途修正策略均为三对三策略, 即通过调整修正时刻的速度三方向分量来瞄准近月点的目标状态。但对于高速再入返回任务, 需要同时满足再入点 4 个目标变量(高度、倾角、再入角、开伞点位于再入轨道面内)的约束, 若仅采用单次脉冲的速度 3 个分量作为设计变量无法满足要求。此外, 月地转移段的舱器分离过程带来的影响以及再入角对误差的敏感度较大等问题,

表 1 发射机会选择

发射时刻 (BJT)	转移时间 (h)	近地点 幅角($^{\circ}$)	再入航程 (km)	再入速度 (km/s)	光照条件			
					分离点在 光照区	连续阴影时间 小于 1 h(min)	着陆时刻尽量 为上午	分离点至再入点 处于阴影期(min)
2014-10-24	196.0	143.3	6729	10.654	√	√(13)	√(06:40)	√(13)
2014-10-25	196.1	144.8	6700	10.653	√	√(14)	√(07:30)	√(14)
2014-10-26	196.4	148.4	6813	10.652	√	√(13)	√(08:20)	√(13)

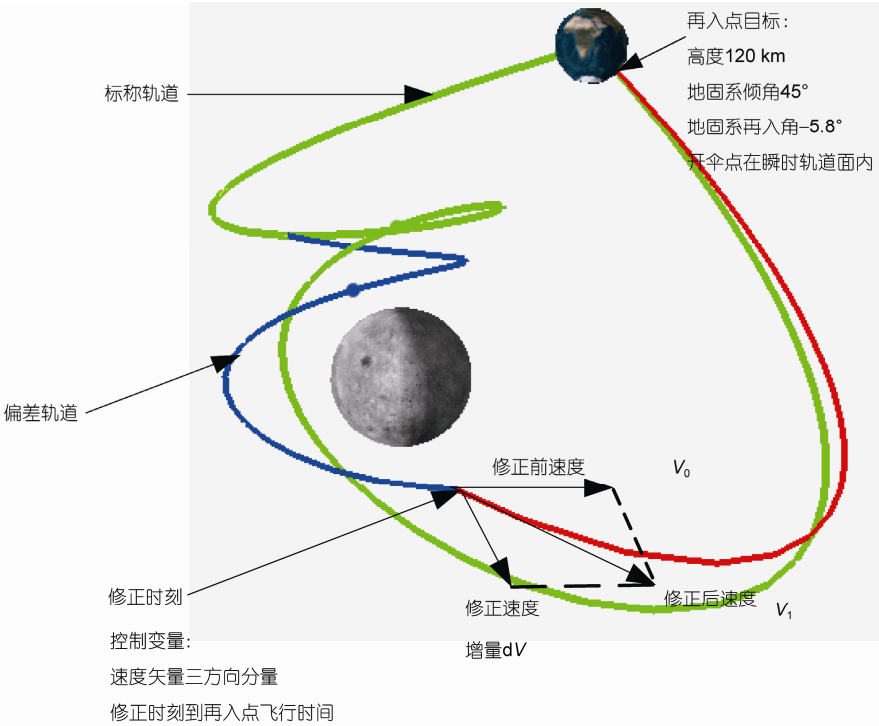


图 5 中途修正策略示意图

在中途修正策略的设计中也需予以考虑。

针对上述再入返回飞行任务特点，进行了中途修正策略设计，主要包括中途修正的时机确定、策略设计和误差仿真评估。

3.1 中途修正时机的确定

飞行任务安排 6 次中途修正，根据测控系统对变轨事件测控弧段的要求，各次修正时刻如表 2 所示。

3.2 中途修正策略设计

由于高速再入返回飞行任务对再入走廊有着严格的要求，返回器在首次进入大气层时，要求满足再

入角范围为 $-5.8^{\circ}\pm 0.2^{\circ}$ 的精度指标，因此精确的轨道控制成为任务成功的关键。针对飞行任务和轨道控制的要求，提出了由全目标策略、偏置策略和降阶策略组成的自由返回轨道中途修正策略体系。

1) 全目标策略：基于微分修正理论，通过一次变轨同时瞄准再入点高度、倾角、再入角和四子王旗开伞点在瞬时轨道平面的中途修正策略。和以往探月任务三对三的中途修正策略不同，该策略为四对四策略，优点是单次中途修正后的理论控后轨道均精确瞄准再入点预期参数，为控制目标快速逼近收敛提供了良好的条件。

2) 预偏置策略：在全目标策略的基础上，为了消除确定性误差因素的影响，进一步提高再入角瞄准精度，提出了消除分离速度影响的中途修正策略。该策略将舱器分离过程动力学引入修正策略，可以消除舱器分离速度对返回器再入角的影响。

3) 降阶策略：针对最后一次中途修正，提出了一种降阶的中途修正控制策略。由于在到达地球前的转移过程中，倾角、升交点经度等目标参数对误差敏感，而再入角受误差影响较大，因此降阶策略放开部分瞄准参数，精确瞄准再入角，并同样对舱器分

表 2 中途修正安排

修正次数	时刻(h)	作用
1	14	修正入轨偏差
2	38	修正上一次修正后的执行误差和定轨误差的扩散
3	62	
4	110	
5	158	保证最后一次中途修正速度增量小于 10 m/s
6	191	满足再入点精度要求

离过程的影响进行预偏置. 由于该策略集中控制敏感参数, 大幅度降低修正速度增量需求, 提高任务可靠性.

第 1~4 次中途修正采用全目标策略, 第 5 次中途修正采用预偏置策略, 第六次中途修正采用降阶策略. 实际飞行实施了 3 次, 分别为第 1, 第 2 和第 5 次, 最终再入角瞄准误差小于 0.03° .

3.3 中途修正实施规划仿真评估

为更加合理地评估中途修正所需速度增量以及推进剂预算, 考虑实际飞行中的操作流程, 根据中途修正时机安排, 制定了实时规划流程进行仿真.

在实施中途修正时, 首先根据测控系统提供的定轨数据, 即真实轨道根数加测定轨误差, 生成中途修正策略, 然后将该策略注入并在真实轨道上执行中途修正, 再根据控后定轨数据预报至下一次中途修正点. 每一次中途修正均按此步骤执行, 直至到达再入点. 根据中途修正方案及时机安排, 实时规划仿真流程初步安排如下:

- 1) 第 1 次中途修正前进行测定轨, 根据定轨数据, 生成第 1 次中途修正策略并注入, 飞行器运行至 14 h 时执行第 1 次中途修正策略;
- 2) 第 2~6 次中途修正执行均重复步骤 1), 在修正前进行测定轨, 根据定轨数据, 生成各次中途修正策略并注入, 飞行器运行至预定修正点时执行中途修正机动;
- 3) 最后一次中途修正结束后进行测定轨, 根据定轨数据给出到达再入点的时间、位置及相关参数.

具体计算流程如图 6 所示, 其中蓝色框表示采用全目标中途修正策略, 红色框表示采用预偏置策略, 绿色框表示采用降阶策略.

根据运载误差指标、定轨预报精度指标和实时规划策略流程, 对第 1 到第 6 次中途修正速度增量进行打靶计算, 结果如表 3 所示.

按照实时规划流程仿真得到的再入点参数误差如表 4 所示.

根据仿真打靶结果可知, 再入角误差范围满足 $-5.8^\circ \pm 0.2^\circ$ 的指标要求.

3.4 中途修正实施结果

月地高速再入返回飞行器于 2014 年 11 月 24 日凌晨 02:18 分由 CZ-3C 火箭发射入轨, 全飞行过程约

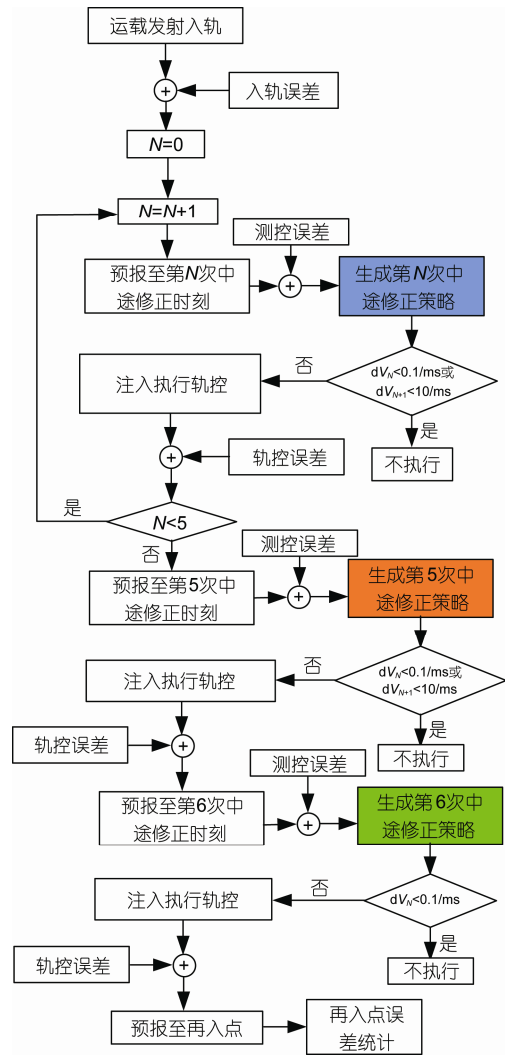


图 6 (网络版彩图)中途修正实时规划计算流程图

表 3 实时规划仿真中途修正速度增量

中途修正时机 (相对火箭分离时刻)(h)	$(\mu+3\sigma)$ (m/s)	max (m/s)
TCM-1(14)	16.58	19.77
TCM-2(38)	8.47	8.08
TCM-3(62)	0.00	0.00
TCM-4(110)	0.00	0.00
TCM-5(158)	6.75	7.71
TCM-6(191)	0.67	0.81

8 d. 根据在轨飞行情况, 将各次轨控后再入点目标的变化情况汇总如图 7 所示, 其中横坐标代表中途修正次数, 第 0 次和第 7 次分别对应入轨和舱器分离.

表 4 实时规划仿真再入点参数误差(3σ)

再入点参数	误差范围
再入速度(m/s)	1.09
再入点经度(°)	0.158
再入点纬度(°)	0.156
再入轨道倾角(°)	0.007
再入角(°)	0.109
航向位置(km)	23.2
横向位置(km)	0.9

根据任务实施情况结果可知, 入轨后的轨道若不进行控制无法满足再入状态要求, 通过进行中途修正, 逐步将偏差轨道的再入点状态收敛至满足精度指标要求范围内. 经飞控实施验证, 该中途修正策略方案具有良好的收敛性和鲁棒性, 可为后续深空探测任务的中途修正策略方案设计提供有益参考.

4 结论

本文详细介绍了高速再入返回飞行任务的要求、轨道方案的选择、以及绕月自由返回轨道设计和中途修正策略设计的理论与方法, 并对在轨飞行的结果进行了评估. 工程的成功实施, 证明了绕月自由返回轨道设计和中途修正策略设计的正确性, 可为后续无人月球探测及载人登月任务轨道设计工作提供宝贵经验与参考.

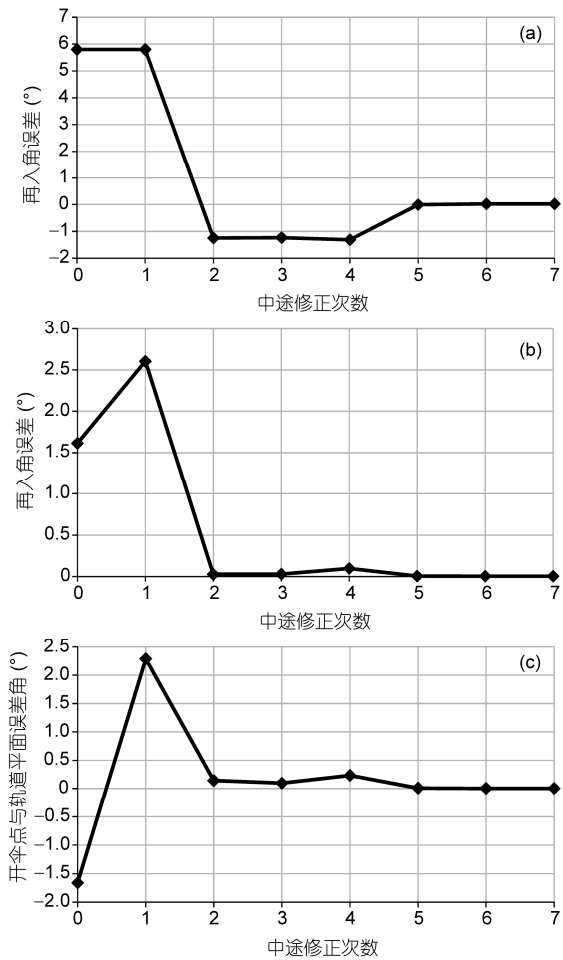


图 7 (a) 再入角实施误差结果; (b) 再入倾角实施误差结果; (c) 开伞点与轨道面实施误差结果

参考文献

- 1 Penzo P A. An analysis of free-flight circumlunar trajectories. AIAA Astrodynamics Conference. AIAA Paper 63-404, 1963
- 2 Johnson F Jr. Free return circumlunar trajectories from launch windows with fixed launch azimuths. AIAA Astrodynamics Conference. AIAA Paper 63-406, 1963
- 3 Green B S, Lewin N. A gradient method for obtaining circumlunar trajectories. AIAA Astrodynamics Conference. AIAA Paper 63-401, 1963
- 4 张磊, 于登云, 张焯. 绕月自由返回轨道的设计与分析. 航天器工程, 2010, 19: 50-55
- 5 罗钦钦, 韩潮. 包含引力辅助变轨的三体 Lambert 问题求解算法. 北京航空航天大学学报, 2013, 39: 679-682
- 6 Byrnes D V. Application of the pseudostate theory to the three-body lambert problem. J Astronaut Sci, 1989, 37: 221-232
- 7 Luo Q, Meng Z, Han C. Solution algorithm to a quasi-lambert's problem with fixed flight-direction angle constraint. Celest Mech Dyn Astr, 2011, 109: 409-427
- 8 孟占峰. 地月转移轨道的 Vinti 多圆锥截线轨道预报方法. 科技导报, 2008, 26: 47-51

Circumlunar free return trajectories design and validation for high-speed moon-to-earth reentry mission

MENG ZhanFeng, GAO Shan, WANG ZhongSheng & ZHOU WenYan

Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

This paper introduces the trajectory design method used in CE-5T1 mission and the flight results. Firstly, the design method and analysis of circumlunar trajectory is studied. Secondly, circumlunar trajectory correction maneuver (TCM) strategy is discussed, including full target strategy, reduced-order target strategy and bias target strategy. In the end, the flight data is compared with predicted value.

circumlunar trajectory, TCM strategy, flight data

doi: 10.1360/N092014-00474