嫦娥五号任务月地转移轨道设计与实践

孟占峰*, 高珊, 彭兢

北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

* E-mail: mengzfl129@qq.com

收稿日期: 2021-03-22; 接受日期: 2021-06-09; 网络版发表日期: 2021-08-04

国家中长期科技发展规划重大专项工程资助项目

摘要 嫦娥五号任务是中国首个无人月球采样返回任务, 月地返回飞行是该任务相比以往中国探月任务的全新环节, 飞行任务与轨道设计面临着全新的挑战. 受运载发射重量和国内着陆点高纬度等限制, 嫦娥五号探测器采用了月球轨道交会对接后等待能量最优时机返回并以半弹道跳跃方式再入地球的飞行方案. 这与前期美国Apollo载人登月任务和苏联Luna无人采样返回任务方案有很大不同. 本文以嫦娥五号实际工程任务为背景, 系统地介绍了嫦娥五号任务月地转移飞行任务和轨道设计的约束、模型、算法及实际工程实施考虑. 针对现有算法在嫦娥五号任务中应用的不足, 提出了一种新的解析月地入射制导策略, 该策略可以求得从环月椭圆轨道出发的最优入射脉冲并精确瞄准再入点参数. 设计了带分离扰动补偿的全目标瞄准月地返回中途修正制导策略, 既保证了再入点参数的高精度瞄准又实现了再入点误差的快速收敛. 嫦娥五号在轨飞行结果表明, 所设计的月地转移轨道以及相应的制导策略满足工程实施要求, 再入点参数达到了非常高的控制精度, 飞行任务取得了圆满成功.

关键词 嫦娥五号, 月地返回, 月地转移入射, 中途修正策略, 再入点

1 引言

嫦娥五号任务是中国探月工程“绕、落、回”三步走的最后一个阶段, 其目标是实现月面自动采样返回. 如何“回”和怎么“回”是嫦娥五号任务面临的一个全新问题.

月地转移飞行过程是完成“回”的关键一步. 该飞行阶段只有实施月球采样返回和载人登月的任务才会涉及, 目前只有美国、苏联和中国三个国家成功完成工程实施. 为了降低嫦娥五号任务的风险, 中国于2014年开展了一次再入返回飞行试验任务, 验证了嫦

娥五号月地返回再入过程的相关关键技术, 为嫦娥五号任务的成功奠定了坚实的基础^[1,2]. 目前, 关于月地转移轨道设计的理论研究成果主要集中在美国相关学者. 从现有的调研结果可以看出, 美国相关学者对月地转移的研究分为两个阶段, 第一个阶段是以Apollo任务为牵引的20世纪70年代; 第二个阶段是以重返月球计划牵引的2010年前后. 下面从月地转移轨道设计、月地转移入射策略设计和月地转移中途修正三个方面对已有的研究成果进行回顾.

在月地转移轨道设计方面, 美国众多学者在Apollo计划的牵引下, 在月地转移轨道的设计方法和特性

引用格式: 孟占峰, 高珊, 彭兢. 嫦娥五号任务月地转移轨道设计与实践. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 859-872

Meng Z F, Gao S, Peng J. Lunar trans-Earth trajectory design and practice for the Chang'e-5 mission (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 859-872, doi: 10.1360/SST-2021-0112

分析上做了大量的研究工作。月地返回轨道分为两种情况,一种是从月面直接起飞进入返回转移轨道,另一种是从环月轨道进入返回转移轨道。这两种情况的主要区别是:从月面直接起飞的出发进入的轨道面是任意的,而从环月轨道出发的轨道面是固定的。Dallas^[3]分析了从月面起飞直接返回和停泊轨道过渡转移两种返回方式。指出直接起飞返回可以满足任务要求,并且对各方面要求更加简单、更加可靠;但对于含交会对接的载人登月任务采用从环月轨道返回地球是不可避免的。Penzo^[4]采用圆锥曲线拼接方法对月地转移轨道的特性进行大量的数值分析工作,得到了很多规律性的结论。Yegorov^[5]讨论了月地转移轨道设计中的一些重要的问题。Schwaniger^[6]采用真实月球星历文件对月地转移轨道进行分析。Gapcynski和Tolson^[7,8]研究了月地转移轨道参数规律问题。Cicolani^[9]分析了再入条件对返回轨道的影响。Lancaster等人^[10-12]采用匹配渐进展开法给出了月地转移轨道的计算方法。已有的这些方法仅关注月地转移轨道的具体求解方法和局部参数间的相互关系,但均未建立起月地转移轨道的全局几何特性,而这正是嫦娥五号任务分析与轨道设计非常关心的问题。特别是月地转移轨道的再入点的位置约束直接决定了嫦娥五号任务的再入方式的选取,是飞行方案和轨道设计的核心与关键。因此,需要开发一种新的分析方法,对其几何特性和规律进行全局认知。针对这一需求,本文提出了一种新的再入点不变圆分析方法,对月地转移轨道的全局几何特性进行分析,从任务几何角度确定了我国月地转移轨道采用升轨返回四子王旗的再入返回飞行方案,并对相应的转移轨道参数从任务几何层面进行了选择和确定。

月地转移入射策略方面,已有很多学者进行了专门研究。该问题可以抽象为从环月轨道逃逸到指定 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量的问题。Gunther^[13]研究了一次或两次脉冲最优逃逸问题。Gerbracht和Penzo^[14]给出了从给定椭圆轨道到特定 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量的三脉冲转移策略。Bean^[15]提出了从地球圆形停泊轨道出发到地火转移轨道的三脉冲机动方案。Edelbaum^[16]分析了转移时间固定,从给定圆轨道到特定 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量的最优逃逸问题。Ocampo等人^[17-19]采用矢量几何方法,推导了从环月圆轨道出发到达特定 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量的变轨策略,并提出了策略的优化方法。Gunther^[13]的算法采用球面三角和代数方程对月地入

射问题进行了建模并进行求解,该算法是现有算法中唯一不用进行迭代且数值稳定性最好的。但其未考虑环月轨道偏心率的影响,以及 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量与再入点参数的匹配问题,这是工程轨道设计必须要考虑的问题。本文针对实际工程需要,提出一种从环月椭圆轨道出发,满足再入点边界约束的月地入射策略,并详细给出了算法的计算流程。

由于月地转移中途修正不存在理论上需要研究的问题,但工程实施上带有很强的工程特点,因此理论界很少有论文对其进行专门研究,工程界也少有论文发表。本文以嫦娥五号任务实施为目标,设计了一种新的月地转移中途修正策略。该策略可通过一次修正同时瞄准全部4个再入点参数并对分离扰动进行预偏置,既保证了再入点参数的高精度瞄准又实现了再入点误差的快速收敛。该策略已经在2014年实施的飞行试验任务中得到了部分验证^[20]。

嫦娥五号任务所采用的月球轨道交会对接后等待能量最优时机返回方案,与前期美国Apollo载人登月任务和苏联Luna无人采样返回任务方案均有很大不同。另外,由于各国在飞行任务设计中,所采用的返回落区、测控站布局、速度增量约束、从环月轨道入轨方案等约束不同,相应的轨道设计结果也完全不同。因此,现有的Apollo和Luna任务的飞行方案均不能直接采用,需要针对嫦娥五号任务设计一套满足中国实际工程约束、最有利于我国工程实施的月地转移飞行任务方案。

本文详细介绍了嫦娥五号任务月地转移飞行阶段任务设计和参数选择、轨道设计模型和方法、设计结果和在轨验证等方面的内容。可以为我国自主实施后续无人月球探测任务和载人登月任务提供有益的参考和借鉴。

2 任务飞行过程概述

嫦娥五号探测器与运载火箭分离后,经中途修正,在近月点实施制动,进入环月轨道;环月期间,着陆器和上升器的组合体(以下称“着陆上升组合体”)与轨道器和返回器的组合体(以下称“轨返组合体”)实现分离,其中轨返组合体继续环月飞行,而着陆上升组合体经变轨和着陆下降飞行,在月面预定区域软着陆;着陆上升组合体着陆后完成月球样品采集、封装,随后上

升器月面起飞进入交会对接轨道; 轨返组合体与上升器完成交会对接后, 将月球样品从上升器转移至返回器内, 轨返组合体再与上升器分离; 在预定的时机, 轨返组合体进入月地转移轨道, 在距地球 5000 km 高度处返回器与轨道器分离再入大气层, 最终落至内蒙古四子王旗着陆场. 全任务飞行过程如图 1 所示.

在嫦娥五号任务中, 将从轨返组合体环月轨道加速逃逸月球引力场开始到返回器到达地球大气边界的再入点的飞行过程定义为月地转移飞行阶段. 它具体包括月地转移入射、月地转移飞行、轨返分离、轨道器规避机动等飞行过程. 这一飞行阶段的任务目标是轨道器将获得样品容器的返回器从环月轨道安全、准确地带回地球附近, 确保返回器进入再入走廊, 完成后续的再入返回任务. 这个飞行阶段是承前启后, 实现地月往返运输的重要一环. 具体飞行过程如图 2 所示.

月地转移轨道的整体设计思路是: 首先, 根据任务约束条件和任务几何特性确定再入点目标瞄准参数以及月地转移时间等参数, 根据以上参数就可以确定出发所需的 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量. 然后, 根据 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量和环月轨道面参数, 就可以确定出发时刻和出发的最优能量策略. 以

上两步完成后, 标称月地转移轨道参数就确定了. 最后, 考虑实施过程中的误差, 设计相应的中途修正策略, 以确保返回器在一定工程误差情况下依然可以按要求进入再入走廊. 下面就分以上三个方面对设计过程进行具体的介绍.

3 月地转移轨道设计

月地转移轨道参数设计包括: 轨道类型(升降轨)、转移时间、再入点边界约束、环月轨道边界约束、月地转移入射窗口等方面. 下面分别进行介绍.

3.1 再入点高度确定

再入界面(entry interface)参数最先确定的是再入点高度, 这是个静态参数, 是区分自由飞行段和大气飞行段的分界线. 再入点高度的确定需要综合考虑再入速度和大气密度的影响, 以明显存在大气阻力效果为二者的分界线. 再入点高度的定义不是唯一的, 有一定的主观因素. 美国 Apollo 任务和重返月球计划的 CEV 的再入点高度均定义为 400000 ft (约 122 km), 而

图 1 (网络版彩图)嫦娥五号任务飞行过程

Figure 1 (Color online) Mission profile of Chang'e-5.

图2 (网络版彩图)月地转移飞行轨迹示意图

Figure 2 (Color online) Illustration of Lunar trans-Earth trajectory.

中国的嫦娥五号任务将再入点高度定义为120 km. 为了减少定义的歧义, 在嫦娥五号任务中, 将其明确为地心距减去地球赤道半径, 即

$$H_f = R_f - R_{eq} = 120 \text{ km}, \quad (1)$$

其中, H_f 为再入点高度; R_f 为再入点地心距; R_{eq} 为地球赤道半径, 取值为6378.1363 km.

这样就可以不考虑地球椭圆的影响, 简化计算和分析过程. 但这种简化并不对问题本身的求解产生实质性的影响.

3.2 转移轨道类型和转移时间

月地转移轨道分为直接转移和低能转移两大类型, 由于低能转移的时间过长且较难满足再入航程约束等原因, 从整个任务实现难度考虑, 标称任务轨道依然采用4~6天的最优能量的直接转移轨道, 而低能转移仅作为入射能力不足时的一种故障轨道模式. 图3和4分别给出了不同地月距离下, 转移时间对月地转移入口点速度和再入点速度的影响规律. 当转移时间在4~6天左右, 图3的计算结果表明: (1) 转移时间对月地转移入射速度增量的影响不超过25 m/s; (2) 再入点地固系相对速度大小的量级在10.6 km/s, 转移时间对再入点速度的影响不超过10 m/s. 这些变化范围均在工程设计的包络范围内.

转移时间还受环月轨道面的约束, 不同的转移时

图3 转移时间对月地转移入口点速度的影响

Figure 3 Departure velocity with different Lunar trans-Earth durations.

图4 转移时间对地球再入点速度的影响

Figure 4 Re-entry velocity with different Lunar trans-Earth durations.

间转移入射增量差异很大, 这主要是受出发时刻的 v_{∞}^+ 矢量与环月轨道面的夹角决定的. 这需要确定月地转移的出发时刻和相应的转移时间, 以满足能量最优的要求.

除了能量近似最优方面的考虑, 月地转移时间需要考虑再入弹道拼接和月地入射的测控约束. 为了将月地转移轨道与再入弹道进行拼接, 每天只有唯一时刻可以到达再入点; 对于这个确定的到达再入点时刻, 还要确保国内深空站对入射全过程的测控可见. 图5给出了再入点时刻相同, 不同月地转移时间对应的入射点的测控可见情况. 从图中可以看出, 国内深空站对入射点的可测控时长约5 h左右. 为了给故障处置保留足够的时间, 将入射时刻确定在双站共同可见时段的靠前位置.

根据以上原则, 综合考虑各种约束, 月地转移时间最终确定为88, 112和136 h三者选其一, 简称为4, 5和6天的转移轨道, 具体如图5所示. 受发射窗口造成的近月制动捕获的轨道面升交点赤经不同, 对同一个环月轨道面而言, 这三个满足约束的转移时间相应的月地转移入射速度增量、再入航程均会有一定差异. 需根据入射速度增量的大小、再入航程的大小等条件择优选取.

3.3 地球返回类型的确定

根据月地转移轨道相对地球的方位不同, 返回轨道类型包括: 顺行升轨、顺行降轨、逆行升轨和逆行降轨四种类型, 其中顺逆行类型由再入轨道倾角是否小于 90° 决定; 升降轨类型由再入点速度的 z 方向分量是否大于0 m/s决定, 四种轨道类型的形态如图6所示.

为了最大限度利用地球自转以减小再入速度, 目

图5 (网络版彩图)月地转移出发时刻测控条件

Figure 5 (Color online) Visibility of Lunar trans-Earth insertion maneuver.

图6 (网络版彩图)月地转移到达地球的轨道类型

Figure 6 (Color online) Arrival direction of Lunar trans-Earth trajectory.

前工程实施的再入轨道均采用顺行方式. 因此, 嫦娥五号月地转移轨道设计第一步要确定的就是再入返回类型, 这直接决定了大气再入方式的选择, 而这个确定过程与选定的中国内陆的四子王旗着陆场有着重要的关联性, 下面将详细进行解释.

将不同转移时间、再入角的月地转移轨道的返回轨道倾角从 0° 到 180° 遍历, 再入点在地球表面形成一个近似的封闭圆形, 如图7所示. 圆心近似对应着出发时刻月地连线的延长线与地球表面的交点; 半径由转移时间和再入角决定. 转移时间越短, 再入角越大, 圆半径越大, 反之亦然.

四子王旗回收场纬度为 42.35° , 根据图8给出的月地转移再入点不变圆分析结果, 如果采用降轨再入, 对于4~6天的最优转移轨道, 需要将再入角增加到 -10° 以上, 再入轨道倾角大于 60° , 才能保证再入点纬度高于落点, 且再入方式只能采用弹道式无控再入方式, 再入航程仅为数百千米. 这种再入方式峰值热流密度大、轨返分离前后和返回器再入过程全程无测控支持, 落点散布大, 这对于嫦娥五号任务是很难接受的.

从图8可以看出, 如果采用升轨式再入, 可达的倾角范围为 $20^\circ \sim 90^\circ$. 倾角越大, 再入航程越短, 当倾角为 45° 左右时, 可充分利用中国载人航天工程已有的升轨返回四子王旗的返回测控站布局, 并满足任务的再入航程范围需求. 对应的再入点纬度均在地球赤道附近, 与中纬度的四子王旗纬度差异较大, 计算结果表明, 最小的再入航程也要大于5000 km. 从而必须采用跳跃式再入以增大航程, 确保着陆点的可达性.

图7 再入点不变圆示意图

Figure 7 Illustration of invariant circle of entry interface.

图8 月地转移时间和再入角对再入点位置影响

Figure 8 Location of entry interface with different transfer durations and flight path angles.

综上所述, 嫦娥五号任务采用顺行升轨到达地球的月地转移轨道方案, 标称再入倾角设计为45°, 再入航程大于5000 km, 采用半弹道跳跃式再入方案。

3.4 返回轨道倾角定义与确定

嫦娥五号任务定义再入界面处的轨道倾角为地球固连坐标系(以下简称地固系)下的轨道倾角, 具体定义为

$$i_f^{\text{ECF}} = \arccos \left[\frac{(\mathbf{r}_{\text{ECF}} \times \mathbf{v}_{\text{ECF}}) \cdot \mathbf{z}_{\text{ECF}}}{|\mathbf{r}_{\text{ECF}} \times \mathbf{v}_{\text{ECF}}| \cdot |\mathbf{z}_{\text{ECF}}|} \right] \quad (2)$$

其中, $\mathbf{r}_{\text{ECF}}$ 与 $\mathbf{v}_{\text{ECF}}$ 是再入点相对地球固连坐标系下的位置和速度, 需要去掉地球自转牵连速度的影响。 $\mathbf{z}_{\text{ECF}}$ 是

月球固连坐标系(以下简称月固系)北极轴矢量。

为了尽可能利用载人航天工程已经成熟的返回回收测控站布局, 综合考虑航程实现难度, 最终确定的再入倾角为地固系下45.0°。

3.5 再入航程范围确定

根据再入点不变圆的分析结果, 再入角越大, 再入航程越长。图9给出了2020年12月每天月地转移轨道对应的再入航程和出发时刻的月球赤纬关系, 从图中可知再入航程的范围约为5000~13000 km, 为了尽量减少再入航程, 需要选择月球赤纬处于最南纬附近的时候返回。为了增加整个任务的弹性和不同发射年份的适应能力, 将最南纬附近几天的航程范围定义为可达的再入航程需求。再进一步综合考虑发射机会、故障模式下的弹道包络等因素, 嫦娥五号任务最终确定的再入航程范围为5600~7100 km。

3.6 再入角的定义和确定

再入角定义为再入点地固系下位置 $\mathbf{r}_{\text{ECF}}$ 和速度 $\mathbf{v}_{\text{ECF}}$ 与当地水平面的夹角, 即

$$\gamma_f^{\text{ECF}} = \frac{\pi}{2} - \arccos \left(\frac{\mathbf{r}_{\text{ECF}} \cdot \mathbf{v}_{\text{ECF}}}{|\mathbf{r}_{\text{ECF}}| \cdot |\mathbf{v}_{\text{ECF}}|} \right) \quad (3)$$

为了实现这个范围的再入航程需求, 再入返回需要采用跳跃式再入方式, 根据航程范围5600~7100 km的航程实现需求, 需要综合考虑气动力、气动热和再入航程控制裕度, 中途修正控制精度和测定轨预报精度, 轨返分离前定轨精度等多个方面的情况, 是一个非常复杂的过程。经过多方和多轮的迭代设计, 最终

图9 月球赤纬与再入航程的关系

Figure 9 Relationship between re-entry downrange and departure Lunar declination.

确定的再入角范围为 $-5.8^\circ \pm 0.2^\circ$.

3.7 小结

综上所述, 根据飞行任务综合分析, 嫦娥五号任务月地转移轨道采用转移时间为88, 112或136 h的直接转移轨道升轨返回四子王旗, 再入点高度确定为120 km, 再入点轨道倾角为 45° (地固系), 再入角为 $-5.8^\circ \pm 0.2^\circ$, 再入航程范围为5600~7100 km.

通过以上分析, 明确了月地转移再入点的所有状态以及月地转移时间参数. 依此可以获得月地转移入射时 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量需求, 结合环月轨道参数就可以给出从环月轨道出发的月地转移轨道入射变轨策略. 策略主要确定变轨时刻、变轨点位置和变轨速度增量大小等参数, 下面将进行详细的讨论.

4 月地转移入射策略

1969年, Gunther^[13]提出的一种单脉冲非共面月地转移入射策略将问题转化为一个一元四次方程的求根问题, 全部计算过程均为数学显式表达, 计算量很小. 该算法是基于二体条件、以纯圆轨道假设得到的. 而交会对接结束后的环月轨道由于摄动影响, 是一个小椭圆轨道, 因此该算法的假设与实际的工程情况有一定差异. 另外, 该算法并未给出 $\mathbf{v}_\infty^+$ 的具体计算方法. 针对以上存在的问题, 本文提出了一种新的月地转移单脉冲入射最优变轨策略. 该策略可以从任意环月椭圆轨道出发, 通过精确匹配再入点参数解算出发所需的 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量. 下面对该算法的计算流程进行简要叙述.

4.1 椭圆轨道入射策略

月地转移入射问题就是求解从环月椭圆轨道出发, 进入月地转移轨道对应的目标月球双曲线轨道所需的速度增量大小以及变轨位置. 月地转移入射的变轨过程示意图如图10所示.

根据交会对接结束后轨返组合体的环月轨道位置和速度矢量 $(\mathbf{r}_0, \mathbf{v}_0)$, 以及目标双曲线轨道对应的 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量, 求解变轨点位置矢量 $\mathbf{r}_1$ 及变轨速度增量 $\Delta \mathbf{v}_1$ 的算法如下.

(1) 计算初始椭圆轨道的角动量单位矢量:

$$\hat{\mathbf{h}}_0 = \frac{\mathbf{r}_0 \times \mathbf{v}_0}{|\mathbf{r}_0 \times \mathbf{v}_0|}; \quad (4)$$

图 10 单脉冲月地转移入射示意图

Figure 10 Illustration of one-impulsive Lunar trans-Earth insertion.

(2) 计算 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量与初始圆轨道面的夹角 i_∞ :

$$i_\infty = \frac{\pi}{2} - \arccos \left(\frac{\hat{\mathbf{h}}_0 \cdot \mathbf{v}_\infty^+}{\hat{\mathbf{h}}_0 v_\infty^+} \right), \quad (5)$$

其中, $\hat{\mathbf{h}}_0 = |\hat{\mathbf{h}}_0|$, $v_\infty^+ = |\mathbf{v}_\infty^+|$;

(3) 根据给定的变轨点在初始环月轨道上的纬度幅角 u_1 , 计算得到变轨点的位置矢量 $\mathbf{r}_1^+ = \mathbf{r}_1^- = \mathbf{r}_1$ 和速度矢量 $\mathbf{v}_1^-$;

(4) 计算 $\mathbf{r}_1^+$ 矢量与 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量的夹角 $\Delta \theta_\infty$;

(5) 根据Kepler方程, 变轨后的双曲线轨道可以由 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量和 $\mathbf{r}_1^+$ 矢量与 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量的夹角 $\Delta \theta_\infty$ 表示为

$$r = \frac{\mu_{\text{Moon}}}{(v_\infty^+)^2} \frac{e_h^2 - 1}{1 - \cos(\Delta \theta_\infty) + \sqrt{e_h^2 - 1} \sin(\Delta \theta_\infty)}; \quad (6)$$

(6) 变轨后双曲线的飞行路径角 γ 可以表示为

$$\tan(\gamma) = \frac{\sin(\Delta \theta_\infty) + \sqrt{e_h^2 - 1} \cos(\Delta \theta_\infty)}{1 - \cos(\Delta \theta_\infty) + \sqrt{e_h^2 - 1} \sin(\Delta \theta_\infty)}; \quad (7)$$

(7) 根据公式可以计算出变轨后双曲线轨道的偏心率 e_h 为

$$\sqrt{e_h^2 - 1} = \frac{1}{2} \left\{ \frac{r_h (v_\infty^+)^2}{\mu} \sin(\Delta \theta_\infty) + \sqrt{\left[\frac{r_h (v_\infty^+)^2}{\mu} \sin(\Delta \theta_\infty) \right]^2 + 4 \frac{r_h (v_\infty^+)^2}{\mu} [1 - \cos(\Delta \theta_\infty)]} \right\}; \quad (8)$$

(8) 根据求解得到的 e_h 可以根据式(7)进一步求解得到飞行路径角 γ ;

(9) 下面求解变轨后的速度矢量的大小 $v_1^+ = |\mathbf{v}_1^+|$:

$$v_1^+ = \sqrt{(v_\infty^+)^2 + \frac{2\mu}{r_1}}; \quad (9)$$

(10) 计算变轨后双曲线轨道的角动量单位矢量:

$$\hat{\mathbf{h}}_\infty = \frac{\mathbf{r}_1 \times \mathbf{v}_\infty^+}{|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{v}_\infty^+|}; \quad (10)$$

(11) 根据飞行路径角 γ 可以进一步求解得到变轨后的速度矢量的表达式为

$$\mathbf{v}_1^+ = v_1^+ \left[\sin \gamma \frac{\mathbf{r}_1^+}{r_1^+} + \cos \gamma \frac{\mathbf{h}_\infty \times \mathbf{r}_1^+}{|\mathbf{h}_\infty \times \mathbf{r}_1^+|} \right]; \quad (11)$$

(12) 进而, 可以求解得到变轨速度增量矢量 $\Delta \mathbf{v}_1$ 为

$$\Delta \mathbf{v}_1 = \mathbf{v}_1^+ - \mathbf{v}_1^-; \quad (12)$$

从而可以计算出速度增量的大小 $\Delta v_1 = |\Delta \mathbf{v}_1|$.

根据以上算法, 只要任意给定一个初始轨道的变轨点纬度幅角 u_1 就可以计算得到一个满足 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量要求的双曲线变轨速度增量大小 Δv_1 , 二者构成了一个一维非线性函数:

$$\Delta v_1 = f(u_1). \quad (13)$$

单脉冲最优变轨问题转化为求式(13)对应的一维非线性函数的最小值问题:

$$(\Delta v_1)^{\text{opt}} = \min_{0 \leq u_1 \leq 2\pi} [f(u_1)]. \quad (14)$$

当初始轨道偏心率为0时, 该解可以由Gunther^[13]的算法直接代数方程求解得到. 另外, 通常情况下, 对于工程实用的环月椭圆轨道, 均为高度在100~200 km左右, 偏心率小于0.1的低轨近圆环月轨道, 采用Gunther的纯圆轨道解得到的纬度幅角 u_1^{IG} 可以作为实际最优解 u_1^{OPT} 的初值, 并缩小搜索范围, 提高计算效率.

4.2 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量的精确匹配

由于 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量是随着月地转移入射时刻、入射点的状态、再入点状态和转移时间等参数动态变化的, 为了求解得到满足月地转移轨道约束(不仅仅是 $\mathbf{v}_\infty^+$ 约束)的完整月地转移入射策略, 需要将 $\mathbf{v}_\infty^+$ 需求与月地转移

轨道参数建立确定性的关系.

伪状态理论是Wilson^[21]于1969年, 在圆锥曲线拼接方法基础上提出的一种在地球和月球中心引力场作用下的轨道近似计算方法, 和圆锥曲线拼接方法相比, 伪状态理论精度提高了约80%, 在Apollo时期得到了广泛的应用. 经典的伪状态理论的地心段采用了经典的Lambert算法, 对于月地转移轨道应用无法精确匹配再入点参数. 为了解决这一问题, 本文使用文献[22]提出的带飞行路径角约束的拟Lambert算法(Quasi-Lambert)替换了经典Lambert方法, 可以直接满足再入点的边界约束.

将伪状态理论和Quasi-Lambert相结合可以对 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量进行动态精确匹配. 该算法采用Quasi-Lambert问题精确瞄准再入点参数, 利用伪状态理论将三体问题分解为Quasi-Lambert问题描述的地心二体问题和 $\mathbf{v}_\infty^+$ 参数约束的月心二体问题, 从而建立起了 $\mathbf{v}_\infty^+$ 和再入点参数的定量关系. 将该关系与前述的最优入射变轨策略联合迭代求解, 就可以得到满足所有约束的完整的月地转移轨道参数.

月地转移轨道的伪状态理论计算过程如图11所示, 下面给出算法的具体实现步骤.

(1) 根据月地转移入射时刻 T_1 和到达再入点时刻 T_f , 计算月地转移段飞行时间 $\Delta T = T_f - T_1$, 以及飞行路径角 $\beta_f = \pi/2 - \gamma_f$ 和再入点地心距 $R_f = R_e + H_f$;

(2) 查星历表, 得到 T_1 时刻的月球位置和速度矢量在地心J2000.0惯性坐标系下的分量 $\mathbf{R}_M, \mathbf{V}_M$;

(3) 设置外点伪状态的初值为 T_1 时刻月球位置和速度: $(\mathbf{R}_1^*, \mathbf{V}_1^*) = (\mathbf{R}_M, \mathbf{V}_M)$;

(4) 求解飞行路径角约束的Lambert问题^[22]. 根据再入点地心距 R_f , 再入点轨道倾角 i_f 和再入点 β_f 角, 然后求解月地转移段的终端状态飞行路径角约束的Quasi-Lambert算法:

$$(\mathbf{R}_1^*, R_f, i_f, \beta_f, \Delta t) \text{Quasi-Lambert}(\mathbf{V}_1^*, \mathbf{V}_f); \quad (15)$$

(5) 将外点伪状态转换为内点伪状态:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_a^* = \mathbf{R}_1^* - \mathbf{R}_M + \mathbf{v}_a^* \Delta t, \\ \mathbf{v}_a^* = \mathbf{V}_1^* - \mathbf{V}_M; \end{cases} \quad (16)$$

(6) 根据内点伪状态 $(\mathbf{r}_a^*, \mathbf{v}_a^*)$ 所在的月心双曲线轨

图 11 月地转移轨道伪状态理论

Figure 11 Pseudo-state theory of Lunar trans-Earth trajectory.

道, 求解得到目标 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量;

(7) 根据计算得到的 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量和环月轨道参数 $(\mathbf{r}_p, \mathbf{v}_1^-)$, 采用前述算法可以计算一个最优的月地转移入射速度 $\mathbf{v}_1^+$;

(8) 根据 $\mathbf{r}_1$ 和 $\mathbf{v}_1^+$ 二体预报 Δt 时间后, 获得新的内点伪状态 $(\mathbf{r}_a^*, \mathbf{v}_a^*)$:

$$(\mathbf{r}_p, \mathbf{v}_1^+, \Delta t) \text{TwoBody}(\mathbf{r}_a^*, \mathbf{v}_a^*); \quad (17)$$

(9) 将内点伪状态 $(\mathbf{r}_a^*, \mathbf{v}_a^*)$ 转换为新的外点伪状态 $(\mathbf{R}_1^*, \mathbf{V}_1^*)$:

$$\begin{cases} \mathbf{R}_1^* = \mathbf{r}_a^* - \mathbf{v}_a^* \Delta t + \mathbf{R}_M, \\ \mathbf{V}_1^* = \mathbf{v}_a^* + \mathbf{V}_M; \end{cases} \quad (18)$$

(10) 计算新旧两个外点伪状态 $(\mathbf{R}_1^*, \mathbf{V}_1^*)$ 位置误差的

模值:

$$\Delta E = |\tilde{\mathbf{R}}_1^* - \mathbf{R}_1^*| + |\tilde{\mathbf{V}}_1^* - \mathbf{V}_1^*|, \quad (19)$$

当 $\Delta E \geq \varepsilon$ 时, 更新外点伪状态 $(\mathbf{R}_1^*, \mathbf{V}_1^*) = (\tilde{\mathbf{R}}_1^*, \tilde{\mathbf{V}}_1^*)$ 转(4), 否则结束. 其中 ε 为迭代收敛阈值, 通常取为 $\varepsilon = 10$.

至此, 采用伪状态理论和Quasi-Lambert算法精确匹配了再入点目标参数, 获得了月地入射的变轨点位置 $\mathbf{r}_1$ 和速度增量 $\Delta \mathbf{v}_1$. 由于该结果已经考虑了停泊轨道的偏心率 and 再入点参数和转移时间对 $\mathbf{v}_\infty^+$ 矢量的耦合影响, 因此结果已经非常接近高精度数值解. 据此为初值, 采用有限推力和高精度积分模型迭代几步就可以获得精确的数值解.

4.3 算例

这里通过一个典型的从环月椭圆轨道出发非共面入射进入月地转移轨道的实例, 来验证上述算法的有效性. 表1给出了轨返组合体月地转移入射前的环月轨道参数. 表2给出了月地转移时间与再入点瞄准参数.

利用表1和2给出的初始和终端边界条件, 采用本文提出的月地转移入射解析快速计算方法, 可以得到月地转移入射策略的迭代收敛过程如表3所示.

分别采用高精度数值积分方法和考虑各种摄动条件下的高精度数值迭代方法计算相同算例, 最优的变轨纬度幅角为 225.036° , 变轨速度增量为 852.855 m/s . 与本文算法的解析收敛结果相比, 纬度幅角误差仅为 0.1° , 变轨速度增量误差小于 1 m/s . 因此, 本文提出的算法直接使用可以满足月地转移入射策略的工程设计需求, 其计算结果作为飞控实施中高精度解的迭代初值可以有效减小迭代次数, 提高收敛速度.

表 1 环月轨道参数(月心J2000.0坐标系)

Table 1 Initial state of Lunar loiter orbit (Moon J2000.0)

轨道参数	数值
半长轴	1944 km
偏心率	0.01
轨道倾角	31.0°
升交点赤经	104.0°
近月点幅角	74.0°
平近点角	296.0°

表 2 月地转移轨道参数

Table 2 Parameters of Lunar trans-Earth trajectory

参数	数值
月地转移时间	88.0 h
再入点高度	120 km
再入点轨道倾角	45.0°
再入角	5.8°
返回类型	升轨再入

表 3 月地转移入射策略迭代收敛过程

Table 3 Convergence of Lunar trans-Earth insertion strategy

k	u_1 (°)	Δv_1 (m/s)	$ \mathbf{v}_{\infty}^+ $ (m/s)	i_{∞} (°)	ΔE
1	229.404	873.088	880.579	-5.377	1.9×10^7
2	224.884	852.256	906.783	-2.930	1.2×10^6
3	225.153	853.698	905.997	-3.120	7.2×10^4
4	225.135	853.597	906.060	-3.107	5.0×10^3
5	225.136	853.604	906.056	-3.107	3.3×10^2
6	225.136	853.603	906.056	-3.107	2.3×10^1
7	225.136	853.603	906.056	-3.107	1.5

在实际工程任务实施过程中, 考虑到探测器推重比、重力损耗等因素, 通常将一次月地转移入射脉冲分解为多次实施, 以减少变轨过程中的重力损耗, 从而降低推进剂消耗。在嫦娥五号任务中, 月地转移入射前轨返组合体的质量在2 t量级, 采用4台150 N发动机实施入射变轨。嫦娥五号任务的月地转移入射采用两次变轨方案, 第一次变轨后探测器进入周期约8 h的环月椭圆轨道, 运行3圈后实施第二次变轨, 最终进入月地转移轨道。两次变轨的脉冲速度增量之和为本文给出的单次脉冲的速度增量。

4.4 小结

综上所述, 嫦娥五号任务月地转移入射策略设计问题可以抽象为满足环月椭圆轨道和再入点边界约束下, 出发速度增量最小的优化问题。本文提出了一种新的求解方法, 不但满足一般环月椭圆轨道的边界约束, 还将问题由多目标变量优化问题降阶为一维非线性方程最小值问题, 大幅度降低问题求解难度。另外, 求解算法将伪状态理论和Quasi-Lambert算法相结合, 将传统算法对 $\mathbf{v}_{\infty}^+$ 矢量的匹配扩展到对再入点参数的精确匹

配, 为算法直接应用于实际工程问题求解奠定了基础。

所提出的算法无需采用数值积分、微分修正, 以及多变量通用数值优化算法等工具, 求解速度比常规数值积分优化算法快2个数量级以上, 入射速度增量求解误差小于1 m/s, 完全满足嫦娥五号任务工程轨道设计需要, 大幅度提高了设计效率。

5 月地转移中途修正

月地转移飞行过程只有唯一核心任务和目标, 就是确保返回器高精度进入再入走廊, 为后续跳跃式再入返回提供初始条件。因此, 月地转移中途修正的目的是通过中途修正控制, 消除月地转移入射后每一次修正前一次控制的残差、测定轨误差的传播, 以及飞行过程中动量轮卸载等扰动力的影响, 随着控制时刻逐渐逼近最终的再入时刻, 让各种误差逐步收敛, 最终使得返回器高精度进入再入走廊。中途修正策略设计主要包括修正时机、修正策略和取消原则等方面。

5.1 修正时机

飞行任务安排3次中途修正, 需根据测定轨精度以及变轨过程对测控弧段的约束综合确定。由于不同转移时间对应的测控弧段不同, 修正时刻各不相同, 这里仅给出11月24日窗口的各次修正时刻设计结果, 如表4所示。其中, $T_{\text{TEI-2}}$ 表示月地转移入射第二次变轨关机时刻; T_{E} 表示到达再入点的时刻。

5.2 修正策略

月地转移中途修正策略设计有两个目标: 一是确保快速收敛, 二是确保高精度瞄准再入点目标。为了达到上述目标, 首先, 需要在一次修正过程中, 实现对再入点目标参数的全部瞄准, 确保每次修正控制后在控制误差和测定轨误差全为零的情况下, 可以直接精

表 4 中途修正安排(88 h月地转移时间)

Table 4 Schedule of trajectory correction maneuvers (transfer duration: 88 h)

修正次数	时刻	作用
1	$T_{\text{TEI-2}}+25$ h	消除月地转移入射后的偏差
2	$T_{\text{TEI-2}}+71$ h	消除前一次中途修正的残差
3	$T_{\text{TE}}-5$ h	满足再入点精度要求

确瞄准再入点目标参数; 其次, 需要将返回器飞行过程中受到的确定扰动力进行相应的补偿, 在月地转移中途修正的策略设计中主要需考虑轨道器和返回器分离过程对返回器的影响。

嫦娥五号月地转移中途修正变轨控制策略为: 采用变轨的速度增量三方向分量和从变轨点到再入点的飞行时间共4个变量, 通过一次变轨同时瞄准再入点高度、倾角、再入角和四子王旗落点在瞬时轨道平面共4个目标变量, 该策略为四对四策略, 主要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。

再入点的终端瞄准参数可以由再入点地固系位置矢量 $\mathbf{r}_{\text{ECF}}$ 和速度矢量 $\mathbf{v}_{\text{ECF}}$ 表示为

$$\begin{cases} H_f^{\text{ECF}} = |\mathbf{r}_{\text{ECF}}| - R_{\text{eq}} = 120 \text{ km}, \\ i_f^{\text{ECF}} = \arccos \left[\frac{(\mathbf{r}_{\text{ECF}} \times \mathbf{v}_{\text{ECF}}) \cdot \mathbf{z}_{\text{ECF}}}{|\mathbf{r}_{\text{ECF}} \times \mathbf{v}_{\text{ECF}}| \cdot |\mathbf{z}_{\text{ECF}}|} \right] = 45^\circ, \\ \gamma_f^{\text{ECF}} = \frac{\pi}{2} - \arccos \left(\frac{\mathbf{r}_{\text{ECF}} \cdot \mathbf{v}_{\text{ECF}}}{|\mathbf{r}_{\text{ECF}}| \cdot |\mathbf{v}_{\text{ECF}}|} \right) = -5.8^\circ, \\ \eta_f^{\text{ECF}} = \arccos \left(\frac{\mathbf{r}_{\text{ECF}} \times \mathbf{v}_{\text{ECF}}}{|\mathbf{r}_{\text{ECF}} \times \mathbf{v}_{\text{ECF}}|} \cdot \mathbf{R}_L^{\text{ECF}} \right) = 90^\circ, \end{cases} \quad (20)$$

其中, $\mathbf{R}_L^{\text{ECF}}$ 为落点位置在地固系下的单位矢量, 可以由落点的经纬度求得; η_f^{ECF} 为落点位置相对再入点固连系瞬时轨道面法相的夹角。

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算法。该算法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。

5.3 取消原则

在实际轨控实施过程中, 还需要综合考虑各次变轨速度增量的大小、轨控实施精度, 以及对再入点精度的影响, 制定各次变轨的取消原则, 具体如表5所示。

轨道器中途修正有多种发动机模式可以采用, 当中途修正速度增量大于等于5 m/s时, 采用2×150 N实施轨控; 当中途修正速度增量小于5 m/s, 采用2×25 N实施轨控。其中, 采用25 N发动机控制精度最高。实际飞控实施中, 希望确保TCM-5采用25 N发动机实施, 并且尽量取消第三次月地转移中途修正, 以保证再入前的测轨弧段长度, 为再入返回创造良好的测轨条件。

表5 月地转移中途修正取消原则(88 h月地转移时间)

Table 5 Executed strategy of trajectory correction maneuvers (transfer duration: 88 h)

轨控事件	取消原则
月地转移 第一次中途修正 (TCM-4)	若速度增量小于0.1 m/s, 则取消TCM-4; 否则, 若TCM-4不执行, TCM-5速度增量小于4 m/s, 则取消TCM-4。
月地转移 第二次中途修正 (TCM-5)	若速度增量小于0.05 m/s, 则取消TCM-5。
月地转移 第三次中途修正 (TCM-6)	如果不实施TCM-6, 再入角偏差小于0.1°且再入点横程误差小于20 km, 则取消TCM-6。

5.4 小结

嫦娥五号任务月地转移轨道中途修正策略设计包括三个方面。首先, 安排了三次月地转移中途修正, 并根据测控约束条件确定了修正时机, 这保证了每次修正的定轨和控制误差可以逐步收敛; 然后, 设计了带分离扰动补偿的全目标瞄准月地返回中途修正制导策略, 既保证了再入点参数的高精度瞄准又实现了再入点误差的快速收敛; 最后, 制定了中途修正取消策略, 既保证了控制策略的工程实施性, 又兼顾了实际控制时最优发动机的选择。

通过完备的中途修正策略设计, 确保了嫦娥五号任务可以应对各种偏差和误差扰动, 确保探测器高精度进入再入走廊。

6 在轨实施效果评估

嫦娥五号任务于2020年12月12日09:54:27和12月13日10:13:06分别完成了第一次和第二次月地转移入射控制, 进入月地转移轨道, 两次月地转移入射策略的在轨规划结果和实施情况如表6所示。

从在轨实施结果可以看出, 两次月地转移入射的控制精度非常高, 使轨返组合体高精度进入了月地转移轨道, 也为后续中途修正的实施奠定了良好的基础。

探测器在月地转移段进行了TCM-4和TCM-5两次中途修正, 按预定计划取消了TCM-6。各次中途修正的策略在轨规划结果和实施情况如表7所示。

根据在轨飞行情况, 将各次轨控后再入点目标的执行结果总结如表8所示。再入角及再入横程的变化情况汇总如图12和13所示。

表 6 月地转移入射策略及实施情况

Table 6 Strategy and implementation of Lunar trans-Earth insertion

月地转移入射	TEI-1	TEI-2
变轨时刻 (BJT)	2020-12-12 09:29:03	2020-12-13 09:51:30
理论速度增量 (m/s)	446.654	442.417
实际速度增量 (m/s)	446.735	442.429
控制误差 (m/s)	0.080	0.012

表 7 月地转移中途修正策略及实施情况

Table 7 Strategy and implementation of trajectory correction maneuvers

中途修正	TCM-4	TCM-5	TCM-6
变轨时刻 (BJT)	2020-12-14 11:13:02	2020-12-16 09:15:00	2020-12-16 20:17:16
理论速度增量 (m/s)	0.855	0.229	0.011
实际速度增量 (m/s)	0.866	0.226	—
控制误差 (m/s)	0.011	0.003	—

表 8 再入点参数误差收敛过程

Table 8 Convergence of entry interface parameters errors

序号	飞行事件	再入角偏差 (°)	再入横程偏差 (m)
0	月地入射后	1.224071	23979.1
1	TCM-4前定轨	1.223019	23963.0
2	TCM-5前定轨	0.063205	1241.5
3	TCM-6前定轨1	-0.000390	17.4
4	TCM-6前定轨2	0.002017	15.3
5	分离前定轨	0.002014	15.3

嫦娥五号任务的再入走廊宽度定义为: 再入角偏差小于 0.2° , 再入点横程偏差小于20 km. 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. 实施结果可以看出, 带预偏置修正的全目标瞄准中途修正策略确保了再入点误差快速收敛, 每次修正控制均可将误差降低一个数量级以上. 在TCM-4修正后, 探测器已经进入了再入走廊. 在TCM-5修正后, 再入角偏差仅 0.002° , 横程偏差仅15.3 m, 轨返组合体按预定目标精度进入了再入走廊.

图 12 再入角误差收敛过程

Figure 12 Convergence of flight path angle error of entry interface.

图 13 再入点横程误差收敛过程

Figure 13 Convergence of crossrange error of entry interface.

7 结论

本文详细介绍了嫦娥五号任务月地转移飞行过程的任务要求、轨道方案选择、月地转移轨道、月地转移入射策略以及相应的中途修正策略的设计理论、方法和工程实施效果. 针对月地转移所面临的全新问题和挑战, 提出并实现了一种交会对接后通过环月等待选择能量最优时机返回地球的月地返回和再入飞行方案, 该方案满足任务现有工程约束, 可以高精度地实现任务目标. 嫦娥五号任务的圆满成功, 证明了相应设计理论和方法的正确性. 该方案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.

参考文献

- 1 Yang M F, Zhang W, Peng J, et al. Technical advancements and significance of circumlunar return and reentry spacecraft. *Sci China Tech Sci*, 2015, 58: 738–745
- 2 Yang M F, Zhang G, Zhang W, et al. Technique design and realization of the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of Chinese Lunar exploration program (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2015, 45: 111–123 [杨孟飞, 张高, 张伍, 等. 探月三期月地高速再入返回飞行器技术设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 111–123]
- 3 Dallas S S. Moon-to-Earth trajectories. In: *Proceedings of the Astrodynamics Conference*. New Haven, 1963
- 4 Penzo P A. An Analysis of Moon-to-Earth Trajectories. Technical Report. NASA's Jet Propulsion Laboratory, 1961
- 5 Yegorov V A. Considerations on The Return Trajectories from The Moon to The Earth. Technical Report. NASA, 1968
- 6 Schwaniger A J. Lunar Flight Study Series. Volume 2- Earth-Moon Transit Study Based on Ephemeris Data and Using Best Available Computer Program. Part 2- Return Flight to Earth from Lunar Orbit. Technical Report. NASA's Marshall Space Flight Center, 1963
- 7 Gapcynski J P, Tolson R H. Trajectory considerations for the return to Earth phase of Lunar missions. In: *Proceedings of the ARS Semiannual Meeting*. Cleveland, 1962
- 8 Gapcynski J P, Tolson R H. An Analysis of the Lunar Return Mission. Technical Report. NASA, 1963
- 9 Cicolani L S. Orbits Returning From the Moon to a Specified Geographic Landing Area. Technical Report. NASA's Ames Research Center, 1963
- 10 Kevorkian J, Lancaster J E. Nonplanar Moon-to-Earth trajectories. *AIAA J*, 1968, 6: 1986–1991
- 11 Lancaster J E, Walker J C, Mann F I. Rapid analysis of Moon-to-Earth trajectories. *AIAA J*, 1969, 7: 1017–1023
- 12 Lancaster J E. Invariant properties of families of Moon-to-Earth trajectories. *Celestial Mech*, 1970, 2: 481–493
- 13 Gunther P. Asymptotically optimum two-impulse transfer from Lunar orbit. *AIAA J*, 1966, 4: 346–352
- 14 Gerbracht R J, Penzo P A. Optimum three-impulse transfer between an elliptic orbit and a non-coplanar escape asymptote. In: *Proceedings of the AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*. Jackson, 1968
- 15 Bean W C. Minimum Delta-V Three-Impulse Transfer onto A Trans-Mars Asymptotic Velocity Vector. Technical Report. NASA, 1970
- 16 Edelbaum T N. Optimal nonplanar escape from circular orbits. *AIAA J*, 1971, 9: 2432–2436
- 17 Jones D R, Ocampo C. Optimal impulsive escape trajectories from a circular orbit to a hyperbolic excess velocity vector. In: *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*. Toronto, 2010
- 18 Ocampo C, Saudemont R R. Initial trajectory model for a multi-maneuver Moon-to-Earth abort sequence. *J Guidance Control Dyn*, 2010, 33: 1184–1194
- 19 Whitley R J, Ocampo C, Williams J. Implementation of an autonomous multi-maneuver targeting sequence for Lunar trans-Earth injection. In: *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Toronto, 2010
- 20 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 [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]
- 21 Wilson S W. A pseudostate theory for the approximation of three-body trajectories. In: *Proceedings of the Astrodynamics Conference*. Santa Barbara, 1970
- 22 Luo Q, Meng Z, Han C. Solution algorithm of a quasi-Lambert's problem with fixed flight-direction angle constraint. *Celest Mech Dyn Astr*, 2011, 109: 409–427

Lunar trans-Earth trajectory design and practice for the Chang'e-5 mission

MENG ZhanFeng, GAO Shan & PENG Jing

Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

The Chang'e-5 mission is the first automatic robot Lunar sampling return mission in China. Compared with the previous Chinese Lunar exploration missions, the Lunar trans-Earth flight is a new phase and facing many challenges. Limited by the capability of launch vehicle and the high latitude of the domestic touchdown region, the flight scheme adopted in the Chang'e-5 spacecraft is quite the different from those of American Apollo mission and Soviet Union's Luna mission. The Lunar trans-Earth scheme of Chang'e-5 mission is to escape Lunar orbit using the optimal injection time and return to the Earth with skip-entry. The design constraints, models, algorithms and practical engineering considerations of the Lunar trans-Earth trajectory design of the Chang'e-5 mission are systematically introduced in this paper. A novel optimal trans-Earth injection (TEI) guidance algorithm, which can obtain the optimal escape impulsive and accurately target the entry interface (EI) from elliptical Lunar parking orbit, is proposed. The all-target aiming guidance algorithm with separation disturbance compensation is desinged to improve the accuracy and rapidity of convergence. The results of Chang'e-5 on-orbit flight show that the Lunar trans-Earth trajectory design and corresponding guidance algorithm can acheive the mission requirements. Besides, the aiming accuracy of entry corridor is very high.

Chang'e-5 mission, Lunar trans-Earth trajectory, TEI, trajectory correction maneuver (TCM), EI

doi: [10.1360/SST-2021-0112](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0112)