

载人月球探测一体化任务规划设计方法研究

周晚萌¹, 周文艳², 邓新宇³, 李革非⁴

(1. 中国航天员科研训练中心, 北京 100094; 2. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;
3. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076; 4. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094)

摘 要: 针对载人月球探测的顶层任务规划需求, 提出了载人月球探测一体化任务规划设计方法。通过梳理和分解全任务飞行方案流程, 提出一种基于环月轨道摄动的一体化任务规划方法, 并识别出与顶层任务规划密切相关的3个关键设计约束, 随后分别对光照、环月轨道以及返回着陆等约束展开分析。根据不同的时间尺度约束, 逐步筛选出满足工程需求的任务月窗口、日窗口和时窗口。最后, 在联合仿真平台上, 对规划结果进行仿真验证。该方法解决了标称及推迟任务的综合窗口设计问题, 同时也为大时间尺度范围内的快速规划提供了有效的技术途径。

关键词: 载人月球探测; 一体化任务规划; 地月转移轨道设计

中图分类号: V412.4 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2023)09-1291-14

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2023.09.003

Research on Integrated Mission Planning and Design Method for Manned Lunar Exploration

ZHOU Wanmeng¹, ZHOU Wenyan², DENG Xinyu³, LI Gefei⁴

(1. China Astronauts Research and Training Center, Beijing 100094;
2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;
3. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;
4. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China)

Abstract: Aiming at the requirements of top-level mission planning for manned lunar exploration, an integrated mission planning and design method is proposed for manned lunar exploration. By combing and decomposing the whole flight profile, an integrated method based on the circumlunar perturbation is proposed, and three key design constraints for the mission planning have been identified. Then, the constraints for illumination, lunar orbit and return landing sites are analyzed. According to different time scale constraints, the mission monthly window, daily window and hourly window are gradually selected to meet the engineering requirements. Finally, the planning results are verified by simulation on the integrated platform. The proposed method can solve the comprehensive window design problem for standard and deferred mission, and also provides an effective pathway for rapid planning in a large time scale.

Key words: Manned lunar exploration; Integrated mission planning; Trans-lunar trajectory design

0 引 言

20世纪90年代初,中国进行了探月计划论证,分为“无人月球探测”“载人登月”和“建立月球基地”3个阶段^[1]。目前,嫦娥工程已经实现了无人探月“绕、落、回”,中国空间站也已进入空间科学与应

用阶段。下一步,载人登月将成为中国载人航天发展的现实选择^[2]。载人月球探测任务涉及载人和无人飞行器发射、地月与月地转移、环月空间交会对接、月球着陆与上升和再入返回地球等多个飞行任务阶段,各阶段衔接紧密,关联性强,设计复杂。载人月球探测顶层任务设计与仿真是带动载人航天进

入深空阶段的有效抓手和关键一环,该飞行方案将直接影响到运载火箭、载人飞船、月面着陆器等多个型号任务的后续研制计划。因此,有必要针对载人月球探测一体化任务规划设计方法开展研究。

登月任务中涉及载人飞行器和无人飞行器的地月转移任务,具体包括一般转移轨道、自由返回轨道以及定点返回轨道。其中,一般转移轨道和自由返回轨道需要与发射任务进行轨道匹配,自由返回轨道和定点返回轨道需要异面变轨以分别实现全月面到达和定轨返回。转移轨道受地球引力、月球引力、太阳引力和其他摄动力的共同作用,描述地月引力空间系统的模型包括双二体模型^[3]、限制性三体模型^[4]和高精度积分模型。双二体拼接模型也称为圆锥曲线拼接法,具有较好的半解析特性^[5-8]。但该方法在月球影响球处实现轨道拼接,产生较大偏差。采用限制性三体模型设计自由返回轨道可以获得更高的精度^[9-10],但需要依靠数值积分求解,求解速度降低,不适合用于大搜索域的轨道设计。对于自由返回轨道的设计,Zhang等^[11]和Bao等^[12]利用伪状态理论和改进算法设计自由返回轨道。在近几年的自由返回轨道设计方法研究中,设计参数一般选择为近地出发参数^[13]、入射点^[14]或影响球切换点^[15]。He等^[16]提出从近月点参数出发利用4段双二体拼接法求解自由返回轨道,虽然该方法没有判断月球捕获或求解伪兰伯特问题产生的额外的数值迭代运算,但仍然存在拼接法固有的精度问题,导致高精度轨道设计过程的收敛速度降低。Zhou等^[17]利用近月点伪参数和伪状态理论设计自由返回轨道,很好地解决了拼接误差问题。针对定点返回轨道设计,Williams等^[18]和陆林等^[19]基于脉冲异面变轨方法提出了具有全月面可达的三脉冲月地转移策略。Ocampo等^[20]考虑从以月球影响球处的地心段和月心段外推结果误差迭代来设计返回轨道,并对比了单脉冲与三脉冲转移的能量关系。Shen等^[21]利用间接法计算月地返回的脉冲解,需要依靠数值求解方法,求解速度降低,不适合用于大搜索域的轨道设计。彭坤等^[22]对利用地月空间站进行载人月球探测的不同任务模式进行了探索。贺波勇等^[23-24]提出了利用甘特图、月固系空间几何、反垂点关系等手段实现基于环月轨道交会以及近地1次环月2次等交会模式的载人登月任务规划。

上述方法采用了不同的轨道模型和设计参数,大部分都是针对单个阶段的轨道进行独立设计,近年来出现了一些窗口规划和设计流程标准等顶层任务层面的研究。鉴于载人登月任务对于任务安全性的高度关注,单一的标称流程设计很难满足任务稳妥实施的要求。载人登月任务为一项复杂的大系统工程,为确保整个任务的顺利实施,窗口规划不仅要考虑某个单独阶段的轨道设计,还要考虑整个标称任务和后续推迟任务的可行性。阿尔忒弥斯-1任务的几度推迟也充分说明了将任务推迟纳入任务顶层规划考虑范畴的必要性。当前研究都是针对实现任务的标称方案进行规划,并未考虑到标称任务当天推迟、当月推迟的后续影响。目前,科学载荷探测与基于1次环月轨道交会对接的载人登月方案,就落月点位置形成了耦合,特别是在着陆器已经入轨的情况下,飞船推迟发射后能否继续保证后续任务的正常实施,仍然可以落到原计划着陆点就显得尤为重要。这使得轨道设计问题从原有的单次任务约束设计变为考虑推迟情况下不同任务之间的耦合设计,使得原有的轨道设计流程需要进行适应性的改进。另外,顶层设计过程中火箭停泊轨道滑行时间、月面着陆点、着陆场落区、测控条件部署等众多设计指标,均需要窗口分析作为支撑,这就要求任务规划设计方法具备更高的计算效率。因此,本文通过分析飞行任务方案,提出在考虑各种确定或待定的工程约束条件下实现标称与推迟任务窗口的一体化快速任务规划方法,随后对任务规划中的关键步骤展开分析,并给出不同时间尺度上的窗口设计结果和仿真验证分析。

1 载人月球探测任务解耦

1.1 窗口定义

载人登月任务轨道窗口包括月窗口、日窗口和时窗口,分别用来确定1年内的可行月份集合,1个月内的可行日期集合,以及具体发射时段内的零窗口集合。例如,分析2025年到2035年间,不同登月点哪几个月可以登月,其窗口分析尺度为月窗口;分析某个月份任务可行的日期,其尺度为日窗口。

考虑任务复杂情况下,需要飞船设计存在备份窗口,与1次转移不同任务,分2次转移发射任务情况下,可能会出现着陆器已经发射,但飞船无法正常

发射的情况,飞船的推迟发射会影响后续能否落在原计划着陆点,从而导致无人科学探索任务的失败。为了便于区分,本文提出综合窗口的概念。综合窗口,是指在设计任务时窗口时,不仅考虑当天可以发射的零窗口集合,还要进一步考虑推迟1天、推迟到下1个月以及下1个月第2天的零窗口集合。因此,飞船的1个综合窗口具备4个时窗口,分别为第1个月的当天窗口、第2天窗口、下1个月的当天窗口、下1个月第2天窗口。月面着陆器的窗口类似,在落月时刻轨道面的基础上,考虑间隔发射需求、着陆器在轨能力以及着陆器推迟发射情况,需要往前推2到3个月计算月面着陆器的发射窗口和推迟发射窗口,同样为4个窗口。载人飞船和月面着陆器

可分别从各自的4个窗口中选择1个发射窗口进行组合。

1.2 飞行方案分析

在继承已有技术的基础上,影响载人探月工程实现的关键技术主要包括载人飞船的自由返回、环月交会对接、近月轨道转移以及定点返回。为突破上述关键技术,同时考虑任务之间的继承性,需要逐步开展4类子任务:近地试验、无人绕月飞行、无人登月与载人登月任务。其中,无人绕月飞行验证了自由返回技术,无人登月在继承了自由返回和环月交会对接技术的基础上验证了近月轨道转移和定点返回技术。载人登月任务涉及的流程最为复杂,具体方案如图1所示。

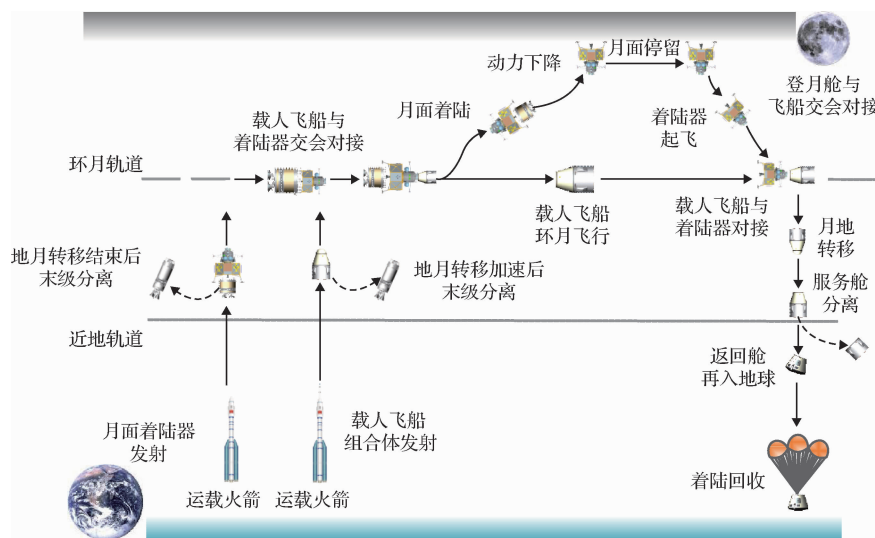


图1 载人登月飞行过程

Fig. 1 Flight profile of manned lunar landing

载人登月任务的飞行阶段包括航天器发射入轨、一般地月轨道转移、自由返回轨道转移、轨道转移捕获、环月交会对接、动力下降着陆、上升交会对接、离轨转移、定点返回转移、再入返回。上述阶段涵盖了这一系列任务所需的全部飞行阶段,通过各阶段的排列与组合可以实现全部任务的编排。

近地试验、无人绕月任务独立于其他任务可单独设计,而无人登月任务和载人登月任务均涉及到环月交会对接,且环月轨道设计与月面着陆和上升返回紧密相关。因此,需要优先考虑落月与返回时机,明确环月对接轨道,将其作为无人和载人登月的条件参数,从落月开始逐步反推飞船转移方案和月

面着陆器转移方案,最后与运载火箭完成弹道拼接。

1.3 一体化设计流程

通过任务飞行方案分析可知载人登月任务涵盖了前几次任务的设计环节,因此可以主要考虑载人登月任务的设计流程。按照不同的时间尺度可以将任务规划分为月窗口设计、日窗口设计和时窗口设计,具体的一体化设计思路如下。

第1步:光照和再入点纬度筛选。首先根据登月年份计算月面着陆点的光照条件,然后减去由发射到月面着陆的飞行时间,得到满足月面着陆光照的可发射窗口;在光照约束基础上进一步筛选出再入点纬度满足着陆航程约束的月窗口。

第2步:升交点经度筛选。遍历自由返回轨道的不同升降轨方式,计算第1步得到的每个窗口在该飞行方式下的轨道,通过改变自由返回轨道的返回轨道倾角和1次近月制动,来获得改变环月轨道的升交点经度范围以及各个窗口的升交点赤经范围,并与环月轨道可行升交点经度范围进行比对筛选,获得可行的日窗口。

第3步:速度增量筛选。计算第2步得到的窗口的月地转移加速速度增量以及再入点纬度,筛选出近月制动速度增量和月地转移加速速度增量之和满足飞船速度增量约束的日窗口。

第4步:推迟可行性筛选。根据第3步筛选结果,对每一个窗口的升交点赤经进行摄动分析,计算推迟至第2天、下个月第1个窗口、第2个窗口的升交点赤经,判断推迟后的升交点赤经是否处于当天可行赤经的范围,并计算对应的定点返回速度增量。

第5步:时窗口设计。根据第4步筛选结果,对每一个窗口进行发射倾角调整,确定当日的发射窗口宽度并与弹道设计相迭代,获得当日发射任务的窗口宽度。

经过以上5步,搜索该登月年份中着陆到月面指定着陆点的综合窗口,并在综合窗口的基础上按照设计标准开展详细的任务轨道方案设计。针对任务具体方案复核任务过程中的光照条件、测控条件等其他工程约束。与传统的轨道设计流程不同,一体化设计方法从几何条件、摄动理论分析角度考察窗口可行性,利用转移轨道升交点经度和升交点赤经范围,与目标环月轨道初始升交点经度和推迟升交点赤经进行匹配,将轨道设计问题转换为升交点匹配问题,降低轨道计算量,大大提高了窗口设计效率。该流程中所涉及的地月转移设计、月地转移轨道设计方法比较成熟,在此不再赘述。针对上述一体化任务规划设计方法中光照、返回条件、轨道面等比较关键的几个筛选步骤展开详细论述。

2 任务规划关键步骤分析

2.1 光照筛选分析

在第1步筛选过程中,首要考察因素就是太阳光照条件约束。阳光入射角的定义为光线与当地水平面的夹角,将太阳光近似为平行光束,则入射角可以表示为

$$\theta_{\text{light}} = \frac{\pi}{2} - \arccos(\mathbf{R}_s - \mathbf{R}_{\text{land}}, \mathbf{R}_{\text{land}}) \quad (1)$$

式中: \mathbf{R}_s 为太阳相对月球的位置矢量; \mathbf{R}_{land} 为着月点相对月球的位置矢量。为保证月面着陆器正常工作,阳光入射角需要满足一定的约束条件,这里取的约束范围为 $35^\circ \sim 55^\circ$,超出该范围则认为下降条件不满足要求。以2028年全年为例,月面着陆点01-BD,全年的阳光入射角变化及可行的月面着陆条件如图2所示。

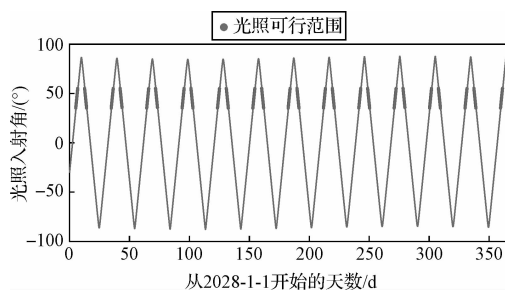


图2 2028年全年的光照条件分析

Fig. 2 Illumination condition analysis throughout the year of 2028

同时,考虑到月球表面上午与下午的温度差异较大,一般取阳光入射角上升时间段作为可行的光照条件窗口。由此,通过光照分析排除了大部分窗口。

2.2 返回条件筛分析

在第1步筛选过程中除了考虑阳光入射角以外,还需要考虑能否正常返回地球。返回轨道的真空近地点,表示不考虑大气层影响下返回轨道的近地点。不同返回倾角所对应的再入点可以形成一个再入圆,而返回的真空近地点往往处在地月连线的近地端,可以从空间关系中找到能够返回着陆区的可行窗口。

以升轨返回北半球着陆场为例,定点返回轨道终端特征点的位置关系,如图3所示。其中,地月连线反垂点为I,升交点为A,再入点为R,真空近地点(VCP)为V,着陆点为S。经证明真空近地点V在反垂点I附近,可以近似代替反垂点位置,直接与月球赤纬产生关联。因此可以通过返回区域、返回速度倾角、返回轨道倾角以及返回航程角来判断定点返回轨道窗口。

由球面几何关系,真空近地点的赤纬 ϕ_v 可表示为

环月轨道倾角不小于登月点纬度,同时着陆点位于中纬度地区异面差最大,所需应急上升的轨道异面机动速度增量最大,对于低纬度和高纬度地区,异面差则较小。对于倾角大于 90° 的逆行轨道, $(180^\circ - i)$ 与登月点的纬度差别满足上述分析。

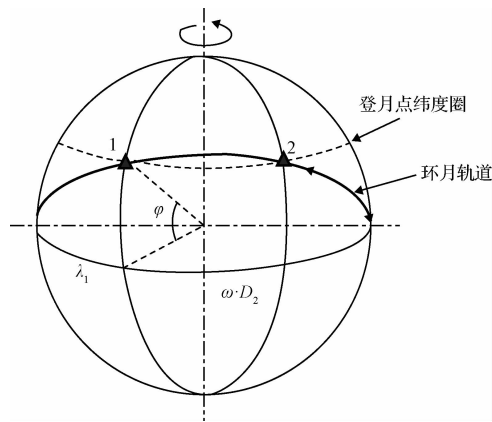


图5 环月轨道倾角和着陆点纬度关系

Fig. 5 Relation between circumlunar inclination and latitude of the landing points

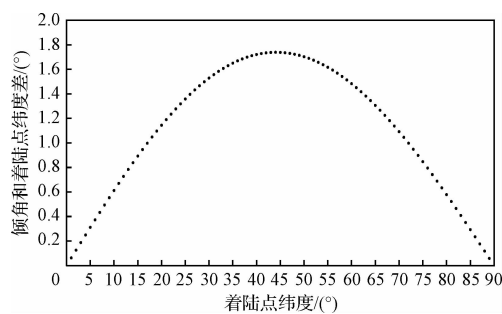


图6 环月轨道倾角与登月点纬度差随着着陆点纬度的变化

Fig. 6 Variation of difference between inclination of circumlunar orbit and latitudes of different landing points

2.3.2 环月轨道摄动分析

月面着陆器环月等待约2个月到1年,由于存在月球引力摄动,环月轨道的升交点赤经是变化的,轨道升交点赤经的长期摄动如下式,其中考虑了月球的 J_2 项和 J_4 项摄动:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}J_2 \left(\frac{R_e}{p}\right)^2 nc \left\{ 1 + \frac{J_2}{16} \left(\frac{R_e}{p}\right)^2 [5 - 12\eta - 9\eta^2 + (35 + 36\eta + 5\eta^2)c^2 + \frac{5J_4}{J_2^2}(5 - 3\eta^2)(3 - 7c^2)] \right\} \quad (8)$$

式中: $J_2 = 2.033\,325\,6 \times 10^{-4}$; $J_4 = -9.591\,928\,7 \times$

10^{-6} ; $n = \sqrt{\frac{\mu}{a_0^3}}$; $\eta = \sqrt{1 - e_0^2}$; $p = \bar{a}_0(1 - e_0^2)$; $c = \cos i_0$ 。引

力场模型使用 LP165P, 月球半径 $R_e = 1\,738\text{ km}$ 。

根据科学目标,选定8个低纬度登月点,初始轨道为高度200 km的圆轨道,月面停留3天,选择2027-1-1到2038-1-1的登月时间,可以根据上述条

件获得环月目标轨道六根数。采用月球高阶引力摄动模型,统计每个登月点各登月时刻外推2到3个月的升交点赤经摄动变化情况,将环月轨道精确数值仿真计算与摄动解析表达式进行对比,见表1。从表中结果可知,环月轨道的升交点赤经变化近似为 $1(^{\circ})/d$,又由于在短时间内倾角变化情况可忽略不计,可以据此来近似外推轨道面情况,以确定推迟发射任务的轨道面情况,注意这种近似仅限于大规模窗口分布规律分析。针对后续详细轨道设计过程,仍然需要利用高精度模型进行轨道外推,以确保轨道设计的稳妥可靠。

表1 不同登月点的环月轨道升交点赤经变化率

Table 1 RAAN change rate of circumlunar orbit for different lunar land sites

代号	i_2	解析计算	精确计算
		$\dot{\Omega}/(^{\circ}) \cdot d^{-1}$	$\dot{\Omega}/(^{\circ}) \cdot d^{-1}$
01-BD	168	1.063	0.989
02-IN	160	1.010	0.979
03-RG	172	1.078	1.059
04-MH	166	1.052	0.976
05-LM	164	1.041	0.975
06-AC	167	1.054	0.977
07-AR	159	0.998	0.979
08-OR	165	1.047	0.975

2.3.3 环月轨道升交点经度分析

环月飞行时间和着陆点经度决定了初始环月轨道的升交点经度,从月球北极向下的俯视图如图7所示。

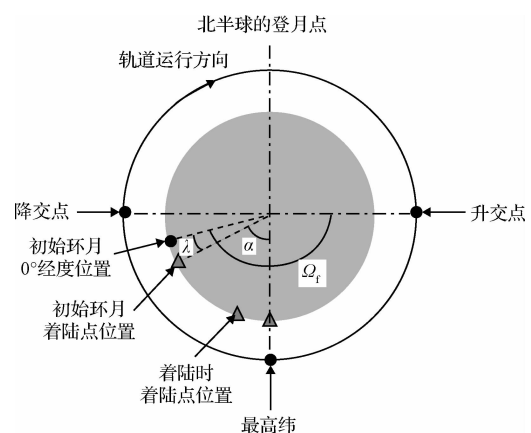


图7 环月轨道的升交点经度

Fig. 7 LAN of circumlunar orbit

从飞船到达月球到着陆器着陆月球,即着陆前的环月飞行时间 D_1 为2.5天~4.5天,月面工作时

间 D_2 为 3 天,飞船到达月球时刻,初始环月轨道的升交点经度 Ω_i 可以计算如下:

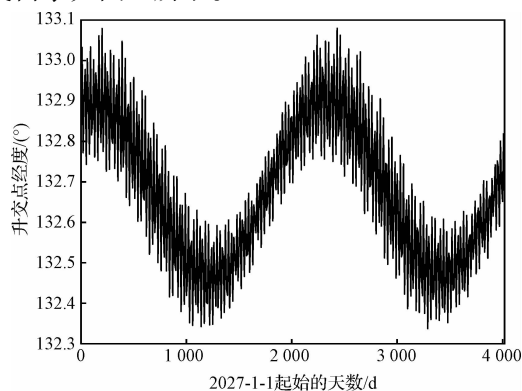
$$\Omega_i = \alpha + \lambda + 90^\circ - d\Omega \quad (9)$$

根据环月飞行时间和月面工作时间有

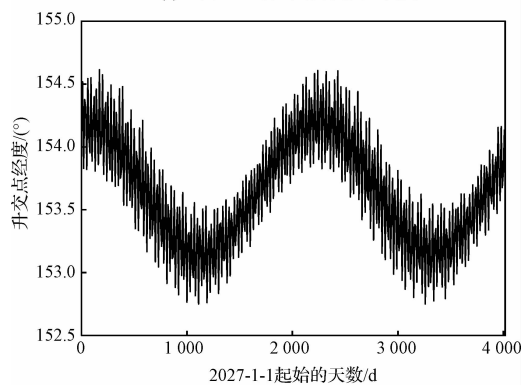
$$\alpha = \left(D_1 + \frac{D_2}{2} \right) \frac{360^\circ}{27.32} \quad (10)$$

式中: α 为从飞船刚到达近月点到月面工作一半时间登月点转过的角度; λ 为登月点的月理经度; $d\Omega$ 为从刚到达近月点到月面工作一半时间环月轨道的升交点赤经西移摄动量,可根据上一节的分析结果近似。首次载人月球探测任务着陆到月球较低纬度,且采用自由返回轨道,环月轨道的升交点赤经摄动量按照每天 1° 估算。对于北半球的登月点,降段着陆,升段上升,初始环月轨道的升交点经度 Ω_i 可以按照上述方法计算;对于南半球的登月点,升段着陆,降段上升,初始环月轨道的降交点经度 Ω_i 可以按照上述方法计算。

对指定登月点进行仿真计算,初始环月时刻从 2027-1-1 到 2038-1-1,分别环月 2.5 天和 4.5 天着陆到指定登月点 01-BD,对初始环月轨道的升交点经度需求如图 8 所示。



(a) 环月2.5天着陆的升交点经度变化



(b) 环月4.5天着陆的升交点经度变化

图8 环月轨道初始升交点经度

Fig. 8 Initial LAN of circumlunar orbit

根据图中结果可知,升交点经度变化呈周期性波动,变化范围在 1.5° 以内。将环月等待时间 2.5 天和 4.5 天时间,落月 3 天所需的环月轨道升交点经度解析计算和数值计算结果,列写见表 2。

表2 环月轨道初始升交点经度可行边界

登月点代号	解析计算 $\Omega_i/(^\circ)$		仿真计算 $\Omega_i/(^\circ)$	
等待时间	2.5 天	4.5 天	2.5 天	4.5 天
01-BD	134.0	158.3	132.7	153.6
02-IN	144.0	168.4	145.4	170.2
03-RG	79.7	104.1	81.6	105.0
04-MH	85.7	110.1	87.2	110.8
05-LM	309.7	334.0	312.9	340.9
06-AC	316.5	340.9	321.2	349.4
07-AR	89.7	114.1	91.0	115.0
08-OR	232.2	256.6	232.6	257.2

后续设计可以直接利用表 2 的结果,对飞行窗口进行筛选,若异面变轨后的升交点经度范围处于可行范围内,则说明窗口可行,否则需要更大的速度增量来改变轨道面,窗口不可行。

3 载人月球探测一体化任务规划

本节结合一体化设计流程和约束分析结果,以 2028 年登陆代号 01-BD 的落月点为例,展开一体化任务规划设计。与传统的设计方法相比,一体化设计方法,由于减少了轨道设计计算量,整体设计耗时从原来的 2 个月左右直接缩短为 10 天左右。

3.1 任务月窗口设计

考察全年的任务月窗口,设最大再入航程角为 $\widehat{RS}_{\max} = 70^\circ$,最小为 $\widehat{RS}_{\min} = 26^\circ$,水平再入角 $\gamma = -6^\circ$,返回轨道偏心率 $e_{\text{ISO}} = 0.97$ 。陆上返回情况中,着陆区纬度为 42°N ,考虑地面测控支持能力,返回轨道倾角 $i = 43^\circ$;海上返回情况中,着陆区纬度设为 0° ,海上返回轨道倾角 $i = 28^\circ$ 。月面活动时间为 3 天,月面下降与上升交会停靠共计 0.5 天,离轨转移为 1 天,从月面着陆到月地返回的时间共计 4.5 天。

根据式(1)~(5),最终可获得满足月面着陆光照条件下,着陆月窗口对应的定点返回时刻真空近地点赤纬 \widehat{VV}_0 、等效航程角 \widehat{RS} 和反垂点赤纬 $\widehat{\Pi}_0$,如图 9 所示。

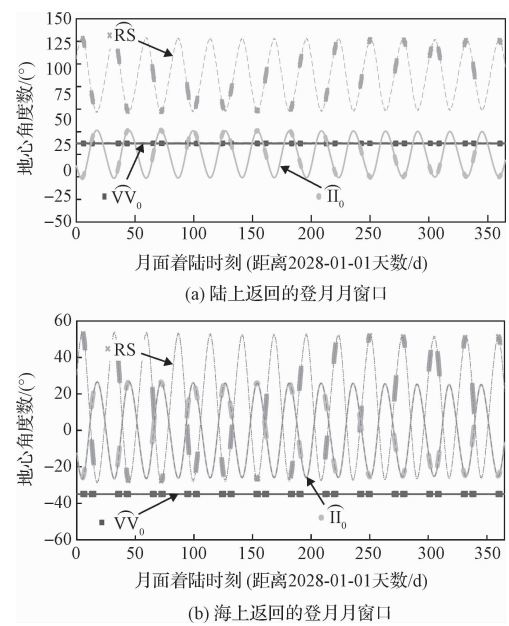


图9 全年满足光照和着陆场返回约束可行月窗口
Fig.9 Feasible windows satisfying with sunlight and return site constraints throughout the year

图中 \widehat{VV}_0 为最大航程角条件下的真空近地点赤纬,加粗区段为光照约束可行窗口,每个月存在2段,分别表示为月昼上午和下午落月,这里只采用上午时段月面着陆后返回的窗口。由上述结果分析可知,当返回轨道的倾角和航程角固定时,真空近地点的赤纬仅与着陆区的纬度有关。当前倾角条件下,陆地着陆区在1年内有5个可行返回窗口,海上着陆区有8个可行返回窗口。

因此,根据上述关于光照和返回着陆场的配置可以获得,同时满足光照和返回约束条件的月面着陆窗口,如表3所示。

表3中每个序号首列的2行时间,表示满足光照约束条件的着陆时间范围,第2列的2行时间,表示满足返回约束的着陆时间范围,2个时间范围的交集则表示同时满足2个约束条件的着陆窗口。由表3可知,3、9、10号窗口存在航程角过小的返回轨道,通过进一步减小倾角,可适当增加航程角,但航程角增加幅度有限。

完成第1步月窗口规划后,明确了环月轨道面

表3 满足光照和返回约束条件的月面着陆窗口列表

Table 3 Feasible lunar landing windows that satisfy illumination and returning constraints

序号	满足光照约束的 着月窗口 (UTCG)	满足返回约束的 着月窗口 (UTCG)	环月轨道 倾角 $i/(^{\circ})$	环月轨道升交点 赤经 RAAN/ $(^{\circ})$	相位角/ $(^{\circ})$	航程角 范围/ $(^{\circ})$	着陆区
1	2028-01-06 09:00:00	2028-01-07 17:50:00	153.54	181.53	293.28	69.91	海上
	2028-01-08 00:30:00	2028-01-08 00:30:00	153.50	182.09	290.12	63.91	
2	2028-02-04 23:40:00	2028-02-04 23:40:00	153.43	183.42	282.84	57.39	海上
	2028-02-06 15:20:00	2028-02-06 15:20:00	153.67	186.68	264.03	34.15	
3	2028-03-05 13:50:00	2028-03-05 13:50:00	153.85	187.88	257.00	27.45	海上
	2028-03-07 05:30:00	2028-03-06 15:00:00	154.34	189.70	244.85	12.23	
4	2028-04-04 03:10:00	2028-04-05 06:50:00	155.93	192.76	230.87	69.94	陆地
	2028-04-05 18:40:00	2028-04-05 18:40:00	156.34	193.15	210.76	64.44	
5	2028-05-03 15:30:00	2028-05-03 15:30:00	156.78	193.48	203.88	60.83	陆地
	2028-05-05 07:00:00	2028-05-05 07:00:00	158.25	193.50	182.26	52.86	
6	2028-06-02 02:50:00	2028-06-02 02:50:00	158.65	193.22	175.38	51.94	陆地
	2028-06-03 18:20:00	2028-06-03 18:20:00	159.18	191.19	151.84	50.84	
7	2028-07-01 13:40:00	2028-07-01 13:40:00	160.19	190.32	144.67	51.41	陆地
	2028-07-03 05:00:00	2028-07-03 05:00:00	160.90	186.49	119.52	59.14	
8	2028-07-31 00:30:00	2028-07-31 00:30:00	160.95	185.21	111.87	62.93	陆地
	2028-08-01 15:50:00	2028-08-01 06:00:00	160.94	181.85	92.53	69.98	
9	2028-08-29 11:40:00	2028-08-31 02:40:00	159.77	176.12	53.76	12.23	海上
	2028-08-31 03:00:00	2028-08-31 03:00:00	159.76	176.10	53.55	12.35	
10	2028-09-27 23:40:00	2028-09-27 23:40:00	159.34	175.32	45.74	19.13	海上
	2028-09-29 15:00:00	2028-09-29 15:00:00	157.98	173.88	22.85	37.13	
11	2028-10-27 12:40:00	2028-10-27 12:40:00	157.42	173.79	15.12	43.90	海上
	2028-10-29 04:10:00	2028-10-29 04:10:00	155.98	174.35	354.00	60.16	

续表 3							着陆区
序号	满足光照约束的 着月窗口(UTCG)	满足返回约束的 着月窗口(UTCG)	环月轨道 倾角 $i/(^{\circ})$	环月轨道升交点 赤经 RAAN/ $(^{\circ})$	相位角/ $(^{\circ})$	航程角 范围/ $(^{\circ})$	
12	2028-11-26 02:40:00	2028-11-26 02:40:00	155.43	174.90	346.40	66.12	海上
	2028-11-27 18:00:00	2028-11-26 11:40:00	155.14	175.29	341.83	69.95	
13	2028-12-25 17:10:00	2028-12-27 07:50:00	153.21	180.85	300.56	69.99	海上
	2028-12-27 08:40:00	2028-12-27 08:40:00	153.20	180.92	300.16	69.75	

参数以及可行的升交点经度范围,进一步考虑一体化设计流程中的第 2 至第 4 步窗口设计问题。由于着陆器采用一般转移轨道可以直接到达所需环月轨道面,而飞船采用自由返回轨道转移,末端需要异面变轨,因此下面主要分析飞船的自由返回轨道以及定点返回轨道的日窗口设计。

3.2 日窗口规划设计

日窗口分析为一体化设计流程的第 2 至第 4 步的组合,需要从升交点经度、速度增量以及推迟窗口 3 个方面开展分析。

3.2.1 升交点经度范围设计

根据之前的分析可知,明确近月到落月等待时间、月面活动时间以及月面着陆点,就可以得到环月轨道面升交点经度的可行范围,且该范围与具体窗口无关。遍历不同升降轨类型和返回轨道倾角,计算自由返回轨道,利用 1 次近月制动,得到目标倾角下的轨道面调整情况,即目标环月轨道升交点经度可达范围,进而判断是否符合可行升交点经度范围要求。在不满足升交点经度约束的窗口,采用三脉

冲近月制动的方式进一步扩大升交点经度的调节范围(三脉冲方式具体指在近月点施加 1 次脉冲形成大椭圆轨道;在大椭圆轨道面与目标环月轨道面交线处进行异面变轨机动;在第 2 次到达近月点时进行第 3 次机动将轨道圆化)。月地加速返回分析与之类似,转出过程相反。在升交点经度筛选的基础上进一步考察近月制动和月地返回的速度增量,得到符合条件的转移窗口。

3.2.2 速度增量最优设计

由于考虑不同自由返回轨道倾角以及升降轨组合遍历后的窗口数量过多,这里仅采用之前算例的参数,考虑定点返回轨道和自由返回轨道的速度增量,给出 1 年内飞船速度增量最小的窗口。

设置定点返回时刻距离月面着陆时刻 4.5 天以上,返回时近月点轨道高度为 200 km,再入落区与具体月份相关,4 月至 8 月为陆地着陆场,其他月份为海上着陆场。陆地着陆区的返回轨道倾角设置为 43° ,海上着陆区的返回轨道倾角设置为 28° 。每个日窗口中定点返回轨道的近月加速初值如表 4 所示。

表 4 日窗口中最小速度增量的定点返回轨道初值

Table 4 Initial fixed-point-return trajectories with minimum velocity increment when fulfilling daily windows						
序号	月面着陆时刻窗口(UTCG)	返回时刻窗口(UTCG)	$i/(^{\circ})$	RAAN/ $(^{\circ})$	$\Delta v/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	升降轨出发
1	2028-01-07 17:50:00	2028-01-12 05:50:00	153.52	181.81	844	升轨
	2028-01-08 00:30:00	2028-01-12 12:30:00				
2	2028-02-04 23:40:00	2028-02-09 11:40:00	153.55	185.05	854	升轨
	2028-02-06 15:20:00	2028-02-11 03:20:00				
3	2028-03-05 13:50:00	2028-03-10 01:50:00	154.10	188.79	858	升轨
	2028-03-06 15:00:00	2028-03-11 03:00:00				
4	2028-04-05 06:50:00	2028-04-09 18:50:00	156.14	192.96	1083	升轨
	2028-04-05 18:40:00	2028-04-10 06:40:00				
5	2028-05-03 15:30:00	2028-05-08 03:30:00	157.52	193.49	915	升轨
	2028-05-05 07:00:00	2028-05-09 19:00:00				
6	2028-06-02 02:50:00	2028-06-06 14:50:00	158.92	192.21	937	升轨
	2028-06-03 18:20:00	2028-06-08 06:20:00				
7	2028-07-01 13:40:00	2028-07-06 01:40:00	160.55	188.41	956	降轨
	2028-07-03 05:00:00	2028-07-07 17:00:00				
8	2028-07-31 00:30:00	2028-08-04 12:30:00	160.95	183.53	992	降轨
	2028-08-01 06:00:00	2028-08-05 18:00:00				

续表 4

序号	月面着陆时刻窗口 (UTCG)	返回时刻窗口 (UTCG)	$i/(^{\circ})$	RAAN/ $(^{\circ})$	$\Delta v/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	升降轨出发
9	2028-08-31 02:40:00	2028-09-04 14:40:00	159.77	176.11	976	降轨
	2028-08-31 03:00:00	2028-09-04 15:00:00				
10	2028-09-27 23:40:00	2028-10-02 11:40:00	158.66	174.60	966	降轨
	2028-09-29 15:00:00	2028-10-04 03:00:00				
11	2028-10-27 12:40:00	2028-11-01 00:40:00	156.70	174.07	958	降轨
	2028-10-29 04:10:00	2028-11-02 16:10:00				
12	2028-11-26 02:40:00	2028-11-30 14:40:00	155.29	175.10	1001	降轨
	2028-11-26 11:40:00	2028-11-30 23:40:00				
13	2028-12-27 07:50:00	2028-12-31 19:50:00	153.21	180.89	882	降轨
	2028-12-27 08:40:00	2028-12-31 20:40:00				

设计自由返回轨道,计算到达目标环月轨道面所需的最小速度增量。近地出发轨道高度为 170 km,出发轨道倾角为 27° ,交会对接前的轨道为 $320\text{ km}\times 500\text{ km}$ 的椭圆轨道,自由返回海上着陆对应的返回倾角为 28° ,陆上着陆的返回轨道倾角为

43° 。由此,可以计算得到自由返回轨道以及近月制动的速度增量。由于地面着陆场经度范围有限,自由返回轨道的上述窗口很难保证同时满足入轨点经度要求和返回点经度要求,为此,这里考虑自由返回轨道返回海上的情况,如表 5 所示。

表 5 日窗口中速度增量最小的海上自由返回轨道初值

Table 5 Initial offshore free-return trajectories with minimum velocity increment when fulfilling daily windows

序号	月面着陆时刻窗口 (UTCG)	时间间隔 /d	到达时刻 (UTCG)	出发时刻 (UTCG)	$i/(^{\circ})$	RAAN/ $(^{\circ})$	$\Delta v/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	出发升降轨	返回升降轨
1	2028-01-07 17:50:00	0.4931	2028-01-07	2028-01-04	153.52	181.81	1466	降轨	升轨
	2028-01-08 00:30:00	0.7708	06:00:00	05:48:35					
2	2028-02-04 23:40:00	-0.7639	2028-02-05	2028-02-02	153.55	185.05	1365	降轨	升轨
	2028-02-06 15:20:00	0.8889	18:00:00	18:42:26					
3	2028-03-05 13:50:00	0.8264	2028-03-04	2028-03-01	154.10	188.79	1227	升轨	升轨
	2028-03-06 15:00:00	1.8750	18:00:00	18:22:19					
4	2028-04-05 06:50:00	1.2847	2028-04-04	2028-04-01	156.14	192.96	1028	升轨	升轨
	2028-04-05 18:40:00	1.7778	00:00:00	02:20:05					
5	2028-05-03 15:30:00	0.3958	2028-05-03	2028-04-30	157.52	193.49	941	升轨	升轨
	2028-05-05 07:00:00	2.0417	06:00:00	08:50:40					
6	2028-06-02 02:50:00	2.1181	2028-05-31	2028-05-28	158.92	192.21	941	升轨	升轨
	2028-06-03 18:20:00	3.7639	00:00:00	03:12:36					
7	2028-07-01 13:40:00	3.319 4	2028-06-28	2028-06-25	160.55	188.41	940	升轨	升轨
	2028-07-03 05:00:00	4.958 3	06:00:00	10:15:35					
8	2028-07-31 00:30:00	4.770 8	2028-07-26	2028-07-23	160.95	183.53	942	升轨	升轨
	2028-08-01 06:00:00	6.000 0	06:00:00	17:32:20					
9	2028-08-31 02:40:00	2.3611	2028-08-28	2028-08-25	159.77	176.11	1473	降轨	降轨
	2028-08-31 03:00:00	2.3750	18:00:00	20:46:42					
10	2028-09-27 23:40:00	2.9861	2028-09-25	2028-09-22	158.66	174.6	1469	降轨	降轨
	2028-09-29 15:00:00	4.6250	00:00:00	04:13:47					
11	2028-10-27 12:40:00	3.5278	2028-10-24	2028-10-21	156.7	174.07	1224	降轨	降轨
	2028-10-29 04:10:00	5.1736	00:00:00	02:57:24					
12	2028-11-26 02:40:00	6.6111	2028-11-19	2028-11-16	155.29	175.10	927	降轨	降轨
	2028-11-26 11:40:00	6.9861	12:00:00	16:58:22					
13	2028-12-27 07:50:00	12.0764	2028-12-15	2028-12-12	153.21	180.89	888	升轨	降轨
	2028-12-27 08:40:00	12.1111	06:00:00	11:34:45					

海上着陆场纬度较低,存在升轨和降轨返回情况,能量较省的轨道在编号 5~8、12、13 的窗口附近。由于近月到达时刻与月面着陆时刻保证 2.5 天以上,结合自由返回轨道近月点到达时刻可知编号 5、8、12、13 不符合转移时间要求,编号 6~7 窗口可以根据海上落区和发射转移时间进一步调整。

3.2.3 推迟窗口分析

在上述筛选结果的基础上,结合第 2 节环月轨道摄动分析,对每一个窗口的升交点赤经进行摄动计算,分别得到推迟至第 2 天、下个月第 1 个窗口、第 2 个窗口的升交点经度,同时计算到达环月轨道倾角下,近月制动速度增量可行范围内的升交点经度变化范围。根据环月轨道升交点经度的可行范围,判断推迟后的窗口是否仍然可行。若推迟后的

升交点经度变化范围不在可行范围内,则说明当前窗口不具备推迟的能力;若在可行范围内,同时返回速度增量也满足要求,则说明当前窗口具备推迟的能力。具体推迟设计结果不再展示。

3.3 时窗口规划设计

在明确发射日窗口后,还需要进一步考察每天发射窗口的宽度,通过调整不同的出发轨道倾角,可以得到不同出发时间下的地月转移轨道以及相应的返回轨道,同时所对应的弹道飞行时间也不尽相同,具体的发射时间还要根据火箭发射段的弹道进行精细化迭代拼接,完成拼接后再开展各环节的详细轨道设计。以本文设计条件为例,给出一组优化后的任务轨道结果以及月心 J2000 系(MJ2000)下的速度增量结果,如表 6~7 所示。

表 6 载人登月任务设计结果
Table 6 Design results of manned lunar landing missions

任务	类型	阶段	时间 (UTCG)	近拱点距离 r_p/m	偏心率 e	倾角 $i/(\text{°})$	RAAN/ (°)	近拱点角 $\omega/(\text{°})$	真近点角 $f/(\text{°})$
载人登月飞行任务	一般转移轨道	出发时刻	2028-04-18 09:17:35	6 548 180	0.994 4	20.02	351.45	187.20	0
		近月时刻	2028-04-20 19:00:00	2 037 275	1.884 2	160.17	189.01	176.41	0
	自由返回轨道	出发时刻	2028-06-24 14:56:11	6 548 615	0.975 3	19.98	145.62	201.92	0
		近月时刻	2028-06-27 08:20:00	1 837 400	1.508 2	147.45	171.75	17.39	0
		停泊时刻	2028-06-28 07:37:18	2 057 412	0.042 0	160.52	188.42	39.88	0.039 9
	定点返回轨道	出发时刻	2028-07-03 18:51:10	2 037 298	0	160.56	188.39	86.71	276.35
		离轨时刻	2028-07-04 18:51:10	183 7400	1.355 6	158.05	157.90	244.17	0

表 7 载人登月任务三脉冲转入转出设计结果
Table 7 Design results of three-pulse transfer in a manned lunar landing mission

任务	转移类型	变轨序号	时间 (UTCG)	MJ2000 $v_x/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	MJ2000 $v_y/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	MJ2000 $v_z/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	速度增量/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$
载人登月飞行任务	三脉冲转入	第 1 次变轨	2028-06-27 08:20:00	-163.196	-298.808	-203.735	396.771
		第 2 次变轨	2028-06-27 20:38:03	46.833	-69.994	43.294	94.694
		第 3 次变轨	2028-06-28 07:37:18	-220.766	-417.607	-100.734	482.991
	三脉冲转出	第 1 次变轨	2028-07-03 19:47:54	-532.053	38.175	49.179	535.683
		第 2 次变轨	2028-07-04 07:11:01	-15.633	-24.360	37.981	47.753
		第 3 次变轨	2028-07-04 18:51:10	-335.732	2.365	-43.505	338.547

4 载人月球探测联合仿真验证

针对载人月球探测任务,载人航天总体研究论证中心与国防科技大学合作搭建了一套全生命周期的联合仿真平台,通过平台仿真结果分析来验证轨道方案设计正确性。

4.1 联合仿真平台

载人月球探测仿真平台 SIM,实现了一个平台贯穿整个仿真系统周期,同时也在仿真建模、系统运行、分析评估及态势展现的各个阶段,提供集成开发、运行管理和资源服务等全方位仿真支持,其组成和整个系统如图 10、图 11 所示^[25]。

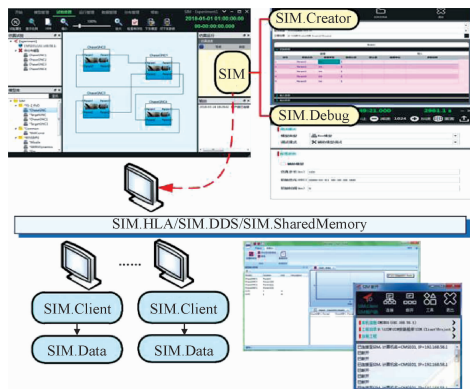


图 10 载人月球探测仿真系统架构图

Fig. 10 Simulation system architecture for manned lunar exploration

4.2 仿真实验

利用仿真平台可以对载人登月任务进行联合仿真。将各飞行阶段的飞行器动力学模型与 GNC 模块,利用 SIM.Creator 生成统一标准模型、由 SIM.Debug 进行模型调试,并在 SIM 进行仿真系统的搭建与组装,通过节点注册与模型分发开展分布式仿真,最终实现飞行仿真。载人月球探测飞行任务的仿真结果如图 12 所示^[25]。

从仿真结果中可以看出,载人飞船在应急情况下,可以利用自由返回轨道直接返回印度洋海域。在正常执行完月球探测任务后,利用定点返回轨道,返回陆地着陆场。入轨点和再入点均与实际情况相匹配。

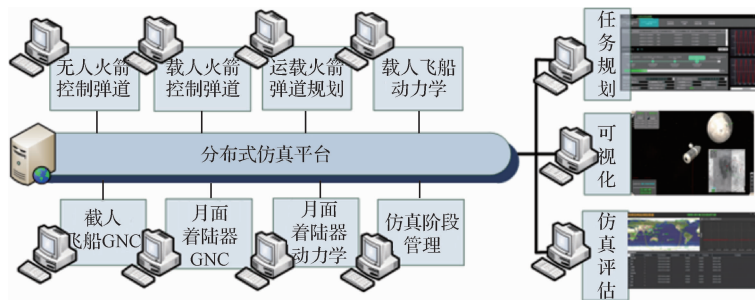


图 11 载人月球探测仿真系统部署

Fig. 11 Simulation system deployment for manned lunar exploration

5 结 论

本文从顶层任务规划分析入手,将载人月球探测任务进行阶段拆解,解耦设计流程,并对规划所涉及的关键约束进行分析。基于环月轨道设计,本文提出了一种全新的任务一体化规划设计方法,可以很好地解决跨时间尺度、多飞行阶段的载人月球探测任务规划问题,并通过联合仿真验证了该方法的正确性。该一体化方法不仅实现了标称窗口设计,同时还可以给出推迟情况下的综合任务窗口,可以作为未来载人月球探测任务的规划分析手段,具有较高的工程应用价值。

参 考 文 献

- [1] 欧阳自远. 我国月球探测的总体科学目标与发展战略[J]. 地球科学进展, 2004, 19(3): 351-358.
OUYANG Ziyuan. Scientific objectives of Chinese lunar exploration project and development strategy[J]. Advance in Earth Sciences, 2004, 19(3): 351-358.
- [2] 郑爱武,周建平. 载人登月轨道设计方法及其约束条件概述

[J]. 载人航天, 2012, 18(1): 48-54, 72.

ZHENG Aiwu, ZHOU Jianping. A survey on trajectory design and constraints of manned lunar landing missions[J]. Manned Spaceflight, 2012, 18(1): 48-54, 72.

- [3] STUIVER W. Dynamics and configuration control of two-body satellite systems[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1974, 11(8): 545-546.
- [4] MIELE A, MANCUSO S. Optimal trajectories for Earth-Moon-earth flight[J]. Acta Astronautica, 2001, 49(2): 59-71.
- [5] ROBINSON S, GELLER D. A simple targeting procedure for lunar trans-earth injection[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Illinois, USA, August 10-13, 2009.
- [6] LUO Z F, MENG Y H, TANG G J. Solution space analysis of Double Lunar-Swingby periodic trajectory[J]. Science China Technological Sciences, 2010, 53(8): 2081-2088.
- [7] PENG Q B, SHEN H X, LI H Y. Free return orbit design and characteristics analysis for manned lunar mission[J]. Science China Technological Sciences, 2011, 54(12): 3243-3250.
- [8] LI J Y, GONG S P, BAOYIN H X. Generation of multisegment lunar free-return trajectories[J]. Journal of Guidance, Control,

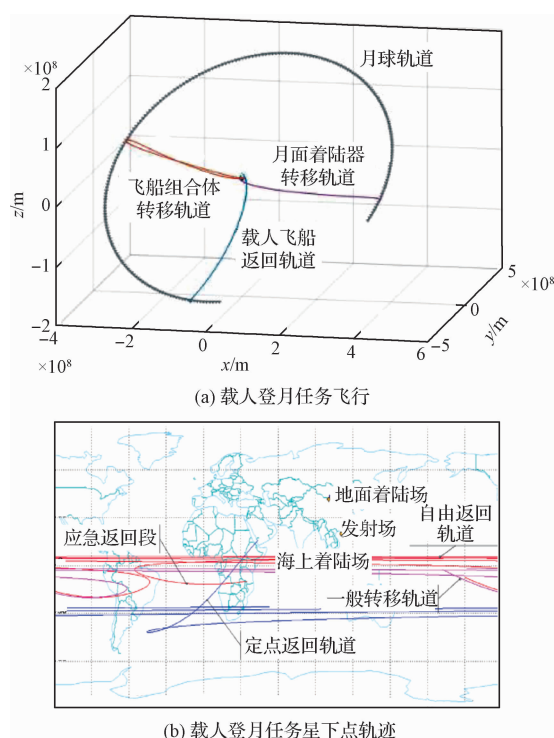


图12 载人登月仿真结果

Fig. 12 Simulation results of manned lunar landing

- and Dynamics, 2013, 36(3): 765–775.
- [9] BAOYIN H X, MCINNES C R. Trajectories to and from the Lagrange points and the primary body surfaces[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(4): 998–1003.
- [10] JESICK M, OCAMPO C. Automated generation of symmetric lunar free-return trajectories[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(1): 98–106.
- [11] ZHANG H L, LUO Q Q, HAN C. Accurate and fast design algorithm for free-return lunar flyby trajectories[J]. Acta Astronautica, 2014, 102: 14–26.
- [12] BAO C C, LI J Y, BAOYIN H X. Two-segment lunar free-return trajectories design using the pseudostate theory[J]. Advances in Space Research, 2018, 61(1): 97–110.
- [13] LI J Y, BAOYIN H X. Analysis of two-segment lunar free-return trajectories[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(1): 183–195.
- [14] 黄文德, 郗晓宁, 王威, 等. 基于双二体假设的载人登月自由返回轨道特性分析及设计[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1297–1303.
- HUANG Wende, XI Xiaoning, WANG Wei, et al. Characteristic analysis and design of free return orbit for lunar manned landing based on the double two-body model[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1297–1303.
- [15] LUO Q Q, YIN J F, HAN C. Design of Earth-Moon free-return trajectories[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(1): 263–271.
- [16] HE B Y, LI H Y, ZHOU J P. Solution domain analysis of Earth-Moon quasi-symmetric free-return orbits[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2017, 60(4): 195–201.
- [17] ZHOU W M, LI H Y, HE B Y, et al. Fixed-thrust Earth-Moon free return orbit design based on a hybrid multi-conic method of pseudo-perilune parameters[J]. Acta Astronautica, 2019, 160: 365–377.
- [18] WILLIAMS J, DAVIS E C, LEE D E, et al. Global performance characterization of the three burn trans-earth injection maneuver sequence over the lunar nodal cycle[C]. Astrodynamics Specialist AAS/AIAA Joint Conference, Pennsylvania, USA, August 9–13, 2009.
- [19] 陆林, 李海阳, 周晚萌, 等. 载人月球极地探测地月转移轨道设计[J]. 宇航学报, 2021, 42(4): 425–436.
- LU Lin, LI Haiyang, ZHOU Wanmeng, et al. Design of Earth-Moon transfer orbit for manned lunar polar exploration missions[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(4): 425–436.
- [20] OCAMPO C, SAUDEMONT R R. Initial trajectory model for a multi-maneuver moon-to-earth abort sequence[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(4): 1184–1194.
- [21] SHEN H X, CASALINO L. Indirect optimization of three-dimensional multiple-impulse moon-to-earth transfers[J]. The Journal of the Astronautical Sciences, 2014, 61(3): 255–274.
- [22] 彭坤, 杨雷. 利用地月间空间站的载人登月飞行模式分析[J]. 宇航学报, 2018, 39(5): 471–481.
- PENG Kun, YANG Lei. Analysis on human lunar exploration flight modes via cislunar space station[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(5): 471–481.
- [23] 贺波勇, 曹鹏飞, 罗亚中, 等. 环月轨道交会的载人登月任务轨道与窗口规划[J]. 深空探测学报, 2017, 4(5): 471–476.
- HE Boyong, CAO Pengfei, LUO Yazhong, et al. Study on mission planning and window design for manned lunar far-side exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(5): 471–476.
- [24] 贺波勇, 沈红新, 彭祺攀. 近地一次环月两次交会的载人登月任务规划[J]. 国防科技大学学报, 2020, 42(6): 19–30.
- HE Boyong, SHEN Hongxin, PENG Qibo. Manned lunar mission planning based on once low earth orbit and twice low lunar orbit rendezvous and dockings[J]. Journal of National University of

Defense Technology, 2020, 42(6): 19–30.

- [25] 周晚萌. 载人探月序列任务有限推力轨道逆动力学设计方法研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2019.

ZHOU Wanmeng. Finite thrust orbit design for manned lunar prospecting series mission using inverse dynamics method[D].

Changsha: National University of Defense Technology, 2019.

作者简介:

周晚萌(1990-),男,博士,助理研究员,主要从事载人月球探测轨道设计、任务规划及仿真等方面的研究。

通信地址:北京市海淀区北清路26号院(100094)

E-mail: zhouwanmeng13@nudt.edu.cn