

重复使用单级月面着陆与上升器方案设计与制导

李扬, 张烽, 汪小卫, 刘丙利, 郝宇星

(中国运载火箭技术研究院 研究发展部, 北京 100076)

摘要: 通过多方案对比分析, 提出了一种采用水平姿态垂直着陆的重复使用氢氧动力单级月面着陆与上升飞行器方案, 并针对飞行器制动段推进剂消耗量较大、精度低的问题, 提出单级月面着陆与上升飞行器凸优化制导方法, 进行了凸优化问题建模及仿真、影响因子分析。研究表明, 所提单级月面着陆与上升飞行器方案系统简单可靠, 可以适应新一代载人运载火箭运载能力要求; 所提单级月面着陆与上升飞行器凸优化制导方法应用在水平姿态垂直着陆制动段具有较好的任务适应性, 可在满足着陆姿态、位置精度等多约束下获得推进剂消耗量优化结果。重复使用单级氢氧月面着陆与上升器方案应用到环月轨道与月面往返的重复使用运载任务中, 可拓展提供轨道间运输+月球表面运输的一体化运载工具, 工程效费比高, 为未来大规模地月空间探索与开发提供全新的运输系统解决思路。

关键词: 重复使用; 单级; 月面着陆与上升飞行器; 水平姿态; 凸优化

中图分类号: V448.131

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2022)05-0512-09

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2022.20210146

引用格式: 李扬, 张烽, 汪小卫, 等. 重复使用单级月面着陆与上升器方案设计与制导[J]. 深空探测学报(中英文), 2022, 9(5): 512-520.

Reference format: LI Y, ZHANG F, WANG X W, et al. Reusable single-stage lunar landing and ascent spacecraft scheme design and guidance[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2022, 9(5): 512-520.

引言

载人登月是引领与带动国家科技创新的制高点^[1]。载人月面着陆与上升飞行器是载人月球探测任务必不可少的运输工具, 主要用于月球轨道与月面之间人员和货物的往返运输, 其最基本和核心的任务是实现航天员的月球软着陆, 支撑航天员的月面活动, 并保障航天员安全离开月面。由于载人月面着陆与上升飞行器处于整个飞行任务末端, 飞行器质量对载人月球探测任务规模具有较大影响, 是决定载人月球探测任务成败的关键环节。

“阿波罗”(Apollo)计划中的登月舱采取着陆级与上升器两级方案, 因研制时间较早, 两级均使用传统有毒推进剂。随着低温技术的发展成熟, 以液氧烃为代表的液氧甲烷、液氧煤油发动机技术开始成为新趋势。美国“星座”(Constellation)计划沿袭“阿波罗”计划中所用的两级设计理念, 登月舱也分为着陆级和上升器, 着陆级采用液氢液氧推进系统。上升器采用液氧/甲烷方案, 有助于在火星表面生产推进剂, 体现了其火星探测应用的长远规划^[2-3]。

美国作为载人登月先行者, 研制的载人登月起飞

着陆运载器方案正在由已经工程实施的着陆级与上升器分级设计到瞄准未来发展的单级飞行器统一设计的方向演变, 由单级飞行器执行月面着陆和上升的全部功能。单级飞行器的总体方案更加简洁可靠, 有助于载人探月任务的可靠安全实施^[4]。比较典型的单级方案有美国太空探索公司(SpaceX)的“星舰”(Starship), “星舰”将着陆与上升的功能融为一体, 使用液氧甲烷动力, 可以适应月面及火星表面的着陆与上升任务^[4]。

综上所述, 采用更高比冲液氢液氧动力系统的单级飞行器方案, 代表了未来技术发展的前沿方向和技术变革的创新趋势。美国洛马公司(Lockheed Martin Space Systems Company)的“火星营地”(Mars Base Camp)计划采用一个可重复使用的单级载人下降和上升的运载工具MADV(Mars Ascent/Descent Vehicle)执行到火星表面任务, 使用液氢液氧推进剂, 垂直姿态垂直着陆。

然而, 相比垂直姿态垂直着陆, 水平姿态垂直着陆有很多独特的优势, 可以保证有效载荷距离月球表面更近, 月球车可以很容易从斜坡上开下来。航天员也可以更方便踏行至月面, 而不用再使用爬行梯。同时, 大型有效载荷也不需要额外的大型起重机械来装

卸,有利于大幅提升后续月球基地建设的效率。美国联合发射联盟(United Launch Alliance, ULA)正在研制的试验增强上面级XEUS(eXperimental Enhanced Upper Stage)可以提供机动动力到达月面着陆点上方,同时满足着陆终端的避障及最终水平姿态着陆需求^[5-7]。此时,水平姿态垂直着陆阶段的推进剂消耗量对总规模影响较大,因而对高精度着陆制导优化技术提出了新的要求。

在载人月面着陆与上升飞行器方案设计过程中,动力系统选择、任务模式选择、着陆制导技术是重要的设计内容,与载人登月顶层任务规划密切相关,需要首先予以考虑。本文针对单级载人月面着陆与上升飞行器任务采用不同动力系统和任务模式的方案可行性进行了研究,同时针对水平姿态着陆段的制导技术进行了仿真优化分析,为未来大规模地月空间探索与开发提供全新的运输系统解决思路。

1 任务需求

月面着陆与上升飞行器的主要功能是承载两名航天员着陆月面及月面上升,在月面工作期间支持航天员的月面探测活动,为乘员舱和航天服系统等提供生命保障资源。考虑技术发展趋势,飞行器使用低温推进剂,采用新一代载人运载火箭和重型运载火箭发射,同时,瞄准未来的重复使用长远需求设计飞行器总体方案。

主要任务需求如下:

- 1) 具备地月转移中途修正、近月制动进入环月圆轨道的能力。
- 2) 与环月轨道空间站交会对接,能够将2名航天员从月球轨道空间站送达月球表面并安全返回空间站。
- 3) 承载两名航天员着陆月面,实现安全可靠以及要求精度下的月面着陆、月面上升及环月圆轨道入轨。
- 4) 适应执行载人航天任务的运载火箭能力约束,能够基于不多于2枚新一代载人运载火箭完成发射,或者能够基于1枚重型运载火箭完成发射。
- 5) 月面着陆落点精度优于100 m。

2 单级任务方案设计

单级载人月面着陆与上升飞行器需要首先考虑运载器的能力要求,同时,不同动力方案直接决定了推进剂的消耗量以及总质量等总体参数,方案选择也需要结合任务设计复杂度、工程实现性等因素。以下采用多种方案对比,选择符合约束条件下的最优方案。

2.1 可选方案

为了增加方案的覆盖性,对比采用3种(液氢液氧

发动机、液氧甲烷发动机和液氧煤油发动机)动力方案的可行性。

因液氧甲烷和液氧煤油比冲接近,仅针对采用液氧甲烷发动机的单级飞行器方案进行设计,考虑多种模式,包括多贮箱设计并在飞行过程中抛贮箱模式,或者月面加注模式降低飞行器的整体发射规模。针对各种动力方案下的任务模式进行对比分析,论证单级月面着陆与上升飞行器的总体方案可行性。

单级载人月面着陆与上升飞行器有3种任务模式。

- 1) 基本模式。飞行器完成环月轨道近月制动、月面着陆及上升、环月圆轨道入轨等任务,不抛贮箱,飞行过程中不加注。
- 2) 抛贮箱模式。①抛一次贮箱模式:在月面抛一次贮箱(近月制动推进剂贮箱+着陆段推进剂贮箱);②抛两次贮箱模式:在环月轨道抛一次贮箱(近月制动推进剂贮箱)、在月面抛一次贮箱(着陆段推进剂贮箱)。
- 3) 月面加注模式。采取在月面加注一次的方案(加注上升段所需全部推进剂)。

2.2 方案计算与方案优选

按照3种任务模式列出6种备选方案,如图1所示,对其开展总体参数计算和方案对比,估算采用发动机的单级月面着陆及上升飞行器的总规模。

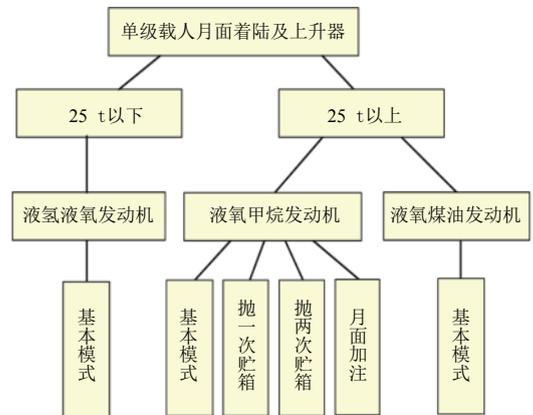


图1 月面着陆与上升飞行器备选方案

Fig. 1 Optional scheme of single-stage manned lunar landing & lifting craft

基于任务需求分析,研究不同动力方案下各任务模式中的飞行器规模,计算方法如下。

- 1) 首先根据月面着陆与上升飞行器的任务模式,得到任务流程中不同飞行段所需的速度增量;
- 2) 确定各飞行段需要的功能组合,根据设计经验假定飞行器结构系数或结构质量;
- 3) 根据有效载荷规模、飞行器组合模型,根据式(1)所示齐奥尔科夫斯基公式计算推进剂加注量;

4) 根据加注量需求, 结合总体设计经验, 修正结构系统或结构质量, 再次迭代进行推进剂消耗量计算, 结合结构质量及有效载荷质量, 得到起飞质量。

不同任务的速度增量计算方法及参考来源于文献[8], 这里不再详述。

$$m_p = m_0 \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta v}{\omega}\right) \right], m_0 = \frac{1}{(1-k)m_p} \quad (1)$$

其中: m_0 为飞行器初始总质量; k 为结构系数; m_p 为推进剂质量; ω 为发动机比冲(液氧甲烷推进剂, 比冲为3 600 m/s, 液氧煤油推进剂, 比冲为3 528 m/s, 液氢液氧推进剂, 比冲为4 500 m/s); Δv 为速度增量。

针对不同飞行时段的任务分析, 着陆过程由300 km环月圆轨道先进入300 km×15 km的椭圆轨道, 方便月面着陆减速制动, 上升过程先进入15 km×280 km的椭圆轨道, 然后再与空间站进行交会对接, 得到各飞行段速度增量表, 如表1所示。

表1 各飞行时段速度增量表

Table 1 Velocity increments for each flight period

飞行过程	飞行分段	时段	速度增量/(m·s ⁻¹)
奔月过程	分段	地月转移中途修正	26
		近月制动	952.6
	总计	从地月转移轨道到环月轨道	978.6
着陆过程	分段	环月轨道交会对接	46.8
		从300 km×300 km环月轨道进入300 km×15 km轨道	59.5
	总计	从300 km×15 km轨道到落月	2 126.7
上升过程	分段	从环月轨道着陆到月面	2 233
		从月面进入15 km×280 km轨道	1 967
	总计	环月空间站交会对接	87
总计	总计	月面到环月轨道	2 054
总计			5 265.6

在相同的任务(速度增量)和有效载荷条件下, 发动机的比冲和飞行器的结构系数是影响飞行器总体规模的重要参数。在发动机类型确定后, 结构系数则成为影响飞行器总体规模至关重要的参数。

以液氧甲烷发动机方案基本模式为例, 固定有效载荷和速度增量, 选取不同结构系数所得到的不同推进剂和总质量的结果。

由图2可见, 针对液氧甲烷发动机方案, 结构系数在大于0.21之后, 执行同样的任务所需要消耗的推进剂质量和上升器的总质量都开始急剧上升。如将总质量控制在25 t以下, 结构系数需要小于0.18, 工程实现难度大。因此, 将采用液氧甲烷发动机的单级月面着陆及上升飞行器的基本模式结构系数选为0.2, 此时总规模需要拓展到50 t。

同样, 采用液氧煤油发动机的单级月面着陆及上升飞行器的总规模也需要拓展到50 t。

采用液氢液氧发动机方案的飞行器因比冲而具有相当大的优势。通过全面深入地调研分析国内外火箭氢氧末级、上面级、月面着陆与上升飞行器的结构系数, 包括美国联合发射联盟(United Launch Alliance, ULA)公司提出的氢氧单级上面级、“阿波罗号”着陆器、上升器等, 考虑到国内的水平和未来发展, 选择液氢液氧单级月面着陆与上升器结构系数为0.24, 结构系统组成合理, 起飞质量小于25 t, 可以满足新一代载人运载火箭的运载能力要求。

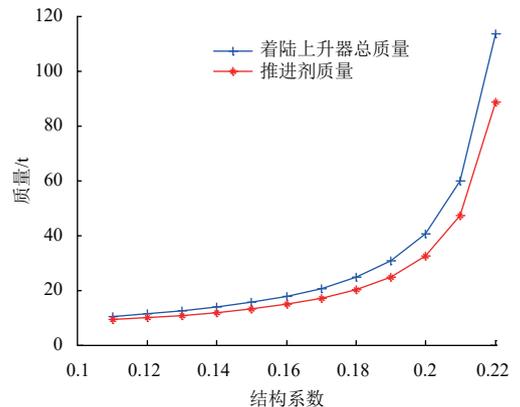


图2 推进剂质量和总质量随结构系数的变化

Fig. 2 The relationship between the structural coefficient and the masses (propellant and the total)

表2对不同方案的月面着陆与上升飞行器推进剂携带量、结构质量、起飞质量等方面开展了对比分析, 其中, 采用月面加注模式的液氧甲烷方案也在25 t以内, 但是月面加注需要在月面提前做好推进剂和加注设备, 工程实现难度大, 周期较长。

表2 单级飞行器总体方案多方案对比

Table 2 Comparison of multiple system schemes of single-stage spacecraft

飞行器方案	液氢液氧方案	基本模式	液氧甲烷方案		月面加注模式	液氧煤油方案
			抛一次贮箱模式	抛两次贮箱模式		
推进剂/t	17.14	32.38	21.95	21.22	15.48 (上升段4.49; 着陆段10.99)	29.99
结构质量/t	5.52	8.10	5.99	5.99	5.99	7.03
结构系数	0.24	0.2	0.21	0.22	0.35	0.19
起飞质量/t	24.29	42.11	29.58	28.85	18.62	38.67

采用液氢液氧发动机的单级月面着陆与上升飞行器方案为24.29 t,满足新一代载人运载火箭的能力要求,单级方案简洁可靠,且氢氧推进剂有利于未来实现月面资源原位利用,易于实现重复使用,代表了未来的技术发展方向。因此,优选采用液氢液氧发动机的水平姿态垂直着陆的单级月面着陆与上升飞行器作为后续研究的重点发展方向。

2.3 优选方案组成

重复使用单级月面着陆与上升飞行器由结构系统、动力系统、控制系统、电气系统、环控生保系统、热控系统、集成飞行器流体系统等组成。为了满足软着陆和高精度的要求,决定单级着陆与上升方案是否可行的关键分系统为动力系统和控制系统。

对于动力系统,为了实现月面软着陆,发动机需要实现变推力。飞行器采用一台推力为8 t的YF-75D氢氧发动机,变推比为3:1;采用8台法向下降反推力控制系统(Reaction Control System, RCS)配置方案,实现着陆段平移及姿态控制。主发动机、法向下降喷管均采用液氢液氧自生增压方案,RCS采用气氢气氧方案,由集成流体系统提供满足增压流量和温度要求的自生气体。

对于控制系统,重复使用单级月面着陆与上升飞行器采用水平姿态垂直着陆、垂直起飞方案。通过控制主发动机的推力大小和方向、RCS下降喷管的开机数量和开启频率,实现悬停控制和精确着陆。

图3给出了液氢液氧方案的单级月面着陆与上升飞行器构型。

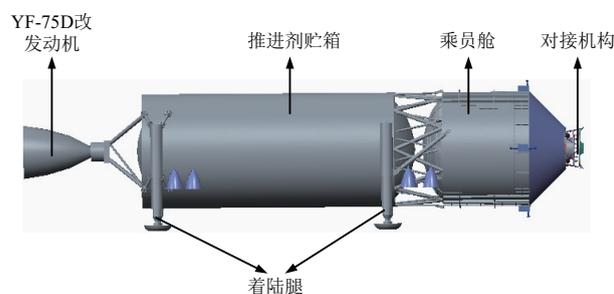


图3 液氢液氧方案的单级月面着陆与上升飞行器构型图
Fig. 3 LO/LH engine based single-stage lunar landing & lifting craft structure diagram

3 月面着陆制导技术研究

重复使用单级月面着陆与上升飞行器的水平姿态垂直着陆给制导技术带来了新问题,需要同时考虑姿态控制律与下降速度。飞行器装配了轴向的主发动机和法向的RCS喷管,需要研究满足着陆精度条件下的最小推进剂消耗量。

重复使用单级月面着陆与上升飞行器从300 km环月轨道空间站减速制动,进入300 km×15 km转移

轨道。在转移轨道近月点减速制动,进入月球软着陆段。

着陆及上升段剖面图如图4所示,其中,将15 km以下的制导过程分为制动段、着陆段,飞行器在着陆过程中完成寻址任务。

制动段主要进行动力闭环减速,使得制动段终点三轴速度均为0,制动段采用变推力主发动机;着陆段采用8台法向下降喷管,其终点速度是强约束,着陆段起始高度为1 km左右。飞行器先在该高度下悬停,完成偏航180°动作后,调节法向下降喷管的开启频率和时长,着陆月面时满足小于10 m的位置误差要求和小于0.1 m/s的速度误差要求。

分段描述如下:

1) 15 km高度处主发动机开机点火,开启减速制动,制动段以燃料优化为首要目标,兼顾落点精度,以满足1 km高度处的位置和速度约束。

2) 1 km高度处,开启8台法向喷管,飞行器悬停过程中完成姿态偏航180°。

3) 从1 km高度开始着陆下降,下降过程中完成机动寻址,直至月面着陆。

4) 上升过程中采用水平姿态垂直起飞模式,开启8台法向喷管,起飞200 m后俯仰角调姿35°,此时,主发动机点火,直至飞行器入轨。

3.1 制动段制导优化技术

月面制动段是月面精确着陆的关键阶段,制动段结束时,飞行器在月面着陆点上方1 km处,终点三轴速度均为0,为着陆段创造了良好的着陆条件。同时,制动段采用主发动机作为主推力,其推进剂消耗量对整个飞行器规模影响很大。因此,以下重点对制动段开展制导优化设计工作。

在制动段,飞行器要以精确的速度准确降落到指定区域,以保证试验设备和航天员的安全。月面垂直软着陆过程对着陆精度、着陆速度等约束极其严格。高精度的制导方法是实现精确定点着陆的基本保障,以下对制导优化方法开展重点研究。

目前对月球软着陆制导方法的研究主要分为3类:重力转弯制导、显式制导和标称轨迹制导。一般说来,标称轨道制导能够保证燃料消耗最优或者次优。显式制导如多项式制导,其计算量小、实时性强、自主性高和鲁棒性好。重力转弯制导则能够保证探测器以垂直的姿态着陆^[9]。

传统的制导方法为保证着陆过程的制导实时性,多采用近似方法以得到解析解,着陆终端位置误差为km级,难以满足高精度着陆要求。基于凸优化理论的制导方法根据当前位置规划最优轨迹,具有确定的收

敛性, 不仅实时性好, 更具有极高的着陆精度, 可以很好地满足着陆姿态、位置等多方面约束要求^[10-13], 在

火箭垂直回收着陆过程中获得广泛应用。

本文针对制动段采用凸优化方法进行制导优化。

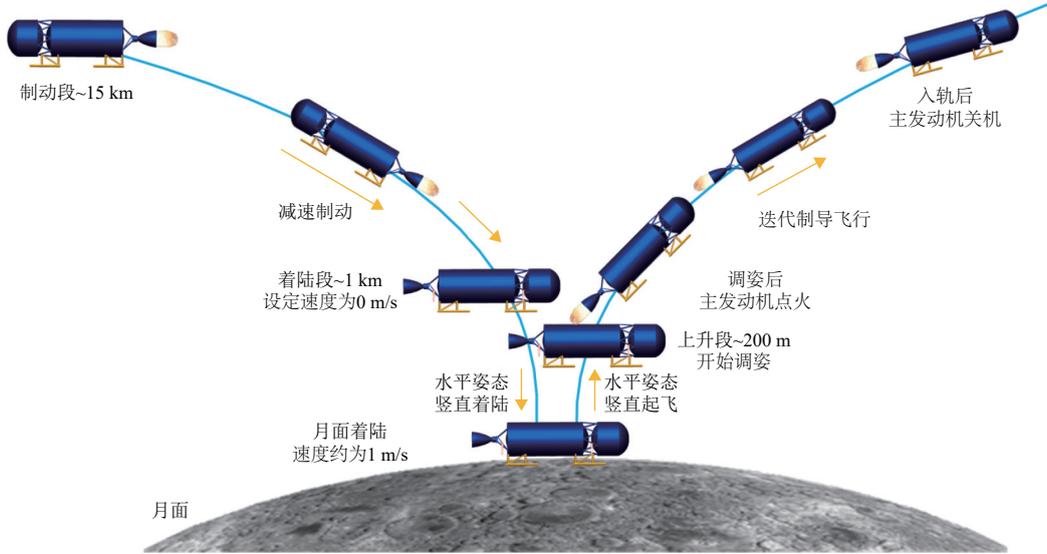


图4 着陆及上升段剖面图

Fig. 4 The profile of landing & lifting stage

3.2 制动段凸优化问题建模^[10-11]

1) 制动段动力学方程

由于着陆时间极短, 忽略月球自转运动影响以及其它天体引力摄动。假设在整个着陆过程中地表为一个平面, 着陆过程中的引力加速度为常量。得到如下的动力学方程

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}}(t) = \mathbf{v}(t) \\ \dot{\mathbf{v}}(t) = \mathbf{g}_c(t) + \mathbf{F}_c(t)/m(t) \\ \dot{m}(t) = -\frac{1}{I_{spg0}} \|\mathbf{F}_c(t)\| = -\alpha \|\mathbf{F}_c(t)\| \end{cases} \quad (2)$$

其中: $\mathbf{r}(t)$ 、 $\mathbf{v}(t)$ 分别为飞行器当前的位置和速度矢量; $m(t)$ 为飞行器当前质量; $\mathbf{F}_c(t)$ 为飞行器的推力矢量; $\mathbf{g}_c(t)$ 为引力加速度矢量; I_{spg0} 为发动机比冲, 为简化后续推导过程中的表达式, 定义 $\alpha = 1/I_{spg0}$ 为比冲的倒数, 是一个常量。

2) 月面软着陆优化问题描述^[10]

月面垂直着陆过程中, 以燃料消耗最优为目标函数

$$\min J = \int_0^{t_f} \left\| \frac{\mathbf{F}_c(t)}{m(t)} \right\| dt \quad (3)$$

其中: t_f 为飞行时间。在凸优化问题处理中, 可以根据经验给出 t_f 预估值。

该优化问题的约束如下:

(1) 推力约束。推力的大小受限于发动机推力的调节范围。

(2) 推进剂消耗量约束。考虑到飞行器携带的推进剂量有限, 推进剂消耗量需小于携带的推进剂量。

(3) 着陆地形约束。为了避免飞行器在着陆过程

中与斜坡发生碰撞, 需要对着陆姿态进行约束。

(4) 垂直软着陆终端状态约束。飞行器软着陆终端要求位置、速度均为0。

3) 非凸问题的凸化处理

从上文优化问题模型中不难看出, 状态方程含有质量倒数项为非凸函数, 同时推力约束方程所定义的集合为非凸集, 是非凸优化问题。若要采用凸优化方法进行求解, 需要将原非凸问题进行凸化处理。处理过程参考文献^[11], 在此不再赘述。

通过上述处理, 将优化问题变换为凸优化问题, 该问题描述如下

$$\min J = \int_0^{t_f} \sigma(t) dt \quad (4)$$

满足如下约束

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}}(t) = \mathbf{v}(t) \\ \dot{\mathbf{v}}(t) = \mathbf{g}_c(t) + \mathbf{u}(t) \\ \dot{z}(t) = -\alpha \sigma(t) \\ \|\mathbf{u}(t)\| \leq \sigma(t) \\ F_1 e^{-z_0} [1 - (z(t) - z_0(t))] \leq \sigma(t) \\ \sigma(t) \leq F_2 e^{-z_0} (1 - [z(t) - z_0(t)]) \\ \ln(m_{wet} - \alpha F_2 t) \leq z(t) \\ z(t) \leq \ln(m_{wet} - \alpha F_1 t) \\ r_x(t) \geq 0 \\ \|\mathbf{S}\mathbf{x}\| + \mathbf{c}^T \mathbf{x} \leq 0 \\ m(t_0) = m_{wet} \\ \mathbf{r}(0) = \mathbf{r}_0 \\ \mathbf{v}(0) = \mathbf{v}_0 \\ \mathbf{r}(t_f) = \mathbf{0} \\ \mathbf{v}(t_f) = \mathbf{0} \end{cases} \quad (5)$$

其中: $S = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$; $\mathbf{x} = (r \ v)^T$; $\mathbf{c} = (-\tan \tilde{\theta}_{alt}(t) \ 0 \ 0 \ 0 \ 0)$; $z_0 = \ln m(t_0)$; t_0 表示初始时刻; \mathbf{r}_0 和 \mathbf{v}_0 分别表示初始位置和初始速度; $\mathbf{r}_0 = [483 \ 784.05 \ -5 \ 307.70 \ 0] \text{ m}$; $\mathbf{v}_0 = [-1 \ 667.66 \ 475.05 \ 0] \text{ m/s}$; m_{wet} 表示飞行器制动段初始重量, $m_{wet} = 17 \ 800 \text{ kg}$; $F_1 = 80 \text{ kN}$, $F_2 = 26.67 \text{ kN}$, 分别为发动机推力调节范围的下限和上限。

4) 离散化处理

对于含有复杂约束条件的优化问题, 一般采用一定的数值逼近方法, 将连续系统最优控制问题转化为参数优化问题, 然后通过一定的参数寻优算法得到最优控制问题的离散数值解^[10]。

5) 凸优化问题求解

建立的凸优化问题模型是典型的二阶锥凸优化问题, 可以采用原始对偶内点法进行求解, 本文采用SeDuMi求解软件进行求解。

3.3 制动段软着陆凸优化仿真

定义软着陆过程中的坐标系: 坐标原点 O 位于着陆点, X 轴位于当地水平面内并指向正北方向, Z 轴位于当地水平面内并指向正东方向, Y 轴垂直于当地水平面向上。采用凸优化方法进行制动段的制导优化仿真, 仿真结果如图5~8所示。

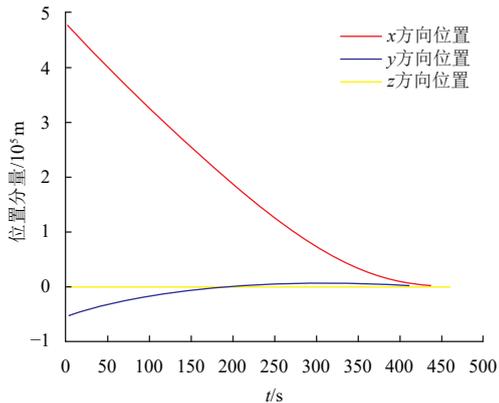


图 5 凸优化制导仿真位置随时间变化曲线

Fig. 5 Location changes of convex optimal guidance simulation

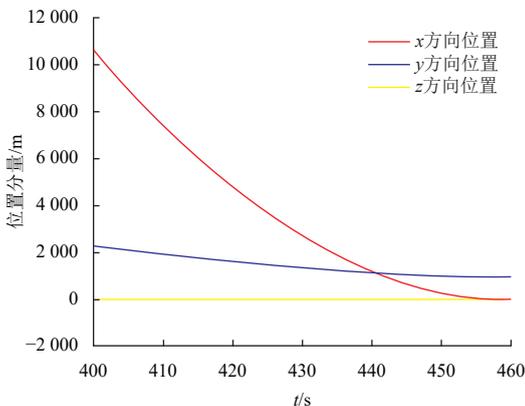


图 6 凸优化制导仿真位置随时间变化细节图

Fig. 6 Location details of convex optimal guidance simulation

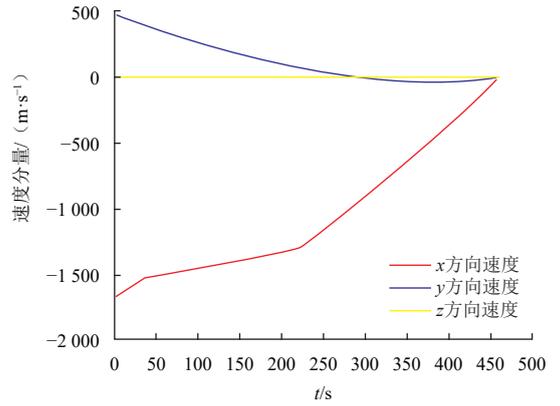


图 7 凸优化制导仿真速度分量随时间变化曲线

Fig. 7 Velocity changes of convex optimal guidance simulation with time

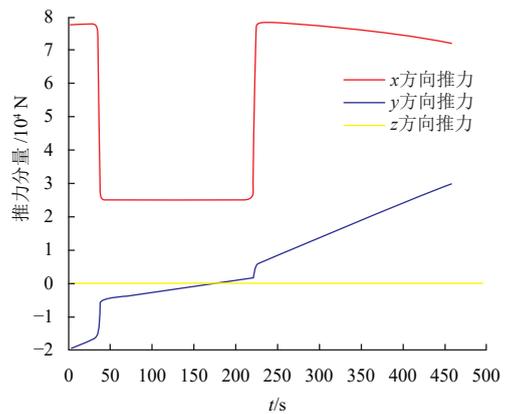


图 8 凸优化制导仿真推力分量随时间变化曲线

Fig. 8 Thrust results of convex optimal guidance simulation

仿真分析结果表明, 基于凸优化的制导方法能够引导飞行器飞向最终的制导段精度区域, 着陆速度降为0, 保证了飞行器距离月面1 km高度处的交接班条件。同时, 发动机推力符合最优控制推力结果的一般规律, 也验证了所采用优化方法的合理性。

3.4 影响因素分析

经初步分析, 在凸优化方法的使用中, 初始偏差、飞行时间、发动机变推比对交接班精度和推进剂消耗量的影响比较大, 需要重点开展分析。

1) 初始偏差的适应性分析

考察制导方法对于初始偏差的适应性, 本文考虑的初始偏差主要包括初始位置偏差和速度偏差, 在仿真中加入 $\pm 1 \text{ km}$ 的位置误差, 加入 $\pm 10 \text{ m/s}$ 的速度误差, 利用蒙特卡洛方法打靶100次, 软着陆过程中坐标系下的终端最优轨迹和终端位置如图9~10所示。

通过蒙特卡洛打靶分析结果表明, 三轴方向终端方法误差不超过 $[0.000 \ 015 \ 0.000 \ 6 \ 0.000 \ 15] \text{ m}$ 。在不同的初始位置和速度偏差条件下, 凸优化制导方法均能规划出正确的轨迹, 实现飞行器精确到达交接班区

域,充分表明凸优化制导方法对初始偏差有较大的适应能力,降低了制动段前一飞行段的终端约束精度要求。

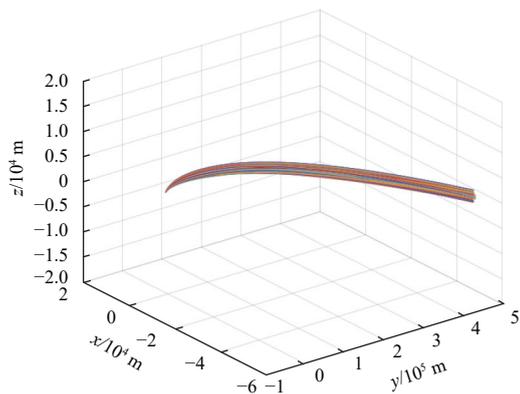


图9 不同初始偏差条件下最优轨迹

Fig. 9 Optimized trajectories under different operating conditions

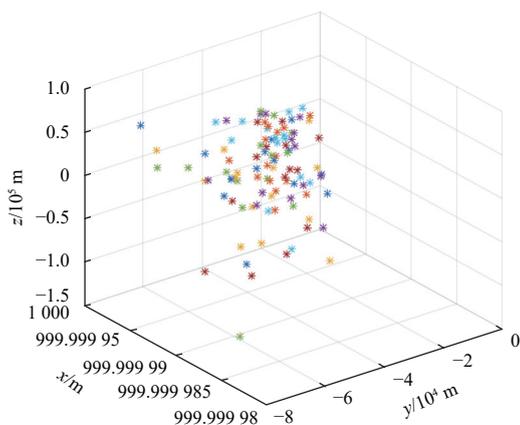


图10 不同初始偏差条件下的终端位置

Fig. 10 Terminal locations under different operating conditions

2) 飞行时间对优化结果的影响

最佳飞行时间可以通过在理论最小飞行时间 T_{\min} 和最大飞行时间 T_{\max} 之间搜索获得。 T_{\min} 和 T_{\max} 数值与发动机参数和初始状态等密切相关, T_{\min} 和 T_{\max} 的计算可参考文献[14]。

飞行时间 T 在 T_{\min} 和 T_{\max} 附近取值时,优化可能失败,因此需要限制 T 在中间区域取值。本仿真中,选择 $440\text{ s} \leq T \leq 520\text{ s}$ 。仅改变飞行时间,其余仿真条件不变,得到推进剂的消耗如表3所示。

仿真结果表明,在初末条件和过程约束相同的条件下,改变飞行时间对推进剂消耗有一定影响。当飞行时间从最短时间到最大时间线性变化时,燃料消耗先降低再升高,当飞行时间约为460 s时推进剂消耗量最小。

3) 发动机变推比对优化结果的影响

假定发动机最小推力调节比例分别设为30%、40%、50%、60%、70%、80%,最大推力调节比例设为100%。

在不同推力调节范围工况下,推进剂消耗量仿真结果如表4所示。

表3 飞行时间不同情况下的推进剂消耗量

Table 3 Fuel consumption for different flight times

飞行时间/s	推进剂消耗/kg
440	5 992.5
460	5 954
480	5 978.2
500	6 008.9
520	6 043

表4 变推比时的推进剂消耗量

Table 4 Fuel consumption for different thrust-to-weight ratios

推力范围		推进剂消耗/kg
下限/%	上限/%	
80	100	6 711.3
70	100	6 533.1
60	100	6 407.5
50	100	6 315.1
40	100	6 246.1
30	100	6 205.3

从表4可以看出,在不同的发动机推力调节范围下,凸优化制导方法均能够规划出正确的轨迹,实现飞行器精确到达交接班区域。推力调节范围变大,有助于降低推进剂消耗量,但在实际应用中,推力调节范围的下限越小,工程实现难度越大,需要综合考虑各方面因素以确定推力调节范围下限。

通过对着陆时间、发动机推力调节范围、初始偏差影响的分析表明,所选用的制导方法具有较好的适应性,可以满足月面定点水平姿态垂直着陆的制动段交接班条件要求。

相对于传统制导方法,凸优化制导方法的制导精度具有明显优势。“勘测者1号”(Surveyor 1)采用重力转弯制导,无法直接引导探测器到达预定着陆点,会造成18.96 km左右的较大误差。“阿波罗号”采用标称轨迹制导+二次多项式制导律,精度有所提高,末端精度可以达到6.6 km左右。“嫦娥三号”采用显式制导,按照控制泛函显式表达式实时计算得出控制指令,即使受到大干扰,也能保证100 m左右的末端精度^[15]。基于凸优化理论的制导方法根据当前实时状态和终端状态进行在线实时规划,对初始偏差及飞行过程中的干扰偏差有很好的适应性,采用光学相机进行图像匹配导航时^[16],在满足约束的条件下可以达到2 m的末端精度。

4 结 论

月面着陆与上升飞行器方案设计是载人登月任务的重点工作。采用水平姿态垂直起降的重复使用氢氧单级月面着陆与上升飞行器方案代表了技术变革的创新趋势。本文通过对重复使用单级月面着陆与上升器方案设计开展研究, 得到如下结论。

1) 通过对液氢液氧动力、液氧甲烷动力和液氧煤油动力的不同方案对比, 采用液氢液氧动力的重复使用单级月面着陆与上升飞行器方案系统简单可靠, 起飞质量最小, 代表了未来的技术发展方向。

2) 重复使用氢氧单级月面着陆与上升飞行器方案采用一台8 t的液氢液氧发动机, 飞行器结构系数0.24, 总起飞规模为24.29 t, 满足新一代载人运载火箭的能力要求。后续可通过月面原位资源利用技术进行氢氧推进剂再次加注, 实现重复使用。

3) 重复使用单级月面着陆与上升飞行器的制动段是月面精确着陆的关键阶段, 制动段采用主发动机作为主推力, 其推进剂消耗量对飞行器总体规模影响大。因此采用凸优化方法进行制导优化, 凸优化制导方法具有较强的适应能力, 在考虑了多种发动机推力调节范围、较大初始偏差影响的条件下, 通过100次蒙特卡洛打靶分析表明, 三轴方向终端方法误差不超过[0.000 015 0.000 6 0.000 15] m, 均能实现高精度到达交接班区域。

另外, 采用水平姿态垂直着陆的重复使用单级月面着陆与上升器的着陆支架还可以改装成轮系移动系统, 将大质量有效载荷从地球运送至月球着陆基地后不用装卸, 可直接移动至另一个月球基地, 提供地月轨道间运输+月球表面运输的一体化运载工具, 配合在轨加注/月面加注技术, 为未来大规模月球资源开发、月球科研站的建设与运行、地月空间探索与利用提供全新的重复使用运输系统方案。

参 考 文 献

- [1] 龙乐豪. 关于中国载人登月工程若干问题的思考[J]. 导弹与运载技术, 2010(6): 1-5.
- [2] 陈金宝, 聂宏, 陈传志, 等. 载人登月舱设计及若干关键技术研究[J]. 宇航学报, 2014, 35(2): 125-136.
CHEN J B, NIE H, CHEN C Z, et al. Design and key techniques for lunar lander system of manned lunar landing[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(2): 125-136.
- [3] 庞之浩. 改变历史的“阿波罗”载人登月工程[J]. 国际太空, 2019(7): 6-10.
- [4] 焉宁, 胡冬生, 郝宇星. SpaceX公司“超重-星舰”运输系统方案分析[J]. 国际太空, 2020(11): 11-17.
- [5] BARR J. The aces stage concept: higher performance, new capabilities, at lower recurring cost[C]//AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition. [S. l.]: AIAA, 2015.
- [6] BAR J L, CADY E C. The Advanced Cryogenic Evolved Stage (ACES)—a low-cost, low-risk approach to space exploration launch[C]//Space 2006. San Jose, California: [s. n.], 2006.
- [7] SCOTKIN J, MASTEN D, POWERS J, et al. Experimental Enhanced Upper Stage (XEUS): an affordable large lander system[C]//2013 IEEE Aerospace Conference Proceedings. [S. l.]: IEEE, 2013.
- [8] 龙乐豪. 总体设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- [9] 李茂登. 月球软着陆自主导航、制导与控制问题研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
LI M D. Study the guidance, autonomous navigation and control of lunar soft landing[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011.
- [10] 张志国, 马英, 耿光有, 等. 火箭垂直回收着陆段在线制导凸优化方法[J]. 弹道学报, 2017, 29(1): 9-16.
ZHANG Z G, MA Y, GENG Y G, et al. Convex optimization method used in the landing-phase on-line guidance of rocket vertical recovery[J]. Journal of Ballistics, 2017, 29(1): 9-16.
- [11] 林晓辉, 于文进. 基于凸优化理论的含约束月球定点着陆轨道优化[J]. 宇航学报, 2013, 34(7): 901-908.
LIN X H, YU W J. Constrained trajectory optimization for lunar pinpoint landing based on convex optimization theory[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(7): 901-908.
- [12] AÇIKMEŞE B, BLACKMORE L. Lossless convexification of a class of optimal control problems with non-convex control constraints[J]. Automatica, 2011, 47(2): 341-347.
- [13] SAGLIANO M. Pseudospectral convex optimization for powered descent and landing[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018, 41(2): 320-334.
- [14] AÇIKMEŞE B, PLOEN S R. Convex programming approach to powered descent guidance for Mars landing[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(5): 1353-1366.
- [15] 李爽, 陶婷, 江秀强, 等. 月球软着陆动力下降制导控制技术综述与展望[J]. 深空探测学报(中英文), 2015, 2(2): 111-116.
LI S, TAO T, JIANG X Q, et al. Review and prospect of the powered descent guidance and control technologies for lunar soft landing[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2015, 2(2): 111-116.
- [16] 吴伟仁, 王大轶, 李骥, 等. 月球软着陆避障段定点着陆导航方法研究[J]. 中国科学(信息科学), 2011, 41(9): 1054-1063.
WU W R, WANG D Y, LI J, et al. Research of the pinpoint landing navigation method in the hazard avoidance phase of lunar landing[J]. Science in China(Information Sciences), 2011, 41(9): 1054-1063.

作者简介:

李扬(1981-), 女, 硕士, 研究员, 主要研究方向: 航天运输系统总体技术。

通讯地址: 北京9200信箱38分箱(100076)

电话: 13910060952

E-mail: liyang3250@163.com

Reusable Single-Stage Lunar Landing and Ascent Spacecraft Scheme Design and Guidance

LI Yang, ZHANG Feng, WANG Xiaowei, LIU Bingli, HAO Yuxing

(R&D Department, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Through a comparative analysis of multiple schemes, a reusable LO/LH propulsion-based single-stage lunar landing and ascent spacecraft scheme with vertical landing in horizontal attitude was proposed. For the problems of large fuel consumption and low control accuracy in braking phase, a convex-optimization-based guidance method was proposed. The convex optimization was then modeled and simulated, and the influence factors were analyzed. The results show that the scheme is easy to implement and reliable, capable of matching new-generation human launch vehicles, and the method possesses good mission applicability, enabling fuel cost optimization with various constraints including landing attitude and position accuracy. The proposed reusable single-stage lunar landing and ascent spacecraft scheme can be applied to lunar and cis-lunar reusable transportation missions, and provides a possible integrated transportation vehicle for both Earth orbit and lunar surface, holding a high cost-effectiveness ratio. The proposed scheme also provides a good solution for future transportation system for large-scale cis-lunar exploration and exploitation.

Keywords: reusable; single-stage; lunar landing and ascent spacecraft; horizontal attitude; convex optimization

Highlights:

- A reusable LO/LH propulsion-based single-stage human lunar landing and ascent spacecraft scheme with vertical landing in horizontal attitude was proposed.
- The scheme is capable of matching new-generation human launch vehicles, and enabling reusability via lunar in-situ resource utilization.
- A convex-optimization-based guidance method was proposed for horizontal attitude vertical landing braking phase in view of great fuel consumption and low control accuracy. The method possesses good mission applicability, enabling fuel cost optimization with various constraints including landing attitude and position accuracy.
- The proposed spacecraft scheme can be applied to lunar and cis-lunar reusable transportation missions, and provides a possible integrated transportation vehicle for both Earth orbit and lunar surface, holding a high cost-effectiveness ratio.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]