

中途分离模式的载人月面下降轨迹优化设计

侯振东, 刘 扬, 赵 毓
(北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘 要: 中途分离模式的载人月面着陆器在下降着陆飞行途中进行舱段分离, 分离前由推进舱提供减速动力, 分离后由登月舱独自完成后续下降着陆和上升入轨任务。以确保安全为首则, 以推进剂消耗量最少为目标, 提出载人月面下降轨迹优化方法。分析正常和应急飞行过程中影响安全的主要因素, 建立两舱落点、应急上升高度的安全边界解析模型; 提出正常下降和应急上升轨迹的设计流程, 建立安全性约束和推进剂消耗量的近似代理模型, 设计一种计算效率高、支持方案快速迭代分析的轨迹优化方法。仿真结果表明通过轨迹优化可在满足安全性约束下节省推进剂约 300 kg, 揭示了分离高度和飞行路径角变化对安全性的影响规律, 为载人月面着陆器方案设计提供技术参考。

关键词: 中途分离; 轨迹优化; 应急上升; 推进剂消耗

中图分类号: V412.4 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2023)09-1370-09

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2023.09.010

Optimal Design of Manned Lunar Descent Trajectory in Mid-course Separation Mode

HOU Zhendong, LIU Yang, ZHAO Yu
(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: The successful landing of a manned lunar mission requires careful planning and execution. One critical aspect is the mid-descent separation trajectory of the manned lunar module. To ensure safety and minimize propellant consumption, a method for optimizing this trajectory's design has been proposed. Through a thorough analysis of the main design goals and factors affecting safety, a trajectory optimization method has been established that is highly efficient in calculation and supports rapid iteration analysis. Simulation cases have verified the correctness of the method, demonstrating that significant propellant savings can be achieved while satisfying safety constraints. The results also reveal that reducing the flight path angle has a more significant effect on improving the landing points' safety, while increasing the separation height is more effective in enhancing emergency ascent safety. By implementing this optimized trajectory design, the chances of a successful manned lunar landing can be increased while ensuring the safety of the crew.

Key words: Mid-course separation; Trajectory optimization; Emergency ascent; Propellant consumption

0 引 言

载人月面着陆器用于实现航天员从环月轨道到月球表面的往返运输, 并为月面探测活动提供支持。月面下降和上升的速度增量需求大, 为减少推进剂消耗, 应尽量降低返回环月轨道的系统干重, 因此月

面着陆器一般由至少 2 个舱段组成, 选择在着陆月面后或下降中途将完成动力任务的舱段分离。月面分离模式下, 月面着陆器(由下降级和上升级组成)整器下降着陆月面, 下降级提供月面下降着陆动力, 在月面上升前解锁分离, 上升级独自上升入轨, 阿波罗登月舱^[1-2]、嫦娥五号探测器^[3]、Altair 登月舱^[4]

等均采用月面分离模式。中途分离模式下,月面着陆器(由推进舱和登月舱组成)在下降着陆飞行途中进行舱段分离,分离前由推进舱提供下降过程的主要减速动力,之后抛离推进舱,由登月舱独自完成后续下降着陆和上升入轨任务,N1-L3 登月舱^[5]、DASH 着陆器^[6-7]、可移动月面着陆器^[8-9]等均采用中途分离模式。

月面分离模式在下降期间无分离动作,下降方案更成熟,且下降级可作为月面起飞平台,降低起飞发动机羽流对上升级的影响,起飞控制和热防护难度更低,但对下降级发动机的研制提出了较高要求。月面下降初期需要较大的发动机推力以提升减速效率,月面下降后期需要通过变推力调节实现缓速稳定着陆,着陆时刻发动机推力与落月质量相当,整个过程中发动机推力需求变化幅度大,连续变推力需求主要针对下降着陆后期,以阿波罗登月舱为例,最大推力约 44.5 kN 的推力,变推比 10:1,在 4.67 ~ 28 kN 范围内连续变推^[10]。中途分离模式可降低对大推力高变比发动机的研制需求,按照推进舱配置大推力定推发动机、登月舱配置小推力变推发动机的设计,类比阿波罗下降轨迹方案,变推比可降至约 5:1。此外,中途分离模式的月面着陆器提前抛离了推进舱结构,落月质量更轻,可降低着陆缓冲机构的承载要求,对于可移动月面着陆器,也降低了运动系统的承载和功耗需求^[9]。但中途分离模式在月面下降期间存在分离动作,需要解决高可靠的分离机构研制、高度协调的分离程序设计、高安全高性能的下降轨迹设计等难题。

对于载人任务,月面下降中途分离轨迹的设计不仅影响到推进剂消耗量,还需考虑 2 个舱段的安全距离^[7]、故障发生后应急救援任务的安全性等多重约束^[11],与月面分离方式区别显著。N1-L3 登月舱考虑抛离的 Block D 落点散布,选择分离高度为 4 km,DASH 着陆器以 2 个舱段的安全距离不小于 3 km 为约束进行下降轨迹设计,分离高度选择 5.3 km,洛克希德-马丁公司的可移动月面着陆器也选择了约 5 km 的分离高度。上述飞行器的下降轨迹设计主要考虑了两舱落点的安全距离约束,没有对应急飞行的约束开展分析。

针对中途分离模式的载人月面着陆器,本文进行月面下降轨迹方案设计,分析正常和应急轨迹的

安全性,综合推进剂最优目标和载人安全性约束建立轨迹优化模型,提出优化求解方法并进行仿真分析验证,为后续载人月面着陆器方案论证和研制提供技术参考。

1 中途分离模式的载人月面下降轨迹方案设计

载人月面着陆器飞行至环月轨道近月点附近,推进舱轨控发动机点火工作,开始月面下降着陆飞行,参考嫦娥探测器轨道方案^[3,11],轨迹设计由 5 个子阶段组成,如图 1 所示,具体如下:

1) 主减速段:推进舱轨控发动机工作,降低环月轨道高度和速度,达到分离条件后两舱分离,一般采用推进剂最优制导律,如动力显示制导等^[12]。

2) 分离滑行段:推进舱和登月舱无动力飞行。

3) 姿态调整段:登月舱调整姿态,启动轨控发动机并进行变推力调节,直至达到下一阶段入口处的推力和姿态。

4) 接近段:以恒定的飞行路径角 β 向目标着陆点飞行,一般采用多项式制导^[13]等方法进行闭环控制。

5) 垂直下降段:垂直下降并着陆月面。

根据两舱分离前后各阶段的控制目标,推进舱轨控发动机的主要需求是大推力、高比冲,以提高主减速效率,无变推需求;登月舱轨控发动机的主要需求是具备连续变推能力。

2 月面下降轨迹安全性分析

2.1 正常飞行安全性分析

两舱分离后,要求登月舱和推进舱的落点具有一定安全裕度,确保推进舱不影响登月舱着陆,轨迹设计时考虑如下安全性约束:

$$d_{DT}(\mathbf{x}, \mathbf{c}) \geq d_{DT-\min} \quad (1)$$

式中: d_{DT} 为两舱落点距离; \mathbf{x} 和 \mathbf{c} 分别为轨迹优化设计变量和设计常量; $d_{DT-\min}$ 为两舱落点距离下限。

2.2 应急飞行安全性分析

对于载人任务,轨迹设计应考虑下降着陆过程中发生故障实施航天员应急救援的需求。月面下降着陆过程中发生故障,需中止月面下降,登月舱搭乘航天员返回环月轨道,后续再与停泊在环月轨道的载人飞船交会对接,完成救生,应急飞行轨迹如图 2 所示。

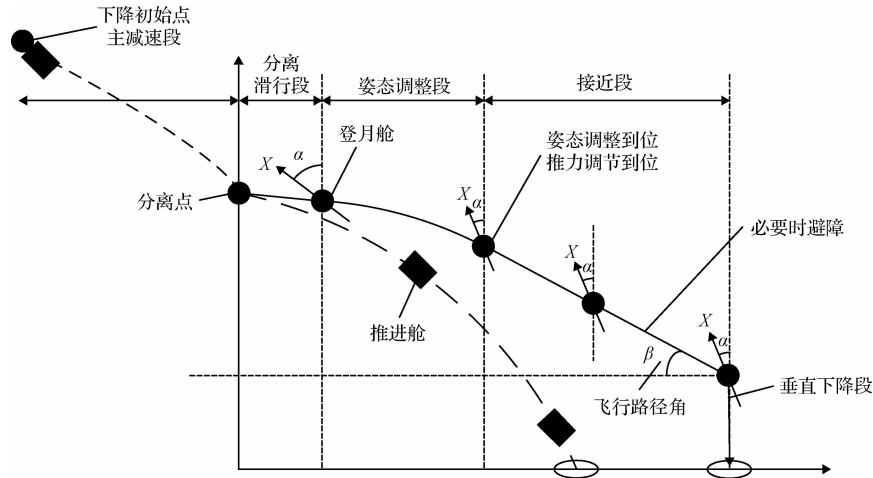


图1 中途分离模式的载人月面下降轨迹方案

Fig. 1 Profile of the manned lunar descent trajectory in the mid-course separation mode

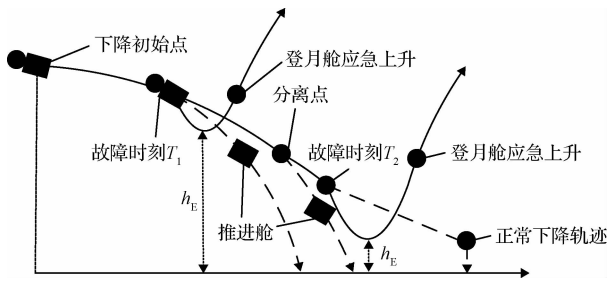


图2 中止下降应急上升轨迹

Fig. 2 Trajectory of aborted descent and emergency ascent

若故障发生在两舱分离前,需提前关闭推进舱轨控发动机、分离推进舱。故障发生后,登月舱存在下降初速度,还需进行轨控发动机推力调节、姿态调整等动作,因此登月舱在下降一定高度后才能进入上升轨迹,应急上升前的最低飞行高度记为 h_E ,如图2所示。

设计的下降轨迹应确保应急飞行过程中登月舱不触月且留有一定安全裕度,安全性约束为

$$h_E(t, \mathbf{x}, \mathbf{c}) \geq h_{E-\min}(t) \quad (2)$$

式中: t 为故障发生时刻; $h_{E-\min}$ 为应急飞行最低高度下限。

两舱分离后,登月舱距月面高度较低,应急飞行的触月风险较大,主要对两舱分离后的 h_E 进行分析。根据登月舱应急上升前继续下落的主要因素, h_E 可表述为

$$h_E(t) = h(t) - \delta h(\alpha(t), v_{\perp}(t)) \quad (3)$$

式中: h 为登月舱在故障发生时刻 t 的飞行高度; δh 为故障发生后登月舱继续下落的高度,主要与登月

舱俯仰角 α 和垂向残余速度 v_{\perp} 相关,其中 α 定义为轨控发动机轴线与当地铅垂线夹角。

$\delta h \propto \alpha$,因为 α 越大,轨控发动机推力在上升方向的分量越小; $\delta h \propto v_{\perp}$,因为 v_{\perp} 越大,轨控发动机推力抵消下降趋势的时间越长。从分离滑行段至接近段, α 和 v_{\perp} 均随 t 逐渐减小,因此 δh 也随 t 逐渐减小,在垂直下降段入口时刻 t_c 达到最小值。

在分离滑行段结束前,两舱相对距离较近,不宜启动轨控发动机进行应急上升。在姿态调整段,式(3)改写为

$$h_E(t) = h_E(t_0) - \Delta h(t) + \Delta \delta h(t) \geq h_E(t_0) - \Delta h(t) \quad (4)$$

式中: t_0 为姿态调整段初始时刻; $\Delta h(t) = h(t_0) - h(t)$, $\Delta \delta h(t) = \delta h(t_0) - \delta h(t) \geq 0$ 。

在接近段, α 保持不变, δh 仅随 $v_{\perp}(t)$ 变化,且 δh 与 $v_{\perp}^2(t)$ 近似为线性关系,即 $\partial \delta h / \partial v_{\perp}^2(t) \approx k$, k 为比例常值。由接近段轨迹特征可得:

$$\begin{cases} a_{\perp} = g_M \frac{\sin \alpha}{\cos(\beta + \alpha)} \\ v_{\perp}(t) = \sqrt{2a_{\perp}(h(t) - h_{CZ})} \end{cases} \quad (5)$$

式中: a_{\perp} 为垂向加速度; g_M 为月球重力常数; h_{CZ} 为垂直下降段入口高度。

由式(5)可得 $(h(t) - h_{CZ}) \propto v_{\perp}^2(t)$,进而可得 $\partial \delta h / \partial h(t) \approx k$ 。结合式(3)可得:

$$\begin{aligned} h_E(t) &\approx \tan \beta (1 - k) (s_C - s_J) \Rightarrow \\ h_E(t) &\approx \frac{s_C - s}{s_C - s_J} h_{EJ} + \frac{s - s_J}{s_C - s_J} h_{EC} \end{aligned} \quad (6)$$

式中: s_C 为垂直下降时登月舱航程; s_J 为接近段入口处登月舱航程; s 为时刻 t 的登月舱航程; $h_{EC} = h_E(t_C)$, $h_{EJ} = h_E(t_J)$, t_J 为接近段入口时刻。

$h_{E-\min}(t)$ 设计如下:

$$h_{E-\min}(t) = \begin{cases} h_{EJ-\min} + \Delta h(t_J) - \Delta h(t), & t \in [t_0, t_J] \\ \frac{s_C - s}{s_C - s_J} h_{EJ-\min} + \frac{s - s_J}{s_C - s_J} h_{EC}, & t \in (t_J, t_C] \end{cases} \quad (7)$$

式中: $h_{EJ-\min}$ 为 h_{EJ} 的下限约束。结合式(3)可知 h_{EC} 由垂直下降段入口高度 h_{CZ} 唯一确定。

综合式(4)、(6)~(7), 对于一组 \mathbf{x} 和 \mathbf{c} , $h_E(t)$ 和 $h_{E-\min}(t)$ 的相对关系见图3。进而, 式(2)表述的安全性约束可转换为

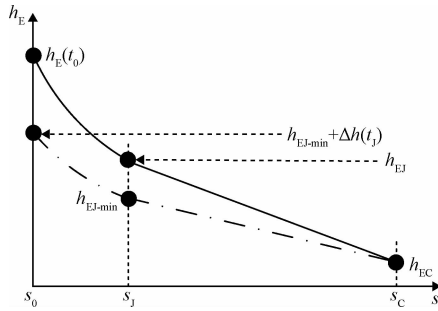


图3 应急飞行安全性约束示意图

Fig. 3 Schematic diagram of safety constraints in emergency flight

$$h_E(t_0, \mathbf{x}, \mathbf{c}) \geq h_{EJ-\min} + \Delta h(t_J, \mathbf{x}, \mathbf{c}) \quad (8)$$

3 月面下降轨迹优化问题建模

两舱分离前的下降轨迹由推进剂最优制导律确定, 本文主要对两舱分离后轨迹进行优化设计, 确定分离时刻的飞行高度和速度, 以及后续各子阶段的主要轨迹参数。

通过设计常量、设计变量、设计约束、优化目标等分析, 建立月面下降轨迹优化模型。设计约束主要考虑载人任务的安全性, 已在前文讨论。

3.1 设计常量分析

设计常量 \mathbf{c} 为

$$\mathbf{c} = [t_{HX} \quad \omega_{TZ} \quad \alpha \quad h_{CZ}] \quad (9)$$

式中: t_{HX} 为分离滑行段的时长; ω_{TZ} 为姿态调整段的平均调姿角速度。

t_{HX} 过小时, 登月舱后续姿态调整时可能与推进

舱结构干涉; t_{HX} 过大时, 登月舱自由落体引起的下落高度和速度较大, 登月舱后续减速下降的推进剂消耗量较大。因此, t_{HX} 一般在确保两舱不干涉的约束下取最小值。

ω_{TZ} 越大, 越快进入接近段, 调姿期间登月舱的下落高度和速度累积越小, 推进剂消耗量越少。根据 δh 的特性分析, 较大的 ω_{TZ} 也有利于提升应急上升安全性。因此, ω_{TZ} 一般在航天员承受能力和姿控系统机动能力约束下取最大值。

h_{CZ} 较低时, 发动机羽流引起的月尘扬起效应显著, 影响着陆避障安全性, 一般在安全性约束下取最小值。

3.2 设计变量分析

设计变量 \mathbf{x} 为

$$\mathbf{x} = [h_{JJ} \quad \beta] \quad (10)$$

式中: $h_{JJ} = h(t_J)$ 为接近段入口高度。

3.3 优化目标分析

以月面下降着陆过程中两舱推进剂消耗总量 Δm_{Prop} 最少为优化目标, 表述为

$$\min J = \Delta m_{Prop}(\mathbf{x}) \quad (11)$$

3.4 优化问题建模

综合式(1)、(8)~(11), 月面下降中途分离轨迹优化问题建模为

$$\begin{cases} \mathbf{x} = [h_{JJ} \quad \beta] \\ \mathbf{c} = [t_{HX} \quad \omega_{TZ} \quad \alpha \quad h_{CZ}] \\ \text{s. t.} \begin{cases} d_{DT}(\mathbf{x}, \mathbf{c}) \geq d_{DT-\min} \\ h_E(t_0, \mathbf{x}, \mathbf{c}) \geq h_{EJ-\min} + \Delta h(t_J, \mathbf{x}, \mathbf{c}) \end{cases} \\ \min J = \Delta m_{Prop}(\mathbf{x}, \mathbf{c}) \end{cases} \quad (12)$$

4 月面下降轨迹优化问题求解

4.1 正常下降轨迹设计流程

对于一组 \mathbf{x} 和 \mathbf{c} , 月面下降中途分离标称轨迹的设计流程如图4所示。首先在给定的两舱分离点姿态初值基础上, 从垂直下降段入口开始, 向前逆推完成两舱分离后下降轨迹设计; 之后以分离点状态为目标完成两舱分离前下降轨迹设计; 对两舱分离前后下降轨迹设计得到的分离点参数进行比对, 若不匹配则修改两舱分离点姿态进行迭代计算, 直至分离点参数匹配后完成整个下降轨迹设计。

对于一组 \mathbf{x} 和 \mathbf{c} , 根据图4所示的设计流程, 可

得 $\Delta h(t_j, \mathbf{x}, \mathbf{c})$, 结合推进舱分离后的自由落体下降轨迹可得 $d_{DT}(\mathbf{x}, \mathbf{c})$, 结合整个下降过程中的轨控发动机推力、比冲等参数可得 $\Delta m_{Prop}(\mathbf{x}, \mathbf{c})$ 。

4.2 应急上升轨迹设计流程

对于一组 \mathbf{x} 和 \mathbf{c} , 中止下降应急上升轨迹的设计流程如图5所示。根据图4所示的设计流程, 可得到任意时刻的飞行状态, 包括高度、速度、姿态和推力等, 故障发生后转入应急上升模式, 将登月舱轨控发动机推力调节至满推力, 同时将登月舱俯仰角调整至 0° (推力沿铅垂方向), 以尽快消除登月舱下落趋势。在下降速度减至 0 m/s 后, 得到应急飞行过程中距月面最低高度 $h_E(t, \mathbf{x}, \mathbf{c})$ 。

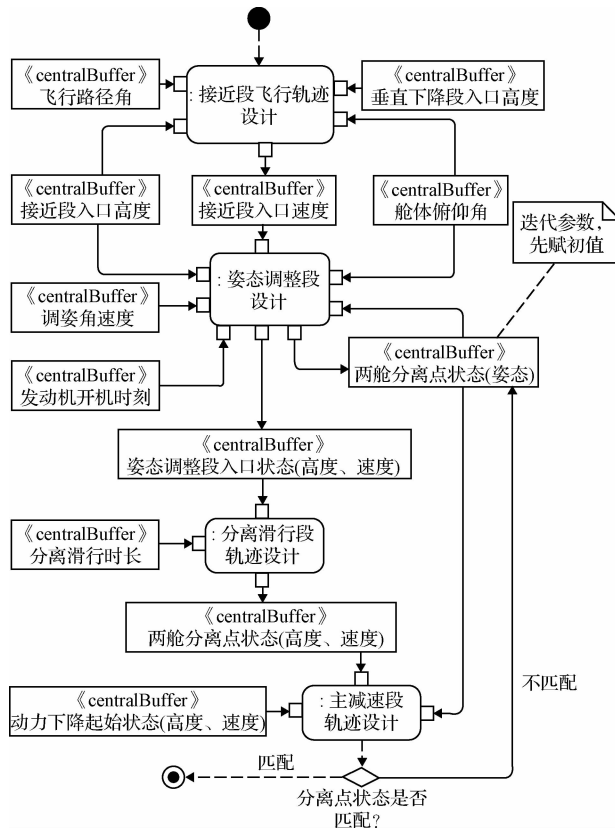


图4 月面下降中途分离标称轨迹设计流程

Fig. 4 Design procedure for the nominal trajectory in the mid-course separation mode

对于一组 \mathbf{x} 和 \mathbf{c} , 根据图5所示的设计流程, 可得到故障时刻 t_0 对应的 $h_E(t_0, \mathbf{x}, \mathbf{c})$ 。

4.3 代理模型分析

为提高优化求解效率, 采用最优拉丁超立方策略^[14]在 \mathbf{x} 的设计空间内选取样本点, 基于4.1节和4.2节的设计流程得到样本点对应的轨迹特

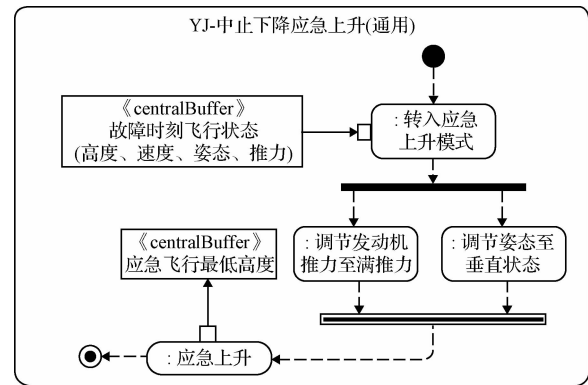


图5 中止下降应急上升轨迹设计流程

Fig. 5 Design procedure for the trajectory of aborting descent and emergency ascent

征参数, 根据样本点和轨迹特征参数形成的映射关系数据库, 采用多项式拟合方法分别建立 $d_{DT}(\mathbf{x}, \mathbf{c})$, $h_E(t_0, \mathbf{x}, \mathbf{c})$, $\Delta m_{Prop}(\mathbf{x}, \mathbf{c})$ 的近似代理模型。

$d_{DT}(\mathbf{x}, \mathbf{c})$ 的代理模型建立如下:

$$d_{DT}(\mathbf{x}) = \sum_{k=0}^4 a_k \beta^k + h_{JJ} \sum_{k=0}^3 b_k \beta^k \quad (13)$$

式中: a_k 和 b_k 分别为多项式拟合得到的系数。

式(13)表征的 d_{DT} 变化规律如图6所示。由结果可见, 在相同的 β 下, d_{DT} 相对 h_{JJ} 呈线性正比关系; 在相同的 h_{JJ} 下, d_{DT} 相对 β 呈反比关系, 变化率 $\partial d_{DT} / \partial \beta$ 随 β 的增加逐渐减小。因此, 在式(12)的约束下, 应尽量增加 h_{JJ} 、减小 β 。

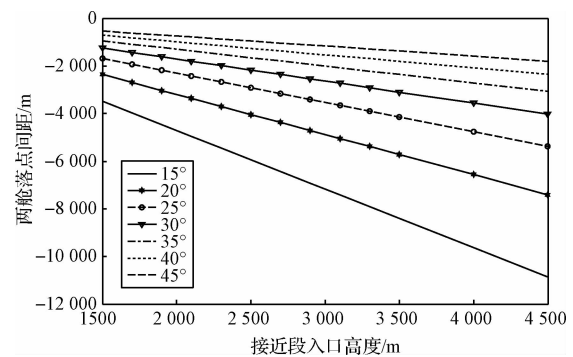


图6 两舱落点距离的变化曲线

Fig. 6 Variation of the distance between the landing sites of two modules

$h_E(t_0, \mathbf{x}, \mathbf{c})$ 的代理模型建立如下:

$$h_E(t_0, \mathbf{x}) = \sum_{k=0}^3 p_k \beta^k + h_{JJ} \sum_{k=0}^2 q_k \beta^k + h_{JJ}^2 \sum_{k=0}^1 r_k \beta^k \quad (14)$$

式中: p_k , q_k 和 r_k 分别为多项式拟合得到的系数。

式(14)表征的 h_E 变化规律如图7所示。由结果可见,在相同的 β 下, h_E 相对 h_{JJ} 呈正比关系, $\partial h_E / \partial h_{JJ}$ 波动幅度较大,因为 h_E 还受分离点垂向速度 v_{FL-H} 影响, h_{JJ} 增大时 v_{FL-H} 也相应增大,导致 h_E 降低;在相同的 h_{JJ} 下, h_E 相对 β 呈反比关系,变化率 $\partial h_E / \partial \beta$ 的波动幅度也较大,同样也是因为 v_{FL-H} 的影响。因此,在式(12)的约束下,应尽量增加 h_{JJ} 、减小 β 。

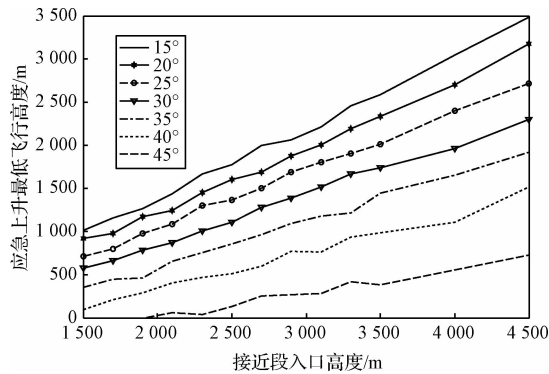


图7 应急飞行最低高度的变化曲线

Fig.7 Variation of the minimum altitude during emergency flight

$\Delta m_{\text{Prop}}(\mathbf{x}, \mathbf{c})$ 的代理模型建立如下:

$$\Delta m_{\text{Prop}}(\mathbf{x}) = \sum_{k=0}^3 e_k \beta^k + h_{JJ} \sum_{k=0}^2 f_k \beta^k + h_{JJ}^2 \sum_{k=0}^1 g_k \beta^k \quad (15)$$

式中: e_k , f_k 和 g_k 分别为多项式拟合得到的系数。

式(15)表征的 Δm_{Prop} 变化规律如图8所示。由结果可见,在相同的 β 下, Δm_{Prop} 相对 h_{JJ} 呈正比关系;在相同的 h_{JJ} 下, Δm_{Prop} 相对 β 呈反比关系。因此,在式(12)的约束下,应尽量减小 h_{JJ} 、增加 β 。

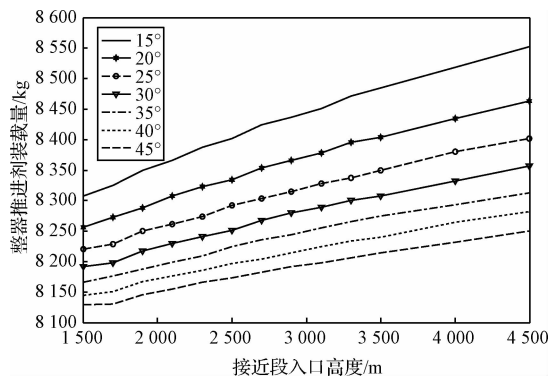


图8 两舱推进剂消耗量的变化曲线

Fig.8 Variation of the propellant consumption

4.4 优化求解流程

月面下降中途分离轨迹优化问题流程如图9所示。

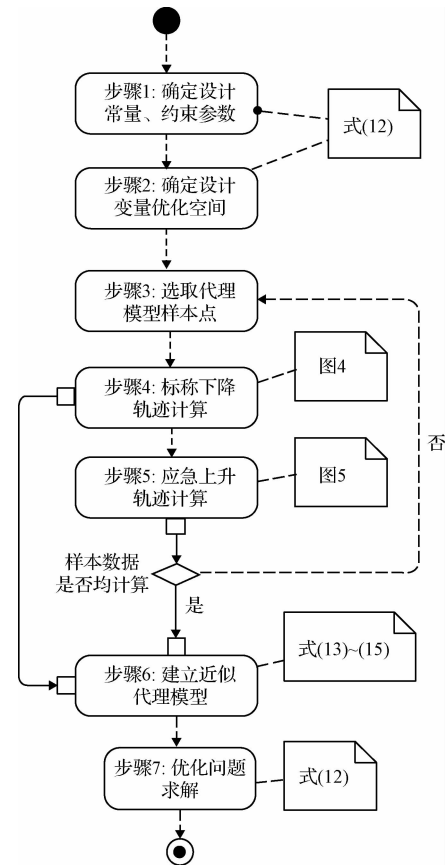


图9 月面下降中途分离轨迹优化问题求解流程

Fig.9 Solution procedure for optimizing the trajectory in the mid-course separation mode

首先确定式(12)的设计常量、约束参数、设计变量优化取值空间;其次选取样本点 $[h_{JJ} \ \beta]$ 按照图4和图5的设计流程进行标称下降轨迹计算、应急上升轨迹计算,根据轨迹计算结果建立设计约束和优化目标的近似代理模型,如式(13)~(15)所示;之后针对解析化的优化问题模型式(12),采用序列二次规划等优化方法进行求解,得到最终优化结果。

由4.1和4.2节流程可知,设计约束和优化目标涉及的参数计算过程复杂,需要通过迭代拼接、闭环制导等过程完成。采用基于近似代理模型的优化方法可避免问题求解时进行大量的正常和应急的轨迹计算,提升计算效率,有利于方案快速迭代分析。

5 案例分析

设计常量 \mathbf{c} , 以及轨迹设计相关的载人月面着陆器设计参数见表1。

表1中, 载人月面着陆器下降前的总质量、推进舱轨控发动机推力、登月舱轨控发动机推力均与阿波罗登月舱相当^[15]。设计约束参数、设计变量优化空间取值见表2。

表1 设计常量和载人月面着陆器相关参数

Table 1 Constant parameters and relevant parameters for manned lunar lander

参数	数值
分离滑行时长 t_{HX}/s	3
调姿角速度 $\omega_{\text{TZ}}/((^\circ) \cdot \text{s}^{-1})$	3
舱体俯仰角 $\alpha/((^\circ))$	12
垂直下降高度 h_{CZ}/m	30
下降前质量/kg	17 000
推进舱轨控发动机推力/N	50 000
登月舱轨控发动机推力/N	16 000

表2 设计约束参数和设计变量优化空间

Table 2 Constraint parameters and design variable optimization space

参数/(单位)	数值
两舱落点距离 $d_{\text{DT-min}}/\text{m}$	2 000
应急飞行最低高度 $h_{\text{EJ-min}}/\text{m}$	600
接近段入口高度 h_{JJ}/m	1 500 ~ 4 500
飞行路径角 $\beta/((^\circ))$	15 ~ 45

基于表1和表2参数, 对选取的样本点进行正常下降轨迹和应急上升轨迹的设计计算, 得到近似代理模型, 如式(13)~(15)所示。应急上升轨迹设计计算时, 考虑故障模式对飞行状态的影响, 登月舱俯仰角扰动幅度 20° , 为快速抵消下降趋势, 调姿角速度取 $6((^\circ)/\text{s})$, 为正常调姿的2倍。

设计变量可行域和优化结果如图10所示, 结果分析如下:

1) 根据式(13)~(14)的设计约束特性分析, β 越小、 h_{JJ} 越大, 飞行轨迹越安全。因此, 满足安全性约束的可行域在 β 较小时, h_{JJ} 可选择较小值, 在 β 取 15° 时, h_{JJ} 可取 1 500 m; 在 h_{JJ} 较大时, β 可选择较小值, 在 h_{JJ} 取 4 500 m 时, β 可取 41° 。 β 和 h_{JJ} 定义了飞行轨迹的安全边界。

2) 根据式(15)的优化目标分析, β 越大、 h_{JJ} 越小, 推进剂消耗量越少, 与安全性约束相反。因此, 轨迹优化结果在安全边界取值, 综合 β 和 h_{JJ} 的影响程度确定。在案例给定的输入参数下, 最优结果对应的设计变量取值为 $\beta = 28.1^\circ$, $h_{\text{JJ}} = 2\ 180\ \text{m}$, $\Delta m_{\text{Prop}} = 8\ 203\ \text{kg}$ 。与可行域内推进剂消耗量最大的设计结果相比, Δm_{Prop} 减少约 300 kg。

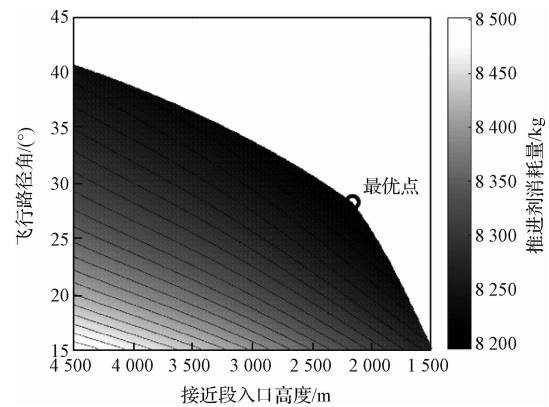


图10 设计变量可行域和优化结果

Fig. 10 Feasible region of design variables and optimization results

对优化后的月面下降轨迹安全性进行仿真分析, 图11给出了两舱分离后的飞行轨迹, 两舱落点距离 2 055 m, 满足不小于 2 000 m 的约束。图12给出了两舱分离后不同飞行高度发生故障后的应急上升轨迹, 在分离调姿初始时刻 t_0 , 登月舱飞行高度 2 415 m, 应急上升最低高度 h_{E} 为 1 019 m, 满足不小于 972 m 的约束, 随着故障发生时刻延后, 登月舱飞行高度降低, 故障后应急上升最低高度 h_{E} 也相应降低, 但均满足式(7)的安全性约束。

两舱落点距离的安全性约束调整后, 优化设计结果的变化情况如图13所示。 $d_{\text{DT-min}}$ 从 1 600 m 至 3 200 m 的变化过程中, 最优结果对应的 β 从 34° 单调递减至 17° , h_{JJ} 从 2 660 m 单调递减至 1 610 m。结果表明与增加 h_{JJ} 相比, 减小 β 对提升两舱落点安全距离的效果更显著, 因此随着 $d_{\text{DT-min}}$ 的增加, 选取更小的 β , 同时为减少推进剂消耗量, 可选取更小的 h_{JJ} 。在两舱落点距离安全性约束更为严苛时, 推进剂消耗量更大, $d_{\text{DT-min}}$ 从 1 600 m 至 3 200 m 的变化过程中, Δm_{Prop} 增加 55 kg。

应急上升高度的安全性约束调整后, 优化设计结果的变化情况见图14。 $h_{\text{EJ-min}}$ 从 400 m 至 1 200 m 的变化过程中, 最优结果对应的 β 从 23° 增加至

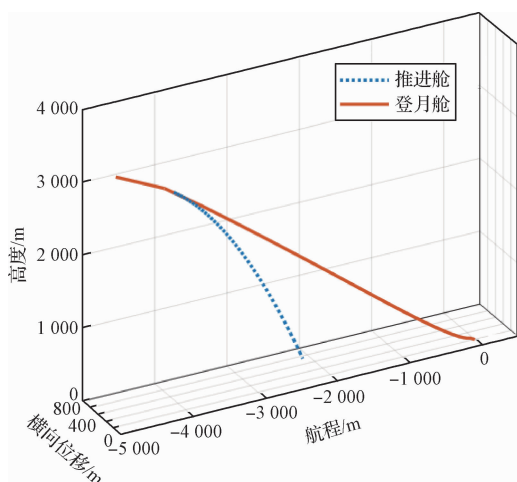
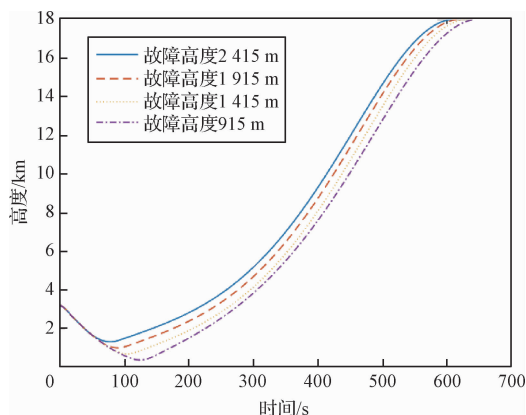


图11 两舱分离后的飞行轨迹

Fig. 11 Trajectories of the two modules after separation

图12 两舱分离后不同高度发生故障后的应急上升轨迹
Fig. 12 Emergency ascent trajectory for the fault occurred at different heights after separation

35° , h_{JL} 从 1 550 m 单调递减至 3 910 m。结果表明与减小 β 相比,增加 h_{JL} 对提升应急上升高度安全性的效果更显著,因此随着 $h_{\text{EJ-min}}$ 的增加,选取更大的 h_{JL} ,同时为减少推进剂消耗量,可选取更大的 β 。在应急上升高度安全性约束更为严苛时,推进剂消耗量更大, $h_{\text{EJ-min}}$ 从 400 m 至 1 200 m 的变化过程中, Δm_{Prop} 增加 54 kg。

6 结 论

提出了一种计算效率高、支持方案快速迭代分析的载人月面下降中途分离轨迹优化设计方法,在保证正常飞行过程中两舱落点不干涉、应急上升过程中不触月的安全性要求下,实现推进剂消耗量最省的目标。仿真案例验证了方法的正确性,在满足安全性约束的条件下推进剂消耗量最多可节省约

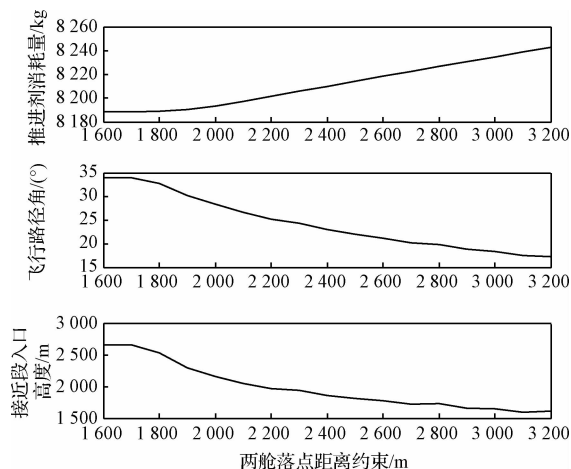


图13 两舱落点安全性约束变化对轨迹优化的影响

Fig. 13 Variation of the trajectory optimization results with the constraint of relative distance between landing sites

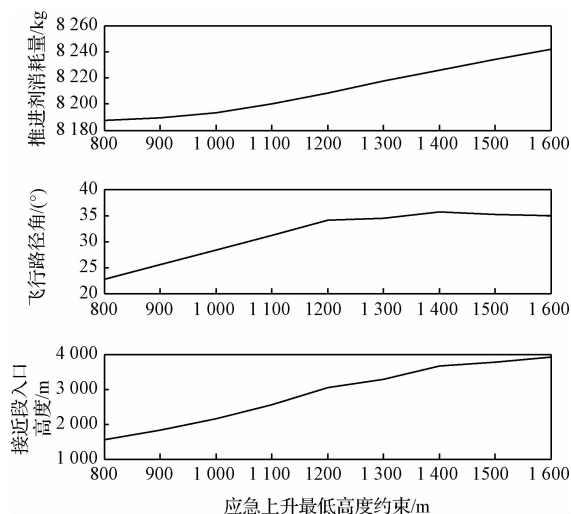


图14 应急上升安全性约束变化对轨迹优化的影响

Fig. 14 Variation of the trajectory optimization results with the constraint of emergency ascent height

300 kg;揭示了轨迹优化结果随安全边界的变化规律,仿真表明与增加分离高度相比,减小飞行路径角对提升两舱落点安全性的作用更显著,与减小飞行路径角相比,增加分离高度对提升应急上升安全性的作用更显著。方法和分析结果为后续载人月面着陆器方案论证和研制提供技术参考。

参 考 文 献

- [1] KELLY T. Manned lunar lander design-The Project Apollo Lunar Module (LM) [C]. Space Programs and Technologies Conference, Huntsville, USA, March 24-27, 1992.
- [2] KELLY T. A review of the Apollo Lunar Module program and its lessons for future space missions [C]. Space Programs and

- Technologies Conference, Huntsville, USA, September 25 – 27, 1990.
- [3] 杨孟飞,张高,张伍,等. 月面无人自动采样返回任务技术设计与实现[J]. 中国科学(技术科学), 2021, 51(7): 738 – 752.
- YANG Mengfei, ZHANG Gao, ZHANG Wu, et al. Technical design and implementation of unmanned automatic sampling return mission on lunar surface[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2021, 51(7): 738 – 752.
- [4] DONAHUE B B, CAPLIN G, SMITH D B, et al. Lunar lander concepts for human exploration[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(2): 383 – 393.
- [5] 张有山,果琳丽,王平,等. 新一代载人月面着陆器发展趋势研究[J]. 载人航天, 2014, 20(4): 353 – 358.
- ZHANG Youshan, GUO Linli, WANG Ping, et al. Study on the development trend of new generation Manned Lunar Lander[J]. Manned Spaceflight, 2014, 20(4): 353 – 358.
- [6] KUTTER B, ZEGLER F, BULK T, et al. Robust lunar exploration using an efficient lunar lander derived from existing upper stages[C]. AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition, Pasadena, USA, September 14 – 17, 2009.
- [7] MAZANEK D D, TROUTMAN P A, CULBERT C J, et al. Surface buildup scenarios and outpost architectures for lunar exploration[C]. IEEE Aerospace Conference, Big Sky, USA, March 7 – 14, 2009.
- [8] 张志贤,梁鲁,果琳丽,等. 轮腿式可移动载人月面着陆器概念设想[J]. 载人航天, 2016, 22(2): 202 – 209.
- ZHANG Zhixian, LIANG Lu, GUO Linli, et al. Conceptual design of manned lunar lander with wheel-legged mobile system[J]. Manned Spaceflight, 2016, 22(2): 202 – 209.
- [9] CICHAN T, BAILEY S A, BURCH A, et al. Concept for a crewed lunar lander operating from the lunar orbiting platform-gateway [C]. The 69th International Astronautical Congress (IAC), Bremen, Germany, October 1 – 5, 2018.
- [10] HAMMOCK W R, CURRIE E, FISHER A. Apollo experience report: Descent propulsion system[R]. Houston, USA: NASA Manned Spacecraft Center, 1973.
- [11] 彭祺攀,张海联. 载人月面着陆过程的应急上升轨道优化设计[J]. 载人航天, 2015, 21(2): 187 – 192.
- PENG Qibo, ZHANG Hailian. Optimization of lunar emergency design ascent trajectory during manned lunar landing [J]. Manned Spaceflight, 2015, 21(2): 187 – 192.
- [12] 张洪华,关轶峰,黄翔宇,等. 嫦娥三号着陆器动力下降的制导导航与控制[J]. 中国科学(技术科学), 2014, 44(4): 377 – 384.
- ZHANG Honghua, GUAN Yifeng, HUANG Xiangyu, et al. Guidance navigation and control for Chang’ E-3 powered descent [J]. Scientia Sinica (Technologica), 2014, 44(4): 377 – 384.
- [13] 李骥,张洪华,张晓文,等. 载人月球软着陆 GNC 技术研究[J]. 载人航天, 2020, 26(6): 733 – 740, 750.
- LI Ji, ZHANG Honghua, ZHANG Xiaowen, et al. Research on GNC technology for crewed lunar soft landing [J]. Manned Spaceflight, 2020, 26(6): 733 – 740, 750.
- [14] 刘俊. 基于代理模型的高效气动优化设计方法及应用[D]. 西安:西北工业大学, 2015.
- LIU Jun. Efficient surrogate-based optimization method and its application in aerodynamic design [D]. Xi’an: Northwestern Polytechnical University, 2015.
- [15] 李斌,丁丰年,张小平. 载人登月推进系统[M]. 北京:中国宇航出版社, 2011: 112 – 117.