

探月飞船跳跃式再入组合制导方法*

曾亮,张洪波,郑伟,罗宗富

(国防科技大学 航天科学与工程学院,湖南长沙 410073)

摘要:针对预测-校正制导方法计算量大的问题,提出一种结合预测-校正法和标准轨道法的组合制导方法。在一次再入段采用预测-校正法提高制导方法的鲁棒性能,在二次再入段采用标准轨道法减少计算量。该组合制导方法通过利用标准轨道信息,减少了预测时间;通过设计指令快速迭代算法,减少了迭代次数;并根据飞船二次再入点处的实际状态,修正标准指令剖面,提高二次再入制导性能。仿真结果表明:该组合制导方法能大幅减少预测时间,提高校正速度,并具有较高的鲁棒性和精度。

关键词:探月飞船;跳跃式再入;再入制导;组合制导

中图分类号:V448 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2014)06-070-06

An investigation on combined entry guidance for lunar capsule skip reentry

ZENG Liang, ZHANG Hongbo, ZHENG Wei, LUO Zongfu

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A new entry guidance method combined predictor-corrector guidance and reference trajectory guidance was proposed for reducing calculated amount in predictor-corrector entry guidance. Predictor-corrector guidance was applied in initial entry phase to improve robustness, and reference trajectory guidance was applied in second entry phase to reduce calculated amount. Through the information of reference trajectory, it was less time consumed in predicting. The method with a new command fast iterative algorithm was designed to reduce the iterative times. The reference command profile was revised according to actual condition of lunar capsule in transfer position so as to compensate error and to improve the quality of the second entry guidance performance. Numerical simulation results demonstrate that the combined entry guidance method is able to lessen time in predicting and fasten correction, and it has the characteristics of high precision and robustness.

Key words: lunar capsule; skip reentry; entry guidance; combined guidance

探月飞船是一种低升阻比飞行器(一般小于0.5),在其返回任务中,为满足任务航程需要,并减小过载和热流峰值,飞船返回常采用跳跃式轨道再入。再入制导是保证再入安全的关键技术,其方法大体可分为两种:标准轨道法和预测-校正法。标准轨道法设计简单、计算量较小,但鲁棒性相对较差;预测-校正法鲁棒性较好,但其过程复杂,计算量较大。为满足工程需要,同时兼顾鲁棒性和计算量,可将两种方法进行组合应用。

“阿波罗”飞船再入制导方法中采用标准轨道法制导,在小幅跳跃返回轨道中获得了较好的制导结果^[1]。为适应新一代乘员探测飞行器(Crew Exploration Vehicle, CEV)返回任务的需要,喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)提出 PreGuid 再入制导方法^[2-3]; Tigges、

Crull、Rea 等提出数值跳跃式再入制导方法(Numerical Skip Entry Guidance, NSEG)^[4]。这两种再入制导方法在前期采用数值预测-校正制导,后续逐渐过渡到标准轨道法制导,但预测-校正形式和过渡形式有所差别。Brunner、Lu 研究了探月飞船返回再入全过程数值预测-校正再入制导方法^[5-7];Souza 研究了跟踪阻力加速度剖面的再入制导方法^[8]。此外,国内周军、李惠峰、赵彪等对探月飞船返回再入制导方法也进行了深入的研究^[9-11]。

本文针对预测-校正法计算量较大的问题,提出了一种结合预测-校正法和标准轨道法的组合制导方法。为提高制导方法的快速计算性能和鲁棒性,设计了待飞航程快速预测方法、指令快速迭代方法和切换点处误差补偿方法,并通过数值

* 收稿日期:2014-04-22

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61203194);航天飞行动力学技术重点实验室开放基金资助项目(2012afdl018)

作者简介:曾亮(1989—),男,江西吉安人,博士研究生,E-mail:lianglong44141989@163.com;

郑伟(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:zw.nudt@163.com

仿真分析进行了验证。仿真分析表明:该组合制导方法能大幅地减少预测时间,快速迭代出制导指令,并通过修正标准剖面补偿误差损失,提高二次再入制导的精度和鲁棒性。

1 再入动力学模型

由于探月飞船的升阻比较小(一般小于0.5)并且侧向机动能力有限,所以需要在返回坐标系下建立探月飞船返回再入运动方程^[12]。动力学方程的建立过程中采用“瞬时平衡”假设和球形地球模型,并忽略姿态控制的影响,得到飞船的再入动力学方程为

$$m \frac{\delta^2 \mathbf{r}}{\delta t^2} = \mathbf{R} + mg - m \boldsymbol{\omega}_e \times \frac{\delta \mathbf{r}}{\delta t} - m \boldsymbol{\omega}_e \times (\boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{r}) \quad (1)$$

由于飞船再入过程为无动力再入,所以在动力学方程中不包含动力项。式(1)中, m 为飞船质量; \mathbf{r} 为位置矢量; \mathbf{R} 为气动力; mg 为引力项; $\boldsymbol{\omega}_e$ 为地球自转角速度矢量; $\boldsymbol{\omega}_e \times \frac{\delta \mathbf{r}}{\delta t}$ 为科氏加速度项; $\boldsymbol{\omega}_e \times (\boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{r})$ 为牵连加速度项。

将式(1)在返回坐标系中投影,可得到标量形式的运动方程为

$$m \begin{bmatrix} dv_x/dt \\ dv_y/dt \\ dv_z/dt \end{bmatrix} = m \frac{g_r}{r'} \begin{bmatrix} x \\ y + R_0 \\ z \end{bmatrix} + m \frac{g_{\omega_e}}{\omega_e} \begin{bmatrix} \cos A_0 \cos \varphi_0 \\ \sin \varphi_0 \\ -\sin A_0 \cos \varphi_0 \end{bmatrix} + \mathbf{O}_B \begin{bmatrix} -C_x q S \\ C_y q S \\ C_z q S \end{bmatrix} - m \mathbf{A} \begin{bmatrix} x \\ y + R_0 \\ z \end{bmatrix} - m \mathbf{B} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

式(2)中, r' 为地心矢径长度; R_0 为返回坐标系原点的地心距; A_0 为再入方位角; φ_0 为再入点对应的地心纬度; C_x, C_y 和 C_z 分别为轴向、法向和横向气动力系数; q 为动压; S 为参考面积; \mathbf{O}_B 为机体坐标系到返回坐标系的转换矩阵; g_r 和 g_{ω_e} 表示引力加速度在地心矢径 \mathbf{r}' 和地球自转轴方向上的投影,其考虑到 J_2 项的表达式如式(3)所示。

$$\begin{cases} g_r = -\frac{\mu}{r'^2} \left[1 + \frac{3J_2}{2} \left(\frac{a_e}{r'} \right)^2 (1 - 5\sin^2 \varphi) \right] \\ g_{\omega_e} = -3 \frac{\mu}{r'^2} J_2 \left(\frac{a_e}{r'} \right)^2 \sin \varphi \end{cases} \quad (3)$$

其中, μ 为地球引力系数; a_e 为地球赤道半径; φ 为地心纬度。式(2)中的 \mathbf{A} 和 \mathbf{B} 与计算惯性力相关。

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \omega_{e_x}^2 - \omega_e^2 & \omega_{e_x} \omega_{e_y} & \omega_{e_x} \omega_{e_z} \\ \omega_{e_x} \omega_{e_y} & \omega_{e_y}^2 - \omega_e^2 & \omega_{e_y} \omega_{e_z} \\ \omega_{e_x} \omega_{e_z} & \omega_{e_y} \omega_{e_z} & \omega_{e_z}^2 - \omega_e^2 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & -2\omega_{e_z} & 2\omega_{e_y} \\ 2\omega_{e_z} & 0 & -2\omega_{e_x} \\ -2\omega_{e_y} & 2\omega_{e_x} & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式(4)、式(5)中, $\omega_{e_x}, \omega_{e_y}, \omega_{e_z}$ 分别表示地球自转角速度矢量在返回坐标系三轴上的分量。

2 组合制导策略

飞船再入制导过程中,纵向采用组合制导方法,侧向通过“漏斗”控制倾侧角翻转逻辑。纵向制导中,在一次再入段中采用数值预测-校正法,保证飞船在二次再入时具有足够的飞行能力;二次再入段中采用标准轨道法,减小再入制导的计算量。

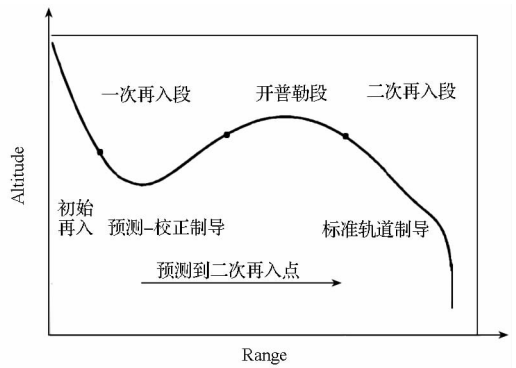


图1 再入制导方案图

Fig. 1 Scheme of entry guidance

将整个再入过程按再入次序划分为3个阶段:一次再入段、开普勒段和二次再入段。图1中给出了飞船再入过程的各个阶段划分及采用的制导方法。再入过程中,当飞船跃起后过载 N_g 小于 $0.2g_0$,则认为飞船进入开普勒段^[2]。

2.1 预测-校正制导段

飞船初始再入时,气动力较小,飞船的可控能力较弱。在此阶段,飞船保持离轨时的姿态,不进行制导。随着飞船高度的降低,气动力逐渐增大,当飞船的过载 N_g 大于 N_{g0} 时,则开始进入数值预测-校正制导段。

在数值预测-校正制导阶段,飞船基于设计的倾侧角剖面 $\sigma_k(v)$,以当前状态为起点,快速进行三自由度积分,预估出飞船到开伞点的航程 $S_{to go}$ 。再根据任务实际的待飞航程 $S_{to go}^0$ 与预估待飞航程 $S_{to go}$ 的偏差 $\Delta S_{to go}$,校正原倾侧角剖面 $\sigma_k(v)$,得到满足精度要求 $\Delta S_{to go}^0$ 的新倾侧角剖面 $\sigma_{k+1}(v)$ 。图2中给出了一次再入段中预测-校正制导的流程图。

2.2 标准轨道制导段

飞船二次再入后开始采用标准轨道法制导,

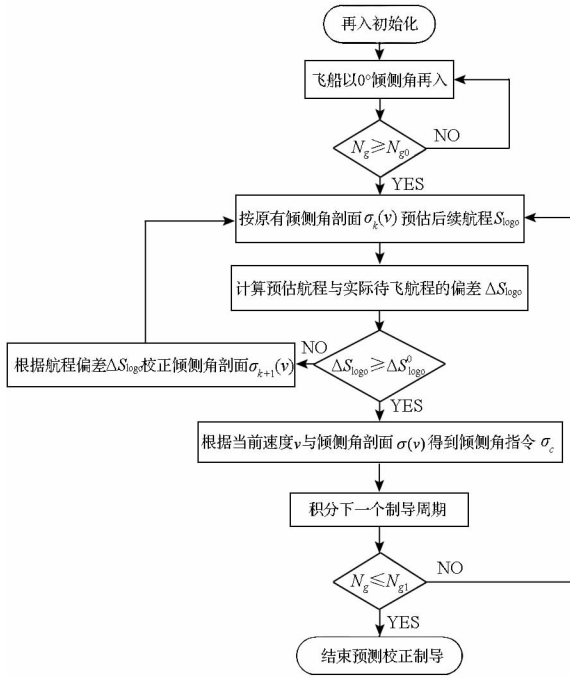


图 2 预测-校正制导流程图

Fig. 2 Flow chart of predictor-corrector guidance

在任务开始前,将设计优化得到的标准轨道存储在飞船的计算机中;在实际再入过程中按标准轨道的倾侧角指令飞行,并反馈实际状态与标准状态的偏差。

标准轨道的设计过程中,以控制裕量最大、二次过载最小为最优性能指标,通过设计倾侧角剖面 $\sigma(v)$ 得到性能最优的标准轨道。制导过程中,通过解算标准轨道纵平面内所需的升阻比来获得指令基值,并通过反馈线性化方法实现对标准轨道的跟踪。倾侧角指令的计算公式如式(6)所示^[6]。

$$\cos\sigma_c = \frac{(L/D)_0 \cdot \cos\sigma_0 + \mathbf{K} \cdot \mathbf{\Delta}}{L/D} + \frac{\mathbf{K} \cdot \mathbf{\Delta}}{L/D} \quad (6)$$

式(6)中, $(L/D)_0$ 为标准升阻比, L/D 为实际升阻比, σ_0 为标准倾侧角值, \mathbf{K} 增益系数向量, $\mathbf{\Delta}$ 为状态偏差向量, σ_c 为倾侧角指令。为提高再入末端的再入制导精度,在反馈律中引入航程 S 和航程变化率 \dot{S} 的反馈。此外,为了对标准轨道的纵向进行有效的跟踪,对切向过载 N_{gx} 、高度变化率 \dot{H} 进行反馈,得到反馈律为

$$\mathbf{K} \cdot \mathbf{\Delta} = \mathbf{K}_{N_{gx}} \Delta N_{gx} + \mathbf{K}_{\dot{H}} \Delta \dot{H} + \mathbf{K}_S \Delta S + \mathbf{K}_{\dot{S}} \Delta \dot{S} \quad (7)$$

式(7)中, $\mathbf{K}_{N_{gx}}$, $\mathbf{K}_{\dot{H}}$, \mathbf{K}_S 和 $\mathbf{K}_{\dot{S}}$ 分别是切向过载 N_{gx} 、高度变化率 \dot{H} 、航程 S 和航程变化率 \dot{S} 的增益系数向量。

3 组合制导方法

为提高组合制导方法的鲁棒性和计算速度,在制导方法中分别设计了待飞航程快速预测方

法、指令快速校正方法和切换点误差补偿方法,以保证再入制导的计算性能和鲁棒性能。

3.1 待飞航程快速预测方法

由于二次再入段的标准轨迹已经通过离线计算获得,因此,在实时预测过程中,可利用二次再入段标准轨道的信息缩短预测范围,将预测的终端点由开伞点提前到二次再入点,以减少每次预测的时间。

在二次再入段,飞船的航程主要受二次再入点处的纵向状态和后续倾侧角指令剖面 $\sigma(v)$ 影响。因此,飞船二次再入段的航程可表示为二次再入纵向状态量速度 v_{scd} 、当地速度倾角 θ_{scd} 、高度 H_{scd} 及倾侧角指令剖面 $\sigma(v)$ 的函数

$$S_{logo2} = F(v_{scd}, \theta_{scd}, H_{scd}, \sigma(v)) \quad (8)$$

在二次再入点处,对该函数进行一阶泰勒展开,可得

$$S_{logo2} = S_{std2} + \frac{\partial F}{\partial v_{scd}} \Delta v_{scd} + \frac{\partial F}{\partial \theta_{scd}} \Delta \theta_{scd} + \frac{\partial F}{\partial H_{scd}} \Delta H_{scd} + \frac{\partial F}{\partial \sigma} \Delta \sigma \quad (9)$$

式(9)中, S_{std2} 为标准轨道的二次再入段航程; S_{logo2} 为预估的二次再入段航程。在预估二次再入段航程时,假定飞船按标准轨道的倾侧角剖面飞行,则 $\Delta\sigma$ 为 0,式(9)进一步简化为

$$S_{logo2} = S_{std2} + \frac{\partial F}{\partial v_{scd}} \Delta v_{scd} + \frac{\partial F}{\partial \theta_{scd}} \Delta \theta_{scd} + \frac{\partial F}{\partial H_{scd}} \Delta H_{scd} \quad (10)$$

根据式(10),利用飞船预测的二次再入点状态与标准二次再入点状态之间的偏差及二次再入段标准航程,即可快速预估得到飞船二次再入段的航程。

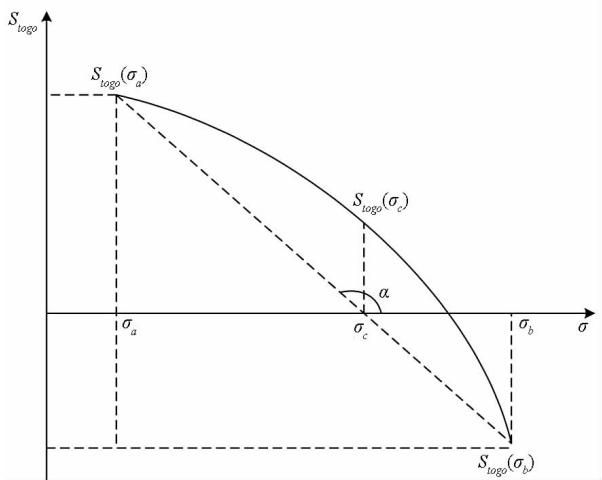


图 3 试位法示意图

Fig. 3 Sketch diagram of regula falsi method

3.2 指令快速校正方法

在数值预测-校正制导中,采用有界试位法作

为指令迭代校正算法。有界试位法是一种收敛速度介于二分法与牛顿法之间的一种迭代方法。它的收敛速度快于二分法,并能在方程有解的情况下确保算法收敛。采用有界试位法作为指令校正方法能在保证收敛性的前提下兼顾收敛速度,减少预测次数。图3给出了有界试位法的示意图,假设前期已经获得倾侧角剖面 $\sigma_a(v)$ 和 $\sigma_b(v)$,且

$$\begin{cases} S_{\text{togo}}(\sigma_a(v)) \cdot S_{\text{togo}}(\sigma_b) < 0 \\ \sigma_a(v) < \sigma_b(v) \end{cases} \quad (11)$$

则

$$\sigma_c(v) = \frac{\sigma_a(v) \cdot S_{\text{togo}}(\sigma_b(v)) - \sigma_b \cdot S_{\text{togo}}(\sigma_a(v))}{S_{\text{togo}}(\sigma_b(v)) - S_{\text{togo}}(\sigma_a(v))} \quad (12)$$

若 $\Delta S_{\text{togo}}(\sigma_c(v))$ 不能满足要求,则用 $\sigma_c(v)$ 替换 $\sigma_a(v)$ 或 $\sigma_b(v)$,以减小迭代区间。替换方法如式(13)所示。

$$\begin{cases} \text{if } \text{sgn}(\Delta S_{\text{togo}}(\sigma_c(v))) = \text{sgn}(\Delta S_{\text{togo}}(\sigma_a(v))) \\ \sigma_a(v) = \sigma_c(v) \\ \text{if } \text{sgn}(\Delta S_{\text{togo}}(\sigma_c(v))) = \text{sgn}(\Delta S_{\text{togo}}(\sigma_b(v))) \\ \sigma_b(v) = \sigma_c(v) \end{cases} \quad (13)$$

为提高计算速度,在迭代之前,先检验是否有进行校正的需要:利用上一预测周期的倾侧角剖面 $\sigma_{k-1}(v)$ 测试 $\Delta S_{\text{togo}}(\sigma_{k-1}(v))$ 是否依然满足精度要求。若 $\Delta S_{\text{togo}}(\sigma_{k-1}(v))$ 满足校正精度要求,则继续沿用上一周期迭代的倾侧角剖面;若不满足,则将 $\sigma_{k-1}(v)$ 作为迭代起始值,并根据 $\Delta S_{\text{togo}}(\sigma_{k-1}(v))$ 的符号确定其为上边界还是下边界。

$$\begin{cases} \sigma_a(v) = \sigma_{k-1}(v) \text{ if } \Delta S_{\text{togo}}(\sigma_{k-1}(v)) \geq 0 \\ \sigma_b(v) = \sigma_{k-1}(v) \text{ if } \Delta S_{\text{togo}}(\sigma_{k-1}(v)) < 0 \end{cases} \quad (14)$$

则另一迭代起始值可通过式(15)计算获得。

$$\begin{cases} \sigma_b(v) = \sigma_{k-1}(v) + n \cdot \Delta\sigma \text{ if } \Delta S_{\text{togo}}(\sigma_{k-1}(v)) \geq 0 \\ \sigma_a(v) = \sigma_{k-1}(v) - n \cdot \Delta\sigma \text{ if } \Delta S_{\text{togo}}(\sigma_{k-1}(v)) < 0 \end{cases} \quad (15)$$

式(15)中, $\Delta\sigma$ 为缩减步长, n 为自然数,起始值取1,若不能满足式(11),则逐渐增大 n 的取值大小,直到能够满足式(11)为止。

3.3 切换点误差补偿方法

在开普勒段,飞船所受到的气动力较小,飞船在该阶段不进行制导,使得扰动误差在该段中发散较快,致使飞船二次再入的状态与之前预测的状态存在一定误差。若不对这些误差进行修正补偿,将对后续制导过程产生不利影响。

为补偿各项误差,可利用式(9)中得到的二次再入点处状态偏差与倾侧角偏差之间的关系,修正标准倾侧角剖面值。由式(9)可得

$$\Delta\sigma = (\Delta S_{\text{togo}2} + \frac{\partial F}{\partial v_{\text{scd}}} \Delta v_{\text{scd}} + \frac{\partial F}{\partial \theta_{\text{scd}}} \Delta \theta_{\text{scd}} + \frac{\partial F}{\partial H_{\text{scd}}} \Delta H_{\text{scd}}) / \frac{\partial F}{\partial \sigma} \quad (16)$$

进一步可得到修正后的标准倾侧角剖面为

$$\sigma'_{\text{std}}(v) = \sigma_{\text{std}}(v) + (\Delta S_{\text{togo}2} + \frac{\partial F}{\partial v_{\text{scd}}} \Delta v_{\text{scd}} + \frac{\partial F}{\partial \theta_{\text{scd}}} \Delta \theta_{\text{scd}} + \frac{\partial F}{\partial H_{\text{scd}}} \Delta H_{\text{scd}}) / \frac{\partial F}{\partial \sigma} \quad (17)$$

式(17)中, $\Delta S_{\text{togo}2}$ 为预测到达再入点航程与实际到达二次再入点航程的偏差; $\sigma_{\text{std}}(v)$ 为原标准倾侧角剖面值; $\sigma'_{\text{std}}(v)$ 为修正后的倾侧角剖面值。

4 仿真与分析

4.1 仿真参数设定

设定飞船的质量为9000kg,参考面积为22m²,再入任务参数如表1所示。再入过程中考虑的误差参数类型和分布参考文献[2,5],如表2所示。

表1 再入任务参数

Tab.1 Entry mission parameters

再入状态	初始速度 (km/s)	再入角 /(°)	方位角 /(°)	再入点高度 (km)	开伞点高度 (km)	再入点经度 /(°)	再入点纬度 /(°)	任务航程 (km)
数值大小	11	-5.9	34.3	120	10	63.54	-3.34	8000

表2 误差参数类型及分布

Tab.2 The types and distribution of deviation parameters

误差类型	速度大小 (m/s)	当地速度倾角 /(°)	航迹偏航角 /(°)	再入点航程 (km)	再入点高度 (km)	再入点横程 (km)	升力系数 (%)	阻力系数 (%)	大气密度 (%)	飞船质量 (%)
分布类型	高斯分布	高斯分布	高斯分布	高斯分布	高斯分布	高斯分布	高斯分布	高斯分布	高斯分布	均匀分布
误差大小(3σ)	100	0.2	0.5	100	1	100	20	20	30	5

4.2 制导计算速度分析

预测-校正法的计算速度主要取决于两个方面:单次预测计算量和总预测次数。

4.2.1 单次预测计算量

在一次预测中,在预测仿真步长一定的情况下,则后续任务轨迹飞行时间则代表了单次预测的计算量。以 8000km 任务航程为例,其初始预测点需要进行预测的总仿真时间约为 1210s,其中,二次再入段的时间约为 390s。在利用标准轨道信息后,预测终点由开伞点提前到切换点,即每次进行数值预测时可减少约 390s 的仿真时间,占总时间的 1/3。并且,随着后续总数值预测时间的减少,这个比例还将继续增大。

4.2.2 总预测次数

组合制导方法中采用了指令快速校正方法,通过减少迭代次数以达到减少总预测次数的目的。图 4 中给出了标准情况下预测-校正段中每个预测周期内的预测次数统计分布图。从图 4 中可以看到,预测初期次数要高于预测后期。初期的预测次数在 5 次以内,而后期基本不需要迭代,只进行一次测试性的预测。表 3 中给出了 1000 组打靶仿真中每条轨道总预测次数和单个预测周期内最大预测次数的统计分析结果。从统计结果中可以看到,进行一次组合制导需要进行数值预测的次数约为 40 次,每个预测周期最多需要进行 7 次预测。

表 3 预测次数统计分析(1000 组)

Tab.3 Statistic analysis of prediction times(1000 cases)

数据名称	均值	最大值	3σ 区间
总预测次数	39.3	57	19.7 ~ 58.8
最多预测次数	6.6	11	2.9 ~ 10.4

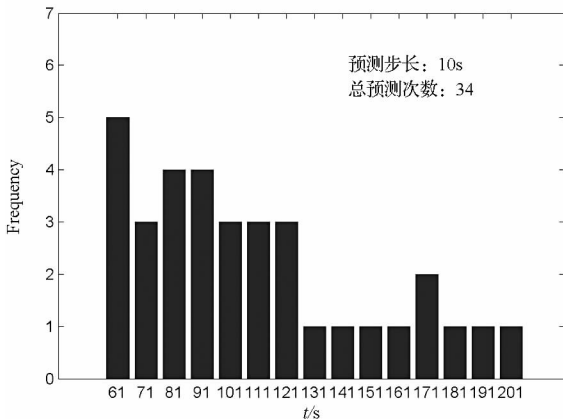


图 4 预测次数直方图

Fig.4 Histogram of prediction times

4.3 误差补偿方法性能分析

飞船二次再入时,误差散布较大。表 4 中给出了 1000 组打靶中切换点参数的统计分析结果。从表 4 中可以看到,速度范围为 95m/s,航程范围为 491km,高度范围为 4.55km,高度变化率范围为 189m/s。

加入误差补偿后能在避免二次再入初期因误差较大而产生指令振荡的情况,使飞船能够顺利过渡到标准轨道制导段。仿真分析表明,该方法能在一定程度上提高制导精度。

表 4 切换点参数统计结果(1000 组)

Tab.4 Statistic results of transfer position parameters (1000 cases)

切换点参数	均值	3σ 区间	区间大小
速度(m/s)	7350	7303 ~ 7398	95
航程(km)	6643	6398 ~ 6889	491
高度(km)	78.66	76.39 ~ 80.94	4.55
高度变化率(m/s)	-223	-317 ~ -128	189

4.4 制导精度与鲁棒性分析

为验证上述制导方法的制导精度和鲁棒性,根据表 2 中所示的误差种类和分布类型,随机生成 1000 组误差数据进行打靶仿真。

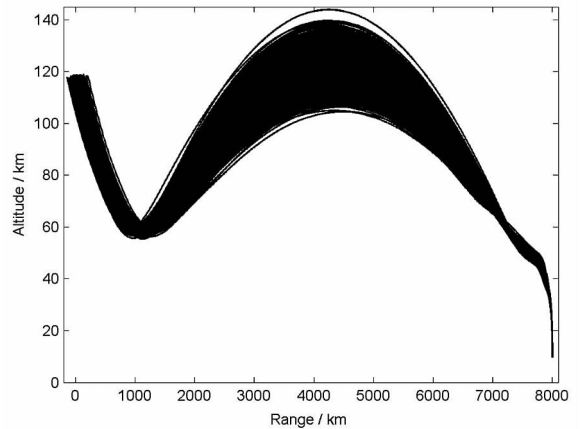


图 5 纵向轨迹图(1000 组)

Fig.5 Longitudinal trajectories(1000 cases)

图 5 中给出了 1000 组打靶仿真的纵向轨迹图。从图 5 中可以看到,在不同误差特性下,再入轨道跃起时高度差别较大,但在制导方法的导引下,最终落点相对较为集中。图 6 中给出了打靶仿真的开伞点分布图,经统计分析,1000 组打靶仿真中,开伞点处纵向误差的 3σ 区间为 -1.4 ~ 1.7km,侧向误差的 3σ 区间为 -1.34 ~ 1.44km。

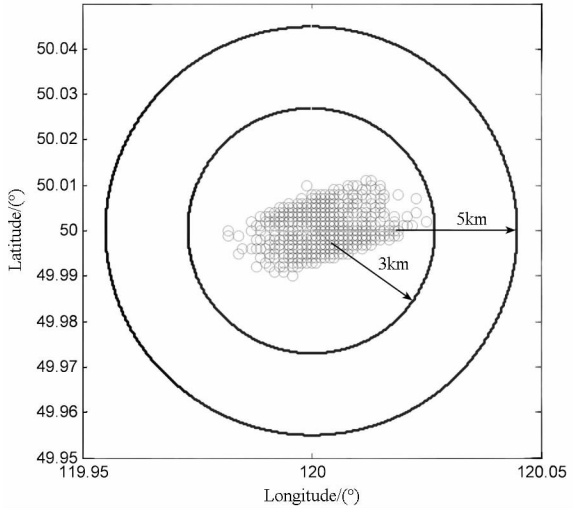


图6 开伞点分布图(1000组)

Fig.6 Distribution of chute deploy position
(1000 cases)

5 结论

本文研究了一种探月飞船跳跃式再入组合制导方法。首先提出了组合制导的设计方案,一次再入段采用预测-校正法,二次再入段采用标准轨道法。通过采用待飞航程快速预测、指令快速校正和切换点误差补偿等方法减小再入过程中的计算量,提高再入制导精度。仿真结果表明:该组合制导方法能大幅减少预测时间,提高校正速度。文中通过打靶仿真,验证了该组合制导方法的鲁棒性和精度。

参考文献 (References)

- [1] Graves C A, Harpold J C. Apollo experience report-mission planning for Apollo entry [R]. NASA TN D - 6725, 1972, Houston, TX, 1972.
- [2] Bairstow S H. Reentry guidance with extended range capability for low L/D spacecraft [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2006.
- [3] Melanie A M, Gregg H B. Managing energy and mode transitions in pred guid entry guidance [C]//Proceedings of

AIAA Guidance Navigation Control Conference and Exhibit, Honolulu USA, Hawaii, 2008.

- [4] Michael A T, Timothy C, Jeremy R, et al. Numerical skip-entry guidance [C]//Proceeding of the 29th Annual AAS Guidance and Control Conference, Breckenridge, Colorado, USA, 2006.
- [5] Lu P. Predictor-corrector entry guidance for low-lifting vehicles [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2008, 31(4): 1067 - 1075.
- [6] Brunner C W, Lu P. Skip entry trajectory planning and guidance [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics. 2008, 31(5): 1210 - 1219.
- [7] Bruner C W, Lu P. Comparison of numerical predictor-corrector and Apollo skip entry guidance algorithms [C]//Proceedings of AIAA Guidance Navigation and Control Conference, Toronto, Ontario, Canada, 2010.
- [8] Christopher cerimele development and simulation of an analytic skip earth reentry guidance algorithm [C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, San Diego, California, USA, 2008.
- [9] 赵彪, 崔乃刚, 郭继峰, 等. 基于虚拟落点策略的月球返回飞船再入制导方法 [J]. 宇航学报, 2013, 34(2): 170 - 178.
- ZHAO Biao, CUI Naigang, GUO Jifeng, et al. Lunar return entry guidance based on virtual landing point strategy [J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(2): 170 - 178. (in Chinese)
- [10] 周军, 水尊师, 葛致磊. 一种适用于月球跳跃返回的改进解析预测校正制导律 [J]. 宇航学报, 2012, 33(9): 1210 - 1216.
- ZHOU Jun, SHUI Zunshi, GE Zhilei. An enhanced analytical predictive corrector skip guidance for lunar return vehicles [J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(9): 1210 - 1216. (in Chinese)
- [11] 李惠峰, 张蕊. 探月飞船预测-校正再入制导律设计 [J]. 空间控制技术与应用, 2009, 35(1): 19 - 24.
- LI Hui Feng, ZHANG Rui. Design of predictor-corrector reentry guidance law for lunar mission spacecraft [J]. Aerospace Control and Application, 2009, 35(1): 19 - 24. (in Chinese)
- [12] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.
- ZHAO Hanyuan. Aircraft entry dynamics and control [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997. (in Chinese)