

探月返回飞行器小过载跳跃式再入制导算法研究

李 洋, 尤志鹏, 吴国材

(深空探测实验室, 北京 100195)

摘要: 针对探月返回跳跃式再入飞行器再入峰值过载大的问题, 通过将再入轨迹划分为等倾侧角飞行段、等高飞行段、终端再入段, 设计了一种基于分段制导的小过载再入方案; 首先, 获取了基于分段飞行的再入走廊, 考虑再入走廊约束及待飞航程, 迭代获得等高飞行段终止条件, 并进一步迭代得到等倾侧角飞行段的倾侧角幅值; 其次, 利用反馈线性化的方法实现对等高飞行段参考轨迹的跟踪, 并引入航迹倾角反馈加速算法收敛; 最后, 等高飞行结束后, 通过预测校正制导实现对剩余航程的导引, 并通过引入反馈修正项调整倾侧角指令, 使得再入制导段结束时飞行器高度达到期望高度; 仿真表明, 该算法能够降低峰值过载, 对于不同再入航程具有良好的适应性, 具有制导精度高、高度控制能力好、鲁棒性强的特点。

关键词: 跳跃式再入; 等倾侧角飞行; 等高飞行; 再入制导; 高度控制

Research on Small-Overload Skip Reentry Guidance Algorithm for Lunar Return Capsules

LI Yang, YOU Zhipeng, WU Guocai

(Deep Space Exploration Laboratory, Beijing 100195, China)

Abstract: Aimed at high reentry peak overload of lunar return skip reentry vehicles, a small-overload reentry guidance scheme was designed by dividing the reentry trajectory into the segments of equal-roll angle flight, equal-height flight and terminal entry flight. Firstly, the reentry corridor based on segments was obtained, and through the constrains of the reentry corridor and flight range, the terminal condition of equal-height flight segment was achieved by iteration; Furthermore, the angle amplitude of equal-roll angle flight segment was given by iteration. Secondly, the linear feedback method was applied to track the reference trajectory of equal-height flight segment, and the flight path angle feedback was used to accelerate the convergence of the algorithm. Finally, the last segment was guided by predictive correction guidance after the equal-height flight was completed. By introducing the feedback correction to adjust the roll angle command, the vehicle's height reached the desired value at the end of the reentry process. Simulation results demonstrate that the algorithm can reduce the peak overload significantly, and is good suitable for difference reentry trajectories, with a high guidance accuracy, powerful height control ability and strong robustness.

Keyword: skip reentry; equal-roll angle flight; equal-height flight; reentry guidance; height control

0 引言

月球探测技术是当前深空探测的重点领域, 当前对月球返回再入的研究得到广泛的关注。探月飞行器返回地球时, 将以高达接近第二宇宙速度的高速再入大气层, 在保证过载、热流等约束作用下, 消耗掉巨大的动能, 将飞行器导引至着陆点, 对飞船再入制导系统设计

是一个严峻的考验。

“阿波罗”飞船再入采用了分段制导的方式进行制导, 主要包括四段: 初始滚转段、解析预测制导段、开普勒段、二次再入标准轨迹制导段^[1-2]。由于计算能力所限, “阿波罗”飞船再入时在解析预测段采用了较多的简化, 且二次再入段采用跟踪标准轨迹制导时, 标准轨迹未实时更新, 因而当航程较大时, 偏差较大^[3-4]。

收稿日期:2025-06-13; 修回日期:2025-07-23。

作者简介:李 洋(1992-),男,硕士,工程师。

通讯作者:尤志鹏(1993-),男,博士,工程师。

引用格式:李 洋,尤志鹏,吴国材. 探月返回飞行器小过载跳跃式再入制导算法研究[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(11): 228-235.

而新一代飞船对再入飞行性能要求更高, 如美国新一代“猎户座”深空探测飞船, 能够满足任意时刻返回并降落在美国本土着陆场的要求, 再入航程范围更大, 且为提高乘员舒适度要求, 需要提高制导精度并对高再入过载进行抑制^[5]。

当前, 探月返回飞行器再入制导设计仍延续“阿波罗”飞船再入制导框架, 通过提升预测精度, 强化参考轨迹在线更新能力提高精度。JPL 和 Draper 实验室利用数值预测校正制导取代“阿波罗”飞船解析预测校正段制导和开普勒段制导, 并增强了二次再入段参考轨迹重规划能力, 提出了 PredGuid 制导, 该制导算法经过了 NASA 多轮测试, 显示出良好的性能, 并被“猎户座”飞船优先选用^[6-7]。全程预测校正制导^[8-10]以其高精度、高鲁棒性和高适应性的特点, 也得到较为广泛的关注, 对不同航程、不同升阻比下的再入均能够适应。多项研究表明, 在初值及环境偏差较大的条件下, 预测校正算法仍能够实现高精度和强鲁棒性, 具有很强的工程应用价值^[11-15]。但是, 上述文献仅将过载大小作为约束进行考虑, 并未通过制导律设计主动降低过载。

算法仿真表明, 探月返回跳跃式再入容易出现峰值过载过大的问题。为抑制过大的峰值过载, 文献 [16] 提出一种通用的再入制导算法, 通过附加反馈补偿的方式调整再入航迹, 实现对过载、热流、轨迹平滑度的调节, 并成功将该修正算法推广至跳跃式再入, 降低了初次再入的过载, 但是二次再入过载仍较大。文献 [17] 通过对初次再入跃起前施加能量管理, 可调节飞船的能量耗散特性, 一定程度上抑制高过载。文献 [18] 通过减小开普勒段飞行距离, 增加剩余航程, 使剩余待飞航迹更加平缓从而实现过载有效抑制。文献 [19] 通过减小开普勒段飞行距离, 增加剩余航程, 使剩余待飞航迹更加平缓从而实现过载有效抑制。但是文献 [16-19] 算法均主要适用于长航程跳跃式再入, 对于短程航程再入工况不适用。

本文将研究一种适用于不同航程的跳跃式小过载再入制导方法, 通过在一定飞行高度上引入平飞耗散过程, 将再入轨迹分为三段进行研究, 即等倾侧角飞行段、等高飞行段和终端再入段。通过等倾侧角飞行段倾侧角幅值设计及调整等高飞行段终止时刻来控制能量变化, 调控飞行距离。针对该算法下再入终止时刻(待飞航程最小时刻)高度散布较大的问题, 通过增加附加反馈, 使得该时刻高度分布在期望开伞点高度附近。

1 再入运动方程及约束

1.1 再入运动方程

考虑制导律设计方便, 参考文献 [9], 在制导律设计时假设地球是均质圆球, 该假设能够保证制导精度和

飞行品质, 三维质点再入运动无量纲方程为:

$$\begin{cases} \dot{r} = V \sin \gamma \\ \dot{\theta} = \frac{V \cos \gamma \sin \phi}{r \cos \varphi} \\ \dot{\varphi} = \frac{V \cos \gamma \cos \phi}{r} \\ \dot{V} = -D - \frac{\sin \gamma}{r^2} + \Omega^2 r \cos \varphi (\sin \gamma \cos \varphi - \cos \gamma \sin \varphi \cos \phi) \\ \dot{\gamma} = \frac{1}{V} \left[L \cos \sigma + (V^2 - \frac{1}{r}) \frac{\cos \gamma}{r} \right] + 2\Omega \cos \varphi \sin \phi + \frac{1}{V} \Omega^2 r \cos \varphi (\cos \gamma \cos \varphi + \sin \gamma \cos \phi \sin \varphi) \\ \dot{\phi} = \frac{1}{V} \left[\frac{L \sin \sigma}{\cos \gamma} + \frac{V^2}{r} \cos \gamma \sin \phi \tan \varphi \right] - 2\Omega (\tan \gamma \cos \phi \cos \varphi - \sin \varphi) + \frac{\Omega^2 r}{V \cos \gamma} \sin \phi \sin \varphi \cos \varphi \end{cases} \quad (1)$$

式中, r 表示飞行器至地心的无量纲距离, θ, φ 分别表示经度和纬度, V 表示无量纲飞行速度, γ, ϕ 分别表示航迹倾角和航迹偏航角, 距离无量纲化尺度为地球半径 $R_0 = 6\,378\text{ km}$, 速度无量纲尺度为 $V_c = \sqrt{g_0 R_0}$, $g_0 = 0.009\,81\text{ km/s}^2$, 时间无量纲尺度为 $\sqrt{R_0/g_0}$ 。 Ω 表示地球自转角速率, σ 为倾侧角, L 和 D 分别为无量纲升力和阻力, 表达如下:

$$L = \rho (V_c V)^2 S_{\text{ref}} C_L / (2mg_0) \quad (2)$$

$$D = \rho (V_c V)^2 S_{\text{ref}} C_D / (2mg_0) \quad (3)$$

式中, ρ 表示大气密度, 表达式为 $\rho = \rho_0 e^{-\beta h}$, ρ_0 是海平面大气密度, β 为大于 0 常数, h 表示距离海平面高度, S_{ref}, m 分别表示参考面积和飞行器质量, C_L, C_D 分别表示升力系数和阻力系数, 与飞行器马赫数及攻角 α 有关。无量纲化不改变参数的具体物理意义, 但经过无量纲化, 参数尺度相同, 进行轨迹积分时更有利于保证积分精度。

1.2 再入约束

再入过程约束主要包括动压约束、热流约束、过载约束, 对于半升力式再入体, 过载通常定义为总的气动过载。如下所示:

$$\dot{Q} = k_Q \sqrt{\rho} (V \sqrt{R_0 g_0})^{3.15} \leq \dot{Q}_{\text{max}} \quad (4)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 R_0 g_0 \leq q_{\text{max}} \quad (5)$$

$$n = \sqrt{L^2 + D^2} \leq n_{\text{max}} \quad (6)$$

式中, $\dot{Q}_{\text{max}}, q_{\text{max}}, n_{\text{max}}$ 分别表示热流率、动压、过载最大值。

末端约束主要包含末端高度、末端速度、末端经纬度约束, 表达如下:

$$r(V_f) = r_f \quad (7)$$

$$\theta(V_f) = \theta_f \quad (8)$$

$$\varphi(V_f) = \varphi_f \quad (9)$$

式中, r_f 、 θ_f 和 φ_f 分别表示末端飞行器质心至地心距离、末端经度和末端纬度。

控制约束主要是倾侧角幅值约束及幅值变化率约束, 简单起见, 本文仅考虑倾侧角幅值约束, 表达如下:

$$|\sigma|_{\min} \leq |\sigma| \leq |\sigma|_{\max} \quad (10)$$

1.3 考虑再入模式约束的再入走廊设计

对于跳跃式再入, 初次再入段跃起时若飞行高度过低, 将使过载、热流迅速增大。为克服这个问题, 本文将再入轨迹分为三段(即等倾侧角飞行段、等高飞行段和终端再入段)进行研究, 在合适的高度将飞行轨迹拉平, 消耗一部分能量, 从而降低过载。为研究方便, 将再入走廊也可根据再入轨迹形式分段研究。飞行过程中, 等高飞行段再入走廊可确定为: $h_{2_min} \leq h_2 \leq h_{2_max}$, 其中, h_2 表示等高飞行段飞行高度, h_{2_min} , h_{2_max} 分别表示该段的最小和最大飞行高度。

等倾侧角飞行段再入走廊即求取一个倾侧角取值范围, 使得固定倾侧角飞行段, 倾侧角选择该范围内任意值, 均可满足再入过程约束条件且等倾侧角飞行段结束时, 飞行高度满足等高飞行段高度要求。该范围求解过程如下。

为确定等倾侧角飞行段倾侧角取值下边界, 以再入初始条件及最小倾侧角 $|\sigma|_{\min}$ 积分再入轨迹, 若初次拉起点低于 h_{2_max} , 则该倾侧角即等倾侧角飞行段倾侧角取值下界。否则迭代求解该倾侧角, 迭代过程如下。

记:

$$F(\sigma_{1_min}) = h_1 - h_{2_max} = 0 \quad (11)$$

这里, σ_{1_min} 表示等倾侧角飞行段倾侧角取值下界, h_1 表示以倾侧角 σ_{1_min} 飞行, 轨迹初次拉起点的高度, 它是一个单变量搜索问题, 迭代关系式如下:

$$\sigma_{1_k+1} = \sigma_{1_k} - \frac{F(\sigma_{1_k})(\sigma_{1_k} - \sigma_{1_k-1})}{F(\sigma_{1_k}) - F(\sigma_{1_k-1})} \quad (12)$$

当迭代收敛时, 即可得到 $\sigma_{1_min} = \sigma_{1_k+1}$, 此时, 飞行高度达到 h_{2_max} 时, 等倾侧角飞行段终止, 转入等高飞行段。

同理, 可以求解倾侧角上边界。首先, 以最大倾侧角 $|\sigma|_{\max}$ 积分再入轨迹, 若第一次再入段跃起点高于 h_{2_min} 且该段轨迹满足式(4~6)组成的约束, 则该倾侧角即等倾侧角飞行段倾侧角取值上界, 同时 h_{2_min} 修正为该高度, 此时第一段结束条件即达到该高度时, 转入等高飞行段。否则, 分别利用一维搜索迭代求解下述表达式:

$$F(\sigma_{1_Q}) = \dot{Q} - \dot{Q}_{\max} = 0 \quad (13)$$

$$F(\sigma_{1_n}) = n - n_{\max} = 0 \quad (14)$$

$$F(\sigma_{1_q}) = q - q_{\max} = 0 \quad (15)$$

其中: $\dot{Q}$ 、 n 、 q 表示初次再入下降段再入点至飞行高

度为 h_{2_min} 时所对应的最大热流、过载、动压; 可采用类似于式(12)方式迭代求解, 迭代结果假设分别为 $\sigma_{1_Q_max}$ 、 $\sigma_{1_n_max}$ 、 $\sigma_{1_q_max}$, 至此可以得到倾侧角上界为:

$$\sigma_{1_max} = \min\{\sigma_{1_Q_max}, \sigma_{1_n_max}, \sigma_{1_q_max}\} \quad (16)$$

此时, 当飞行高度达到 h_{2_min} 时, 转入等高飞行段。

分别以倾侧角为 σ_{1_min} 、 σ_{1_max} 积分再入运动方程至等倾侧角飞行段终止条件, 即可得等倾侧角飞行段再入走廊。

等高度飞行段起始点由等倾侧角飞行段结束时开始, 终止条件由制导系统决定, 主要取决于待飞航程, 具体计算参考 2.1 节, 这里表示为 V_2 。

预测校正制导段再入走廊也定义在 H-V 剖面, 上边界通过以飞行高度 h_{2_max} , 飞行速度 V_2 , 航迹倾角 0, 倾侧角为 $|\sigma|_{\min}$, 积分纵向运动方程得到。为得到下边界, 首先以飞行高度 h_{2_min} , 飞行速度 V_2 , 航迹倾角 0, 倾侧角为 $|\sigma|_{\max}$ 积分, 得到的 H-V 剖面记为 $h_{3_down}(V_k)$, 同理再入热流、过载、动压约束形成的剖面记为 $h_{Q_max}(V_k)$ 、 $h_{n_max}(V_k)$ 、 $h_{q_max}(V_k)$, 可得预测校正制导段再入走廊下边界为:

$$h_{3_min} = \max\{h_{3_down}(V_k), h_{Q_max}(V_k), h_{n_max}(V_k), h_{q_max}(V_k)\} \quad (17)$$

该再入走廊确定与传统再入走廊确定有所区别, 主要是为后续制导律设计方便, 再入走廊也形成了一段“等高飞行”段, 该再入走廊约束相对于传统再入走廊约束更为严苛。

2 再入制导算法设计

由于等倾侧角飞行段和等高飞行段均是按固定方案飞行, 因此需要合理设计等倾侧角飞行段的倾侧角, 以保证转入预测校正制导段时, 具有合理的待飞航程。本节将确定等高飞行段终止条件和等倾侧角飞行段倾侧角幅值, 并分析引入等高飞行段具有过载抑制作用, 随后利用预测校正制导段较强的航程偏差修正能力保证较高的制导精度。

2.1 等倾侧角及等高飞行段制导

引入飞行距离随无量纲时间变化表达式为:

$$\dot{S} = \frac{V \sin \gamma}{r} \quad (18)$$

式中, S 表示飞行距离, 将该式除以式(1)第4式, 可得飞行距离随速度变化表达式为:

$$\frac{dS}{dV} = -\frac{V \cos \gamma}{r(D + \sin \gamma / r^2)} \quad (19)$$

由于无量纲地心距 $r \approx 1$, 且在接近飞行末段之前 γ 较小, 可近似计算飞行距离为:

$$S = -\int_{V_e}^{V_r} \frac{V}{D} dV \quad (20)$$

将等高飞行段再入走廊上边界和下边界带入式

(20), 利用复合辛普森公式可以快速计算出对应的飞行距离, 同理预测校正制导段下边界对应的飞行距离也可通过同样方式计算出。等倾侧角飞行段和预测校正制导段再入走廊上边界, 可直接将式 (18) 融合进入纵向运动方程, 将倾侧角取为 $|\sigma|_{\min}$, 积分可得到等倾侧角飞行段上边界及预测校正制导段再入走廊上边界对应的航程。将倾侧角取为 σ_{1_max} , 积分可得到等倾侧角飞行段下边界对应的航程。至此, 只需要给定等高飞行段终止条件, 即可求解出再入走廊及其边界对应的航程。而等高飞行段终止条件需要考虑待飞航程迭代确定。

假设等高飞行段当速度小于 V_2 时终止, 则再入走廊上边界和下边界对应的航程可表示为 V_2 的函数, 即:

$$S_{\max} = S_{\max}(V_2) \quad (21)$$

$$S_{\min} = S_{\min}(V_2) \quad (22)$$

待飞航程在二者之间, 即:

$$S_{go} = \eta S_{\max}(V_2) + (1 - \eta) S_{\min}(V_2) \quad (23)$$

这里 $\eta \in (0, 1)$, 可根据需要任取, 为保证再入过程不超出再入走廊, 一般应使飞行曲线尽可能分布在再入走廊中部, 故 η 应尽量选取在 $0.3 \sim 0.8$ 。

记:

$$f(V_2) = \eta S_{\max}(V_2) + (1 - \eta) S_{\min}(V_2) - S_{go} = 0 \quad (24)$$

可通过下式迭代得到等高飞行段终止条件:

$$V_{2_k+1} = V_{2_k} - \frac{f(V_{2_k})(V_{2_k} - V_{2_k-1})}{f(V_{2_k}) - f(V_{2_k-1})} \quad (25)$$

该参数确定后, 即可计算出等倾侧角飞行段和等高飞行段需要飞行的距离, 假设为 S'_{go} , 它由等倾侧角飞行段倾侧角确定, 即需要满足:

$$f'(\sigma) - S'_{go} = 0 \quad (26)$$

这里 $f'(\sigma)$ 指等倾侧角飞行段倾侧角为 σ 时对应的等倾侧角飞行段和等高飞行段飞行距离。可通过式 (25) 同样的迭代方式求解, 收敛后即确定了等倾侧角飞行段的倾侧角幅值。

等高飞行段制导即跟踪预定的等高轨迹。本文利用反馈线性化实现对该标准轨迹的跟踪。对高度求二阶导数可得:

$$\ddot{h} = L \cos \gamma \cos \sigma + \left(V^2 - \frac{1}{r} \right) \frac{\cos^2 \gamma}{r} - D \sin \gamma - \frac{\sin^2 \gamma}{r} \quad (27)$$

记:

$$a = L \cos \gamma \quad (28)$$

$$b = \left(V^2 - \frac{1}{r} \right) \frac{\cos^2 \gamma}{r} - D \sin \gamma - \frac{\sin^2 \gamma}{r} \quad (29)$$

标准轨迹跟踪可通过二阶环节跟踪器实现, 即:

$$(\ddot{h} - \ddot{h}_{\text{ref}}) + 2\zeta\omega(\dot{h} - \dot{h}_{\text{ref}}) + \omega^2(h - h_{\text{ref}}) = 0 \quad (30)$$

这里 ζ, ω 分别是期望的阻尼和自振角频率, h_{ref} 为

期望飞行高度, 对于等高飞行, 其导数及二阶导数均为 0。可求得倾侧角指令为:

$$\cos \sigma = \frac{1}{a} [-2\zeta\omega\dot{h} - \omega^2(h - h_{\text{ref}}) - b] \quad (31)$$

为加快收敛速度, 抑制动态环节的波动, 这里进一步引入航迹倾角反馈对制导指令进行修正, 即:

$$L \cos \sigma_{\text{cmd}} = L \cos \sigma - K(\gamma - \gamma_{\text{ref}}) \quad (32)$$

这里, K 是大于零的反馈系数, 建议取值范围为 $0 \sim 40$, γ_{ref} 为期望的航迹倾角, 等高飞行时, 取值为 0, σ_{cmd} 是修正后的倾侧角指令。至此, 得到等倾侧角飞行段和等高飞行段制导指令。

对于跳跃式再入, 初次再入时, 由于速度高, 过载将随着飞行器深入大气层而迅速增大。将再入过载 n 对飞行高度求导, 可得:

$$\frac{dn}{dh} = \frac{\rho_0 V_c^2 S_{\text{ref}} \sqrt{C_L^2 + C_D^2}}{2mg_0} V e^{-\beta h} \left(-\beta V - \frac{D}{V \sin \gamma} - \frac{1}{V r^2} \right) \quad (33)$$

当过载最大时, 需要满足 $\frac{dn}{dh} = 0$, 而根据式 (33)

右侧项, 可得此时需满足 $\gamma < 0$, 即对于跳跃式再入, 第一次过载峰值出现在下降段。

2.2 终端再入段制导

终端再入段即等高飞行段结束至开伞点这一段再入段, 采用预测校正制导。通过调整再入制导过程中的倾侧角实现对再入纵程的控制。选择倾侧角模式如下:

$$|\sigma(V)| = \sigma_0 + \frac{V_0 - V}{V_0 - V_f} (\sigma_f - \sigma_0) \quad (34)$$

其中: $\sigma_0 \geq 0$ 为待定参数, $\sigma_f > 0$ 为指定常数。选取 σ_f 的合适大小用于充分储备能量, 以适应飞行器末端环境中巨大不确定性。如果 $\sigma_f = \sigma_0$, 则参数化的 σ 剖面为常数。

在每一个制导周期中, 常数 σ_0 为待定以便从当前条件到末端速度 V_f 的纵向动力学方程满足终端约束:

$$z(\sigma_0) = S(V_f) - S_f^* = 0 \quad (35)$$

式 (35) 解可能不存在。为保证能够求解出可行解, 我们通过最小误差方程求 σ_0 :

$$g(\sigma_0) = \frac{1}{2} z^2(\sigma_0) = \frac{1}{2} [S(V_f) - S_f^*]^2 \quad (36)$$

利用高斯-牛顿法搜索并更新 σ_0 :

$$\sigma_0^{(k+1)} = \sigma_0^{(k)} - \lambda_k \frac{\frac{\partial g(\sigma_0^{(k)})}{\partial \sigma_0}}{\left[\frac{\partial z(\sigma_0^{(k)})}{\partial \sigma_0} \right]^2} \quad (37)$$

其中: 步长大小参数 $\lambda_k = \frac{1}{2^i}$, 选择 i 满足 $g(\sigma_0^{(k+1)}) < g(\sigma_0^{(k)})$ 的最小整数 (包括 0)。通过有限差分计算式 (37) 的偏导数。即:

$$\sigma_0^{(k+1)} = \sigma_0^{(k)} - \lambda_k \frac{z(\sigma_0^{(k)})(\sigma_0^{(k)} - \sigma_0^{(k-1)})}{[z(\sigma_0^{(k)}) - z(\sigma_0^{(k-1)})]} \quad (38)$$

一般每步迭代 2~5 次, 可实现得到光滑的倾侧角指令。

2.3 终端高度控制

采用 2.1 和 2.2 段飞行方案及制导方法, 再入阶段结束时, 飞行高度散布相当大, 若通过将再入结束条件设置为当飞行高度低于指定高度时, 制导结束, 则会带来较大的开伞点偏差, 不利于后续飞行。由于飞船式飞行器升阻比小, 配平攻角难以调整, 因此可调参数主要是倾侧角, 本文将通过引入制导指令修正解决该问题。

首先是落点高度的反馈修正。在每次预报落点时, 由于对运动方程进行积分, 因而同时也预报了交班点高度, 因此可将预报高度与期望高度的偏差作为修正量引入预测校正指令修正过程中, 表达如下:

$$L\cos\sigma' = L\cos\sigma - K_1(h_{f_pred} - h_{f_ref}) \quad (39)$$

这里, h_{f_pred} 是预报的交班点高度, h_{f_ref} 是期望的交班点高度。 K_1 是反馈系数, 取为正值, 可以是固定的, 也可以是时变的, 由于接近末端时, 航程修正能力逐渐减弱, 因此随着待飞航程越来越小, 需要逐渐减弱该反馈项的影响, 以提高制导精度。

为增强末端修正效果, 当飞行速度低于某一设定阈值时, 可引入新的修正项, 此时, 可将飞行高度拟合为待飞航程的三次多项式, 如下:

$$h_{ref} = a_0 + a_1 S_{go} + a_2 S_{go}^2 + a_3 S_{go}^3 \quad (40)$$

确定该参考飞行曲线需要确定四个参数, 约束包括初始点待飞航程及高度, 初始点高度对待飞航程的导数, 末端期望待飞航程及高度, 还有一约束条件可任选, 如选择为末端航迹倾角固定, 或从当前待飞航程至末端航程之间某一点待飞航程下对应的高度。

$$\frac{dh_{ref}}{dS_{go}} = a_1 + 2a_2 S_{go} + 3a_3 S_{go}^2 = -r_{ref} \tan\gamma_{ref} \quad (41)$$

这里, r_{ref} 为该剖面下地心距, 无量纲情况下, 该值可认为是 1。 γ_{ref} 为参考剖面对应的航迹倾角。

$$\gamma_{ref} = \tan^{-1}(-a_1 - 2a_2 S_{go} - 3a_3 S_{go}^2) \quad (42)$$

可引入该参考轨迹下对应的修正项, 得到新的制导指令为:

$$L\cos\sigma'' = L\cos\sigma' - K_2(h - h_{ref}) - K_3(\gamma - \gamma_{ref}) \quad (43)$$

可将该式计算得到的制导指令作为该制导周期内的制导指令。为增强准确性, 式 (40) 所示参考轨迹需要进行重规划。

2.4 侧向制导

横向制导采用基于航向角偏差的倾侧角反号制导律, 表达如下:

$$\text{sign}(\sigma_k) = \begin{cases} 1 & \Delta\psi \geq \Delta\psi_{\max} \\ -1 & \Delta\psi \leq -\Delta\psi_{\max} \\ \text{sign}(\sigma_{k-1}) & -\Delta\psi_{\max} < \Delta\psi \leq \Delta\psi_{\max} \end{cases} \quad (44)$$

其中航向角偏差计算如下:

$$\Delta\psi = \psi - \psi_{LOS} \quad (45)$$

ψ_{LOS} 即当前位置至目标点的理想视线角, 计算如下:

$$\psi_{LOS} = \arctan\left[\frac{\sin(\lambda_f - \lambda)}{\cos\varphi \tan\varphi_f - \sin\varphi \cos(\lambda_f - \lambda)}\right] \quad (46)$$

至此, 完成全段制导律设计。步骤如下:

- 1) 初始化;
- 2) 确定再入走廊形式;
- 3) 迭代确定等高飞行段终止条件;
- 4) 确定等倾侧角再入段倾侧角;
- 5) 产生等高飞行段制导指令, 导引飞行器至等高飞行段终止;
- 6) 通过预测校正产生末端再入段制导段制导指令并引入反馈项修正, 导引飞行器飞行至开伞点。

3 仿真分析

仿真飞行器模型参考美国“猎户座”飞船, 质量为 8 283 kg, 参考面积 19.684 m², 以配平攻角再入飞行, 升阻比为 0.289, 配平攻角下升力系数为 0.389 2, 阻力系数为 1.347 9。仿真环境为 MATLAB2020B, 计算机操作系统为 Windows7, 内存 16 G。仿真约束条件为: 热流不超过 2 200 kW/m², 过载不超过 6, 动压不超过 600 kPa, $|\sigma|_{\min} = 10^\circ$, $|\sigma|_{\max} = 120^\circ$ 。式 (38) 反馈系数 $K = 20$; 式 (42) 反馈系数 $K_2 = 5, K_3 = 23$ 。式 (38) 采用变反馈系数, 表达式为:

$$K_1 = \begin{cases} 20(V - 0.1264) & V \geq 0.1264 \\ 0 & V < 0.1264 \end{cases} \quad (47)$$

这里 V 是无量纲速度。引入式 (40) 所示多项式拟合修正项的速度阈值为 960 m/s, 多项式拟合重规划方案为: 当速度为 800 m/s、640 m/s 和 300 m/s 时, 进行三次重规划, 修正多项式系数。再入末端条件为经度 120° , 纬度 42° , 高度 10 km, 速度不超过 200 m/s。

首先开展标称工况仿真分析, 并通过与数值预测校正算法对比, 证明本算法在不同航程下均具有小过载优势。随后在偏差条件下进行蒙特卡洛仿真, 验证算法的精度和鲁棒性。

3.1 无偏差作用下仿真分析

为验证算法有效性, 本文设置四组不同航程下的再入过程进行仿真。初始条件如表 1。

表 1 仿真初始条件

算例	高度/ km	经度/ (°)	纬度/ (°)	速度/ (km/s)	航迹倾 角/(°)	航迹偏 角/(°)
Case1	120	31.49	-11.16	11	-5.7	47.00
Case2	120	42.93	19.76	11	-5.7	52.12
Case3	120	77.31	14.03	11	-5.8	40.11
Case4	120	111.69	14.03	11	-5.9	-0.37

仿真结果如图 1~4, 为增强对比, 给出本文制导算法与数值预测校正算法的过载结果对比。

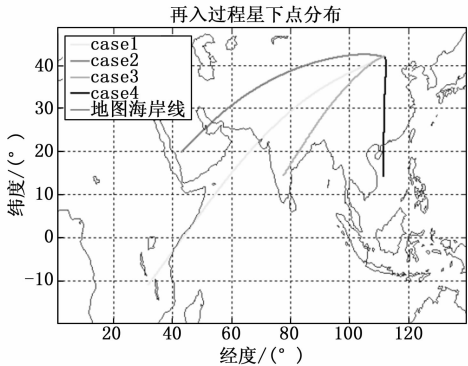


图 1 再入地面轨迹

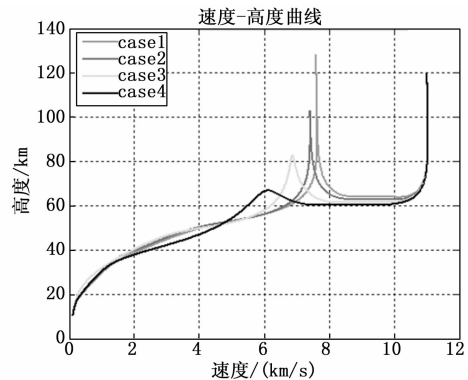


图 2 速度-高度曲线

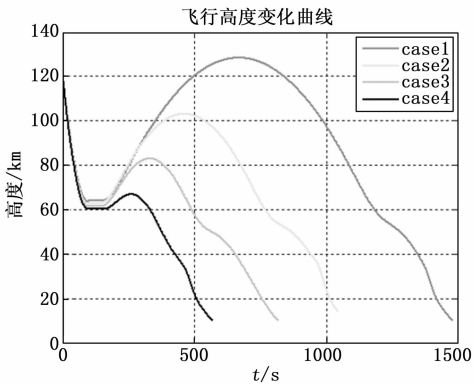


图 3 高度变化曲线

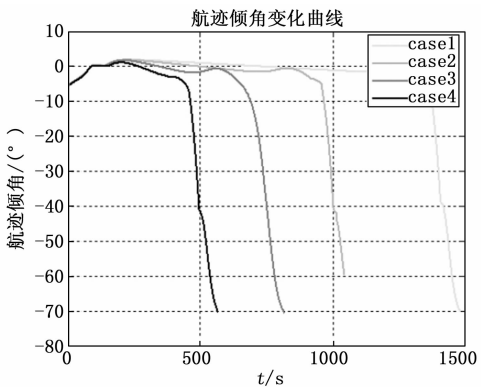


图 4 航迹倾角变化曲线

通过图 1 可见, 本文提出的制导算法能够适应不同再入航程下 (3 000~10 000 km) 再入制导需求, 能够将飞行器从再入点精确导引至目标点。通过图 2 和图 3 可见, 再入末端点高度散布小, 均分布在 9.8~13 km, 通过引入一段等高飞行过程, 可有效调节跃起时速度, 从而实现对飞行过载的调控。通过图 4 并结合图 3 可见, 平飞阶段, 倾侧角收敛为 0 附近, 抖动小, 具有良好的动态性能, 再入末段, 航迹倾角将迅速增大。

图 5 是 4 种工况下本文制导算法和数值预测校正算法过载对比曲线, 虚线是数值预测校正算法结果。通过对比可见, 本文所提出制导算法有效降低了飞行过载, 峰值过载均优于数值预测校正制导, 实现了小过载再入。

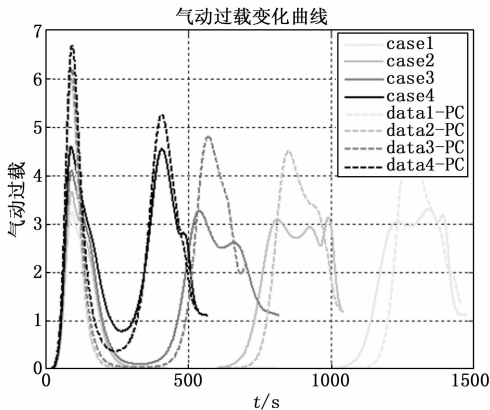


图 5 过载对比曲线

通过上述结果可见, 对于 3 000~10 000 km 航程再入, 本文提出的制导算法, 能够有效地降低两次峰值过载。对于短航程再入, 再入过程将没有明显的跃起过程而直接再入稠密大气, 因此通常过载较大。对于小航程再入 (2 000~2 500 km), 图 6 和图 7 分别表示本文算法及数值预测校正算法所产生的速度-高度曲线以及过载变化曲线, 可见本文算法在短航程再入抑制高过载方面具有较好的作用, 将峰值过载成功地由 7.9 降低为 6.3。

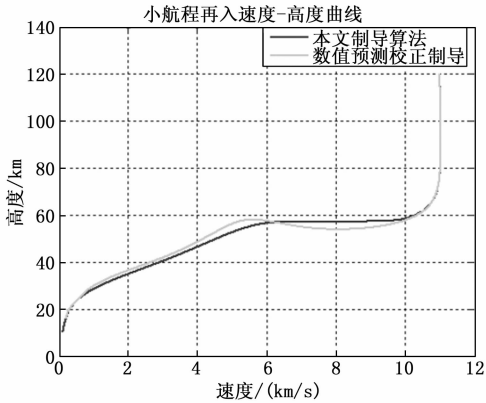


图 6 小航程再入速度-高度曲线

3.2 偏差条件下仿真分析

为验证算法在偏差条件下有效性, 在考虑初值偏差

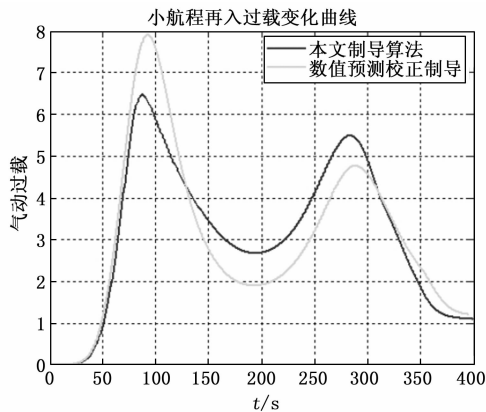


图 7 小航程再入过载变化曲线

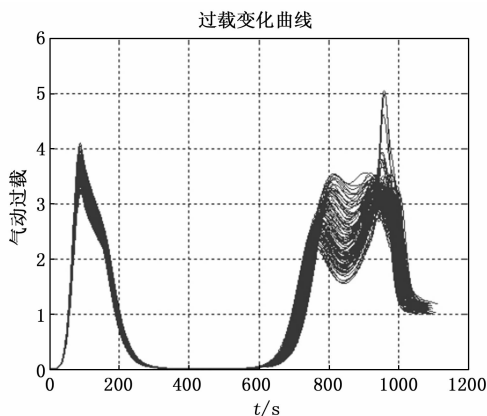


图 9 蒙特卡洛仿真过载变化曲线

及升力系数、阻力系数、大气密度偏差作用下，进行蒙特卡洛仿真验证算法鲁棒性，共进行打靶仿真 100 次。偏差参数如表 2 所示。

表 2 参数偏差

偏差参数	偏差量(3σ)	量纲
高度	0.2	km
经度	0.2	°
纬度	0.2	°
速度	0.1	km/s
航迹倾角	0.1	°
航迹偏角	0.5	°
大气密度	10%	—
升力系数	10%	—
阻力系数	10%	—

在 Case2 标称状态下拉偏仿真，仿真结果如图 8~11 所示。

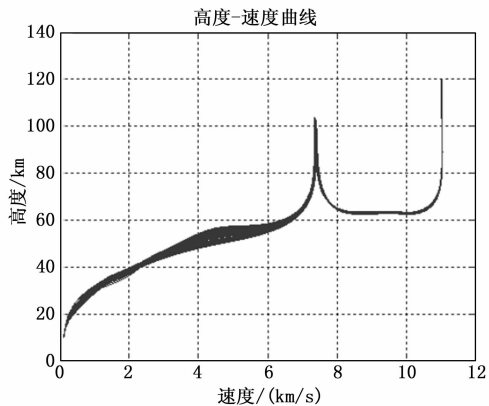


图 8 蒙特卡洛仿真速度—高度曲线

通过图 8 可见，拉偏条件下，速度—高度曲线具有和标称状态下（图 2 Case2）类似的性质。通过图 10 和图 11 可见，参数拉偏条件下的制导精度较高，落点均分布期望落点附近，同时，再入段结束时飞行高度散布控制在 1 km 附近，约 86% 达到理想高度。图 9 展示了蒙特卡洛仿真过载变化曲线，可见仅有一组极限过载超

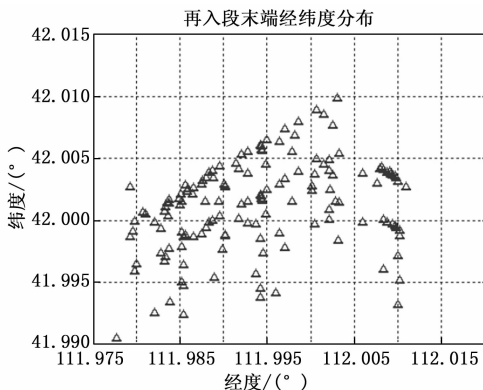


图 10 再入末端点经纬度

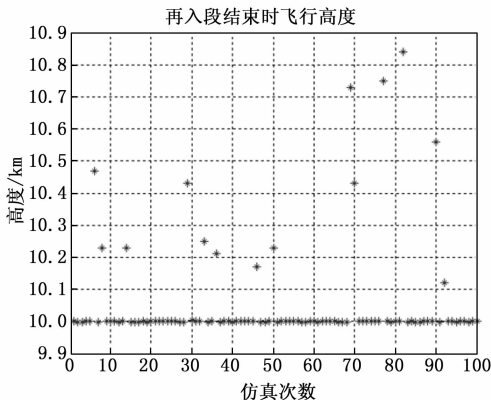


图 11 再入段结束时飞行高度

过 5，仅有 5 组极限过载超过 4，其余均控制在 4 以下，具有良好的小过载再入特征。

4 结束语

本文通过在再入过程中引入一段等高飞行段，可以有效消耗飞行器巨大的动能，降低飞行速度，从而降低再入过程中的峰值过载。仿真结果表明，通过分段制导的方式能够将飞行器精确导引至目标点；通过增加反馈项调整制导指令能够克服再入段结束时高度散布过大的问题；针对不同再入航程，本文算法均能够实现降低峰值过载，具有精度高、适应性的特点。

参考文献:

- [1] MORTH R. Reentry guidance for Apollo [R]. Massachusetts Inst. of Technology, Rept. R-532, 1966.
- [2] BOGNER I. Description of Apollo entry guidance [R]. NASA, NASA-CR-110924, 1979.
- [3] REA R, PUTNARN R. A comparison of two Orion skip entry guidance algorithms [C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, 2007.
- [4] EDUARDO G. Analytic development of a reference trajectory for skip entry [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2011, 34 (1): 311–317.
- [5] JOEL B, WYATT J. Orion entry, descent, and landing performance and mission design [C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, 2007.
- [6] SARAH B, GREGG B. Orion reentry guidance with extended range capability using PredGuid [C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, 2007.
- [7] MELANIE M, GREGG B. Managing energy and mode transitions in PredGuid entry guidance [C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Honolulu, The USA, 2008.
- [8] CHRISTOPHER W, PING L. Skip entry trajectory planning and guidance [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2008, 31 (2): 1210–1219.
- [9] PING L, SUSAN S, GAVIN M, et al. Verification of a fully numerical entry guidance algorithm [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2017, 40 (2): 230–247.
- [10] 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.
- [11] PUTNAM Z, BAIRSTOW S, BRAUN R, et al. Improving lunar return entry range capability using enhanced skip trajectory guidance [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45 (2): 309–315.
- [12] 仲维坤, 屈泉西, 原劲鹏, 等. 基于高斯伪谱法的高超声速飞行器再入制导研究 [J]. 计算机测量与控制, 2017, 25 (12): 106–113.
- [13] 王肖, 郭杰, 唐胜景, 等. 基于准平衡滑翔的解析再入制导方法 [J]. 兵工学报, 2019, 40 (1): 10.
- [14] 刘旭, 李响, 王晓鹏. 高超声速滑翔飞行器解析协同再入制导 [J]. 宇航学报, 2023, 44 (5): 731–742.
- [15] 杨美, 苏自立, 赵吉松. 高超声速滑翔飞行器在线轨迹优化与再入制导方法研究 [J]. 飞行力学, 2023, 41 (6): 51–58.
- [16] 李洋, 高祥武, 郑宏涛, 等. 基于正交试验的 RLV 再入轨迹参数灵敏度分析 [J]. 计算机测量与控制, 2017, 25 (6): 272–285.
- [17] PING L. Entry guidance: a unified method [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2014, 37 (3): 713–728.
- [18] 曾亮, 张洪波, 郑伟. 飞船跳跃式再入第一次再入能量管理方法 [J]. 宇航学报, 2015, 36 (10): 1155–1162.
- [19] 张勃, 唐硕, 泮斌峰. 改进的探月返回飞船再入数值预测校正制导方法 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49 (4): 80–87.
- [20] 郭敏文, 王大轶. 探月返回跳跃式再入过载抑制算法研究 [J]. 宇航学报, 2013, 34 (12): 1569–1577.
- [21] 李真, 王帆, 王冉珺. 一种结合灰狼算法的粒子群优化算法 [J]. 计算机测量与控制, 2021, 29 (10): 217–222.
- [22] 高宏建, 陈霖周廷, 胡建兴, 等. 基于改进 CPSO 算法的四旋翼无人机姿态控制参数优化方法 [J]. 计算机测量与控制, 2025, 33 (2): 143–151.
- [12] LIU C, WANG Y, ZHANG M, et al. Research on heating and temperature control system with solid electric heat storage based on improved smith predictive control [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2022, 2185 (1): 012044.
- [13] 彭月, 苏芷玄, 杨杰, 等. 基于 PSO-BP-PID 单点混合悬浮球控制算法研究 [J]. 铁道科学与工程学报, 2022, 19 (6): 1511–1520.
- [14] CHEN C, QIN H, LIN M, et al. Dynamic modeling and parameter identification of a track stabilizing device coupled system [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2023, 37 (4): 1685–1697.
- [15] 毛必显. 轨道动力稳定车 [M]. 北京: 中国铁道出版社, 2008.
- [16] 高建敏. 铁路有砟轨道下沉及高低不平顺发展预测研究 [D]. 成都: 西南交通大学, 2008.
- [17] 江来伟, 岑敏仪, 赵栋. 新建有砟线路精测精捣起道量修正算法 [J]. 铁道建筑, 2019, 59 (6): 127–131.
- [18] QIN H J, CHEN C J. Experimental study and numerical modeling of the ballast track subsidence variation under dynamic track stabilizer operation [C] // 8th International Conference on Electromechanical Control Technology and Transportation, ICECTT 2023. 2023.
- [19] 杨晋萍, 刘静伟, 白建云, 等. Smith 预估补偿控制在燃煤电厂烟气脱硝控制系统的应用 [J]. 计算机测量与控制, 2016, 24 (4): 65–67.