

# 基于虚拟落点策略的月球返回飞船再入制导方法

赵 彪<sup>1</sup>, 崔乃刚<sup>1</sup>, 郭继峰<sup>1</sup>, 王 平<sup>2</sup>

(1. 哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨 150001; 2. 中国空间技术研究院载人航天总体部, 北京 100094)

**摘 要:** 针对长航程大偏差状况下阿波罗再入制导算法的精度退化问题提出改进, 采用数值预测-校正方法规划和调制线性参数化的倾侧角剖面, 给出了一种在全航程包络内适用的月球返回飞船再入制导方法。引入虚拟落点策略, 在一次再入段利用算法预测能力预测二次再入段初始侧向偏差并进行前馈补偿, 给出了简便有效的虚拟落点瞄准程序。大偏差任务想定下的蒙特卡洛仿真分析表明, 该算法在 3000km 到 10000km 的再入航程范围内, 能够确保偏差小于 3km 的落点精度。

**关键词:** 月球返回; 跳跃再入; 轨迹规划; 再入制导; 虚拟落点

**中图分类号:** V488.2      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1000-1328(2013)02-0170-09

**DOI:** 10.3873/j.issn.1000-1328.2013.02.004

## Lunar Return Entry Guidance Based on Virtual Landing Point Strategy

ZHAO Biao<sup>1</sup>, CUI Nai-gang<sup>1</sup>, GUO Ji-feng<sup>1</sup>, WANG Ping<sup>2</sup>

(1. Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China; 2. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

**Abstract:** An adaptive skip entry guidance algorithm for vehicles with low lift-to-drag ratios is presented. The algorithm is based on the Apollo entry guidance algorithm and upgraded by using numeric predictor-corrector in planning and modulating the linear parameterized bank angle profile. Based on the virtual landing point strategy, a simple and effective bias targeting feed forward procedure is developed for precision landing in large entry range case. The upgraded algorithm is tested against various entry scenarios including perturbations in initial entry conditions as well as extensive dispersion in vehicle mass, aerodynamic properties, and atmospheric density. The algorithm is shown to be sufficiently robust and general enough to allow precision landing with a delivery error of less than 3km in the entire range between 3000km and 10000km.

**Key words:** Lunar return; Skip entry; Trajectory planning; Entry guidance; Virtual landing point

### 0 引 言

低升阻比飞行器月球返回直接再入大气时, 最大航程约为 4500km<sup>[1]</sup>。为达到特定的预选落点区, 须采用上仰再入轨迹以减缓大气切入(可能会跃出大气层), 达到增程的目的。由于此类再入轨迹存在较大的起伏, 一般称为跳跃式轨迹。早在上世纪 60 年代, MIT 等机构的学者就为阿波罗飞船月球返回设计了跳跃式再入轨迹, 并开发了精细的再入制导算法。

阿波罗再入制导(以下简称 AEG)大致分为以下几个阶段<sup>[2-3]</sup>: ① 预再入姿态保持; ② 初始滚转飞行; ③ 摇摆-常阻-下降段; ④ 上升控制段; ⑤ 开普勒段; ⑥ 二次再入段(末段)。为了保证制导系统的整体可靠性, 同时也受制于当时导航系统的工艺技术水平, 没有必要单方面追求制导精度, 因此 AEG 的算法设计中保留了较多的假设和近似关系(约 30 项, 引用 100 多处)<sup>[3]</sup>, 同时, 标称再入航程设定为 2500km ~ 4500km, 采用海上开伞溅落回收方式。

Bairstow<sup>[4]</sup>, Brunner<sup>[5]</sup> 等学者以及本文进行的蒙特卡洛分析表明,对于小于 4500km 的航程, AEG 算法能够保证落点精度小于 3km, 但进一步向更大再入航程任务扩展时, 落点精度迅速退化。经分析原因如下: ① 导引误差。飞船没有被准确导引至轨迹规划解算出的期望跃出点状态, 即存在跟踪导引律方法误差, 而开普勒段对跃出点状态偏差高度敏感<sup>[2-3]</sup>, 进一步导致了二次再入时的大初始偏差。② 计算误差。轨迹规划段算法存在计算误差, 解算出的跃出点状态不够精确, 同样导致二次再入时的初始偏差, 并且在上述导引误差消除的情况下, 计算误差仍然存在。由于末段采用标称轨迹制导, 大的初始偏差往往超出末段制导的导引能力, 直接造成落点精度退化。

文献[6]基于上述研究提出了一种改进的解析预测制导律, 在搜索规划阶段考虑开普勒段大气阻力的累积效应, 对大气跃出速度进行修正以实现航程的准确预测, 通过上升段控制增益的自适应调整, 消减大气跃出时刻实际状态与期望状态的偏差。

相比解析预测方法, 数值预测方法显著增加了计算量, 这也是历史上制约其在线使用的重要原因。阿波罗计划以来的近半个世纪, 船载计算机性能有了质的提高, 数值预测方案的应用渐趋于成熟。本文针对以上问题, 结合下一代月球探测任务的发展需要, 基于原 AEG 算法进行改进, 提出了一种全再入航程包络适用的数值预测校正再入制导方法(简称 NPCEG)。

### 1 月球返回再入问题

#### 1.1 月球返回再入几何

新一代月球返回飞船再入制导算法设计中一个令人关注的需求目标是: 能够在任意一年的任意恒星月将飞船导引至大陆落点区, 且到达标称开伞条件时, 与预选落点区的偏差不大于 10km<sup>[4]</sup>。即强调了算法的落点精度控制和全航程包络适用性。

图 1 为典型的月球返回再入几何示意图。对极点是 TEI(月地转移射入) 机动时刻地心 - 月心连线与地球表面的远端交点, 对极点纬度随着月球赤纬的恒星月回归运动(周期 27.32 天) 和波动(周期 18.6 年) 而在 28.6°N ~ 28.6°S 范围内变动。

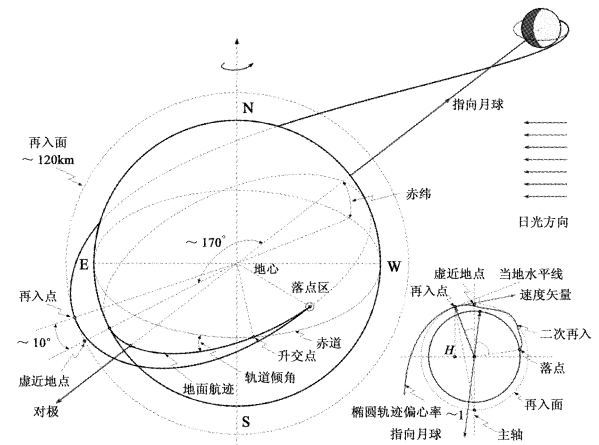


图 1 月球返回再入运动学几何关系示意图

Fig. 1 Geometry of lunar return atmospheric entry

理论计算和工程实践表明, 从月球影响球到再入点/虚近地点附近, 月地返回轨道转移角近似为  $2\pi\text{rad}$ <sup>[2]</sup>, 即再入点(EI)总是近似分布在对极点附近。此外, 月地返回过程花费时间的变化(3.5 天 ~ 4.5 天), 会使再入点/虚近地点在对极点附近约  $\pm 5^\circ$  范围内波动<sup>[1]</sup>。根据图 1 有:

$$\begin{cases} \sin\Phi = \sin i_T \sin(\beta - \delta + \omega) \\ \omega = \arcsin(\sin\phi_{\text{ati}} / \sin i_T) \end{cases} \quad (1)$$

其中,  $\Phi$  预选落点区纬度,  $\omega$  对极点与升交点幅角,  $\phi_{\text{ati}} = -\phi_{\text{dec}}$  对极点纬度,  $\phi_{\text{dec}}$  TEI 机动时刻月球赤纬,  $i_T$  月地返回近地轨道倾角, 由 TEI 确定,  $\beta = R/r_0$  需用再入航程  $R$  的弧度表示,  $\delta = (\pi - \lambda)$  实际再入点与对极点幅角,  $\lambda$  月地返回轨道 TEI 到 EI 的转移角。

由式(1)注意到, 对于给定预选落点区纬度  $\Phi$ , 当  $i_T = \pi/2$  时, 需用再入航程  $R$  达到最小值:

$$R_{\min} = r_0(\Phi + \delta + \phi_{\text{dec}}), \quad i_T = \pi/2 \quad (2)$$

根据式(2), 对于月球最大赤纬  $\phi_{\text{dec}} = +28.6^\circ$ , 近似取幅角  $\delta = 10^\circ$ , 不考虑服务舱抛落区域约束, 则从标称再入点到中国神舟飞船主着陆场(四子王旗,  $43^\circ\text{N}, 112^\circ\text{E}$ ) 的最小需用航程约为 8500km, 且需要以  $90^\circ$  轨道倾角(正北方向)再入。由于直接再入轨迹难以达到如此大的航程, 因此, 采用跳跃轨迹方案是满足上述新需求的必要条件。

#### 1.2 月球返回再入动力学

月球返回再入飞行器通常采用较低升阻比的球冠倒锥/倒钟构型<sup>[7]</sup>。再入过程中对质心进行横向偏置配置, 通过气流稳定获得期望的配平攻角, 并通

过 RCS 使飞行器相对速度轴滚转调制倾侧角,产生导引控制所需要的气动力<sup>[8]</sup>,如图2所示。

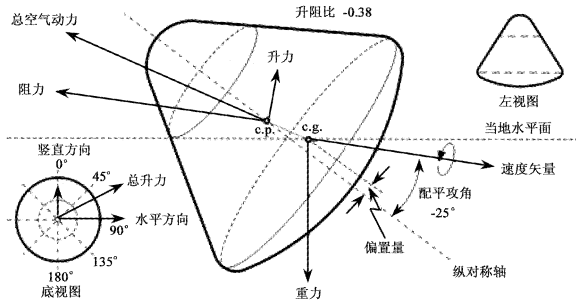


图2 类阿波罗飞船再入动力学几何关系

Fig. 2 Geometry of Apollo-type capsule entry dynamics

由于飞船再入过程中无主动推力,故认为飞船质量  $m$  不变,只考虑空气动力  $\mathbf{R}$  和引力  $m\mathbf{g}$ ,建立飞行器质心相对于旋转地球的动力学方程:

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{R}/m + \mathbf{g} - 2\boldsymbol{\omega}_e \times \dot{\mathbf{r}} - \boldsymbol{\omega}_e \times (\boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{r}) \quad (3)$$

其中,  $\boldsymbol{\omega}_e$  地球自转角速度,  $\mathbf{r}$  地心矢径,  $\dot{\mathbf{r}}$  定义为相对速度  $\mathbf{V}$ 。不考虑侧滑,将气动力  $\mathbf{R}$  在飞船纵对称面内分解为升力  $L$  和阻力  $D$ 。

记  $\mathbf{r}$  的极坐标为:地心距  $r$ ,经度  $\theta$ ,纬度  $\varphi$ ;记  $\mathbf{V}$  的极坐标为:相对速度大小  $V$ ,飞行路径角  $\gamma$  ( $\mathbf{V}$  与当地水平面夹角,逆时针为正),航向角  $\psi$  ( $\mathbf{V}$  在当地水平面投影与正北方向夹角,顺时针为正),由式(3)可得到极坐标形式的再入运动方程如下:

$$\dot{r} = V \sin \gamma$$

$$r \dot{\varphi} = V \cos \gamma \cos \psi$$

$$r \dot{\theta} = V \cos \gamma \sin \psi / \cos \varphi$$

$$\dot{V} = D/m - g \sin \gamma + \omega_e^2 r \cos \varphi (\sin \gamma \cos \varphi - \cos \gamma \sin \varphi \cos \psi)$$

$$V \dot{\gamma} = L \cos \sigma / m + (V^2/r - g) \cos \gamma + 2\omega_e V \cos \varphi \sin \psi + \omega_e^2 r \cos \varphi (\cos \gamma \cos \varphi + \sin \gamma \sin \varphi \cos \psi)$$

$$V \dot{\psi} = L \sin \sigma / (m \cos \gamma) + V^2 \cos \gamma \sin \psi \tan \varphi / r - 2\omega_e V (\cos \varphi \cos \psi \tan \gamma - \sin \varphi) + \omega_e^2 r \sin \psi \sin \varphi \cos \varphi / \cos \gamma$$

其中,  $S_{\text{ref}}$  为参考面积,升力大小  $L = q S_{\text{ref}} C_L$ ,阻力大小  $D = q S_{\text{ref}} C_D$ ,  $C_L$  为升力系数,  $C_D$  为阻力系数,动压  $q = \rho V^2 / 2$ 。

对于本文讨论的再入问题,选取以下特征量对运动方程进行无量纲化处理:特征距离取地球半径  $R_0 = 6378.14 \text{ km}$ ,特征时间  $t_0 = \sqrt{R_0/g_0}$ ,特征速度  $V_0 = \sqrt{R_0 g_0}$ ,地球表面重力加速度  $g_0 = 9.81 \text{ m/s}^2$ ,其它物理量的无量纲系数均可由特征时间  $t_0$  和特征距离  $R_0$  导出。

## 2 再入制导算法设计

### 2.1 纵侧向解耦与标称倾侧角剖面

向地面特定落点(经纬度)导引,在本质上是一个二维问题。文献[9-10]采用了“一个周期三步预测”的模式,耦合规划纵向(倾侧角量值  $\sigma$ )和侧向(翻转时机  $T$ )通道。飞船再入轨迹特性分析表明,倾侧翻转对横程影响显著,但对纵程无明显影响。为了使预测制导算法结构更加简化,NPCEG 采用纵侧向解耦制导方式:在纵向通道,采用预测-校正方法,基于标称倾侧角剖面量值进行轨迹预测,并得到预测截止(即开伞状态)点  $S$  与目标落点  $T$  的偏差距离  $s_m^p$ ,并据此反馈调制倾侧角。

若  $s_m^p = 0$ ,表明飞行器具有达到需用航程的能力,但并不代表会在预选落点着陆,需要侧向通道提供另外的约束,通过倾侧翻转指令,控制侧向偏差始终保持在一一定的侧向走廊范围内,最终进入落点区。这样,再入轨迹规划制导问题转化为两个解耦的一维搜索问题,即根据当前状态,确定与末端约束匹配的倾侧角大小和符号。

为简明起见,将 EI 再入后直至末端制导之前的阶段统称为跳跃段,一旦轨迹达到预先设定的判断条件,制导切换到末段;末端制导持续到标称开伞状态。在跳跃段,NPCEG 根据线性参数化的标称倾侧角剖面,规划从当前位置直至落点位置的整个再入轨迹。标称倾侧角剖面量值  $|\sigma_c|$  取为某一参数化变量 PRM\_BANK 的函数,并收敛于由末段轨迹设计预留裕度所确定的倾侧角常量值  $\sigma_f$ 。

由于本算法末段采用标称轨迹,末段航程基本固定,故选末段起始点处的剩余航程  $s_f^d$  为切换阈值。在本文中,参考文献[11]中的标称轨迹数据,取  $s_f^d = 2020 \text{ km}$ ,相应地,一旦预测剩余航程小于  $2020 \text{ km}$ ,则预测器(Predictor)采用单一常值倾侧角剖面。参数化的标称倾侧角剖面表示如下:

$$|\sigma_c| = \begin{cases} |\sigma_f| + (|\sigma_0| - |\sigma_f|) \frac{s_c^p - s_f^d}{s_0^d - s_f^d}, & s_0^d \geq s_c^p > s_f^d; \\ \arccos K, & s_f^d \geq s_c^p > \delta_s \end{cases} \quad (4)$$

其中,  $\sigma_c$  是用于预测的标称倾侧角剖面,  $\sigma_0$  是倾侧角剖面的初始值,  $\sigma_f = \arccos K$ ,  $K$  是跳跃段轨迹规划中对末段预留的侧向机动裕量,  $s_0^d$  是当前期望航程, 即当前位置  $C$  到期望落点位置  $T$  的大圆弧长,  $s_c^p$  是预测剩余航程, 计算方法与  $s_0^d$  类似,  $\delta_s$  是预测器迭代计算的收敛阈值。

式(4)这种两段折线式参数化方法能够在跳跃段对状态偏差进行及时校正, 为后期制导充分预留调控裕度, 使末端制导具有足够的机动能力校正末段初始偏差。

### 2.2 预测校正规划算法

由式(4)可知, 跳跃段特定时刻的标称倾侧角剖面由初始值  $\sigma_0$  唯一确定, 校正器(Corrector)只需要确定匹配的  $\sigma_0$  即可实现倾侧角剖面调制, 即需要求解以下非线性方程:

$$f(x) = 0 \quad (5)$$

式(5)中  $x$  和  $f(x)$  的含义见下文。

本文选用割线法对式(5)求解。割线法可认为是牛顿法的差商近似, 以降低收敛阶 ( $p: 2 \rightarrow 1.618$ ) 为代价, 规避了导数值  $f'(x)$  的计算, 适于程序解算, 迭代格式如下:

$$x_{n+1} = x_n - \frac{x_n - x_{n-1}}{f(x_n) - f(x_{n-1})} f(x_n), \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (6)$$

其中,  $x$  表示  $\cos \sigma_0$ ,  $f(x)$  表示预测航程偏差  $s_m^p$ , 即期望航程  $s_0^d$  减预测航程  $s_c^p$ ,  $s_c^p$  由预测器给出。

对任意闭环制导周期  $i$ , 预测器以当前状态为初值进行轨迹预测, 得到截止点  $S$  对应的航程偏差  $s_m^p$ ; 校正器则重复调用预测器, 由式(6) 迭代确定使  $s_m^p < \delta_s$  的倾侧角量值  $|\sigma_0|$ 。当第  $i$  周期纵向规划收敛时, 便获得了可行的倾侧角剖面  $|\sigma_c|$ , 随后, 由侧向导引算法确定倾侧角  $\sigma_c$  的符号(即倾侧翻转时机), 产生完整的制导指令。

在 NPCEG 算法中, 基于目标落点的预测横程定义如下:

$$\sin \beta_{TT'} = \sin \beta_{CT} \sin(\psi - \Psi) \quad (7)$$

其中,  $\beta_{TT'}$  是当前预测横程  $R_C$  的弧度表示,  $\beta_{CT}$  是当前期望航程  $s_0^d$  的弧度表示,  $TT'$  与  $CT$  在球面上垂直,  $\Psi$  为落点方位角。由定义知, 若  $\psi > \Psi$ , 则  $R_C$  为正, 反之亦然; 若  $R_C$  与指令倾侧角  $\sigma_c$  异号, 则  $|R_C|$  趋于减小, 反之亦然, 如图3所示。

侧向导引通过执行一系列的倾侧翻转来维持横程在一定的侧向走廊(侧向阈值)范围内。侧向阈值可定义为随特定参量变化而单调递减的函数, 旨在使飞行器向目标落点接近过程中, 确保必要的落点精度并控制翻转次数。本文基于 AEG 算法, 定义修正形式的侧向阈值函数如下<sup>[3-4]</sup>:

$$Y(V) = K_{lat}(V/V_0)^2 + B_{lat}/r_0 \quad (8)$$

其中,  $Y$  侧向阈值, 弧度;  $K_{lat}$  翻转切换增益, 弧度;  $B_{lat}$  侧向阈值终端带宽; 其它符号含义同上文。本文仿真取  $K_{lat} = 0.0125 \text{rad}$ ,  $B_{lat} = 1000 \text{m}$ 。

将纵侧向导引原理绘制成图, 见图3。由于预测横程  $\beta_{TT'}$  一旦超过侧向走廊包络边界, 则指令倾侧角翻转, 船下点轨迹呈现缓变的 S 形。

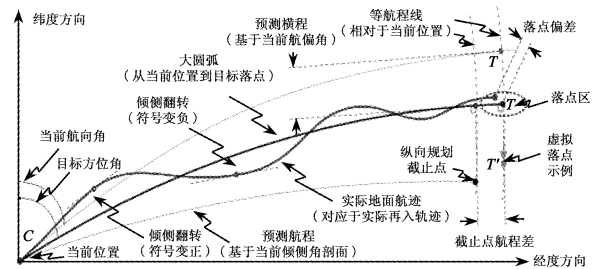


图3 NPCEG 算法的纵向规划及侧向导引逻辑  
Fig.3 Planning and lateral steering logic of NPCEG

原则上, 第  $i + 1$  周期可以跟踪先前第  $i$  周期获得的剖面进行制导, 然而, 由于低升阻比飞行器有限的机动能力很难校正全部的轨迹偏差, 因此很难通过参数跟踪达到大气跃出点状态需要的高精度, 这一点可以从上述对 AEG 算法的测试结果得到印证。因此, 需要间隔一定时间对剖面进行更新, 本文 NPCEG 算法和 AEG 算法的制导周期均设置为  $2s$ <sup>[3]</sup>。类似地, 上一周期的收敛值  $\sigma_0^{prev}$  用作下一周期的初始值, 若仍能满足终端约束, 则输出  $\sigma_0^{prev}$  作为更新值  $\sigma_0^{update}$ , 否则, 启动上述割线迭代过程。

### 2.3 算法收敛性及约束满足机制

由于割线法为局部收敛迭代算法, 倾侧角初始值  $\sigma_0$  选取不当、预测函数  $f(x)$  不连续等问题可能

会造成多步不收敛的情况。另外,制导算法还要考虑过载和热流等过程约束的满足机制。基于上述考虑,在 NPCEG 算法实施中,采用了以下处理措施:

**初始猜值:**采用基于单向线性搜索方法的子程序 INIT\_SEARCH 作为 NPCEG 的启动算法,快速搜索得到第 1 个制导周期倾侧角剖面的近似初值。快速搜索的起始值取  $|\sigma_0| = 0$ ,由预测器进行轨迹解算,一旦轨迹高度大于 200km,则认为飞行器无控弹出大气,以小量  $|\Delta\sigma|$ (本文仿真中取为  $2^\circ$ ) 增加  $|\sigma_0|$ ,重复进行搜索,直至实现飞行器二次再入并下靶着陆(准确而言是达到标称开伞点状态)。上述过程一旦收敛,则已经得到了与末端约束近似匹配的倾侧角剖面初值  $\sigma'_0$ ,随后以  $\sigma'_0$  为初始猜值,采用上述割线法进行更精确的调制。

**跳出大气:**由于解算误差和方法偏差的存在,割线法迭代输出的倾侧角指令仍然可能引起后期轨迹跳出大气,一旦出现该状况,则制导自动启动 INIT\_SEARCH 子程序,快速搜索得到迭代算法初始猜值  $\sigma'_0$ ,随即重启割线法进行精确调制。

**无收敛解:**割线法可能得到超出  $\cos\sigma$  合理取值区间  $[-1, +1]$  的结果,此时,根据上一周期收敛值  $\sigma_0^{\text{prev}}$ ,对本周期收敛值做舍弃或截断处理。在极端或例外情况下,割线法可能在若干迭代次数(本文仿真设置为 5 次)范围内得不到收敛解,此时将停止迭代进程,而以  $\sigma_0^{\text{prev}}$  为指令输出。仿真表明,该方法能够有效规避局部收敛陷阱,节流在线计算资源,从全局效果来看是很实用的一种策略。

**载荷约束:**由于 NPCEG 算法并没有显式施加过载约束,因此,完全按照规划出的倾侧角飞行可能使再入载荷超出限制。考虑到轨迹预测提供了再入轨迹从当前状态至开伞状态全过程的预测信息,本文采用了“数值预测制导-常值过载制导”融合的方式:若在随后 10 个制导周期内 NPCEG 算法预测过载超出一定阈值(10g)时,则启动超驰控制子程序 D-CONST,基于近似解析解生成常值过载飞行制导指令  $\sigma_D$ ,而 NPCEG 算法进程继续但并不输出指令,直至预测过载满足要求。

常值过载飞行制导指令  $\sigma_D$  表达式如下<sup>[12]</sup>:

$$\begin{aligned}\sigma_D &= \arccos(L_V/L) \\ &= \arccos\{[(1-2\mu)\sin\gamma D - \mu D^2/g -\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}(1+\mu)\cos^2\gamma V^2/r + g + \\ (\cos^2\gamma - \sin^2\gamma)\mu g]/Lk\} \quad (9)\end{aligned}$$

其中,  $L_V$  表示与  $\sigma_D$  对应的垂向需用升力分量,  $k = \cos\gamma(1+\mu)$ ,  $\mu = 2g/\beta V^2$ ,  $\beta$  为大气指数模型  $\rho = \rho_0 e^{-\beta h}$  中的常数,取  $\beta = 1/7200$ ,其它符号含义同上文。式(9)推导过程见文献[12]。

#### 2.4 虚拟落点策略

上述制导体制基于地球固联坐标系和当地地理坐标系下的极坐标参数,具有数学形式简洁、物理意义直观的特点;同时,地面站设备的量测数据也往往是基于地球坐标系给出的,因此,还具有便于应用的优点。

由于旋转地球的非惯性运动,在地球坐标系下运动的飞行器在表观上还受到非惯性力的作用。这一作用的影响在大气层外飞行段凸显,由于大气层外飞行段时间随着任务航程的增大而趋于延长,同时该段控制力微弱,因此,大气层外飞行段结束时的侧向偏差  $R'_c$ (可称为“接管侧向偏差”)往往超过了末段制导的纠正能力,这一现象与上述对 AEG 算法的测试结论类似。

注意到,跳跃段制导具有足够的控制力,能够在一定的时间内导引飞行器产生期望的侧向偏移<sup>[1]</sup>,因此,在侧向制导中引入虚拟落点策略:根据预测信息,将期望落点  $T$  沿预测  $R'_c$  的反方向侧移  $\Delta\beta_{\text{tr}}$  至虚拟落点  $T^*$ ,此后,侧向通道基于虚拟落点制导(纵向制导仍基于真实落点)。该前馈措施将使轨迹向减小  $R'_c$  的一侧扭转,进而使实际  $R'_c$  始终保持在末端制导纠正能力范围之内。

由于纵向轨迹规划一旦收敛,便能预测  $R'_c$ ,因此,在进入闭环制导阶段后,执行预测  $R'_c$  检测子程序,一旦预测  $R'_c$  超过对应的侧向走廊包络边界值  $Y(V_f)$ ,则执行偏置瞄准程序,否则,跳过该步骤。对于一个特定的偏置过程,需要确定两个相关问题,  $Q_1$ :对真实落点  $T$  的需用偏置量;  $Q_2$ :偏置后虚拟落点  $T^*$  的方位。对于问题  $Q_2$ ,需要基于球面几何关系推导,限于篇幅,此处仅给出结论:

$$\begin{bmatrix} d\Theta \\ d\Phi \end{bmatrix} = \cos\Psi \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} d\Psi \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中,  $A_{11} = \cos(\Theta - \theta)\cos\Phi/\sin\beta_{\text{cr}}$

$$A_{12} = -\sin(\Theta - \theta)\sin\Phi/\sin\beta_{\text{cr}}$$

$$\begin{aligned}
 A_{21} &= -\cos\Phi\cos\varphi\sin(\Theta - \theta) \\
 A_{22} &= \cos\Phi\sin\varphi - \sin\Phi\cos\varphi\cos(\Theta - \theta) \\
 d\Psi &= -\cos\beta_{\text{TR}}d\beta_{\text{TR}}/\sin\beta_{\text{CT}}\cos(\psi - \Psi) \\
 \beta_{\text{CT}} &= \arccos(\cos\Phi\cos\varphi\cos(\Theta - \theta) + \sin\Phi\sin\varphi)
 \end{aligned}$$

$d\Psi$  是  $d\beta_{\text{TR}}$  对应的落点方位角偏移,  $d\Theta$  和  $d\Phi$  是  $d\beta_{\text{TR}}$  对应的落点经纬度变化, 其它符号如上文。

式 (10) 可解的必要条件为  $A_{11}A_{22} \neq A_{21}A_{12}$ , 即:

$$\begin{cases} \sin\beta_{\text{CT}} \neq 0 & \text{(a)} \\ \cos(\Theta - \theta)\tan\varphi \neq \tan\Phi & \text{(b)} \end{cases} \quad (11)$$

实际飞行中  $\beta_{\text{CT}} \in (0, \pi)$ , 故条件 (a) 总能满足; 条件 (b) 对应于  $\Psi = \pi/2$  情况, 即当前位置与真实落点位置具有相同的纬度。此时, 若  $\psi = \Psi$ , 则附加惯性力对侧向通道无影响, 不需要偏置, 若  $\psi \neq \Psi$ , 则在制导中易通过延迟偏置瞄准程序加以解决。

对于问题  $Q_1$ , 如果上一周期执行一次偏置后, 本周期的检测结果仍然显示预测  $R_c^f$  不满足跳过条件, 则本周期倍增上一周期偏置量  $d\beta_{\text{TR}}$ 。上述过程随着制导周期重复进行, 直至检测结果显示预测  $R_c^f$  满足跳过条件。实际中  $d\beta_{\text{TR}} \ll \beta_{\text{CT}}$ , 故可认为  $\Delta\beta_{\text{TR}}$ 、 $\Delta\Psi$ 、 $(\Delta\Theta, \Delta\Phi)$  存在充分的线性关系, 因此通过上述步骤确定的偏置量有足够的精度。

### 2.5 制导阶段转换逻辑

NPCEG 算法在初始再入之后设置开环导引阶段, 采用预设常值倾侧角 INIT\_BANK, 旨在规避飞行器敏感元件在大气相变面的量测参数不稳, 进而消除闭环制导对跳变偏差的敏感性, 确保飞行器稳定切入大气减速。开环段持续至过载达到预设值 G\_THRES (0.2g), 此后进入下降段, 启动规划算法产生闭环倾侧角指令 NPC\_BANK。

在跳跃再入状况下飞行路径角过零后, 轨迹继续进入上升段; 当过载稳定地小于 G\_THRES 时, 跳跃轨迹进入开普勒段, 此时, NPCEG 算法继续解算, 但制导指令不更新输出 (避免在控制力微弱的情况下执行制导指令, 增加燃料消耗), 姿控系统保持飞行器为跃出时的姿态, 直至预测剩余航程小于航程阈值 RANGE\_THRES (2020km), 此后由末端制导接管。具体制导流程随再入任务不同, 可能不完全包括上述阶段。

## 3 蒙特卡洛打靶仿真

对 AEG 算法和 NPCEG 算法采用相同的语言

(MATLAB) 编制代码。仿真采用的计算机主频 2.3GHz, 内存 1.86GB。蒙特卡洛打靶仿真中, 实际参数等于标称参数量值与随机偏差量值的加和, 即:

$$\hat{p} = m_{\text{rand}}p_0 = p_0 + \delta p = p_0 + L_{\text{tole}}f_{\text{rand}} \quad (12)$$

其中,  $\hat{p}$  为扰动量,  $m_{\text{rand}}$  随机扰动乘子,  $p_0$  标称值,  $\delta p$  偏差值,  $L_{\text{tole}}$  偏差限,  $f_{\text{rand}}$  随机种子 (在本文中  $f_{\text{rand}} \in (-1, +1)$ , 服从正态分布或均匀分布)。正态分布样本空间  $N_{2000 \times 100}$  及均匀分布样本空间  $U_{2000 \times 100}$  在仿真开始前由随机函数一次生成。

经统计, 中航程情况下, 仿真试验单次解算 AEG 算法平均耗时约 1s 量级, NPCEG 算法约 10 秒量级。

### 3.1 再入初始状态及任务想定

结合背景需要, 本文设计了中航程和大航程两种任务想定, 见表 1。仿真终止条件为达到开伞条件 (速度降至 150m/s) 或逸出大气 (高度大于 200km)。

表 1 再入点初始状态仿真设定

Table 1 The initial values of EI state parameters

再入点参数	任务 1	任务 2
高度 $h$ /km	121.92	121.92
经度 $\theta$ /( $^\circ$ )	110.00	50.00
纬度 $\varphi$ /( $^\circ$ )	-3.00	-5.00
速度 $V$ /(km/s)	10.98	10.98
飞行路径角 $\gamma$ /( $^\circ$ )	-5.70	-6.00
航向角 $\psi$ /( $^\circ$ )	2.10	43.30
目标落点经度 $\Theta$ /( $^\circ$ )	112.00	112.00
目标落点纬度 $\Phi$ /( $^\circ$ )	43.27	43.27
射向角 $\Psi$ /( $^\circ$ )	2.01	42.06
航程 $R$ /km	5148.00	8193.00

再入飞行器模型参考阿波罗飞船指令舱数据。飞船指令舱标称质量  $m = 5443\text{kg}$ ; 特征面积  $S_{\text{ref}} = 12.02\text{m}^2$ , 标称配平攻角  $\alpha_{\text{trim}} = 24.3^\circ$ , 对应的升阻比为 0.39; 实际倾侧角指令输出的变化率和变化加速度分别限制为  $0.35\text{rad/s}$  和  $0.17\text{rad/s}^2$ <sup>[13]</sup>, 阿波罗飞船返回舱再入时升阻比和配平攻角的关系参考文献[8], 大气模型采用 USSA76。

### 3.2 再入点偏差分布确定

记地心惯性系 (上标 I) 下的飞行器状态变量为  $X^I$ , 记极坐标 (上标 P) 形式的飞行器状态变量为  $X^P$ , 记月地转移轨道最后一次轨道机动点为 DE, 相应的地心惯性系下的状态变量为  $X_{\text{DE}}^I$ , 以任一 DE 点

状态  $X_{DE}$  为初值,经运动方程积分至 EI 点高度即可得 EI 点状态  $X_{EI}$ , 即有:

$$X_{EI}^p = f(X_{DE}^p) = g(X_{DE}^l) \quad (13)$$

记状态量  $X_{DE}^p$  的任意一个元素被小偏差量  $\varepsilon$  扰动后的状态量为  $X_{DE}^{p*}$ , 相应的 EI 点状态量为  $X_{EI}^{p*}$ , 则偏差量:

$$\Delta X_{EI}^p = X_{EI}^{p*} - X_{EI}^p = g(X_{DE}^{l*}) - X_{EI}^p \quad (14)$$

状态量  $X_{EI}^p$  关于状态量  $X_{DE}^l$  的广义梯度为:

$$\nabla_{6 \times 6} = \partial X_{EI}^p / \partial X_{DE}^l = \lim_{\varepsilon \rightarrow 0} (\Delta X_{EI}^p / \Delta X_{DE}^l) \quad (15)$$

$X_{DE}$  的偏差分布律易由导航精度获知。设  $X_{DE}$  各元素均服从零均值正态分布  $N(0, \sigma)$ , 则  $X_{EI}$  各元素的偏差分布函数为:

$$\Delta X_{6 \times 1} = \nabla_{6 \times 6} \cdot N(\mu, \sigma)_{6 \times 1} \quad (16)$$

本文取 DE 点位置各向分量  $3\sigma = 200\text{m}$ ; 速度各向分量  $3\sigma = 2\text{m/s}$ , 并按均匀分布取散布较大的质量、气动系数和大气密度偏差, 详见表 2。

表 2 蒙特卡洛仿真考虑的偏差项及其分布

Table 2 Parameter values for Monte Carlo analysis

偏差项	分布类型	3 $\sigma$ 值 / 偏差限	
		任务 1	任务 2
经度偏差 $\Delta\theta/(\circ)$	正态分布	0.40	0.12
纬度偏差 $\Delta\phi/(\circ)$	正态分布	0.27	0.48
速度偏差 $\Delta V/(\text{m/s})$	正态分布	20.48	19.29
路径角偏差 $\Delta\gamma/(\circ)$	正态分布	0.23	0.22
航向角偏差 $\Delta\psi/(\circ)$	正态分布	0.08	0.15
升力系数偏差 $\Delta C_L$	均匀分布	$\pm 30\%$	$\pm 30\%$
阻力系数偏差 $\Delta C_D$	均匀分布	$\pm 30\%$	$\pm 30\%$
质量偏差 $\Delta m$	均匀分布	$\pm 5\%$	$\pm 5\%$
大气密度偏差 $\Delta\rho$	均匀分布	$\pm 40\%$	$\pm 40\%$

### 3.3 仿真结果分析

仿真输出结果主要包括飞行器状态量  $X^p$ 、过载  $g$ , 热流  $q_c$  和热载荷  $Q$  估计、预测横程  $R_c$ , 侧向偏差阈值  $Y$ 、落点经纬度  $(\theta_F, \phi_F)$ , 落点偏差  $R_{\text{miss}}$  等。限于篇幅, 以下仅就部分仿真结果进行分析。

如图 4 所示, 全程采用 AEG 制导执行任务 1 仿真, 出现显著的落点散布, 而执行任务 2, AEG 制导已经显著失效, 原因是二次再入点实际状态与末段标称轨迹出现了显著地衔接差异, 若二次再入仍采用标称轨迹制导, 则标称轨迹必须重新设计。

通过仿真表明, 若在二次再入段引入 NPCEG 方法(接口未优化), 能在一定程度上缓解上述衔接问题, 保证一定的落点精度。若采用“跳跃段

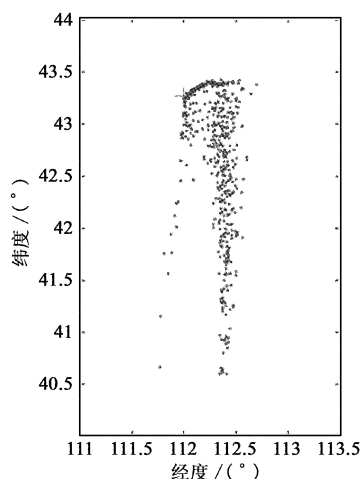


图 4 阿波罗制导仿真落点经纬度(任务 1, 2000 次)

Fig. 4 Landing position with AEG in OS1 case, 2000 trials

NPCEG, 末段跟踪阿波罗标准轨迹(接口未优化)”或“跳跃段与末段均采用 NPCEG”方案, 则均能达到很高的落点精度, 相关统计结果对比见表 3。

表 3 阿波罗制导与预测校正制导打靶数据统计

Table 3 Landing statistics for each task scenarios

统计指标	AEG		NPCEG	
	任务 1	任务 1	任务 2 <sup>(1)</sup>	任务 2 <sup>(2)</sup>
最小值/km	0.91	0.04	0.04	0.15
最大值/km	298.12	2.96	3.38	37.68
中位数/km	2.00	1.25	1.11	1.39
平均值/km	21.89	1.20	1.15	3.68
标准差/km	49.03	0.59	0.59	7.50
$\leq 2.5\text{km}$	74.20%	99.1%	98.4%	16.6%
$\geq 5.0\text{km}$	25.3%	0	0	13.4%
$\geq 50\text{km}$	13.3%	0	0	0
仿真次数	2000	500	500	500

注: (1) 偏置瞄准使能状况; (2) 无偏置瞄准措施状况。

如图 5 所示, 倾侧翻转次数随着任务航程增大有所增加, 对于单次轨迹, 翻转主要集中在下降段。保持一定翻转次数的意义在于纠正侧向偏差和规避局部持续极端加热, NPCEG 算法可以通过调整侧向预测制导函数增益设定, 很好的控制翻转次数以将燃料消耗控制在一定范围之内。注意, 图 5 中的倾侧翻转均为捷径滚转, 这样能更好的保证制导效果, 尤其是在能量耗散率较大的初始再入阶段。

通过对再入过载数据进行统计累加, 获得相应的“过载值 - 持续时间”曲线, 并与 NASA 人机系统标准定义的“持续时间 - 可接受过载”参考曲线<sup>[14]</sup>进行对比, 见图 6。由图可见, 过载环境处于较安全的范围, 相对应的 500 条轨迹最大峰值过载统计平

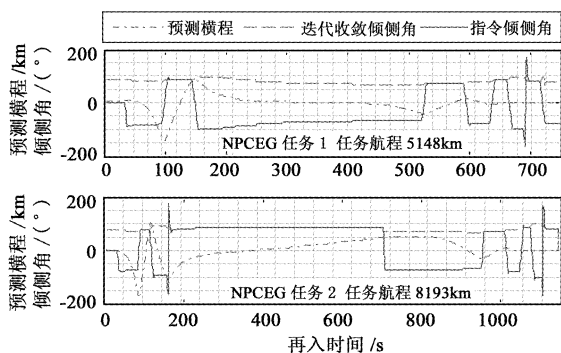


图5 预测横程及倾侧角的时间历程 (NPCEG,第一次)

Fig. 5 Bank history of the NPCEG (each the first trial)

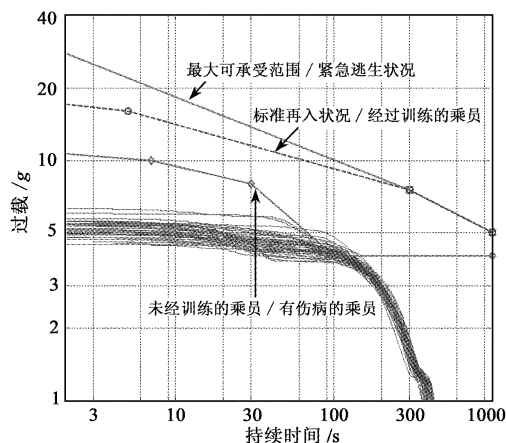


图6 仿真过载持续时间(NPCEG,任务2,前100次)

Fig. 6 G-load duration of the NPCEG in OS2 case, 100 trials

均值为4.91g,标准差为0.33g。注意图6中“未经训练的乘员/有伤病乘员”参考线并非硬约束。

图7给出了有偏置和无偏置瞄准程序的NPCEG算法执行任务2仿真的落点统计情况,由图可见,在任务2大航程再入情况下,引入偏置瞄准措施能保证达到很高的落点精度,而未加偏置瞄准的制导对应的落点精度显著下降,相关统计结果见表3;任务1为中航程,需要偏置瞄准的情况较少出现。

#### 4 结论

本文针对长航程大偏差状况下阿波罗跳跃再入制导算法精度显著退化问题,结合下一代月球探测返回再入任务对制导精度和全航程包络适用性的发展需要提出改进。通过仿真分析表明:本文提出的

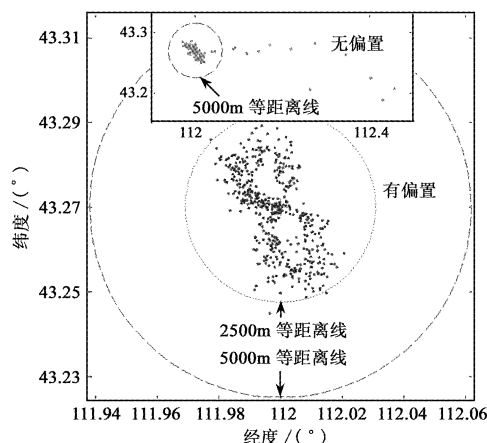


图7 NPCEG算法有无偏置瞄准仿真落点对比(500次)

Fig. 7 Landing position with biasing and without (500 trials)

数值预测校正再入制导算法在大偏差测试条件下,能够在3000km到10000km的再入航程范围内,能够确保偏差小于3km的落点精度,具有通用性;基于虚拟落点策略提出的偏置瞄准程序能够有效的解决大航程大偏差再入状况下的制导精度退化问题,保证着陆精度,且具有简便易操作性。

#### 参 考 文 献

- [ 1 ] Tigges M A, Crull T, Rea J R. Numerical skip-entry guidance [ C ]. 29th Annual AAS Guidance and Control Conference, Breckenridge, Colorado, Feb. 4 - 8, 2006.
- [ 2 ] Lickly D J, Morth H R, Crawford B S. Apollo entry guidance [ R ]. Hampton: NASA Langley Research Center, 1963.
- [ 3 ] Bogner I. Description of Apollo entry guidance [ R ]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 1979.
- [ 4 ] Bairstow S H. Reentry guidance with extended range capability for low L/D spacecraft [ D ]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 2006.
- [ 5 ] Brunner C W, Lu P. Comparison of numerical predictor-corrector and Apollo skip entry guidance algorithms [ C ]. AIAA Guidance Navigation and Control Conference, Toronto, Ontario Canada, Aug. 2 - 5, 2010.
- [ 6 ] 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 Zun-shi, Ge Zhi-lei. An enhanced analytical predictive corrector skip guidance for lunar return vehicles [ J ]. Journal of Astronautics, 2012, 33 ( 9 ): 1210 - 1216. ]
- [ 7 ] Tigges M A, Bihari B D, Stephens J P. Orion capsule handling



- qualities for atmospheric entry [ C ]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Portland, Oregon, Aug. 8 - 11, 2011.
- [ 8 ] 赵梦熊. 载人飞船空气动力学[ M ]. 北京: 国防工业出版社, 2000: 38 - 69.
- [ 9 ] Haroz C. A predictor-corrector guidance algorithm design for a low L/D autonomous re-entry vehicle [ D ]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 1998.
- [ 10 ] Vernis P, Spreng F, Gelly G. Accurate skip entry guidance for low to medium L/D spacecrafts return missions requiring high range capabilities[ C ]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Portland, Oregon, Aug. 8 - 11, 2011.
- [ 11 ] Brunner C W, Lu P. Skip entry trajectory planning and guidance [ J ]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2008, 31(4): 1210 - 1219.
- [ 12 ] 李贵明, 刘良栋. 过载约束下的探月飞船再入轨迹的在线设计[ J ]. 空间控制技术与应用, 2011, 37 ( 1 ): 6 - 10. [ Li Gui-ming, Liu Liang-dong. On line design of reentry trajectory under aerodynamic acceleration load constraint of a lunar vehicle [ J ]. Aerospace Control and Application, 2011, 37 ( 1 ): 6 - 10. ]
- [ 13 ] NASA-SP-8015, NASA space vehicle design criteria[ S ]. NASA Langley Research Center, 1968.
- [ 14 ] NASA-STD-3000, NASA man-systems integration standards[ S ]. NASA Johnson Space Center, 1995.

作者简介:

赵彪(1985 - ),男,哈尔滨工业大学航天学院航空宇航科学与技术学科博士研究生,研究方向为飞行器总体设计,高超声速飞行器再入制导技术。

通信地址:黑龙江省哈尔滨市南岗区西大直街92号哈尔滨工业大学主楼345信箱(150001)

电话:(0451)86412766

E-mail:estheter@gmail.com

(编辑:张宇平)