

# 探月返回器跳跃式再入过载抑制算法研究

郭敏文<sup>1,2</sup>, 王大轶<sup>1,2</sup>

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100190; 2. 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190)

**摘 要:** 针对小升阻比探月返回器大航程、跳跃式再入的特点, 采用了新的过载约束条件, 并在此基础上对过载抑制问题进行了描述。然后对跳跃式再入过程中影响开普勒段航程的因素进行了分析, 将气动升力在地球矢径方向的分量等效为万有引力的小扰动力, 推导得出了与预测校正制导律相结合的过载抑制算法。最后通过仿真校验了该算法在不影响返回器着陆精度的前提下有效实现了过载抑制, 各种偏差情况下的蒙特卡洛仿真也体现了该算法的实用性及鲁棒性。

**关键词:** 探月返回器; 小升阻比; 跳跃式再入; 开普勒段; 蒙特卡洛仿真

**中图分类号:** V448.235      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1000-1328(2013)12-1569-09

**DOI:** 10.3873/j.issn.1000-1328.2013.12.005

## Research on Load Relief Method for Skip Reentry of a Lunar Return Vehicle

GUO Min-wen<sup>1,2</sup>, WANG Da-yi<sup>1,2</sup>

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;

2. Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China)

**Abstract:** The new overload constraint is used for a lunar return vehicle with low lift-to-drag ratio in the skip and long range reentry, on this basis the load relief problem is described. Based on the analysis of the factors affecting the Kepler phase flight range in the skip reentry trajectory, the component of the aerodynamic lift in the direction of the radius vector of the Earth is equivalent to small perturbation force of the universal gravitation, and an effective overload relief method combined with the corrector-predictor guidance law is derived. The simulation demonstrates that the algorithm can restrain the overload effectively without affecting the landing accuracy. The Monte-Carlo Simulation results for dispersed cases show the practicability and robustness of the algorithm.

**Key words:** Lunar return vehicle; Low lift-to-drag ratio; Skip reentry; Kepler phase; Monte-Carlo Simulation

### 0 引 言

探月返回器高速返回时,在地球大气层边界距地面高度约120km处速度约为11km/s,该初始再入速度明显高出近地轨道再入时7.8km/s的初始速度,这给再入制导带来一系列新的困难和挑战,如再入走廊的缩小,制导律对初始再入速度及再入角偏差更加敏感,热流密度峰值增加,尤其是再入过载峰值也会相应增加,这些都将严重影响返回器着陆的

精度、安全性和可靠性。

探月返回器需实现大航程再入时,轨迹将会出现“弹跳”的现象,这种轨迹形式的再入过程被称为跳跃式再入<sup>[1-2]</sup>。当跳起的高度超过敏感大气层边界,过载小于 $0.2g_0$ 时,可认为返回器进入弹道式飞行阶段,各文献中称之为开普勒段。该阶段由于大气稀薄,制导律的作用不明显,人们常常忽略该段制导律的设计,然而开普勒段的存在对整个再入轨迹的影响较大,一方面扩展了纵程,帮助返回器实现

了长距离的飞行需求;另一方面由于飞行时间加长,各种偏差对返回器着陆精度的影响也会加大。

在20世纪60年代,研究再入返回问题的相关文献[3-4]中提出的过载抑制方法有:减小初始再入角和利用气动升力进行控制。然而探月返回器以第二宇宙速度再入时,减小初始再入角可能导致返回器因为首次再入不够深入而飞出大气层。因此设计满足过载约束、具有高落点精度的再入制导律变得十分重要。

再入制导方法主要可分为两类:标准轨道法<sup>[5]</sup>和预测校正制导法<sup>[6-8]</sup>。预测校正制导具有较高的落点精度,且对再入初始条件不敏感。随着深空探测飞行器返回时航程、精度、可靠性等要求的提高,近年来该算法已成为国内外的研究热点。然而在预测校正制导律设计的过程中,过载约束问题仍未能得到很好地解决,尤其是针对高速返回时跳跃式再入轨迹的过载抑制问题,相关文献较少。文献[9]将预测校正与标准轨道相结合,利用伪谱法设计满足约束的标准轨道,并在标准轨道上设定航路点,在航路点间完成预测校正算法,显然文中算法并未能实现完全在线设计参考轨迹的目的。文献[10]针对大升力体返回问题,利用类平衡滑翔原理将各种路径约束离线转换为对倾侧角的约束,并结合预测校正算法在线设计制导律以确保再入轨迹满足各路径约束。然而针对小升力体高速返回的跳跃式再入形式,类平衡滑翔原理是否能继续使用,使用范围如何界定均还有待研究。文献[11]提出了一种可满足路径约束的倾斜角、攻角调整算法,将该算法分别融入到传统的预测校正算法的预测环节和校正环节,并对比分析了制导效果。文献[12]则在每个预测校正算法的制导周期附加对过载是否超出约束值的判断,若超出则及时采取常值阻力制导方式以使轨迹满足过载约束,这必然对飞行器的机动能力提出了较高的要求。

本文针对探月返回器再入初始速度大,且需实现大航程跳跃式再入时的过载抑制问题,结合预测校正算法,在跳跃式轨迹的开普勒段研究设计制导律实现过载抑制,解决返回器安全再入问题,同时不增加预测校正算法的复杂度。最后对该研究过程进行了理论分析和蒙特卡洛仿真校验。

## 1 再入飞行动力学模型

考虑地球自转影响的三自由度无量纲再入动力学方程如下,

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{r} &= V \sin \gamma \\ \dot{\theta} &= \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r \cos \phi} \\ \dot{\phi} &= \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r} \\ \dot{V} &= -D - \left( \frac{\sin \gamma}{r^2} \right) + \Omega^2 r \cos \phi (\sin \gamma \cos \phi - \cos \gamma \sin \phi \cos \psi) \\ \dot{\gamma} &= \frac{1}{V} \left[ L \cos \sigma + \left( V^2 - \frac{1}{r} \right) \left( \frac{\cos \gamma}{r} \right) + \right. \\ &\quad \left. 2\Omega V \cos \phi \sin \psi + \Omega^2 r \cos \phi (\cos \gamma \cos \phi + \sin \gamma \cos \psi \sin \phi) \right] \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{V} \left[ \frac{L \sin \sigma}{\cos \gamma} + \frac{V^2}{r} \cos \gamma \sin \psi \tan \phi - \right. \\ &\quad \left. 2\Omega V (\tan \gamma \cos \psi \cos \phi - \sin \phi) + \right. \\ &\quad \left. \frac{\Omega^2 r}{\cos \gamma} \sin \psi \sin \phi \cos \phi \right] \\ D &= \rho (\sqrt{R_e g_0} v)^2 S_{\text{ref}} C_D / (2mg_0) \\ L &= \rho (\sqrt{R_e g_0} v)^2 S_{\text{ref}} C_L / (2mg_0) \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中, $\rho$ 为大气密度, $r$ 为地心距, $r = h + R_e$ , $h$ 为跳跃高度, $v$ 为返回器相对地球速度,且地心距、飞行相对地球速度及时间的无量纲化参数分别为 $R_e$ 、 $\sqrt{g_0 R_e}$ 和 $\tau = t / \sqrt{R_e / g_0}$ ,地球平均半径 $R_e$ 为6378.135km,海平面重力加速度 $g_0$ 为9.81m/s<sup>2</sup>; $\theta$ 为经度, $\phi$ 为纬度, $\gamma$ 为飞行路径角(Flight Path Angle, FPA)也称为再入角,指飞行速度矢量与当地水平方向的夹角; $\psi$ 为速度方位角,指某时刻飞行速度矢量与当地正北方向的夹角,顺时针为正; $\sigma$ 为倾侧角,从返回器内部来看,右侧为正; $D, L$ 分别为无量纲化的阻力和升力; $C_D, C_L$ 分别为阻力系数和升力系数;返回器最大横截面积为 $S_{\text{ref}}$ ,质量为 $m$ 。

## 2 过载抑制问题描述

针对跳跃式再入轨迹给出新的过载约束条件,并做解释分析如下。

首先给出如下基于预测校正算法<sup>[13]</sup>的再入仿

真,仿真参数设置为:质量为 9500kg,最大横截面积为 23.8m<sup>2</sup>,升力系数 C<sub>L</sub> 为 0.44,阻力系数 C<sub>D</sub> 为 1.25,初始高度为 120km,初始速度为 11.032km/s。由图 1 可见跳跃式再入过程过载随时间变化的曲线会出现前后两个峰值,为方便后续描述,分别称为前峰值和后峰值。由图 1 可知当航程确定时,初始再入角的大小决定着前后两个峰值的相对大小。当初始再入角较小时(在再入走廊允许范围内取值),如图 1 中初始再入角等于 -5.6° 的情况,过载后峰值大于前峰值;当初始再入角较大时,过载前峰值会大于后峰值。由于该现象有别于近地轨道再入时过载单峰值的情况,本文采用有别于以往对整个再入过程过载峰值进行约束的做法,提出新的过载约束条件:将返回器载荷在不同状况下所能承受某过载值的最长时间作为安全返回时对过载的约束,如图 2 所示,以航天员的承受能力<sup>[14]</sup>为标准对过载进行较为严格的约束。

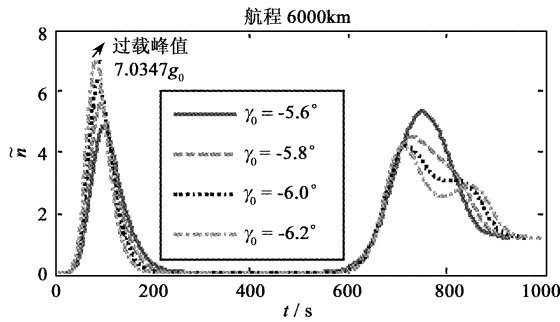


图 1 不同初始再入角时过载随时间变化曲线比较

Fig. 1 The comparison of load trajectories with different iFPA

为体现这种约束条件的特点和严格性,对航程为 6000km,相同制导律作用下,初始再入角  $\gamma_0$  分别为 -6.2° 和 -5.6° 时的再入情况进行过载比较分析。经仿真分别得到了两种情况下各不同过载值的历经时间(飞行过程中大于等于某过载值的总飞行时间)曲线。由图 1、2 可见,初始再入角  $\gamma_0$  为 -5.6°,再入过载峰值较小的再入轨迹,却未能满足新的过载约束条件,而初始再入角  $\gamma_0$  为 -6.2° 的再入过程,因其过载后峰值较小,完全满足了以航天员为例的过载承受极限约束。

注 1. 图 1、2 及后续图 8、11 中均用  $\tilde{n}$  表示过载  $n$  与重力加速度常值  $g_0$  的比值,即过载的无量纲值。

本文主要考虑在合理地选择初始再入角后,利用开普勒段气动升力控制策略对过载进行抑制,以满足图 2 所示的以航天员在身体条件欠佳时的承受能力为标准的过载约束条件。

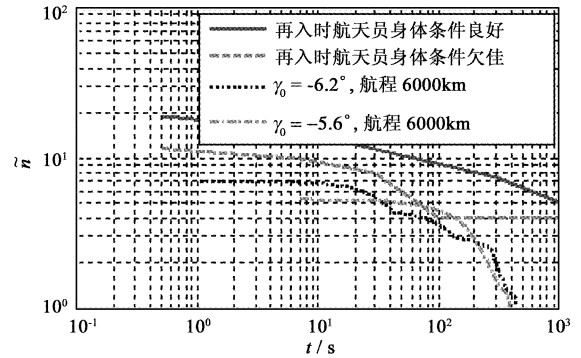


图 2 某两种特定情况下的过载分析

Fig. 2 Load analysis in two given cases

### 3 过载抑制算法设计

本节首先简要介绍预测校正制导方法,针对该方法不能满足过载约束条件的问题,这里研究并推导了过载抑制算法,给出了倾侧角指令形式,将过载抑制逻辑与预测校正算法相结合,生成能同时满足过载约束和着陆精度要求的再入轨迹。

#### 3.1 数值-预测校正再入制导

基于数值计算的预测校正制导方法,根据导航系统测量的飞船的当前状态,数值积分再入动力学方程,实时进行落点计算并利用落点偏差校正倾侧角指令,在线得到一条满足落点精度要求的再入轨迹。

数值预测校正制导算法的核心为数值预测和迭代校正。本文轨迹预测所采用的倾侧角剖面为“线性+常值”的形式<sup>[14]</sup>,如图 3 所示。这种倾侧角剖面的数学表达式为

$$\begin{cases} |\sigma| = \frac{(\sigma_0 - \sigma_f)(S_{\text{togo}} - S_{\text{thres}})}{S_{\text{togo}}^0 - S_{\text{thres}}} + \sigma_f, & S_{\text{togo}} \geq S_{\text{thres}} \\ |\sigma| = \sigma_f, & S_{\text{togo}} < S_{\text{thres}} \end{cases} \quad (2)$$

其中  $S_{\text{togo}}^0$  为总航程,  $S_{\text{togo}}$  为当前点的剩余航程,  $\sigma_0$ 、 $\sigma_f$ 、 $S_{\text{thres}}$  的具体含义如图所示,这里  $\sigma_f$  取为 70°,  $S_{\text{thres}}$  取为 2000km,初始倾侧角  $\sigma_0$  可以在航程约束下采用牛顿迭代方法进行求解,即

$$x_{i+1} = x_i - \frac{x_i - x_{i-1}}{f(x_i) - f(x_{i-1})} f(x_i) \quad (3)$$

其中  $x_i = \cos\sigma_i$ ,  $f(x_i)$  为落点偏差量, 即预测落点与实际落点的偏差航程, 通过数值积分动力学方程求得。

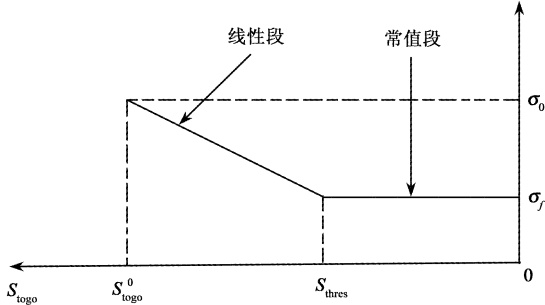


图3 轨迹预测倾侧角剖面

Fig. 3 The profile of bank angle for trajectory prediction

在整个跳跃飞行过程中, 上述轨迹规划和割线法求根运算在每个制导周期内不断重复执行, 形成关于倾侧角的闭环制导律。

需强调, 文献[14]的闭环制导律中认为开普勒段过载  $n < 0.05g_0$  时气动力的影响很小, 倾侧角均令其为  $70^\circ$ , 而  $0.05g_0 < n < 0.2g_0$  时的制导律则保持采用迭代法寻根得到。本文将适当改变开普勒段的制导律, 以实现过载抑制。

### 3.2 开普勒段过载抑制算法原理

首先分析航程与过载之间的关系。简化动力学方程, 忽略地球自转的影响, 在瞬时平面内返回器航程随时间变化为

$$\frac{ds}{dt} = V \cos\gamma \quad (4)$$

返回器的在轨能量无量纲化后可表示为

$$e = \frac{V^2}{2} + \left(1 - \frac{1}{r}\right) \quad (5)$$

式中,  $r$  一直约等于 1,  $V$  从约  $\sqrt{2}$  变化至 0, 可见能量从 1 变化至 0。又因为

$$\frac{de}{dt} = V \dot{V} + \frac{\dot{r}}{r^2} \quad (6)$$

将动力学方程简化后

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = -D - \frac{\sin\gamma}{r^2} \\ \frac{dr}{dt} = V \sin\gamma \end{cases} \quad (7)$$

代入式(6)得

$$\frac{de}{dt} = -VD - \frac{V \sin\gamma}{r^2} + \frac{V \sin\gamma}{r^2} = -VD \quad (8)$$

联立方程(4)和式(8), 并假设在飞行过程  $\cos\gamma \approx 1$ , 则总的飞行航程为

$$s_f = \int_{e_f}^{e_i} \frac{1}{D} de \quad (9)$$

可见在能量初值和终端值相同的情况下, 增大飞行航程, 能在一定程度上使得飞行更加平缓, 过载得到抑制。因此, 若能在气动力很小的开普勒段施加制导, 减小开普勒段的飞行航程, 且几乎不影响探月返回器的能量, 则能有效增加剩余航程, 实现剩余航程段的过载抑制。

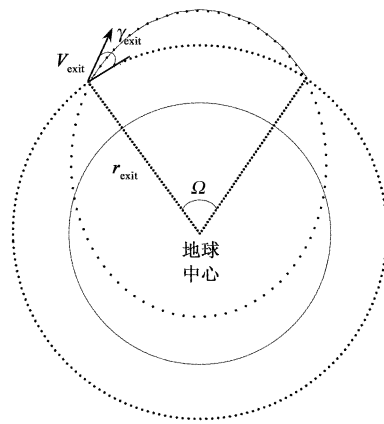


图4 再入轨迹开普勒段示意图

Fig. 4 The trajectory of Kepler phase

据文献[15]中对轨迹分段的描述, 认为当轨迹跳起后使  $n < 0.2g_0$  时(再入高度大于约 80km), 再入过程进入开普勒轨道, 可近似忽略气动阻力的影响。轨迹形式如图 4 所示,  $\Omega$  为航程角;  $\gamma_{\text{exit}}$ 、 $V_{\text{exit}}$ 、 $r_{\text{exit}}$  分别为跳出点处的飞行路径角、速度和地心距;  $\mu$  为万有引力常数。值得注意的是, 飞行器要完成跳出并再次再入大气层的跳跃式再入轨迹, 跳出点处的飞行路径角必然大于零且接近零, 速度也必须小于第一宇宙速度<sup>[15]</sup>, 则有

$$\frac{\mu}{r_{\text{exit}}} \frac{1}{V_{\text{exit}}^2} > 1 \quad (10)$$

结合文献[16]中的航程角计算公式可知

$$\tan\left(\frac{\Omega}{2}\right) = \frac{\sin(\gamma_{\text{exit}}) \cos(\gamma_{\text{exit}})}{\frac{\mu}{r_{\text{exit}}} \frac{1}{V_{\text{exit}}^2} - \cos^2(\gamma_{\text{exit}})} \quad (11)$$

设小升力体返回器的升阻比约为 0.3, 当过载  $n < 0.2g_0$  时, 根据  $n = \sqrt{L^2 + D^2}$  可得升力  $L < 0.06g_0$ , 沿着矢径方向升力分量  $L \cos\sigma \cos\gamma$  显然远远小于万有引力。因此, 这里将该升力分量视为引力

的扰动项  $\varepsilon$ , 且扰动力取指向地心为正, 则等效的万有引力常数  $\mu'$  为

$$\mu' = \mu + \varepsilon, \text{ 其中, } \begin{cases} \varepsilon < 0, & \sigma < 90^\circ \\ \varepsilon = 0, & \sigma = 90^\circ \\ \varepsilon > 0, & \sigma > 90^\circ \end{cases} \quad (12)$$

显然, 随着倾侧角  $\sigma$  的增大,  $\varepsilon$  和  $\mu'$  也随之增大。又因为

$$\frac{d\Omega}{d\mu'} = \frac{-\frac{1}{r_{\text{exit}} V_{\text{exit}}^2} \sin(\gamma_{\text{exit}}) \cos(\gamma_{\text{exit}})}{\left[ \frac{\mu'}{r_{\text{exit}} V_{\text{exit}}^2} - \cos^2(\gamma_{\text{exit}}) \right]^2} < 0 \quad (13)$$

由式(13)可知航程角  $\Omega$  随着  $\mu'$  的增大而减小, 于是剩余航程  $S_{\text{togo}}$  随之增加, 如下式

$$S_{\text{togo}} = S_{\text{togo}}^0 - S_{\text{pre}} - S_{\text{kepler}} \quad (14)$$

其中  $S_{\text{togo}}^0$  为总航程,  $S_{\text{pre}}$  为进入开普勒段之前的航程,  $S_{\text{kepler}}$  为开普勒段的航程。剩余航程增加使得最终再入段飞行更为平缓, 过载后峰值自然有所减小。

综上, 将开普勒段过载抑制方法描述为: 根据预测过载峰值的情况, 可在开普勒段增大倾侧角幅值至  $180^\circ$  以实现过载抑制。

### 3.3 融合制导算法

融合制导算法首先是基于预测校正算法以实现落点分析, 并实时地检测飞行过程中气动过载值是否小于  $0.2g_0$ 。一旦过载小于  $0.2g_0$ , 即

$$n = g_0 \sqrt{L^2 + D^2} < 0.2g_0 \quad (15)$$

则需进一步利用飞行路径角来判断是否进入开普勒段, 以完成过载抑制算法。为完成融合制导算法将再入轨迹分为以下几个阶段: 初始滚动段, 下降飞行段, 向上飞行段, 开普勒段, 最终再入段。具体的实现流程如图 5 所示, 图中“phase”取为 1、2、3、4、5 时分别按顺序指代再入轨迹所分的上述五个阶段。

**注 2.** 当再入航程需求较大, 返回器再入轨迹发生跳跃的最大高度超过  $100\text{km}$  时, 过载将小于  $0.05g_0$ , 由于该段气动力几乎为零, 可不进行制导。但当再入航程需求较小时, 返回器再入轨迹发生跳跃高度可能未能达到  $80\text{km}$ , 也即过载不会小于  $0.2g_0$ , 则本文的过载抑制方法在此种情况下不能起作用。

**注 3.** 在开普勒段采用升力完全向下的制导

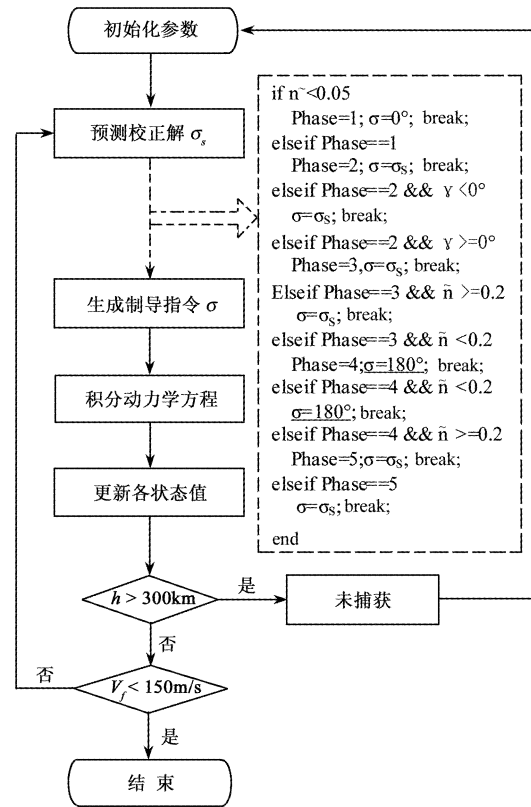


图 5 融合算法流程示意图

Fig. 5 The flow chart of synthetic algorithm

律, 能在抑制过载的同时, 更快速地使飞行路径角减小至小于零, 从而在该过程耗散了返回器的能量, 确保其能安全着陆。

## 4 仿真校验

### 4.1 标称模型参数

再入返回器质量为  $9500\text{kg}$ , 最大横截面积为  $23.8\text{m}^2$ 。当马赫数大于 25 时, 配平攻角保持约为  $160.2^\circ$ , 此时的升阻比约为 0.2887。随着马赫数的变化, 升阻比在整个再入过程中大约在 0.2229 和 0.4075 之间变化。地球半径为  $6378135\text{m}$ , 重力常数为  $9.8\text{N/kg}$ , 其它参数设置见表 1。此处的仿真没有考虑倾侧角反转的最大速度和最大加速度限制, 认为倾侧角的反转瞬时完成。

### 4.2 仿真结果

首先对如下四种情形在标称参数下进行仿真, 以比较整个再入过程的过载和着陆精度:

- 情形 1. 开普勒段, 当  $n < 0.2g_0$  时,  $\sigma = 0^\circ$ ;
- 情形 2. 开普勒段,  $\sigma$  幅值继续由预测校正算

法获得,即与文献[8]中算法保持一致;

情形3. 开普勒段,当  $n < 0.2g_0$  时,  $\sigma = 90^\circ$ ;

情形4. 开普勒段,当  $n < 0.2g_0$  时,  $\sigma = 180^\circ$ 。

表1 仿真参数设置表

Table 1 Simulation parameters

初始状态设置		末状态设置	
状态	参数	状态	参数
高度, $h_0$ /km	121.92	高度, $h_f$ /km	7.62
经度, $\theta_0$ /( $^\circ$ )	112.5	经度, $\theta_f$ /( $^\circ$ )	112
纬度, $\phi_0$ /( $^\circ$ )	4.38	纬度, $\phi_f$ /( $^\circ$ )	42
相对速度, $V_0$ /(km/s)	11.032	相对速度, $V_f$ /(m/s)	150
飞行路径角, $\gamma_0$ /( $^\circ$ )	-6.000	飞行路径角, $\gamma_f$ /( $^\circ$ )	—
速度方位角, $\psi_0$ /( $^\circ$ )	0.003	速度方位角, $\psi_f$ /( $^\circ$ )	—

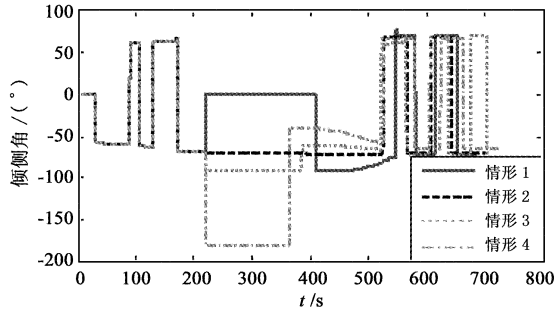


图6 倾侧角指令比较

Fig. 6 Time histories of the bank angle in different cases

由图6可知上述四种情况在进入开普勒段之前制导指令相同,因此进入开普勒段时各状态变量的值均相等,进入开普勒段后系统分别采用上述四种不同的制导指令。由图7(a)可知最终再入段的航程即剩余航程随着开普勒段倾侧角  $\sigma$  的增大而增大,验证了3.2节所述。图7(b)反映了在最终再入段情形4因为剩余航程最大、后续飞行最平缓,从而使过载后峰值最小(图8)。可见情形4过载抑制效果最为显著,满足了最严格的再入过载约束。四种情形下航程误差分析可见第5节的参数偏差情况下的比较分析。

仿真结果表明,增加开普勒段倾侧角幅值的大小实现了对过载后峰值的抑制,满足了过载约束条件。第5节的分析将反映该算法不会影响航天器着陆精度。

### 5 存在参数偏差时比较分析

#### 5.1 偏差模型分析

为了验证该方法在各类偏差(初始条件偏差、

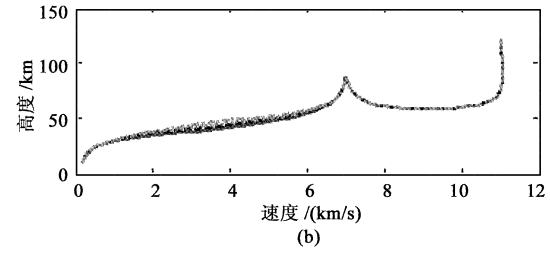
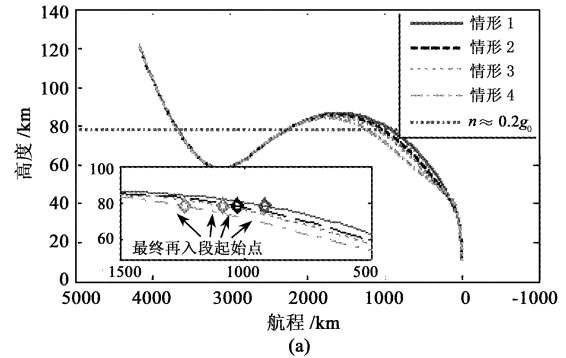


图7 再入情况比较

Fig. 7 The entry trajectories comparison

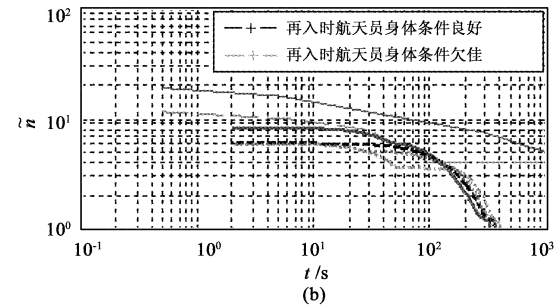
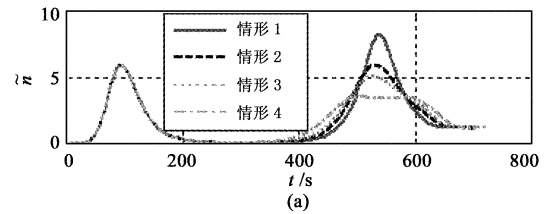


图8 过载随时间变化对比

Fig. 8 Load trajectories comparison

气动特性偏差、质量特性偏差等)的扰动下的鲁棒性和制导精度,引入如下描述的误差形式。

#### (1) 初始位置偏差

设再入点高度为120km无偏差,初始位置偏差可以直接转换为经纬度偏差,由再入点位置偏差转换为一个高斯分布  $\Delta$  ( $3\sigma = 200\text{km}$ ) 和一个均匀分布  $\theta(0, 2\pi)$  的组合,如图9。

因此,当给定一个位置偏差大小  $\Delta$  和相应的相位  $\theta$  时,经纬度的扰动可以表示为:

表 2 蒙特卡洛仿真中的误差源分布情况  
Table 2 Statistics of Dispersions used in Monte Carlo Simulation

参数	分布类型	3σ
初始位置偏差	高斯	200km
初始速度大小偏差	高斯	100m/s
初始再入角偏差	高斯	0.023°
初始速度方位角偏差	高斯	0.0003°
质量偏差	均匀	5%
大气密度偏差	均匀	15% ~ 30%
气动参数 (C <sub>L</sub> ) 偏差	均匀	0.03
气动参数 (C <sub>D</sub> ) 偏差	均匀	0.06

$$\Delta\lambda = \Delta / (R_e + h_0) \cos\theta \triangleq \Delta\vartheta \cos\theta$$

$$\Delta\phi = \Delta / (R_e + h_0) \sin\theta \triangleq \Delta\vartheta \sin\theta$$

$$\rho_{\text{true}} = \rho_{\text{nom}} K$$

$$K = \begin{cases} 1 + \Delta_{\rho_{\text{high}}}, & 70\text{km} \leq h \leq 120\text{km} \\ 1 + \Delta_{\rho_{\text{low}}} + \frac{h - 45}{25} (\Delta_{\rho_{\text{high}}} - \Delta_{\rho_{\text{low}}}), & 45\text{km} \leq h < 70\text{km} \\ 1 + \Delta_{\rho_{\text{low}}}, & 0 \leq h < 45\text{km} \end{cases}$$

式中  $\Delta_{\rho_{\text{high}}}$  和  $\Delta_{\rho_{\text{low}}}$  分别代表高空和低空的大气密度偏差均服从均匀分布。 $\Delta_{\rho_{\text{high}}}$  的最大上下界为  $\pm 0.3$ ,  $\Delta_{\rho_{\text{low}}}$  的最大界为  $\pm 0.15$ ,  $\rho_{\text{true}}$  表示扰动后的大气密度,  $\rho_{\text{nom}}$  表示 US76 模型给出的标准大气密度。图 10 为 100 组 Monte Carlo 打靶得到的大气密度扰动图。

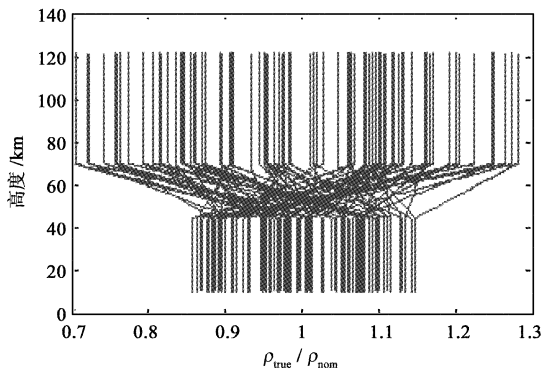


图 10 100 组大气偏差模型(相对 US76 标准模型)  
Fig. 10 Dispersed atmospheric density model in 100 cases (relative to US76 nominal model)

(3) 气动参数偏差

气动系数主要包括升力系数和阻力系数,将升

式中  $h_0$  表示再入点高度,当  $\Delta = 200\text{km}$  时,  $\Delta\vartheta = 1.763^\circ$ 。

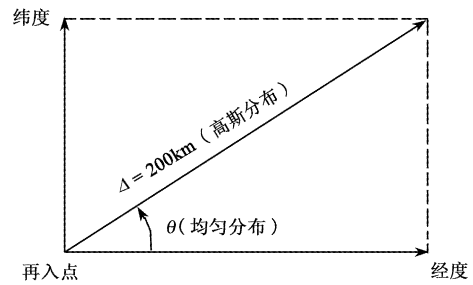


图 9 再入点位置偏差示意图  
Fig. 9 The offset entry interface map

(2) 大气密度偏差

大气扰动模型简化,采用分段大气误差偏差模型,数学表达如下:

力系数和阻力系数分别施加偏差,即

$$C_L = C_L^- (1 + \Delta_{C_L}) = C_L^- + \Delta C_L$$

$$C_D = C_D^- (1 + \Delta_{C_D}) = C_D^- + \Delta C_D \quad (16)$$

式中  $C^-$  表示相应系数的标准值。表 1 中升、阻力系数偏差  $\Delta C_L, \Delta C_D$  分别服从在  $\pm 0.03$  和  $\pm 0.06$  之间的均匀分布,类似式 (16) 中相应的偏差比例  $\Delta_{C_D}$  和  $\Delta_{C_L}$  在  $\pm 5\%$  和  $\pm 10\%$  之间取值。

5.2 仿真结果比较

将情形 2 和情形 4 均进行 100 次 Monte Carlo 打靶仿真,比较它们在偏差情况下的过载和着陆精度。图 11 体现过载比较的情况,情形 4 采用了本文的过载抑制算法,经统计 80% 的曲线满足了过载约束要求,明显优于情形 2 的情况。且从反映着陆精度对比的曲线图 12 可知情形 4 中加入过载抑制算法并没有影响着陆精度,各散布仿真均满足精度为 5km 的要求,且只有少数情况超出 2.5km 的精度要求。图 11、12 中出现超出约束范围的情况,主要是因为散布仿真时,存在气动系数、质量、大气密度等偏差效果的叠加,引起了较大的过载峰值及航程

偏差。

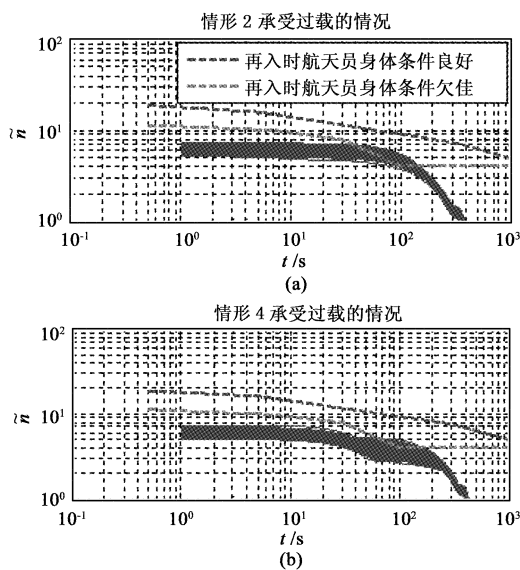


图 11 承受过载的情况比较

Fig. 11 Time histories comparison of load

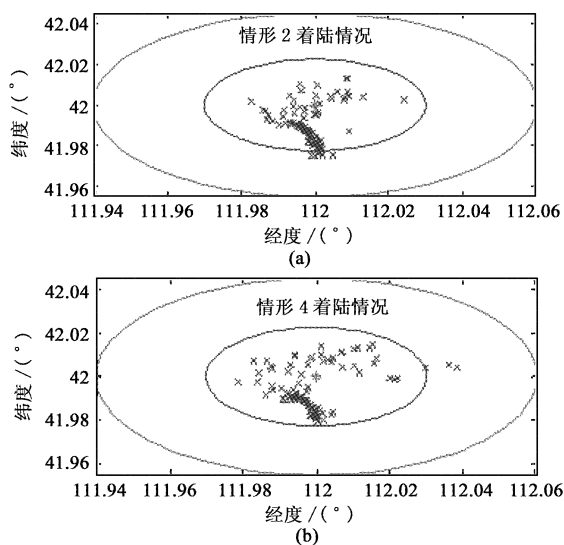


图 12 着陆精度情况比较

Fig. 12 Landing precision comparison

## 6 结束语

本文首先对过载抑制问题进行了描述,给出了过载抑制需满足的约束条件。与以往只对整个再入过程过载峰值进行约束的做法不同,本文综合考虑了返回器载荷在不同状况下对过载的承受能力,即将能承受不同过载值的最长时间,作为安全返回时对过载的约束条件。然后在不增加预测校正算法复杂度的前提下,提出了一种能有效抑制跳跃式再入

过载的方法。该方法通过增加开普勒的倾侧角幅值来减小开普勒段的飞行航程,从而增加了剩余航程,可使剩余段飞行更加平缓,过载后峰值得到抑制,满足约束条件。

仿真校验了该方法可简单有效地实现过载抑制,散布仿真也表明了该算法的实用性和鲁棒性,但要实现在线自主选择开普勒段的倾侧角幅值,有待深入研究。

## 参 考 文 献

- [1] 南英, 陆宇平, 龚平. 登月返回地球再入轨迹的优化设计[J]. 宇航学报, 2009, 30(5): 6-10. [Nan Ying, Lu Yu-ping, Gong Ping. Optimal reentry trajectory design for mooncraft returning to the Earth[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(5): 6-10.]
- [2] Zauacomo G D, Kerr M, Haya R, et al. Robust skip entry guidance and control for a capsule returning from lunar orbit[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Chicago, Illinois, 2009.
- [3] Chapman D R. An approximate analytical method for studying entry into planetary atmospheres[R]. NASA TR R-11, 1959.
- [4] Wingrove R C. A survey of atmosphere re-entry guidance and control methods[J]. AIAA Journal, 1963, 1(9): 2019-2029.
- [5] 杨俊春, 倪茂林. 基于 Riccati 方程解的再入飞行器制导律设计[J]. 航天控制, 2006, 24(4): 31-34. [Yang Jun-chun, Ni Mao-lin. Design of guidance law for reentry vehicles based on the solution of Riccati equation[J]. Aerospace Control, 2006, 24(4): 31-34.]
- [6] 胡建学, 陈克俊, 赵汉元. RLV 再入标准轨道制导与轨道预测制导方法比较分析[J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(1): 26-29. [Hu Jian-xue, Chen Ke-jun, Zhao Han-yuan. Comparisons between reference trajectory and predictor corrector entry guidance for RLVs [J]. Journal of National University Defense Technology, 2007, 29(1): 26-29.]
- [7] Garcia-Llama E. Analytic development of a reference trajectory for skip entry[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(1): 311-317.
- [8] 胡正东, 郭才发, 蔡洪. 天基对地打击动能武器再入解析预测制导技术[J]. 宇航学报, 2009, 30(3): 1039-1044. [Hu Zheng-dong, Guo Cai-fa, Cai Hong. Analytic predictive guidance for space-to-ground kinetic weapon in reentry [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(3): 1039-1044.]
- [9] 水尊师, 周军, 葛致磊. 基于高斯伪谱方法的再入飞行器预测校正制导方法研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(6): 1249-1255. [Shui Zun-shi, Zhou Jun, Ge Zhi-lei. On-line predictor-corrector reentry guidance law based on Gauss pseudospectral



- method[J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(6): 1249 – 1255. ]
- [10] Shen Z, Lu P. Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, 26(1): 111 – 121.
- [11] Joshi A, Sivan K, Amma S S. Predictor-corrector reentry guidance algorithm with path constraints for atmospheric entry vehicles [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(5): 1307 – 1318.
- [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] Lu P. Predictor-corrector entry guidance for low-lifting vehicles [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(4): 1068 – 1075.
- [14] Brunner C W, Lu P. Skip entry trajectory planning and guidance [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(5): 1210 – 1219.
- [15] Graves C A, Harpold J C. Apollo experience report-mission planning for apollo entry[R]. NASA TN D – 6725, 1972.
- [16] 耿长福. 航天器动力学[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2006: 275 – 275.

作者简介:

郭敏文(1985 –), 女, 博士生, 研究方向为航天器导航、制导与控制。

通信地址: 北京市海淀区中关村南三街 16 号, 北京控制工程研究所(100190)

电话: (010)68378543

E-mail: mwguo8500@ gmail. com

(编辑: 曹亚君)