

文章编号: 1001- 2486(2010) 04- 0007- 06

# 月球返回舱再入制导律设计\*

沈红新, 李海阳, 彭祺肇

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 针对以接近甚至超过第二宇宙速度再入地球的登月飞行器制导任务, 研究了满足热流、过载、落区等约束的返回舱再入制导律。月球返回舱是低升阻比弹道升力式再入飞行器, 控制策略是改变倾侧角的符号和大小。倾侧角大小的确定转化为一个单变量非线性方程求根的问题, 倾侧角符号的确定依倾侧反转逻辑来满足横向走廊, 其中横向走廊设计成速度的函数。通过综合偏差的 Monte Carlo 仿真评价制导算法的性能, 仿真结果表明制导的纵向标准偏差在 30km 左右, 横向标准偏差小于 5km。此外, 分析了影响滚转速率的因素, 给出了调整反馈增益系数和减小滚转速率及制导精度的关系。

**关键词:** 月球返回; 再入; 制导算法; 纵程偏差; 横程偏差

中图分类号: V412.4 文献标识码: A

## Entry Guidance Law Design for Lunar Return Crew Module

SHEN Hong-xin, LI Hai-yang, PENG Qi-bo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Aiming at entry guidance mission of a mooncraft with the second universe velocity more or less, the reentry guidance law which meets various constraints, including G-load, heating and landing site location constraints, was studied. The lunar return crew module is a ballistic-lift vehicle with low lift-to-drag ratio, the strategy calls for controlling the trajectory by modulation of the magnitude and sign of the vehicle's bank angle. The determination of the magnitude of bank angle was formulated as a nonlinear univariate root finding problem, while the sign of the angle was dependent upon the reversals in accordance with the lateral corridor, which was treated as a function of velocity. Integrated dispersions Monte Carlo simulations were performed to evaluate the performance of the proposed approach, and the results show that the downrange standard deviation is about 30 km, and the cross range standard deviation is smaller than 5 km. In addition, the working factors on bank rate are analyzed, and the relation between the feedback gain factor regulation and guidance precision is proposed.

**Key words:** lunar return; reentry; guidance law; downrange error; crossrange error

从月球返回的空间任务, 要求返回舱返回到预定着陆地点, 同时满足过载、热流等约束以保证航天员和飞行器的安全, 所以要进行再入制导。月球返回舱再入的动能相比近地轨道 (Low Earth Orbit, LEO) 再入飞船要大得多 (这是因为登月飞船返回舱到地球大气层边界时速度在第二宇宙速度左右, 而且质量一般来说较 LEO 飞船返回舱大得多), 这增加了月球返回舱再入制导的复杂性和困难。

月球返回舱再入制导方法主要有两类: 标称轨道制导和预测制导<sup>[1-2]</sup>。标称轨道制导是根据实际飞行状态与标准飞行状态的偏差对轨道进行控制, 如美国 Apollo 飞船<sup>[3]</sup>, 其设计制导律时考虑了二次进入情形, 将整个轨道分为下降控制段 (Down control)、上升控制段 (Up control)、开普勒段 (Kepler phase)、末段 (Final phase), 并分别设计制导方程; 预测制导是以消除预报的落点位置和目标落点位置的偏差为目的的制导方法, 美国“星座”计划中面向乘员探索飞行器大航程跳跃轨道的制导任务, 在 Apollo 制导律的基础上引入了预测校正环节<sup>[4]</sup>, 李惠峰等<sup>[5]</sup>研究了预测校正的纵向横向制导律的基本原理。预测制导虽然制导精度相对较高, 但计算量较大, 船载计算机往往难以承受。在目前的技术条件下, 船载计算机

\* 收稿日期: 2010- 01- 18

基金项目: 国家自然科学基金项目 (10902121)

作者简介: 沈红新 (1986-), 男, 博士生。

性能有限,标称轨道制导仍然占据主导地位。我国的LEO载人飞船返回技术发展比较成熟,已经成功完成了神舟5号到7号三次回收任务,但是它的应用受限于LEO返回飞船的特定背景,很难直接应用于载人登月返回的任务,因此有必要进行针对性的探索研究。

## 1 月球返回舱再入数学模型

### 1.1 再入运动方程

本文的再入问题考虑地球为旋转圆球的三自由度再入运动模型,且假设飞行器配平飞行,侧滑角为零<sup>[1]</sup>。其中位置参数在地心经纬坐标系中描述,即地心距 $r$ 、经度 $\theta$ 和纬度 $\varphi$ 三个参数。速度参数由速度大小 $V$ 、飞行路径角 $\gamma$ 和航向角 $\Psi$ 确定。飞行路径角 $\gamma$ 是速度向量与当地水平面的夹角,向上为正。速度方位角 $\Psi$ 是速度向量在当地水平面投影与正北方向的夹角,顺时针旋转为正。运动参数在图1中表示, $O-XYZ$ 为地心固连坐标系, $O-xyz$ 为飞行器位置坐标系。地固坐标系原点位于地心 $O$ , $X$ 轴在赤道平面内指向某时刻 $t_0$ 的格林尼治天文台所在子午线; $Z$ 轴垂直于赤道平面,与地球自转轴重合,指向北极; $Y$ 轴与 $X$ 轴和 $Z$ 轴垂直,构成右手直角坐标系; $x$ 轴沿位置矢量的方向; $y$ 轴在赤道平面内,垂直于 $x$ 轴,且指向东方; $z$ 轴与 $x$ 和 $y$ 轴构成右手坐标系。由上述参数表示的无动力三自由度再入运动方程为<sup>[6-7]</sup>

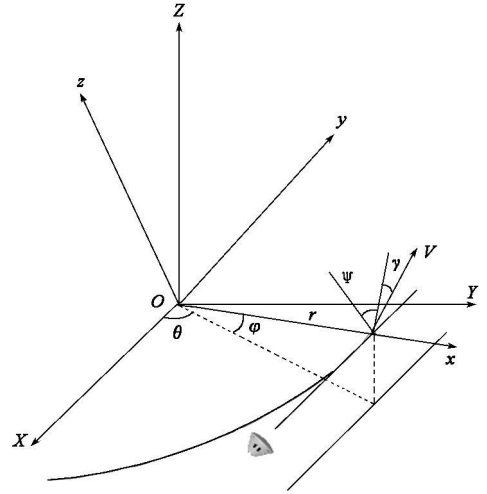


图1 三自由度再入运动参数示意图  
Fig. 1 The sketch map of 3 DOF reentry parameters

$$\frac{dz}{d\tau} = u \sin \gamma \quad (1)$$

$$\frac{d\theta}{d\tau} = \frac{u \cos \gamma \sin \Psi}{z \cos \phi} \quad (2)$$

$$\frac{d\varphi}{d\tau} = \frac{u \cos \gamma \cos \Psi}{z} \quad (3)$$

$$\frac{du}{d\tau} = -D - \frac{\sin \gamma}{z^2} + \Omega^2 z \cos \phi (\sin \gamma \cos \phi - \cos \gamma \sin \phi \cos \Psi) \quad (4)$$

$$\frac{d\gamma}{d\tau} = \frac{1}{u} \left[ L \cos \sigma + \frac{\cos \gamma}{z} \left( u^2 - \frac{1}{z} \right) + 2 \Omega u \cos \phi \sin \Psi + \Omega^2 z \cos \phi (\cos \gamma \cos \phi + \sin \gamma \cos \Psi \sin \phi) \right] \quad (5)$$

$$\frac{d\Psi}{d\tau} = \frac{1}{u} \left[ \frac{L \sin \sigma}{\cos \gamma} + \frac{u^2}{z} \cos \gamma \sin \Psi \tan \phi - 2 \Omega u (\tan \gamma \cos \phi \cos \Psi - \sin \phi) + \frac{\Omega^2 z}{\cos \gamma} \sin \phi \cos \phi \sin \Psi \right] \quad (6)$$

式中定义了无量纲的地心距 $z$ ,速度 $u$ 、飞行时间 $\tau$ 和地球自转角速度 $\Omega$ ,无量纲参数分别为

$$z = r/R_0, \quad u = \frac{V}{\sqrt{g_0 R_0}}, \quad \tau = t / \sqrt{R_0/g_0}, \quad \Omega = \frac{\omega}{\sqrt{g_0/R_0}} \quad (7)$$

其中 $\omega, g$ 分别为地球自转角速度、引力加速度, $R_0, g_0$ 分别为地球平均半径和海平面引力加速度。倾侧角 $\sigma$ 定义为向量 $L$ 和 $(r, V)$ 平面的夹角,沿飞行器运动方向观察,向右偏转为正。 $L, D$ 分别为无量纲升力和阻力,表示为

$$L = \rho V^2 S_{ref} C_L / (2mg_0) \quad (8)$$

$$D = \rho V^2 S_{ref} C_D / (2mg_0) \quad (9)$$

由式(5)和式(6)可知,改变控制量 $\sigma$ 可控制飞行路径角和航向角,即控制了纵向和横向航程兼满足轨道各种约束。控制量 $\sigma$ 的变化规律根据后文的制导算法获得。

### 1.2 返回轨道约束

为了使返回舱能顺利开伞,轨道设计中,需使设计轨道满足一定的终端条件<sup>[8]</sup>:

$$Ma = Ma_f \quad (10)$$

$$h_{f1} \leq h \leq h_{f2} \quad (11)$$

$Ma$ 、 $h$  分别为开伞马赫数和高度。

返回舱返回过程是一个非常复杂的飞行过程,为了保证航天员和飞行器的安全,返回舱在飞行过程中还必须考虑过载、热流量、热流密度等因素,即这些因素不能超过航天员和飞行器的最大承受能力:

(1) 过载限制:

$$\sqrt{L^2 + D^2} \leq n_{\max} \quad (12)$$

(2) 热流密度限制:

$$Q = \frac{C}{\sqrt{R_n}} \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \left( \frac{V_{rel}}{V_{cir}} \right)^m \leq Q_{\max} \quad (13)$$

其中,  $R_n$  表示飞行器头部曲率半径,  $\rho$ ,  $\rho_0$  表示当地和海平面的大气密度,  $V_{rel}$  为大气飞行速度,  $V_{cir}$  表示第一宇宙速度。根据文献[9],对从月球返回的再入飞行器取  $C = 110\ 328\text{W}/\text{cm}^{1.5}$ ,  $m = 3.15$ 。

(3) 热流总量限制:

$$\int_0^T Q dt \leq Q_{L\max} \quad (14)$$

## 2 制导算法描述及改进

再入运动规律的设计,实际上就是倾侧角  $\sigma$  变化规律的设计<sup>[1]</sup>。标称轨道设计中倾侧角大小要求变化规律简单,文献[1]将  $\sigma(t)$  取为分段常值。因为登月飞船返回舱的再入条件更为苛刻,  $\sigma(t)$  取为分段常值已经不能满足需要,一方面如果分段较少(例如载人飞船的两段),那么误差很大,另一方面如果分段很多则计算量变得很大,本文设计标准轨道时将  $\sigma(t)$  线性取值,取分段常值不过是线性取值斜率为0的特殊情况。

$$|\sigma| = \sigma_0 + \left( \sigma_0 - \sigma_f \right) \frac{s_{to-go} - s_{thres}}{s_{to-go} - s_{thres}} \quad (15)$$

其中,  $s_{to-go}$  为剩余航程,  $s_{thres}$  为对应末段倾侧角  $\sigma_f$  的航程阈值,显然  $s_{to-go} \geq s_{thres}$ 。  $\sigma_0$  为初始倾侧角作为设计变量,根据预定落点采用 Newton-Raphson 法设计  $\sigma_0$ ,就得到了标准轨道的  $\sigma(t)$  大小变化规律。

在标准返回轨道设计时引入侧向制导思想,其思路如下:  $\sigma$  的正负号不影响升力分量  $L \cos \sigma$  的方向,只影响侧向力  $L \sin \sigma$  的方向,因此可考虑设计一个侧向边界,使飞船的标准返回轨道控制在边界之内,而边界的中心线就是再入点  $e$  和开伞点  $f$  的星下点联成的大圆弧,因为开始允许横程偏差大一些,而开伞点的偏差要小一些,所以此边界应设计成漏斗形。注意到  $\sigma(t)$  的反号不等于侧向位移的反号,在侧向制导律中要加上阻尼项  $K \dot{Z}$ ,用以改善侧向运动性能。  $\sigma(t)$  的符号由下式判定:

$$\sigma(t) = \begin{cases} -|\sigma| \text{sign}(Z + K \dot{Z}) & |Z + K \dot{Z}| \geq Z \\ |\sigma| \text{sign}[\sigma(t - \Delta t)] & |Z + K \dot{Z}| < Z \end{cases} \quad (16)$$

其中,  $|\sigma|$  为标准返回轨道倾侧角的大小,  $Z$  为横程,  $Z$  为漏斗边界,现取为

$$Z = (C_1 u + C_2) r_f \quad (17)$$

$K \dot{Z}$  为侧向阻尼项,  $K$  为阻尼系数,现取为  $K = C_3 u + C_4$ 。

根据控制轴向过载、爬高率、纵程、纵程变化率对纵向升阻比进行反馈,则制导方程为

$$\Delta \left( L/D \right) = K_1 \Delta n_{x1} + K_2 \Delta H + K_3 \Delta R + K_4 \Delta R \dot{R} \quad (18)$$

其中,  $\Delta n_{x1} = n_{x1} - n_{x1}^0$ ,  $\Delta H = H - H^0$ ,  $\Delta R = R - R^0$ ,  $\Delta R \dot{R} = R \dot{R} - R^0 \dot{R}^0$ 。  $K_i$  ( $i = 1, 2, 3, 4$ ) 是反馈增益系数,  $K_i$  在升力控制过程中是随时间改变的,这由具体的轨道设计决定。在实际飞行中,经常为了简化用常系数来逼近变增益系数。

### 3 仿真算例及制导偏差分析

#### 3.1 仿真算例

误差源种类及级别参考美国新一代天地往返运输系统猎户座(Orion)乘员探索飞行器的标准<sup>[10-11]</sup>,如表1所示。

表1 误差源种类和级别  
Tab.1 The class and level of error

参数	分布类型	3 $\sigma$ 值/最大最小值
高度	均匀分布	$\pm 0.1524\text{km}$
经度/纬度	均匀分布	$\pm 0.2^\circ$
速度	高斯分布	$27.432\text{m/s}$
飞行路径角	高斯分布	$0.1^\circ$
航向角	高斯分布	$\pm 0.0973^\circ$
升力/阻力系数	高斯分布	20%
质量	均匀分布	$\pm 5\%$
大气密度	高斯分布	20%

以 Apollo 飞船为例,对制导律的精度进行验证分析。表2给出了再入飞行器的参数,其中  $m$  为质量,  $R$  为球头半径,  $C_D$ 、 $C_L$  分别为阻力系数和升力系数,  $\beta$  为弹道系数,  $\alpha_{trim}$  为配平攻角。表3给出了再入运动初始条件,依次为地面高度、经度、纬度、速度大小、航向角、飞行路径角。表4给出了飞行过程约束和终端约束条件,其中过载约束根据文献[3-4]给出。

表2 飞行器参数  
Tab.2 The vehicle parameters

$m$ (kg)	$R$ (cm)	$C_D$	$C_L$	$\beta$ (kg/m <sup>2</sup> )	$\alpha_{trim}$ ( $^\circ$ )
5500	300	1.2891	0.3877	365	-20

表3 再入初始条件  
Tab.3 Reentry initial conditions

$h$ (km)	$\theta$ ( $^\circ$ )	$\varphi$ ( $^\circ$ )	$V$ (m/s)	$\Psi$ ( $^\circ$ )	$\chi$ ( $^\circ$ )
121.92	-176	12.3	11032	11.5	-5.8

表4 过程约束和终端约束  
Tab.4 Path constraints and terminal constraints

$n$	$Q$ (W/cm <sup>2</sup> )	$Q_L$ (kJ/cm <sup>2</sup> )	$h$ (km)	$\theta$ ( $^\circ$ )	$\varphi$ ( $^\circ$ )	$Ma$
10	300	30	6~12	-170.8	36.5	0.4

取  $g = 60^\circ$ ,  $s_{thres} = 1000\text{km}$ ;  $C_1 = 5.21 \times 10^{-3}$ ;  $C_2 = 8.71 \times 10^{-5}$ ;  $C_3 = 67.73$ ;  $C_4 = 1.0452$ 。反馈增益系数为  $K_1 = -0.0667$ ,  $K_2 = -0.1667\text{s/km}$ ,  $K_4 = -0.0822\text{s/km}$ ,  $K_3 = -0.6222 \times 10^{-3}/\text{km}$ ,  $t \leq 330\text{s}$ ;  $K_3 = -0.2444 \times 10^{-2}/\text{km}$ ,  $t > 330\text{s}$ 。制导周期 1s。

由 Newton-Raphson 法求得  $\sigma_0 = 118.5^\circ$ 。标称轨道的倾侧角、漏斗边界及横程随再入时间的变化见图2,横程第一次超出漏斗负边界,倾侧角反转,在再入段末端,横程第二次超出边界,倾侧角反向由  $60^\circ$  变为  $-60^\circ$ 。

根据表1的偏差分布随机抽样500条轨道进行仿真,图3给出了 Monte Carlo 仿真结果。纵程标准偏差为  $30.567\text{km}$ ,横程标准偏差为  $3.011\text{km}$ 。落点散布基本集中在  $1^\circ$  大圆弧的条状区域。热流峰值约束和热流总量约束比较好地满足,而过载限制在极个别情况下超出约束,若使得过载进一步减小,可以在设计标称轨道时适当严格过载限制。

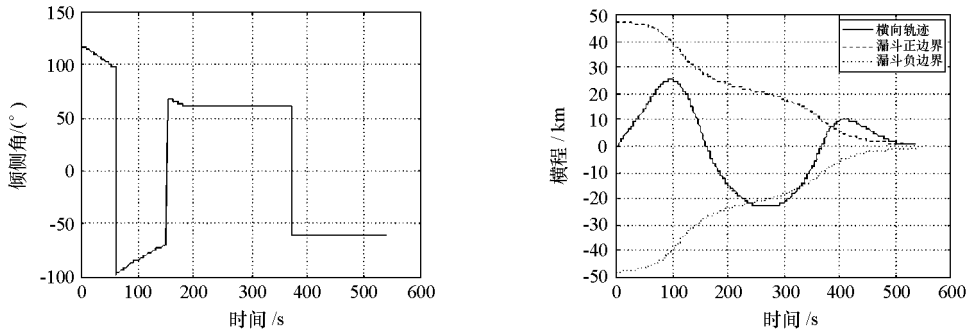


图2 倾侧角、漏斗边界及横程随再入时间的变化

Fig. 2 Bank angle, funnel limit and the cross range with respect to time

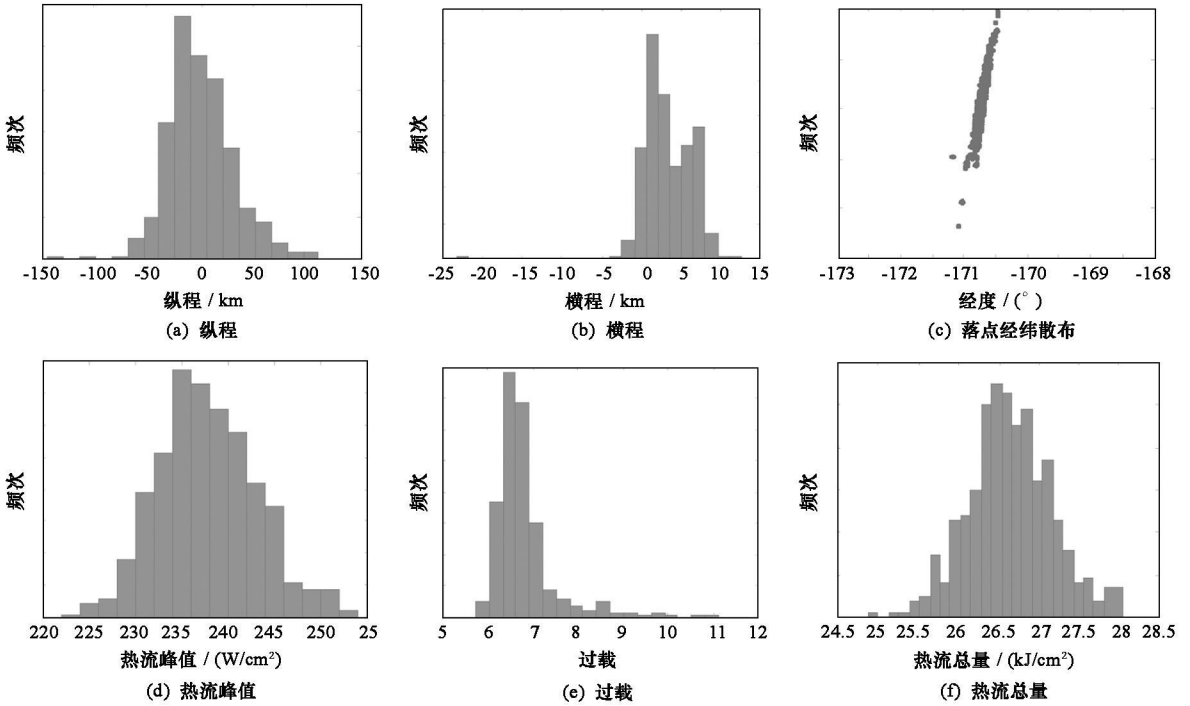


图3 随机抽样 500 条轨道 Monte Carlo 仿真结果

Fig. 3 Monte Carlo simulation results of 500 trajectories

### 3.2 关于滚转速率的讨论

决定倾侧角变化角度的主要因素是对升力的需求,即纵向控制升阻比为 $(L/D)_c$ ,所以减小滚转速率有两条途径:第一是增大升阻比;第二是减小反馈增益系数,可以降低反馈中对升阻比的需求。第一种途径涉及飞行器的设计改造,故改变反馈增益系数对第二种途径进行研究。

图4给出了随机抽样轨道的控制变量变化曲线,为了便于观察每一制导周期控制量的变化幅度,图中一并给出了倾侧角的局部放大图,滚转速率约 $20(^{\circ})/s$ 。将原反馈增益系数均减小40%,滚转速率小于 $15(^{\circ})/s$ ,如图5。Monte Carlo打靶次数为500时,纵程偏差 $\sigma$ 为54.425km,横程偏差 $\sigma$ 为4.671km。可见,减小系数的方法虽然可以有效降低对滚转速率的要求,但同时也使得纵程偏差变大,横程偏差影响不大,所以反馈增益系数的确定需要结合制导精度和滚转速率来综合衡量。

## 4 结论

(1)改进倾侧角大小取分段常值的设计方案,采取更适合于登月飞船的线性取值方案,采用Newton-Raphson算法求解包含初始倾侧角的非线性方程。在登月飞船定点返回的约束条件下,设计了符合要求

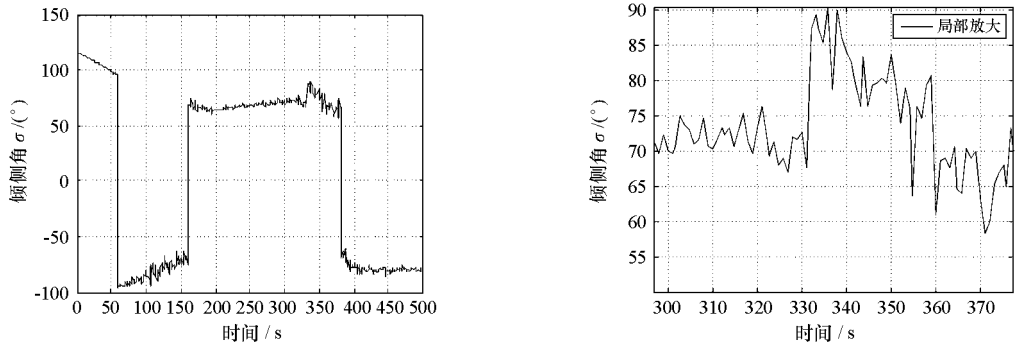


图4 倾侧角的变化曲线

Fig.4 Bank angle curve

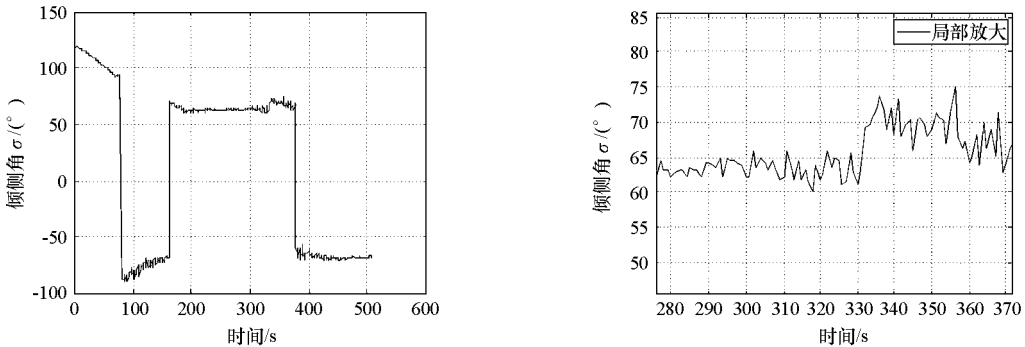


图5 倾侧角的变化曲线(减小增益系数)

Fig.5 Bank angle curve(making the gain factor lower)

的返回标准轨道。

(2) 研究影响制导精度的主要误差源,通过误差源的综合影响分析,研究了登月返回舱标称轨道制导律的纵程和横程偏差,仿真表明标称轨道制导律设计的登月飞船落点纵程标准偏差约为30km,横程标准偏差小于5km。

(3) 由于姿态控制系统对滚转速率的限制,讨论了影响滚转速率的因素,给出了调整升阻比和反馈增益系数两种方案,仿真表明减小反馈增益系数可以降低滚转速率。

为利于工程实施,文中的反馈增益系数选取较优的经验常值,应用最优控制理论还有对其进一步优化的空间,另外文中没有考虑跳出大气层的情形,对跳跃式进入制导问题还需要进一步的研究,这些将是下一步的研究工作。

## 参考文献:

- [1] 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.
- [2] 胡正东. 天基对地打击武器轨道规划与制导技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2009.
- [3] Bogner I. Description of Apollo Entry Guidance[R]. NASA- CR- 110924, 1966.
- [4] Bairstow S H. Reentry Guidance with Extended Range Capability for Low L/D Spacecraft [D]. MIT, 2006.
- [5] 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.
- [6] Vinh N X, Busemann A, Culp R D. Hypersonic and Planetary Entry Flight Mechanics [M]. Ann Arbor, MI: Univ. of Michigan Press, 1980.
- [7] 阮春荣. 大气中飞行的最优轨迹 [M]. 北京: 宇航出版社, 1987.
- [8] Johnson J E, Lewis M J, Starky R K. Coupled Entry Heat Shield/Trajectory Optimization for Lunar Return[R]. AIAA- 2008- 6557, 2008.
- [9] Ling L, Basergio F M. Parametric Entry Corridors for Lunar/Mars Aerocapture Missions[R]. NASA- TM- 102178, 1991.
- [10] Brunner C W, Lu P. Skip Entry Trajectory Planning and Guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(5): 1210- 1220.
- [11] Rea J R, Putnam Z R. A Comparison of Two Orion Skip Entry Guidance Algorithm[C]// AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, 2007.