

载人登月飞行器高速返回再入制导技术研究

胡 军^{1†}, 张 钊^{1,2}

(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: 返回再入段是载人登月任务完成后, 保证宇航员安全返回地球的关键阶段, 其跳跃式再入制导方法的研究是我国载人登月任务需要突破的一项重要关键技术. 由于探月返回飞行器速度极高, 其弹道特性与神舟飞船一类的近地轨道返回的飞行器有较大差别, 也给制导导航与控制(简称GNC, 下同)系统设计带来较大挑战. 与无人再入飞行器相比, 载人飞行器需要具备防过载超限能力、大范围再入航程适应能力、高精度落点控制能力. 为了满足上述要求, 本文提出了一套基于全系数自适应校正的预测制导方案. 在再入前, 通过对基本倾侧角进行校正, 提高了规划弹道对再入初始条件散布的适应性; 再入后利用外环的预测与全系数自适应校正实现对规划弹道的持续修正, 保证规划弹道与飞行器状态的匹配性, 内环则采用短周期的弹道跟踪制导; 对于横向制导, 本文给出和比较了采用实时漏斗制导律、独立预测-校正制导律方案以及横航向独立自校正和耦合自校正方案.

关键词: 载人登月; 跳跃式再入; 预测制导; 全系数自适应; 弹道规划

中图分类号: TP273

文献标识码: A

A study on the reentry guidance for a manned lunar return vehicle

HU Jun^{1†}, ZHANG Zhao^{1,2}

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

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

Abstract: Returning the astronauts back the Earth soundly after the lunar mission is one of the most critical phases for the future human lunar exploration project, and the skip reentry guidance is one of the key technology that must be mastered. When returned from the moon, any object is speeded up by the earth gravity, and its velocity at entry point becomes very close to the second cosmic speed. Compared with Shenzhou, which is a typical reentry vehicle from the near earth orbit, the trajectory of a lunar return vehicle is quite different. To overcome this extreme velocity challenge, the guidance navigation and control (GNC) systems have a lot work to do. When a man is in the reentry vehicle, more requirements are raised, such as limited maximum over load, adaptation to range varying and guaranteed landing point distributions. To satisfy those requests, an all-coefficient adaptive prediction-correction scheme is presented in this paper. Before entering the atmosphere, an iterative corrector is called to modify the bank angle profile, which improving the robustness of the programmed trajectory to the entry Interface condition distribution. When the vehicle penetrates into the atmosphere, an outer-loop non-iterative corrector is called to modify the trajectory which is tracked by the inner-loop short-interval guidance. For the directional control, the classical bank angle reversal method is compared with two novel bank angle reversal time point programming methods, which are coupled down-range cross-range method and the decoupled one.

Key words: manned lunar mission; skip reentry; prediction-based guidance; all coefficient adaptive control; trajectory programming

1 引言(Introduction)

我国在1992年开展载人航天工程后, 陆续研制并发射了神舟1-10号, 已将10余名航天员成功送入太空并安全返回, 落点散布指标均控制在13 km范围内, 标志着我国飞船再入返回制导导航与控制(guidance navigation and control, GNC)技术已经相当成熟. 但飞船方案在飞控过程中也暴露出了一些有待改进之处.

首先, 目前方案的智能化程度不够, 每次任务的成功实施, 均依赖于前期大量的设计、计算、复核工作, 根据总体严格设计的时序执行, 一旦出现意外情况, 可供选择的故障预案有限且设计代价高昂. 其次是现有方案对多种偏差的适应能力有限, 在大偏差条件下, 可预期的落点散布指标还有待进一步提高. 最后则是目前方案不能适应再入速度更高, 如探月返回飞行器

的再入GNC任务要求,也就无法实现一船多用的发展目标.为了解决上述问题,迫切需提高再入GNC系统的智能化水平、改善其适应能力,从根本上则是要将更先进的再入制导方法引入飞船方案设计中来,促进再入GNC技术的发展^[1-3].

飞船作为一种典型的返回式飞行器,已经在数十年的航天技术实践中被证明是安全、经济、高效的.通过将返回舱质心配置在纵轴一侧,实现了再入过程中非零的配平攻角,并具有了一定的升阻比,可以通过倾侧角控制实现对再入后弹道的调整,进而对过载、热流、落点散布加以控制^[4].由于此类飞行器的升阻比较小(通常小于0.5),不可能像有翼的大升阻比飞行器一样对弹道实现近乎“即时”的控制,因此,其制导律的设计更需要关注“累积”效应的影响.

传统的再入制导方法通常分为基于标准弹道的制导方法与利用预测能力的制导方法.基于标准弹道的制导方法在近地轨道载人飞船返回任务中得到成功的应用^[5],对落点要求准确或月球返回的载人航天器而言,就需要引入精度更高的预测制导方法,依据任务需要,综合使用上述两类方法,形成“混合式”的再入制导方案.根据预测方式的不同,基于预测的制导方法又可以分为解析预测法与数值预测法两类^[6].在船载计算机计算能力有限的20世纪,解析预测方法从理论到工程均取得了较多的成就,出现了以阿波罗登月飞船和航天飞机再入制导方案为代表的经典方法.但解析预测方法对飞行器的类型、弹道特性有严格的约束,在方案实施过程中,为了保证制导精度,需要引入大量的工程设计参数,设计工作量大且复杂.

上述因素使得预测制导法所带来的灵活性的优势难以有效发挥,随着近年宇航信息技术的发展,宇航级计算机的计算量和计算速度问题已经在较大程度上得到解决,全数值预测的制导方法获得了学者的广泛关注,不但相关研究论文数量激增^[7-8],而且成功应用于探月三期返回试验器跳跃式再入^[2-3,9-10].一般学术论文中通常在一个预测-校正制导周期内执行不少于2次的迭代以保证制导收敛^[7-8],此类方法由于迭代次数不确定而导致制导计算开销不确定,难以在工程中应用.

本文遵循参考文献[2-3,9-10],将再入制导这样一类两点边值问题转化为标准的输入-输出控制问题,通过分析和仿真,进一步确认了工程任务中沿用探月三期返回试验器跳跃式再入,将预测制导作为外环、标准弹道制导作为内环的双环制导方案的必要性^[9]和确认了校正环节采用一阶模型的有效性^[10],在此基础上,对纵向、横向的耦合问题进行了深入分析,

提出了双变量全系数自适应耦合制导方法;研究比较了基于预测的纵向、横向制导的3种方法.

2 自适应再入升力控制(Adaptive reentry lift control)

对于飞船一类的小升阻比再入飞行器,通常不具备改变气动配平状态的手段,因此,再入后的主要控制量仅为倾侧角.通过调整倾侧角,可以改变升力在空间的指向,从而影响再入后的弹道.需要增加航程时,可以减小倾侧角的幅值,以提升弹道实现增程;需要减小航程时,则可以通过增加倾侧角的幅值,实现对弹道的下压控制;此外,对于横向控制则可以通过倾侧角的正负来实现.显然,为了实现上述控制目标,首先需要对落点的状态进行预报,这可以通过如下的三自由度质心动力学方程的积分计算实现:

$$\begin{aligned}\dot{x}_e &= v_{xe}, \\ \dot{y}_e &= v_{ye}, \\ \dot{z}_e &= v_{ze}, \\ \dot{v}_{ex} &= -2(v_{ze}\omega_{ey} - v_{ye}\omega_{ez}) - [x_e(\omega_e^2 - \omega_{ex}^2) + (y_e + r_0)\omega_{ex}\omega_{ey} + z_e\omega_{ex}\omega_{ez}] + \left(\frac{x_e}{r}g_r + \frac{\omega_{ex}}{\omega_e}g_\omega\right) - \frac{v_{ex}}{V}D + L(\sin\psi_v \cos\theta_v \sin\phi_v - \sin\theta_v \cos\phi_v), \\ \dot{v}_{ey} &= -2(v_{xe}\omega_{ez} - v_{ze}\omega_{ex}) - [x_e\omega_{ex}\omega_{ey} + (y_e + r_0)(\omega_e^2 - \omega_{ey}^2) + z_e\omega_{ey}\omega_{ez}] + \left(\frac{y_e + r_0}{r}g_r + \frac{\omega_{ey}}{\omega_e}g_\omega\right) - \frac{v_{ey}}{V}D + L(\cos\theta_v \cos\phi_v + \sin\psi_v \sin\theta_v \sin\phi_v), \\ \dot{v}_{ez} &= -2(v_{ye}\omega_{ex} - v_{xe}\omega_{ey}) - [x_e\omega_{ex}\omega_{ez} + (y_e + r_0)\omega_{ey}\omega_{ez} + z_e(\omega_e^2 - \omega_{ez}^2)] + \left(\frac{z_e}{r}g_r + \frac{\omega_{ez}}{\omega_e}g_\omega\right) - \frac{v_{ez}}{V}D + L\cos\psi_v \sin\phi_v,\end{aligned}$$

其中: $[\vec{r}_e]^e = (x_e, y_e, z_e)^T$ 为飞行器在返回坐标系的位置矢量, $[\vec{v}_e]^e = (v_{xe}, v_{ye}, v_{ze})^T$ 为飞行器在返回坐标系的速度矢量, ω_e 为地球自转角速度,其在返回坐标系的投影为 $\omega_{ex}, \omega_{ey}, \omega_{ez}$. 文中定义的返回坐标系原点位于标称再入点在地球椭球表面的投影点, X 轴在铅垂面内指向标称开伞点方向, Y 轴指向标称再入点, Z 轴与 X, Y 轴组成右手系. r_0 为返回坐标系原点的地心距. θ_v, ψ_v, ϕ_v 分别为速度坐标系相对返回坐标系的速度倾角、速度偏角与倾侧角. 给定倾侧角剖面后,对上述三自由度动力学方程进行积分,即可得到落点位置的预测值. 对倾侧角剖面的修正,会直接影

响落点的纵横程,以飞船返回舱气动数据,结合探月返回任务需求,可以考察倾侧角修正量对落点纵横程的影响,如图1-6所示。

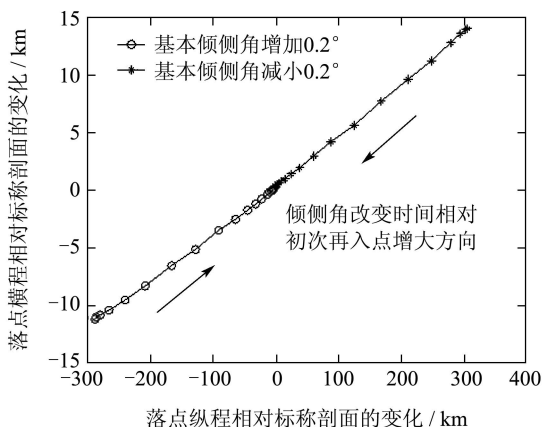


图1 初次再入段倾侧角修正对落点影响

Fig. 1 Down range varying influenced by bank angle modification during first reentry

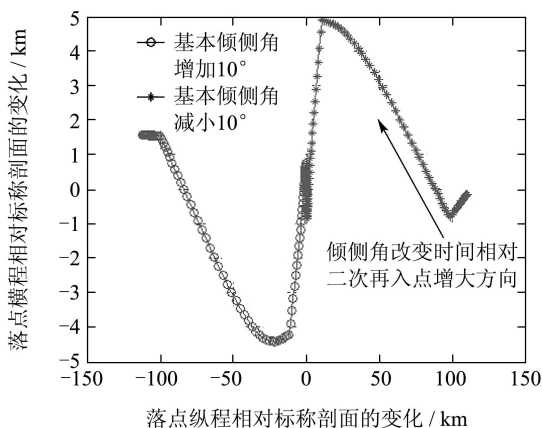


图2 二次再入段倾侧角修正对落点影响

Fig. 2 Down range varying influenced by bank angle modification during second reentry

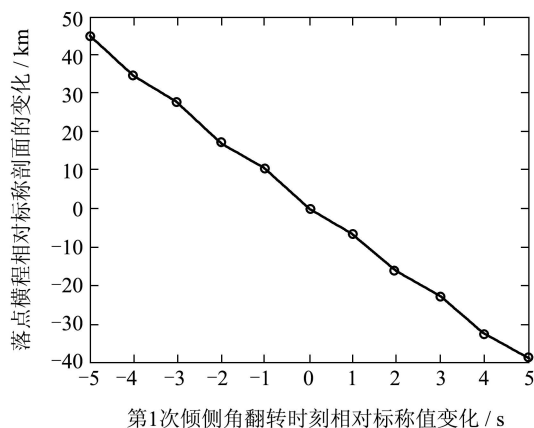


图3 初次再入第1次倾侧角翻转时刻误差对落点横程影响

Fig. 3 Cross range varying influenced by the first bank angle reversal time during first reentry

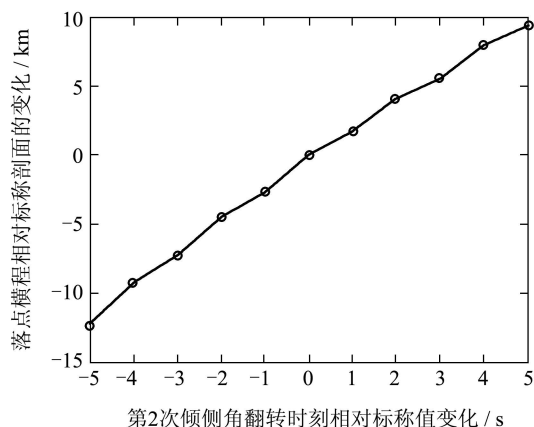


图4 初次再入第2次倾侧角翻转时刻误差对落点横程影响

Fig. 4 Cross range varying influenced by the second bank angle reversal time during first reentry

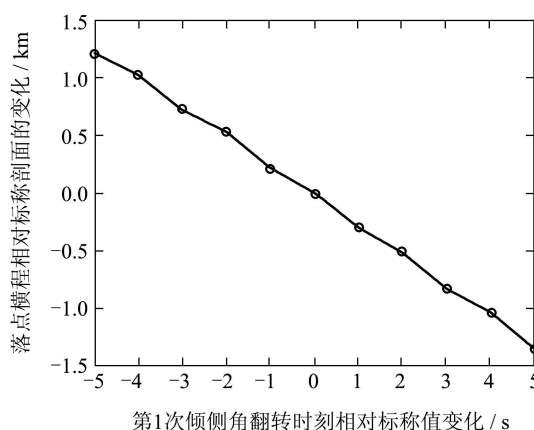


图5 二次再入第1次倾侧角翻转时刻误差对落点横程影响

Fig. 5 Cross range varying influenced by the first bank angle reversal time during second reentry

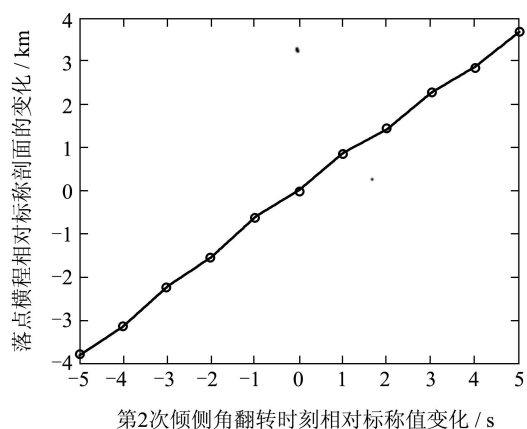


图6 二次再入第2次倾侧角翻转时刻误差对落点横程影响

Fig. 6 Cross range varying influenced by the second bank angle reversal time during second reentry

从上述影响情况可以看出:

1) 倾侧角剖面调整对落点纵程的影响远大于对落点横程的影响;

2) 倾侧角剖面调整对落点位置的影响与调整时刻有关, 随着调整时刻接近再入飞行结束, 影响大小趋于0;

3) 倾侧角剖面调整对横程的影响具有较强的非线性;

4) 倾侧角翻转时刻的调整主要影响落点横程, 当调整量较小时具有线性;

5) 倾侧角翻转时刻的调整对横程的影响量级与倾侧角标称剖面相关。

此外, 当考虑到倾侧角翻转过程不能瞬时完成, 而翻转过程持续时间的长短与翻转时弹道动压、过载等因素的影响时, 纵向与横向的耦合特性会更加复杂。对于短航程任务, 飞行器需要在有限航程下尽快减速, 因此对于小升阻比再入飞行器的弹道设计必须平衡过载与航程之间的矛盾。为此, 弹道设计时增加过载保持, 以实现了高能段过载的直接控制。

3 纵横向耦合模型与升力控制(Coupled down-range cross-range control model and lift control)

由于倾侧角大小主要影响升力方向, 故选取 $u_1 = \cos \phi_v$, 而 $u_2 = \Delta T$, 其中 ΔT 表示下一次将要执行的倾侧角翻转时刻的修正量。则耦合升力控制模型如下:

$$\begin{bmatrix} y_D(k+1) \\ y_C(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11}(k) & a_{12}(k) \\ a_{21}(k) & a_{22}(k) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_D(k) \\ y_C(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11}(k) & b_{12}(k) \\ b_{21}(k) & b_{22}(k) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u_1(k) \\ \Delta u_2(k) \end{bmatrix},$$

其中: y_D 表示相对期望点的落点纵程偏差, y_C 表示相对期望点的落点横程偏差。

在简化条件下可以获得在不同飞行阶段 $a_{ij}(k)$ 与 $b_{ij}(k)$ 的先验信息, 由于控制增益对闭环性能影响最大, 故对控制增益进行归一化处理, 记

$$Y(k+1) = A(k)Y(k) + B(k)U(k).$$

取标称条件下控制增益阵为 $B_0(k)$, 有

$$\begin{aligned} B_0^{-1}(k)Y(k+1) &= \\ B_0^{-1}(k)A(k)B_0(k)B_0^{-1}(k)Y(k) &+ \\ B_0^{-1}(k)B(k)U(k). \end{aligned}$$

记为

$$Y'(k+1) = A'(k)Y'(k) + B'(k)U(k).$$

为了针对上述对象设计控制器, 首先需要对归一化参数进行在线辨识。将待辨识参数与预测状态的关系整理为矩阵形式, 如下:

$$\begin{bmatrix} y'_D(k+1) \\ y'_C(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y'_D(k) & y'_C(k) & 0 & 0 & \Delta u & \Delta T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & y'_D(k) & y'_C(k) & 0 & 0 & \Delta u & \Delta T \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a'_{11}(k) & a'_{12}(k) & a'_{21}(k) & a'_{22}(k) & b'_{11}(k) & b'_{12}(k) \\ b'_{21}(k) & b'_{22}(k) \end{bmatrix}^T.$$

取

$$\begin{aligned} Y(k+1) &= \begin{bmatrix} y'_D(k+1) \\ y'_C(k+1) \end{bmatrix}, \\ \phi^T(k) &= \begin{bmatrix} y'_D(k) & y'_C(k) & 0 & 0 & \Delta u & \Delta T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & y'_D(k) & y'_C(k) & 0 & 0 & \Delta u & \Delta T \end{bmatrix}, \\ \theta^T(k) &= [a'_{11}(k) \ a'_{12}(k) \ a'_{21}(k) \ a'_{22}(k) \\ &\quad b'_{11}(k) \ b'_{12}(k) \ b'_{21}(k) \ b'_{22}(k)], \end{aligned}$$

则有

$$Y(k+1) = \phi^T(k)\theta(k).$$

取估计参数为 $\hat{\theta}(k)$, 有

$$\begin{aligned} \hat{\theta}(k+1) &= \\ \hat{\theta}(k) + p\phi(k)[Y(k+1) - \phi^T(k)\hat{\theta}(k)], \end{aligned}$$

其中 p 为修正增益, 取值如下:

$$p = \frac{1}{\lambda + y_D'^2(k) + y_C'^2(k) + \Delta u^2 + \Delta T^2},$$

则控制器设计如下:

$$\begin{aligned} \Delta U(k) &= B'^{-1}(k)[Y'(k+1) - A'(k)Y'(k)], \\ U(k+1) &= U(k) + \Delta U(k). \end{aligned}$$

需要指出, 在实际方案设计中, 需要对辨识出的参数进行限幅处理, 避免由于数值问题引起增益过高的情况发生。

4 纵横向解耦控制方法(Decouple method for down-range and cross-range control)

根据第1节分析数据, 倾侧角大小主要影响落点纵程, 而倾侧角翻转时刻则主要影响横程。据此, 可以给了解耦条件下的升力控制模型, 如下:

$$\begin{bmatrix} y_D(k+1) \\ y_C(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11}(k) & 0 \\ 0 & a_{22}(k) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_D(k) \\ y_C(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11}(k) & 0 \\ 0 & b_{22}(k) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u_1(k) \\ \Delta u_2(k) \end{bmatrix}.$$

同样可以采用一样的归一化处理办法, 得到如下的归一化模型:

$$\begin{bmatrix} y_D'(k+1) \\ y_C'(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11}'(k) & 0 \\ 0 & a_{22}'(k) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_D'(k) \\ y_C'(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11}'(k) & 0 \\ 0 & b_{22}'(k) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u_1(k) \\ \Delta u_2(k) \end{bmatrix}.$$

与全耦合模型相比,解耦模型需要辨识的参数仅有4个,且纵向与横向可以单独设计控制器。

上述解耦模型显然是常规再入制导方法设计时普遍采用的方式,对于横向制导,往往综合横程、横向速度等信息设计横向漏斗,当综合量超出漏斗边界时,倾侧角符号就改变一次,将横向综合量向减小的方向调整。这种基于漏斗的设计方法需要综合考虑飞行器的实际能力与纵向任务航程,设计目标是保证横向机动能力较差时仍具有满意性能。据此得到的设计结果,在飞行器横向机动能力增强的条件下,往往会造成较多的倾侧角翻转次数,并加剧纵向与横向的耦合影响。为了平衡这两个因素,往往需要设计师完成较多的设计工作量。

5 双环制导方案(Double loop guidance)

基于数值预测的制导方法,有两个主要问题制约了其工程应用,首先是计算机时间开销问题,另外则是对导航误差的鲁棒性问题。

目前主流宇航级计算机的计算水平已经较20世纪有了极大的提高,但与实验常用的高性能计算机相比,还是有较大差距。对于飞行器进入大气前,可以采用迭代的预测校正方法,保证设计弹道与任务条件相匹配,从而降低初始条件散布的影响。而一旦进入大气层后,制导指令的解算不宜过慢,通常需要和飞行器质心运动动态特性相匹配,这就使得单纯的预测校正制导难以直接应用于工程型号中。

预测校正制导律指令的计算完全是基于当前的预测结果,而预测初值实际是来源于导航解算。对于再入式飞行器,由于黑障区的存在,仅有纯惯导是全程可用的导航方式。惯导系统失去GNSS辅助时,高度通道的发散特性会传递到水平定位精度,进而造成导航精度水平随着时间的推移而不断恶化。在此基础上的预测计算,势必会放大导航偏差的影响,造成校正到位时也只是相对“有偏”的中心状态。

为了克服上述两个主要问题,一个有效的办法是利用预测校正+标准弹道跟踪的方法来克服,即采用双环制导方法。即外环在较慢的周期上执行预测校正,从而对期望弹道进行修正,内环则在较快的周期上执行标准弹道跟踪制导,充分结合两种方案的优点,形成具有较强适应性与鲁棒性的方案。

对于载人登月后的返回舱,为了保证有较高的容积率并满足减速、防热要求,其气动外形通常采用大钝头旋成体,并利用质心相对轴线的偏置实现非零的配平攻角,从而在再入过程中具备一定的升阻比以控制弹道。但是对于这样一类小升阻比再入飞行器,从月球返回后再入初始速度极高,接近第二宇宙速度,以选定的再入角再入后(保证可靠捕获与再入航程需求),往往会在弹道上出现较大的气动过载,特别是在短航程条件下,如果不做专门设计,此过载可以达到或超过10g。这将严重威胁返回舱内乘员的安全,因此制导方法必须对弹道上的过载水平进行控制。此外,对于载人返回飞行器,其制导系统的落点控制精度要求较高,且需要具备对多种航程需求的适应能力。为解决上述问题,在双环制导的基础上,通过降低初次再入段峰值过载前后的允许倾侧角幅值大小的手段实现对峰值过载的抑制;而对二次再入段的峰值过载防护,还可以采用全升力上拉的方式来预防过载过大情况的出现。

6 数学仿真验证(Simulation results)

为了比较上述多种再入制导方法的有效性,下面以小质量小升阻比返回试验器再入模型为例,加入导航和制导误差,分别进行打靶仿真验证,结果如下。

6.1 外环周期影响(Influence of outer-loop period)

对于双环制导方案,外环主要执行预测校正任务,主要是对内环制导跟踪的弹道提供基准,因此,该任务可以在较慢的周期下执行。显然,外环制导的周期越慢,对器载计算机的压力则越小,但会影响制导精度。为了考察外环制导周期对落点散布的影响,分别取1s, 2s, 4s, 5s, 6s, 8s, 10s作为制导周期进行打靶计算,获得的落点散布数如图7所示。

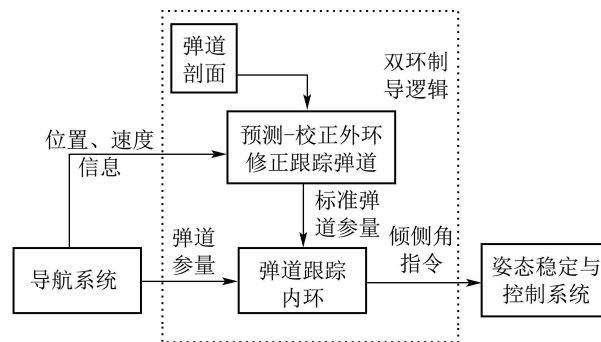


图7 双环制导逻辑图

Fig. 7 Double loop guidance logic diagram

显然,当制导周期小于5s时,外环制导周期对落点散布基本无影响,但随着制导周期的进一步增加,落点散布会迅速扩散,存在严重超差的风险。结果如图8所示。

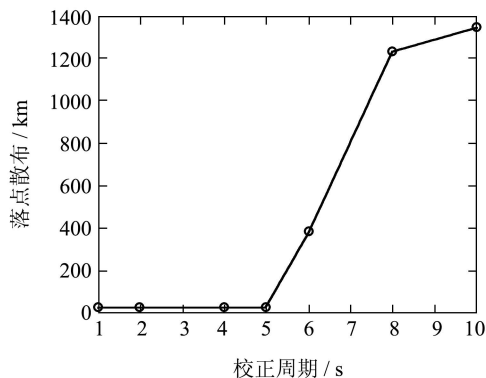


图 8 外环校正周期对落点散布的影响

Fig. 8 Landing point distribution influenced by correct interval

6.2 纵横程校正方式影响(Influence of down-range and cross-range error correction methods)

根据前面章节的介绍, 纵横程控制时至少有3种方式, 分别为: 纵横程全耦合校正方式、纵横程解耦校正方式以及纵程预测校正+横程漏斗控制. 为了比较上述3种校正方式的影响, 在相同仿真条件下开展打靶仿真工作. 结果如图9–12所示.

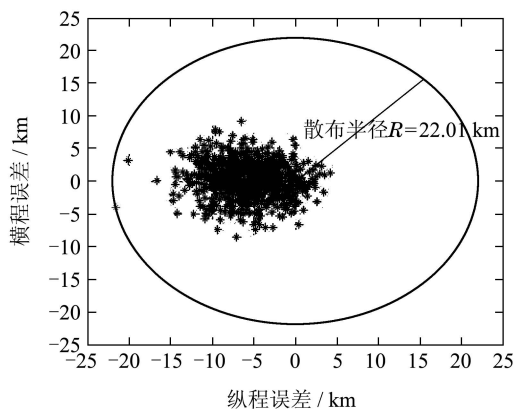


图 9 纵横程耦合校正落点散布

Fig. 9 Landing point distribution using coupled down-range cross-range correction

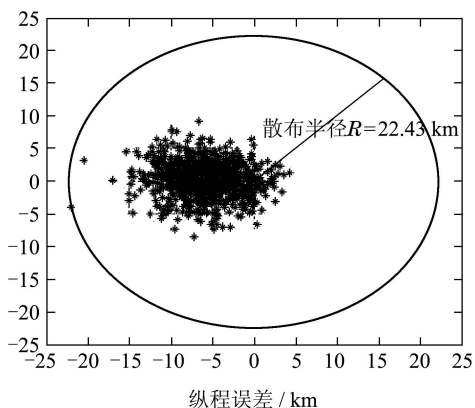


图 10 纵横程解耦校正落点散布

Fig. 10 Landing point distribution using decoupled down-range cross-range correction

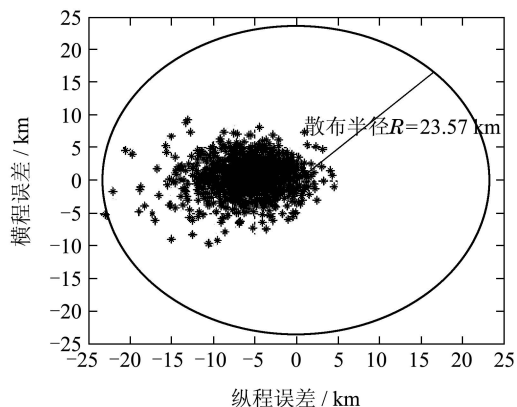


图 11 横向漏斗控制的落点散布

Fig. 11 Landing point distribution using classic bank angle reversal logic

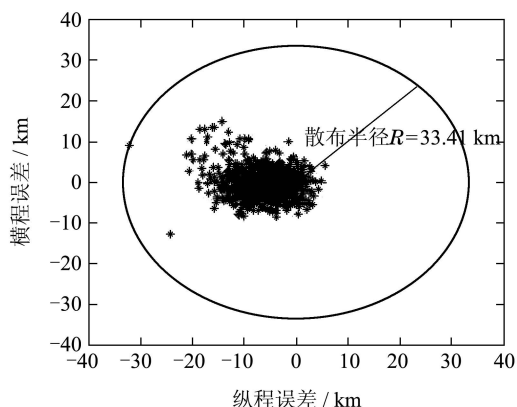


图 12 仅外环制导落点散布情况

Fig. 12 Landing point distribution using outer-loop correction only

从仿真结果可以看出: 3种方式都可以达到较高的制导精度水平. 相对而言, 横程采用漏斗进行控制时, 落点散布最大; 此外, 该方式在二次再入段中倾侧角翻转的次数较多, 且分布较为随机. 采用纵横程全耦合校正与独立校正时, 落点散布情况基本相当, 且多次仿真, 在两段再入时倾侧角反转的时间一致较好.

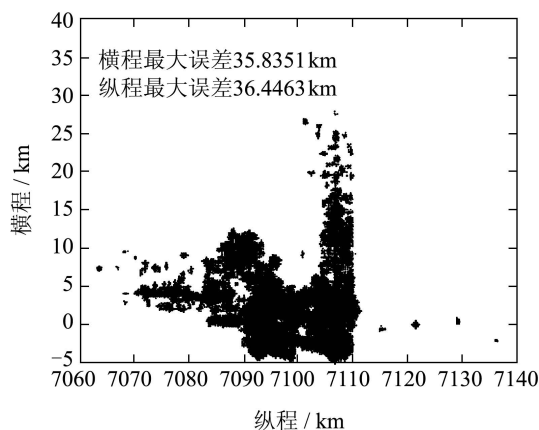
6.3 仅外环结果(Results of outer loop guidance only)

为了检验双环制导方法^[9]的必要性, 在上述仿真的基础上, 取消内环制导, 获得的落点散布情况如图11所示. 此时, 由于导航误差影响, 落点散布最大轮廓较双环制导方案增大约10 km, 因此从提高制导精度的角度考虑, 不应完全依靠预测校正制导, 进一步确认了文献[9]的设计方案.

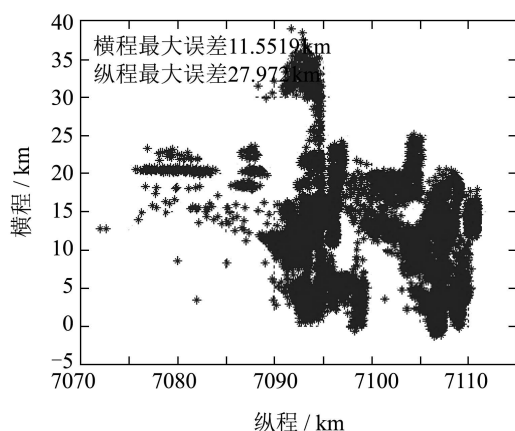
6.4 校正自适应动态模型的影响(Influence of adaptive correction model)

文献[10]从机理上论证了月地跳跃式再入预测校正模型采用一阶模型相对二阶模型的优势, 进行了1000次打靶数学仿真、少量1:1船地联试和系统试验

对结论进行了验证. 为了更充分验证这一结论, 图13-14给出了校正模型分别采用一阶和二阶模型, 10496次极偏和正常工况下的数学仿真, 进一步确认了文献 [10] 的结论.



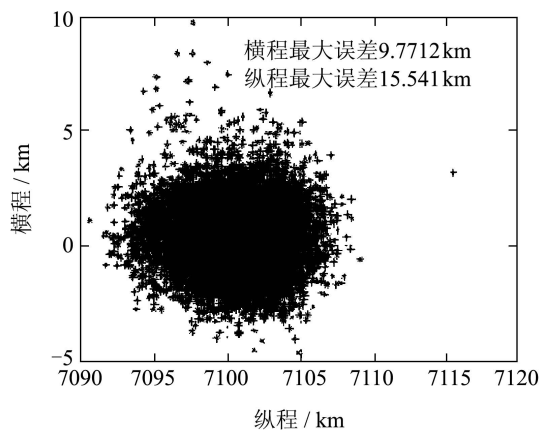
(a) 二阶模型



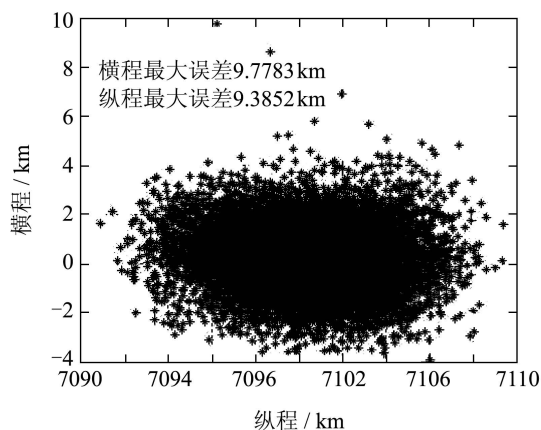
(b) 一阶模型

图 13 极偏工况二阶和一阶模型结果(纵向7100 km为中心)

Fig. 13 Comparison of first order corrector model with second order one for the combination of the extreme conditions (mission down range 7100 km)



(a) 二阶模型



(b) 一阶模型

图 14 正常工况二阶和一阶模型结果(纵向7100 km为中心)

Fig. 14 Comparison of first order corrector model with second order one for the combination of the normal conditions (mission down range 7100 km)

7 结束语(Concluding remarks)

针对载人登月任务, 在神舟飞船再入制导的基础上, 提出了沿用外环预测校正加内环弹道跟踪的双环制导方案. 利用器载计算机的预测计算, 将再入制导问题标准化为纵向与横向耦合的全系数自适应控制问题, 通过设计合理的归一化函数, 将待辨识参数较大的变化范围压缩到一个相对较小的范围, 采用梯度法辨识以取得相对平稳的控制参数.

为了比较多种校正方式对制导结果的影响, 本文在仿真条件一致的前提下, 开展了大规模的打靶仿真验证. 结果显示, 全耦合的校正方式可以取得比现有的纵向校正+横向漏斗的再入控制方式更高的控制精度; 而采用纵向与横向解耦校正时, 也可以取得基本相当的控制效果, 且由于辨识参数相对减少, 纵横向耦合对校正增益影响降低, 而具有更大的吸引力.

由于载人任务对方案可靠性要求更高, 控制精度要求, 过程约束满足性要求均更高, 为了最终形成满意的再入制导方案, 后续还需要在工程可用性方面进一步开展仿真验证工作, 综合多种方案的优点, 形成具有我国独立知识产权的新一代再入制导方案.

参考文献(References):

- [1] 吴宏鑫, 胡军, 解永春. 基于特征模型的智能自适应控制 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2009.
(WU Hongxin, HU Jun, XIE Yongchun. *Characteristic Model-Based Intelligent Adaptive Control* [M]. Beijing: China Science & Technology Press, 2009.)
- [2] 胡军. 载人飞船全系数自适应再入升力控制 [J]. 宇航学报, 1998, 19(1): 8-12.
(HU Jun. All coefficients adaptive reentry lifting control of manned spacecraft [J]. *Journal of Astronautics*, 1998, 19(1): 8-12.)
- [3] 胡军. 载人飞船的一种混合再入制导方法 [J]. 航天控制, 1999, 17(2): 19-24.

- (HU Jun. A kind of mixed reentry guidance method for manned spacecraft [J]. *Aerospace Control*, 1999, 17(2): 19 – 24.)
- [4] 王希季. 航天器进入与返回技术 [M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
(WANG Xiji. *Spacecraft Entry and Reentry Technology* [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1991.)
- [5] 汤国建, 赵汉元. 飞船再入制导最佳反馈增益系数规律 [J]. 国防科技大学学报, 2000, 22(3): 53 – 56.
(TANG Guojian, ZHAO Hanyuan. A study of the optimal feedback-gain-coefficients of reentry guidance for spacecraft [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2000, 22(3): 53 – 56.)
- [6] 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. *Reentry Dynamics and Guidance* [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997.)
- [7] 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 Huifeng, ZHANG Rui. Design of predictor-corrector reentry guidance law for lunar mission spacecraft [J]. *Aerospace Control and Application*, 2009, 35(1): 19 – 24.)
- [8] 王青, 冉茂鹏, 赵洋. 基于预测校正法的高超声速飞行器再入制导 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(12): 1563 – 1567.
(WANG Qing, RAN Maopeng, ZHAO Yang. Reentry guidance for hypersonic vehicle based on predictor-corrector method [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(12): 1563 – 1567.)
- [9] 杨鸣, 张钊, 董文强. CE-5T1 返回器 GNC 分系统正样方案设计报告, CEK-5T1.FB9, 2014-1-20 [R]. 北京: 北京控制工程研究所, 2014.
(YANG Ming, ZHANG Zhao, DONG Wenqiang. *Final version of design report for CE-5T1 reentry guidance navigation and control system*, CEK-5T1.FB9, 2014-1-20 [R]. Beijing: Beijing Institute of Control Engineering, 2014)
- [10] 胡军. 基于预测的全系数自适应校正采用一阶特征模型的论证, 技术报告 CEK-5T1.LB4, 2014-6-24 [R]. 北京: 北京控制工程研究所, 2014.
(HU Jun. *Demonstration and proof of a first order characteristic model applied to prediction-based all-coefficient self-adaptive corrector*, CEK-5T1.LB4, 2014-6-24 [R]. Beijing: Beijing Institute of Control Engineering, 2014.)

作者简介:

胡 军 (1963–), 男, 1993 年获北京大学一般力学专业博士学位, 现任北京控制工程研究所研究员, 研究领域为航天器制导导航与控制系统设计, E-mail: hujunbice@126.com;

张 钊 (1981–), 男, 2011 年获中国空间技术研究院导航、制导与控制专业博士学位, 研究领域为再入飞行器制导与控制技术。