嫦娥五号跳跃式再入制导、导航与控制技术

王勇¹, 杨鸣^{1,2*}, 于丹^{1*}, 董文强^{1,2}, 王之^{1,2}, 徐阳¹

1. 北京控制工程研究所, 北京 100190;

2. 空间智能控制技术国家级重点实验室, 北京 100190

* E-mail: jerem-lee@sohu.com; lmtberyu@vip.sina.com

收稿日期: 2021-03-18; 接受日期: 2021-05-11; 网络版发表日期: 2021-07-07

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 继2014年嫦娥五号飞行试验器成功完成月地返回跳跃式再入试验任务后, 于2020年末, 嫦娥五号探测器又一次圆满完成了月球采样跳跃式再入返回, 在两次任务中GNC系统均表现稳定并取得了极高的控制精度, 这充分证明了GNC系统方案设计的成功和有效. 本文针对月地返回高速跳跃式再入任务本身对制导、导航与控制提出的挑战进行了分析, 同时对GNC分系统方案采取的一系列设计进行了介绍; 其中包括一种自适应双环制导体制、导航系统使用策略以及控制律计算等. 本文还提供了两次飞行任务的飞行数据并对此进行了分析, 实际数据的分析也证明了GNC系统的优良性能.

关键词 嫦娥五号, 跳跃式再入, 自适应双环制导, 飞行数据

1 引言

作为中国月球探测工程“绕-落-回”三步走战略发展的最后一步, 嫦娥五号任务的工程目标是实现无人月面采样返回^[1]. 由于近第二宇宙速度月地返回无法在地面进行充分模拟验证, 为降低工程实施风险, 2014年中国发射和回收了采用自由返回轨道的嫦娥五号飞行试验器(以下简称嫦娥五号首次任务). 2020年12月17日凌晨, 随着嫦娥五号返回器精准着陆于内蒙古四子王旗的预定落区, GNC系统的跳跃式再入相关设计再一次得到了飞行验证. 经过两次实际飞行的检验, 中国的再入体制及相关系统设计已经走在了世界前列, 两次飞行任务升力控制结束时刻终端精度甚高,

分别为509和1700 m.

本文针对高速跳跃式再入任务GNC系统面临的挑战进行了分析, 并介绍了系统设计中所采用的基于一阶特征模型的全系数自适应校正方法、双环制导体制、导航系统的应用策略和控制律设计. 通过对嫦娥五号两次任务再入飞行数据分析, 证明GNC系统设计正确, 鲁棒性强, 具有很好的适应能力.

2 月地返回再入制导、导航与控制系统

2.1 再入飞行任务剖面

嫦娥五号的再入弹道包括了初次再入段、自由飞行段以及二次再入段, 如图1所示. 返回器从轨返分离

引用格式: 王勇, 杨鸣, 于丹, 等. 嫦娥五号跳跃式再入制导、导航与控制技术. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 799–812

Wang Y, Yang M, Yu D, et al. Skip-reentry guidance, navigation, and control technology for the Chang'e-5 lunar-return vehicle (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 799–812, doi: [10.1360/SST-2021-0095](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0095)

后, 独立执行导航、制导和控制任务. 其任务剖面按顺序分为以下几个阶段.

滑行段: 返回器从轨返分离(距离地面约5000 km 高度)就进入滑行段, 正常情况下本阶段飞行时间为1200 s左右. 到达配平攻角动作对应高度时, GNC系统需要将姿态控制到预期的配平状态并保持直至飞抵距离地面高度120 km的再入点.

初次再入段: 当返回器初次下降到120 km高度时进入初次再入段, 本段飞行时间一般不超过300 s, 最低飞行高度在60 km左右. 当轴向过载超过 $0.04g$ 时, GNC认为已经具备升力控制条件, 开始利用倾侧角进行弹道控制, 在此之前, 保持倾侧角为 0° 的全升力向上的飞行状态.

自由飞行段: 在初次再入段飞行过程中GNC系统判断气动力明显减弱(轴向过载小于 $0.1g$)后转入本阶段控制, 本段飞行时间一般小于500 s.

二次再入段: 自由飞行段过程中, 返回器处于下降飞行同时轴向过载大于 $0.1g$, 则进入二次再入段控制, 本段飞行时间400 s左右.

图1给出了各个飞行阶段的示意图.

2.2 月地返回再入GNC系统技术难点

嫦娥五号返回器与神舟飞船、苏联Zond飞船、联盟TM飞船的返回舱以及Apollo飞船和Orion飞船的

指令舱一样属于典型的钝头升力体再入飞行器. 该类飞行器通过将质心配置偏离轴线以获得升力分量. 从图2中可以看出在这种配置的情况下升力和阻力的作用形式. 从保证较高的落点精度考虑, 必须在再入过程中引入控制的环节, 充分利用升力作用实现位置控制.

嫦娥五号月地返回再入任务的特点要求采用跳跃式再入以拓展航程:

(1) 再入弹道选择非洲-巴基斯坦 45° 倾角分布的“走廊”, 轨道还要受到较为严格的月地运动关系限制;

(2) 可利用的落区主要是我国国内落区, 且为有限的具备回收条件人烟稀少区域;

(3) 月地返回再入速度接近第二宇宙速度, 对返回器的力、热、过载控制均提出较高要求^[2].

受以上约束, 嫦娥五号返回器再入航程均超过5600 km. 由于返回器的升阻比小于0.25, 属于典型的小升力体飞行器, 因此采用如图3所示, 具备跃出大气层(这一飞行阶段阻力可以忽略不计)的跳跃式弹道就成了必然选择.

典型的跳跃式再入弹道从飞行器到达120 km高度初次进入大气层开始, 历经初次下降、跃升飞行后跃出稠密大气(一般认为高度100 km为大气界面高度), 在稀薄大气飞行过程中受到的气动阻力很小, 因此可以有效扩展航程. 最终在飞行器重新进入稠密大气后开始第二次再入飞行并最终返回地表.

图1 (网络版彩图) GNC系统跳跃式再入剖面示意图

Figure 1 (Color online) Diagram of GNC skip-reentry profile.

图 2 配平飞行示意图

Figure 2 Trimmed flight diagram.

图 3 跳跃式再入高度剖面示意图

Figure 3 Diagram of skip-reentry altitude profile.

在嫦娥五号任务之前, 具备跳跃式再入能力的只有苏联的Zond-6, 7, 8飞船^[3], 其中Zond-6再入过程中坠毁, 这也反映出跳跃式再入技术的巨大风险。

跳跃式再入给GNC系统设计带来的挑战主要如下。

(1) 如何精确气动捕获: 由于再入速度远大于第一宇宙速度, 必须确保返回器能够在当圈被地球大气捕获(若无法当圈捕获, 返回器自身能源无法确保后续飞行任务); 同时还必须考虑可能的偏差和摄动下返回器的可达航程仍然能够满足长航程的需求。

(2) 如何精确控制: 返回器在跃出飞行段飞行受到的气动力很弱, 这就导致经过初次再入飞行控制后形成的误差会进一步扩散, 给二次再入段的控制带来风险, 跳跃式再入飞行时间长、动态高以及减速需求大的特点对返回器导航系统的精度要求也更高。

此外, 嫦娥五号返回器是重量约300 kg的小量级

半升力再入飞行器, 所面临的控制问题更加特殊, 难度也更大。表1给出了目前执行过月地返回或类似工况的飞行器的典型参数对比。

(1) 与Apollo指令舱、Zond飞船以及猎户座飞船指令舱相比, 嫦娥五号返回器的质量相差1个数量级, 进而极大影响了弹道系数。众所周知, 弹道系数可以反映飞行器存速能力和大气摄动或气动、质量等不确定性干扰对弹道的影响程度: 弹道系数越大, 则存速能力越强, 更有利于进行长航程控制。从表1中可以看出嫦娥五号返回器弹道系数最小, 实现长航程的困难也更大。

(2) 嫦娥五号返回器的升阻比在同类飞行器中最小。升阻比是可利用的升力的重要表征参数, 升阻比越大则可用升力就相对越大, 越容易对弹道进行调整和控制, 较小的升阻比也增大了控制的难度。

(3) 我国的再入飞行任务数量相对较少, 气动参数的重建和统计技术上相比国外(目前我们气动参数主要采用风动实验结果)也有一定差距; 同时我国不具备对全球大气高度精确建模的能力。因此再入控制面临的摄动及不确定性程度更高, 更不利于形成精确控制。

(4) 大气密度随着高度降低越来越大, 同时大气密度摄动幅度也迅速缩小。升力控制结束高度越低(由总体任务设计决定)对于缩小终端位置误差越有利, 而过早结束升力控制将使飞行器无法引入升力进行闭环控制。从表1可以看出: 嫦娥五号返回器升力控制结束高度为20 km(距离终端高度还有10 km), 远高于其他飞行器, 因此其开伞点位置控制难度也更高。

(5) 嫦娥五号返回器再入速度高, 因此其防热结构所面临的烧蚀问题更加显著。由于返回器的质量较小, 烧蚀所带来的质量损失进而导致气动配平特性的变化幅度也会明显要大于其他再入飞行器。

2.3 GNC系统基本组成及工作模式

跳跃式再入任务对GNC系统的性能和可靠性都提出了严格的要求。这就要求GNC系统除了根据指标要求选择合适的组成设备外还需要进行冗余设计; 但是由于返回舱重量和功耗等约束, GNC系统还特别采用了轻量化和紧凑性的设计方案。

在导航系统可靠性设计方面, GNC系统考虑了异构的两组IMU设备, 即激光IMU以及光纤IMU, 两者的主要区别在于其陀螺设备分别是激光陀螺以及光纤陀

表 1 典型月地返回再入飞行器主要参数

Table 1 Main parameters of typical lunar-return reentry vehicle

飞行器	航程 (km)	过载峰值 (g_0)	平均升阻比	质量 (kg)	弹道系数	制导结束高度 (km)	开伞高度 (km)
Apollo	2203~2772	<7	0.368	5650	350.3447	6	6
猎户座	1465	>10	0.35	8500	277.489	7.2	7.2
Zond	>6000	N/A	0.25	2200	280.4537	≤10	7.5
CE-5首次任务	5600~7100	<7	0.23	320	193.1552	20	10
CE-5二次任务	5600~7100	<7	0.23	330	199.1913	20	10

螺. 任何一组完好的IMU设备都包括3个正交的陀螺和对应的加速度计, 可以对立进行导航计算, 同时6个陀螺或者加速度计都可以进行故障诊断和自主重构以提高导航系统的可靠性及鲁棒性. 在导航对准阶段, GNC系统利用装载于轨道器上的3个星敏感器为导航系统提供高精度的姿态初值, 这3个星敏感器的安装也充分考虑了阳光、地气光以及月球干扰情况, 以保证任何姿态指向下至少有一台星敏感器可以正常工作.

返回器的GNC系统的执行机构由12台单组元的推力器组成, 其中包括2台主推力器以及10台姿控推力器. 两台主推力器和两台姿控推力器用于确保滚动通道的控制, 同时兼顾再入过程中倾侧角快速的跟踪以及稳定状态下(包括三轴指向控制)较高精度的滚动角控制. 另外8台发动机分为两组, 分别执行俯仰和偏航通道的控制. 根据以上配置, 三轴控制都可以有一个备份发动机组以提高可靠性.

再入控制任务的高可靠性设计通常与实时性要求, 尤其是导航和制导计算的实时性要求有一定的冲突. 一般来说, 传统的可靠性设计都会给满足实时性带来一定的负面影响. 因此, GNC系统在GNCC(GNC计算机)上采用了新的三机冗余热备份的设计方案. 这种方案主要通过增加额外的输入表决器以及任务级别的调度同步机制对原有的三机冗余备份方式进行了优化, 以确保健康的计算机之间使用同源的输入(包括测量和必要的中间计算结果), 从而实现了较小的计算结果诊断开销下的高可靠性计算的实时性要求.

GNC系统的控制回路如图4所示.

根据飞行任务要求, GNC系统设计了8个工作模式. 主要包括上电等待模式、IMU标定模式、滑行模式、配平攻角模式、初次再入模式、自由飞行模式、二次再入模式以及开伞后控制模式, 其中还考虑了在

异常工况下取消自由飞行模式的直接再入. 导航建立模式是为在预期与轨道器分离前完成导航系统对准和初始定位定速转入独立导航而设置的. IMU标定模式则是分离前利用轨道器的姿态机动, 对IMU和高精度光学敏感器(恒星敏感器)之间的基准偏差进行标定而设置的^[4,5]. 图5给出了返回器系统各模式的流程图.

3 制导回路设计

3.1 双环制导体制框架

预测-校正制导方法的原理是根据在线的弹道计算得到的终端偏差和过程约束满足情况对制导剖面进行调节. 与标准轨道制导法相比, 预测-校正制导方法可以提供对于初始偏差更强的适应性, 对于一些异常再入工况也表现出了较好的适应能力^[6~11]. 根据使用的预测方法, 预测-校正制导可以分为使用解析弹道方程的解析预测校正制导以及使用在线递推动力学方程的数字预测校正制导两种途径. 解析预测-校正制导方法已经在很多飞行器上得到了应用, 如航天飞机的再入控制以及Apollo飞船的HUNTEST段都成功应用了解析预测-校正体制. 虽然解析预测相比数字预测的计算开销小很多, 在线应用的浮点运算压力不大, 但是由于需要大量的简化计算, 其精度往往无法应对长航程和长时间的再入制导要求; 在飞行器本身特性有较大变化的情况下, 对解析预测方程进行适应性的改变会很不方便, 精度也无法保证.

数字预测-校正方法在线递推动力学方程, 对于偏差的适应性较好, 其需要解决的问题主要是长时间递推的精度以及在线计算的开销问题. 随着计算机能力的提高, 该方法突出的优势也使得其越来越受到关注, 美国未来的多用途成员飞船(“猎户座”飞船)就确定了

图 4 GNC系统控制回路示意图

Figure 4 Diagram of GNC controlling loop design.

图 5 GNC系统控制模式流程图

Figure 5 Flowchart of GNC control mode.

数字预测-校正方法作为制导律的基础方法^[9,10].

对于再入任务,在预测算法得到终端偏差以及过程约束的满足情况后,就需要校正方法对后续的倾侧角剖面进行校正.校正的方法有很多,如割线法、PI方法以及自适应PID方法等.校正方法的主要设计问题在于确保校正的收敛和稳定,同时校正方法也不应占用过多计算资源.

嫦娥五号返回器采用了一种轻量化的高精度在线数字预测方法以及基于一阶特征模型的自适应校正方法. GNC系统以这种全数字一阶特征模型的预测-校正方法为基础,结合对弹道特性以及制导回路性能分析,设计了一种双环制导体制以提高制导回路的性能以及鲁棒性.

图6为嫦娥五号返回器制导回路的示意图.

引入Chapman方程对再入段弹道特性进行研究: Chapman方程的一般推导过程这里不再详述,仅给出其最终的结果.考虑指数大气模型,如下:

$$\rho_{\infty} = \rho_0 e^{-\beta h}, \quad (1)$$

其中, ρ_{∞} 为自由流密度(即返回器所在位置处未受扰动的大气密度), ρ_0 为海平面处大气密度, h 为飞行器距地表高度(地理高度), β 为指数大气模型中的高度因子.取无量纲化的前向速度为

$$\bar{u} \equiv \frac{u}{\sqrt{gr}} = \frac{v \cos \gamma}{\sqrt{gr}}, \quad (2)$$

其中, β 为前向速度, g 为当地重力加速度, r 为飞行器到地心的距离, v 为飞行器速度, γ 为飞行路径角.定义 Z 变量:

$$Z \equiv \frac{\rho_{\infty}}{2 \left(\frac{m}{C_D S_{\text{ref}}} \right) \sqrt{\frac{r}{\beta}}} \bar{u}. \quad (3)$$

考虑到飞行路径角 γ 基本为小量,利用前向速度微分方程与高度微分方程,可以得到如下的Chapman方程:

$$\frac{d^2 Z}{d\bar{u}^2} - \frac{1}{\bar{u}} \left(\frac{dZ}{d\bar{u}} \right) + \frac{Z}{\bar{u}^2} - \frac{1 - \bar{u}^2}{\bar{u}^2 Z} + \frac{\sqrt{\beta r}}{\bar{u}} \left(\frac{L}{D} \right) = 0. \quad (4)$$

图6 嫦娥五号返回器制导回路示意图

Figure 6 Diagram of guidance loop for Chang'e-5 lunar-return vehicle.

显然, 该方程是非线性时变的, 且自变量显含于方程中. 下面通过变分方程来分析其运动的稳定性问题. 由于制导律的反馈是通过改变竖直方向的升阻比来实现的(面内运动), 考虑一条由 $\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{ref}}$ 得到的参考轨道为 Z_{ref} , 而 $\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{ref}} + \Delta\left(\frac{L}{D}\right)$ 得到的轨道即为 $Z_{\text{ref}} + \Delta Z$, 将Chapman方程在 Z_{ref} 附近展开, 忽略高阶项并进行拉式变化, 可以得到:

$$\left(s^2 + \frac{1}{\bar{u}}s + \frac{1-\bar{u}^2}{\bar{u}^2 Z_{\text{ref}}^2}\right)\Delta Z = -\frac{\sqrt{\beta r}}{\bar{u}}\Delta\left(\frac{L}{D}\right). \quad (5)$$

从上式易见: 当 $\bar{u} < 1$ 时, 即对应于小于圆轨道速度再入的飞行, 系统有两个负极点. 从预测制导的角度看, 由于弹道本身稳定, 即使无制导输出, 当外扰使得飞行器偏离预测弹道后也会在预测弹道附近振荡收敛.

而当 $\bar{u} > 1$ 时即月地返回高速再入场景中, 系统的稳定性发生了变化: 特征根一正一负, 其中存在一个开环不稳定极点, 说明高能量再入时是不存在稳定弹道的. 因此若不引入闭环反馈, 则随着速度的降低(开环飞行一定时间), 弹道将不断地偏离预测方向. 从预测制导的角度看, 如果在上一个制导周期内给定一个倾侧角, 在下次预测前, 简单地保持此倾侧角, 则在倾侧角跟踪误差以及大气扰动作用下, 飞行器不可避

免地偏离之前的预测弹道; 随着时间的推移, 此偏离将越来越大. 因此在两次预测之间, 有必要通过控制来增加弹道的稳定性, 减少由于倾侧角跟踪误差以及各种非理想扰动对弹道的影响. 这种思路与标准轨道法一致: 即在两次预测的中间, 跟踪预测出的标准轨道, 降低弹道分离性对制导的影响.

通过以上讨论可以看出, 这种预测间跟踪标准轨道的思想不仅有助于解决预测的准确性问题, 还必须为初次再入过程中的制导律所引用.

仍然利用Chapman方程对初次再入过程中的反馈制导需求进行分析, 易知飞行器受到的水平阻力加速度为

$$A = -\sqrt{\beta r} \bar{u} Z. \quad (6)$$

则一阶近似下 $\Delta A = -\sqrt{\beta r} \bar{u} \Delta Z$, 令

$$\Delta\left(\frac{L}{D}\right) = -K_A \Delta A = K_A \sqrt{\beta r} \bar{u} \Delta Z. \quad (7)$$

代入变分方程, 得到

$$\left(s^2 + \frac{1}{\bar{u}}s + \frac{1-\bar{u}^2}{\bar{u}^2 Z_{\text{ref}}^2} + \beta r K_A\right)\Delta Z = 0. \quad (8)$$

从中易知如果恰当选择加速度反馈系数 K_A 即可使得初次再入段的弹道稳定, 有利于预测弹道的形成. 而从改善制导系统动态性能的角度出发, 则需要 ΔZ 项进行反馈控制, 即需要高度微分反馈(竖直速度反馈), 这也是传统标准轨道法普遍采用的反馈方式.

因此最终GNC在两个预测-校正制导周期中增加了对工作于0.16 s周期上的跟踪上一次校正后预测生成的标称弹道进行强跟踪的制导逻辑. 这就自然形成了强跟踪为内环, 较长周期的预测-校正为外环的双环制导逻辑. 可以说, 采用这种制导逻辑是精度要求的必然选择和最优选择.

嫦娥五号返回器内环最终采用如下形式的制导律:

$$\begin{aligned} \frac{L}{D} \cos \bar{\gamma}_{VT}^* &= \left(\frac{L}{D}\right)_0 \cos \gamma_{V0}^* + k_1 \delta n \\ &\quad + k_2 \delta \dot{h} + k_3 \delta L + k_4 \delta \dot{L}, \end{aligned} \quad (9)$$

其中, $\bar{\gamma}_{VT}^*$ 为指令倾侧角, γ_{V0}^* 为标称倾侧角, $\left(\frac{L}{D}\right)_0$ 为标称

升阻比, $\frac{L}{D}$ 为制导时估计的升阻比, δn , $\delta \dot{h}$, δL , $\delta \dot{L}$ 分别为与标称弹道相比的轴向过载、高度变化率、航程、航程变化率的偏差。

图7给出了基于双环制导体制的制导流程图。

3.2 数字预测方法

数字预测的基础方法仍然是三自由度质心运动的运动方程, 以简便分析和计算. 考虑根据配平攻角飞行假设的以下再入动力学模型:

$$\dot{r} = v \sin \theta, \quad (10)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{v \cos \theta \sin \zeta}{r \cos \phi}, \quad (11)$$

$$\dot{\phi} = \frac{v \cos \theta \cos \zeta}{r}, \quad (12)$$

$$\dot{v} = -D - g \sin \theta + \omega^2 r \cos \phi (\sin \theta \cos \phi - \cos \theta \sin \phi \sin \zeta), \quad (13)$$

$$\dot{\theta} = \frac{L \cos \delta}{v} + \left(\frac{v}{r} - \frac{g}{v} \right) \cos \theta + 2 \omega \cos \phi \cos \zeta + \frac{\omega^2 r \cos \phi (\sin \theta \cos \phi + \cos \theta \sin \phi \sin \zeta)}{v}, \quad (14)$$

$$\dot{\zeta} = \frac{L \sin \delta}{v \cos \theta} - \frac{v \cos \theta \cos \zeta \tan \phi}{r} + 2 \omega (\tan \theta \cos \phi \sin \zeta - \sin \phi), \quad (15)$$

其中, ω 是地球自转角速度, r 是飞行器地心距, λ 为经度, ϕ 为纬度, v 是飞行器速度, θ 为飞行路径角, ζ 为速度

方位角, 其中 $\zeta=0$ 表示正东方向. δ 为倾侧角, $\delta=0$ 表示升力在纵向平面内, D 和 L 分别表示气动阻力加速度和升力加速度, 定义为

$$D = \frac{\rho(r) v^2 S_{\text{ref}} C_D(\alpha, M_a)}{2m}, \quad (16)$$

$$L = \frac{\rho(r) v^2 S_{\text{ref}} C_L(\alpha, M_a)}{2m}, \quad (17)$$

其中, ρ 为大气密度, S_{ref} 为飞行器参考面积, m 为飞行器质量, C_D 为阻力系数, C_L 为升力系数.

在实际设计中为方便起见, 预测方程建立在再入坐标系下, 并忽略控制力的影响.

直接采用传统的三自由度预测方程存在一个显著问题: 预测时认为制导律给出的倾侧角指令能够为控制回路所实时跟踪. 然而控制系统跟踪带宽是有限的, 因此在跟踪制导指令时一定会存在动态延迟, 比如倾侧角翻转时由于高动态大角度机动条件下, 实际倾侧角跟踪指令倾侧角存在时延会显著影响弹道形态, 尤其以初次再入段最为显著. 如果预测算法不考虑这种动态偏差, 必然会引起显著的预测误差. 由于倾侧角翻转是返回器横向控制的主要手段, 所以需要一种可以适应倾侧角翻转过程的预测方法.

倾侧角翻转造成预测误差, 主要还是由于倾侧角动态过程被忽略导致的, 很自然的办法是在预测方程中实现相应过程. 但是精确的倾侧角运动方程相对复杂, 而要精确地描述飞行器倾侧角运动就需要使用六自由度动力学方程, 但是这必然导致预测的计算开销

图7 (网络版彩图)基于双环制导逻辑流程

Figure 7 (Color online) The logical flowchart based on double-loop guidance.

过大. 因此GNC系统设计时将倾侧角假设成一个惯性环节, 用微分方程可以描述如下:

$$T_o \dot{\sigma} = \sigma_{\text{cmd}} - \sigma, \quad (18)$$

其中, σ_{cmd} 为倾侧角指令, 而 σ 表示实际的倾侧角, T_o 为时间常数. 这样将上式与三自由度质心动力学方程联立, 以预测返回器终端状态. 由于该方程并非飞行器真实的动态方程, 这种扩展一阶动态的预测方法称为伪四自由度预测方法.

3.3 一阶特征模型的自适应校正方法

在获得弹道预测结果后, 制导的核心问题就是根据预测误差求解后续制导指令. 对于已有制导剖面的制导回路, 该问题可以转化为求解后续制导指令的修正量. 由于再入动力学的强非线性特性, 预测误差与制导修正量之间的关系并不能用普适的数学模型来描述.

GNC分系统采用了一种时变动态控制增益的变化方法^[12-15], 并通过自适应控制方法来确保校正过程的收敛性以及多种偏差、不确定性存在下的鲁棒性及性能. 这种方法就是基于一阶特征模型的全系数自适应校正方法. 这种方法首先针对标称的分段常值的标称剖面、标称运动状态和标称动力学参数等条件, 以时间为自变量, 利用数学仿真的方式构造从当前时刻到终端状态的时变动态增益函数. 其形式如图8所示.

在此基础上, 这种方法将控制增量与预测误差的关系看作一个时变动态系统的输入与输出. 将时变动态增益函数的倒数分解为输入变换和输出变换, 最终

图8 (网络版彩图) 基于标称状态的时变动态增益函数
Figure 8 (Color online) The time-varying dynamic gain function based on nominal state.

形成的时变动态系统的控制回路如图9所示.

以时变输入变换为 $f_1(t)$, 时变输出变换为 $f_2(t)$, 则有 $f_1(t)f_2(t)=1/D(t)$, $D(t)$ 就是时变动态增益函数的正负增量增益的平均值. 限定 $D(t) \geq 1$, 则变换之后的控制增量和预测误差之间的时变动态系统在标称状态下的动态增益被调节为1, 这也是吴宏鑫和胡军^[14]提出的全系数自适应控制方法的适用场景. 这种弹道的变换使得变换后的系统时变动态增益变化范围大大缩小, 避免了校正量的剧烈变化, 对于平稳的制导控制有重要的意义.

在解决了全系数自适应控制方法的适用性改造后, 就可以根据全系数自适应控制理论对输入 u 和输出 y 的关系建立特征模型, 实时估计特征模型参数并实时自适应控制, 进一步解决制导精度和制导的鲁棒性问题. 采用这种方法将制导回路看作为一个有限时间内的递进控制过程, 因此每个预测制导周期只需要进行一次校正计算, 收敛性则由自适应控制系统的稳定性予以保证^[14].

传统上无法用直接数学模型描述的对象一般采用二阶特征模型. 但是在GNC方案设计过程中发现对于典型的再入制导问题, 引入一阶特征模型的控制精度要优于引入二阶特征模型; 同时使用一阶特征模型需要估计的参数少, 对等效时变控制增益的估计更快, 在有限时间和有限控制条件下更容易实现较高的性能. 采用一阶特征模型的制导问题的收敛性有严格的证明^[14], 同时依据其收敛域可以确定制导参数以及制导周期. 嫦娥五号设计时考虑返回器GNC计算机的浮点处理能力以及制导稳定性和性能的要求, 最终确定使用4 s的预测-校正制导计算周期.

一阶特征模型的自适应校正回路如图10所示.

一阶特征模型的自适应校正过程包括一阶变系数模型、回归向量、参数向量、参数估计等, 具体算法处理如下.

图9 基于输入输出变换的积分型控制器
Figure 9 The integral controller based on input and output transform.

图 10 一阶特征模型的自适应校正回路

Figure 10 The adaptive calibration based on first-order characteristic model.

一阶变系数模型:

$$y(k+1) = f(k)y(k) + g(k)u(k). \quad (19)$$

定义回归向量:

$$\Phi^T(k) = [y(k-1), u(k-1)]. \quad (20)$$

定义参数向量:

$$\theta(k) = [f(k), g(k)]^T. \quad (21)$$

参数估计公式:

$$\theta(k) = \theta(k-1) + \frac{\lambda_1 \Phi(k)}{\Phi^T(k) \Phi(k) + \lambda_2} (y(k) - \Phi^T(k) \theta(k-1)), \quad (22)$$

其中, λ_1, λ_2 为正常数.

参数估计滤波:

$$\theta(k) = F_\theta \theta(k) + (1 - F_\theta) \theta(k-1). \quad (23)$$

线性反馈控制输出:

$$u(k) = -L_1 f(k)y(k) / (g(k) + \lambda). \quad (24)$$

考虑到倾侧角可用区间, 对控制输出增加限幅以形成最终的指令倾侧角.

4 导航回路设计

虽然环地轨道再入飞行器的GNC系统在设计时倾向于认为成熟可靠的导航系统不是制约再入控制品质的主要因素^[9], 但是嫦娥五号的设计实践中发现导航的精度对于跳跃式再入的控制品质有很大的影响, 在极端情况下过大的导航偏差还会导致任务的失利. 这种极端工况主要出现在高度通道的导航误差超过一定的幅值. 因此, 为了实现成功的跳跃式再入控制, 必

须确保导航系统的精度和可靠性.

4.1 捷联惯性导航

GNC系统将两套三正交的IMU按照接近六面体的方式进行安装. 在这种安装方式下可以确保形成有利的故障诊断几何构型.

为确保高动态下的导航精度, GNC系统选择了补偿旋转效应以及划桨效应的四子样算法. 考虑到再入飞行过程中高动态的特点以及对精度的严格要求, GNC系统选择激光IMU作为导航计算的主份陀螺设备, 而光纤IMU则作为备份. 当激光IMU被诊断出故障时, 从保证测量响应一致性的原则出发, 光纤IMU作为主份设备进行导航方程递推计算; 如果在此情况下光纤IMU也诊断出故障, 则最终将激光IMU和光纤IMU残余的健康陀螺及加速度计融合使用.

在地面试验中, GNC系统利用地面三自由度转台模拟再入的姿态控制特性对捷联惯性导航系统进行性能和可靠性评估, 试验结果表明: 根据GNC系统的设计, 在典型工况下捷联惯性导航系统仍然能够确保6 km的导航系统误差分配指标要求.

4.2 导航系统标定策略

由于主要采用捷联惯性导航, 因此主要利用陀螺进行的数学平台的测量精度就是影响导航精度的重要因素. 影响数学平台测量精度的主要因素有陀螺安装偏差、陀螺的各漂移项或游走项. 与此同时, 加速度计的零偏等也会对导航误差产生显著影响.

在月地转移的过程中, 可以利用推力器不参与工作的飞行阶段对加速度计的输出进行统计, 从而可以较为方便地对加速度计的零偏进行估计. 陀螺常值漂移的标定也属于成熟技术. 对于激光陀螺和光纤陀螺的角速度随机游走等其他误差, 考虑到在有限的导航时间内其影响不属于主要影响因素, 因此不特别安排标定.

陀螺相对于高精度星敏感器的安装偏差直接影响数学平台指向精度, 可以通过4个及以上的姿态轴机动的方式进行辨识和标定.

嫦娥五号返回器需要保持两套不同安装基准的标定计算, 同时分离前的可用标定时间有限. 针对这种约束, 设计了优化的最小二乘估计方法, 无需求解复杂的线性方程, 因此计算资源的需求仅为通常采用的扩展

卡尔曼滤波方法的30%。这种方法还可以扩展到非正交组合的陀螺组的标定上。

5 控制回路设计

在马赫数 <3 的亚跨超音速阶段, 发动机的效率可能急剧减小, 因此发动机选型主要针对此种状态下进行以确保足够的控制能力。偏航和俯仰通道都配置为4台2组姿控发动机, 而滚动通道由于倾侧角快速翻转和到位后稳定跟踪控制的要求, 配置2台主发动机和2台姿控发动机。

针对这种发动机配置的方式, GNC设计的主要焦点在于确保滚动通道时延存在情况下的控制精度, 采用了双滞环的方法以保证快速倾侧角翻转后的速度阻尼和快速稳定跟踪。而在气动稳定要求较高的俯仰和偏航通道, 要判断角速度变化趋势形成控制指令, 尽

量避免在较大延时下产生对喷。

5.1 滚动通道控制

再入过程中的滚动通道控制律设计主要由饱和、滞环以及死区等环节组成, 其控制流程如图11所示。主发动机在倾侧角控制量超过较大的阈值时才引入, 这时往往意味着大倾侧角下的快速翻转控制, 此时滞环需选择合理幅值兼顾倾侧角翻转的最大角速度以及到位后的快速稳定。当倾侧角翻转接近到位后, 则由选择姿控发动机制动, 并完成后续稳定的倾侧角跟踪控制。

5.2 俯仰和偏航通道控制

再入过程中俯仰和偏航控制的主要任务是对两个通道的角速率阻尼控制, 以保证攻角和侧滑角的气动稳定。图12给出了这两个通道的控制流程图。

图 11 滚动通道控制框图

Figure 11 Control diagram of roll-channel.

图 12 俯仰/偏航通道控制框图

Figure 12 Control diagram of pitch-channel and yaw-channel.

6 飞行试验数据及总结

利用返回器上的黑匣子以及外测数据, 可以对嫦娥五号返回器两次任务再入控制过程进行评估.

6.1 嫦娥五号首次任务再入飞行

嫦娥五号首次返回再入任务瞄准的再入航程为 6636 km, 瞄准的横向航程约为 23.5 km. 返回器自 2014 年 11 月 1 日凌晨于 5006 km 高度与轨道器分离后, 经过 1481 s 飞行到达再入点进入初次再入段, 再入的初始状态如表 2 所示.

与瞄准再入角 -5.8° 相比, 再入角偏差约为 0.024° , 位于再入走廊内. 后续返回器经过约 1066 s 的飞行抵达高度 10 km 左右的开伞点. 整个飞行过程中 GNC 系统各设备以及制导、导航与控制回路表现正常, 飞行状态的统计结果如表 3 所示.

从飞行状态统计可以看出, 终端误差和过载控制都完全满足了指标要求. 与嫦娥五号返回器相比, 其纵向航程控制精度一致性较好, 而开伞点横向航程控制精度要高一些. 从图 13 来看, 倾侧角指令平稳, 跟踪正常, 也证明了双环制导体制的优良性能.

6.2 嫦娥五号第二次任务再入飞行

嫦娥五号返回再入任务瞄准的再入航程为 6522 km, 瞄准的横向航程约为 24.68 km. 返回器自 2020 年 12 月 17 日凌晨于 5008 km 高度与轨道器分离后, 经过 1483 s 飞行到达再入点进入初次再入段, 再入的

表 2 嫦娥五号返回器首次任务再入初始状态

Table 2 Reentry initial state of Chang'e-5 1st mission

参数	数值
速度 (km/s)	10.654
再入角	-5.776°
方位角	-2.967°
纬度	8.431°
经度	55.04°

表 3 嫦娥五号返回器首次任务再入结果

Table 3 Reentry results of Chang'e-5 1st mission

状态量	飞行结果
初次再入最低飞行高度 (km)	62.86
初次再入最大过载	$4.72g_0$
自由飞行段最高高度 (km)	104.3
二次再入最大过载	$4.059g_0$
开伞点航程误差 (km)	0.248
开伞点横程误差 (km)	0.445

初始状态如表 4 所示.

与瞄准再入角 -5.75° 相比, 再入角偏差约为 0.032° , 仍然位于再入走廊内. 后续返回器经过约 1060 s 的飞行抵达高度 10 km 左右的开伞点. 整个飞行过程中 GNC 系统各设备以及制导、导航与控制回路表现正常, 飞行状态的统计结果如表 5 所示.

从飞行状态统计可以看出, 无论终端误差还是过载控制都完全满足了指标要求.

图 13 (网络版彩图)嫦娥五号返回器首次任务初次(a)和二次(b)再入倾侧角曲线

Figure 13 (Color online) Graph of bank angle for Chang'e-5 1st mission of first reentry (a) and second reentry (b).

图 14 (网络版彩图)嫦娥五号返回器初次(a)和二次(b)再入倾侧角曲线
Figure 14 (Color online) Graph of bank angle for Chang'e-5 2nd mission of first reentry (a) and second reentry (b).

表 4 嫦娥五号返回器第二次任务再入初始状态
Table 4 Reentry initial state of Chang'e-5 2nd mission

参数	数值
速度 (km/s)	10.654
再入角	-5.718°
方位角	45.762°
纬度	9.351°
经度	55.961°

表 5 嫦娥五号返回器第二次任务再入结果
Table 5 Reentry results of Chang'e-5 2nd mission

状态量	飞行结果
初次再入最低飞行高度 (km)	62.15
初次再入最大过载	4.984g ₀
自由飞行段最高高度 (km)	103.7
二次再入最大过载	3.973g ₀
开伞点航程误差 (km)	0.653
开伞点横程误差 (km)	1.577

从图14可以看出: 初次再入和二次再入段的制导指令曲线都相当平稳, 即使在倾侧角翻转过程附近也没有较大的跳变, 倾侧角跟踪控制过程平稳, 体现了制导体制的良好性能。

从两次飞行数据统计可以得到如下结论: 嫦娥五号两次跳跃式再入飞行的终端控制精度一致性较好, 其中嫦娥五号首次任务的控制精度更远超其他再入飞行器, 达到0.5 km级。

7 总结

针对我国探月三期月球采样返回任务对跳跃式再入的需求, 返回器GNC系统对任务要求以及弹道特性进行了分析并对制导回路、导航回路及控制回路方案等进行了针对性设计, 设计了轻量化高精度预测算法与一阶特征模型自适应校正方法结合的数字预测校正制导方法, 并以此为基础设计了双环制导体制。GNC系统的一系列设计确保了嫦娥五号成功完成了两次跳跃式再入任务, 证明了GNC系统方案设计的有效以及性能的优异。

参考文献

- 1 Ye P J, Peng J. Deep space exploration and its prospect in China (in Chinese). Eng Sci, 2006, 8: 13–18 [叶培建, 彭兢. 深空探测与我国深空探测展望. 中国工程科学, 2006, 8: 13–18]
- 2 Graves C A, Harpold J C. Apollo Experience Report—Mission Planning for Apollo Entry. Technical Report. Houston, 1972. NASA TN D-6725
- 3 Zuo G, Hou Y Z, Chen C, et al. Issues on Moon-Earth reentry of manned spacecraft (in Chinese). Spacecr Eng, 2013, 22: 112–118 [左光, 侯砚泽,

- 陈冲, 郭斌. 载人航天器月地返回再入问题研究. 航天器工程, 2013, 22: 112–118]
- 4 Yu D, Dong W Q, Wang Y, et al. Research and implementation of on-orbit self-calibration for gyroscope of circumlunar return and reentry spacecraft (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2015, 45: 213–220 [于丹, 董文强, 王勇, 等. 月地高速再入返回飞行器陀螺在轨自主标定技术研究及实现. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 213–220]
 - 5 Li J, Zhang H H, Zhao Y, et al. In-flight calibration of the gyros of the Chang'e-3 lunar lander (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2014, 44: 582–588 [李骥, 张洪华, 赵宇, 等. 嫦娥三号着陆器的陀螺在轨标定. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 582–588]
 - 6 Gamble J D, Cerimele C J, Moore T E, et al. Atmospheric guidance concepts for an aeroassisted flight experiment. *J Astronaut Sci*, 1988, 36: 45–71
 - 7 Lu P. Predictor-corrector entry guidance for low-lifting vehicles. *J Guid Control Dyn*, 2008, 31: 1067–1075
 - 8 Rea J R, Putnam Z R. A comparison of two Orion skip entry guidance algorithms. In: *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. Hilton Head, 2007. AIAA 2007-6424
 - 9 Bairstow S H. Orion reentry guidance with extended range capability using PredGuid. In: *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. Hilton Head, 2007. AIAA 2007-6427
 - 10 Bairstow S H. Reentry guidance with extended range capability for low L/D spacecraft. Dissertation for Master's Degree. Boston: Massachusetts Institute of Technology (MIT), 2006
 - 11 Putnam Z R, Bairstow S H, Braun R D, et al. Improving lunar return entry range capability using enhanced skip trajectory guidance. *J Spacecraft Rockets*, 2008, 45: 309–315
 - 12 Hu J. All coefficients adaptive reentry lifting control of manned spacecraft (in Chinese). *J Astronaut*, 1998, 19: 8–12 [胡军. 载人飞船全系数自适应再入升力控制. 宇航学报, 1998, 19: 8–12]
 - 13 Zhang H H, Guan Y F, Huang X Y, et al. Guidance navigation and control for Chang'e-3 powered descent (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2014, 44: 377–384 [张洪华, 关铁峰, 黄翔宇, 等. 嫦娥三号着陆器动力下降的制导导航与控制. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 377–384]
 - 14 Wu H X, Hu J. Theory, Method and Application of Feature Modeling (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2019 [吴宏鑫, 胡军. 特征建模理论、方法和应用. 北京: 国防工业出版社, 2019]
 - 15 Zhang Z, Hu J, Wang Y. Characteristic model-based reentry vehicle guidance law design (in Chinese). *Aerosp Control Appl*, 2010, 36: 12–17 [张钊, 胡军, 王勇. 基于特征模型的再入飞行器制导律设计. 空间控制技术与应用, 2010, 36: 12–17]

Skip-reentry guidance, navigation, and control technology for the Chang'e-5 lunar-return vehicle

WANG Yong¹, YANG Ming^{1,2}, YU Dan¹, DONG WenQiang^{1,2}, WANG Zhi^{1,2} & XU Yang¹

¹ *Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;*

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

Chang'e-5 (CE-5) renewed the records of successful lunar return skip-reentry missions of China in December 2020, following the accomplishment of the first CE-5 mission in November 2014. The stable performance and exceptional precision of the two missions have proven the effectiveness of guidance, navigation, and control (GNC) designs for CE-5 skip-reentry, which is the first and unique adaptive numeric predictor-corrector guidance practice in the world. This paper reviews skip reentry trajectory features and the challenges of hyper speed skip-reentry problems to GNC. Furthermore, to tackle these problems, a series of approaches, including a numerical predictor-corrector guidance method, an on-line low computational consumption alignment method, and navigation and targeting philosophy, are investigated. In addition, the flight results and the post-flight analyses from CE-5 missions are presented to demonstrate the GNC performance.

Chang'e-5, skip-reentry, adaptive double-loop guidance, flight data

doi: [10.1360/SST-2021-0095](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0095)