嫦娥五号月面起飞上升制导导航与控制技术

张洪华^{1,2}, 李骥^{1,2*}, 于萍¹, 关轶峰^{1,2}, 王磊¹, 王志文¹, 张晓文^{1,2}, 于洁¹, 王华强¹, 杨巍¹, 王泽国¹, 陈尧¹, 陈上上^{1,2}, 赵宇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

收稿日期: 2021-03-20; 接受日期: 2021-05-11; 网络版发表日期: 2021-07-30

国家中长期科技发展规划重大专项工程资助项目

摘要 受到测控支持条件和月面起飞设施的限制以及月球与地球环境差异的影响, 月面起飞上升面临许多不同于地面运载火箭的技术问题. 为了满足月球上高精度和高可靠安全上升入轨的任务要求, 嫦娥五号上升器采用了基于星光的自主天文定位和对准、重力场测量、上升自适应动力显式制导等方法来提高入轨精度, 采用了惯导系统动态阈值调整自主故障检测、推力监测与发动机自重组、非迭代上升应急制导、入轨后自主应急轨控等方法来进一步提高月面上升的可靠性. 基于这些设计, 嫦娥五号上升器成功实现了我国首次月球表面起飞上升, 入轨精度高于任务要求, 为保证后续月球轨道无人交会对接的顺利进行创造了优越的条件.

关键词 嫦娥五号, 月面起飞上升, 制导、导航与控制

1 引言

按照我国探月工程“绕、落、回”三步走的战略规划^[1], 嫦娥五号探测器的任务目标是实现月球表面样本的采样返回. 嫦娥五号探测器系统由4个探测器组成, 分别是轨道器、着陆器、上升器和返回器, 它们肩负着各自的任务, 以“接力”的方式将月球样品送回地球. 首先, 4个探测器一起发射升空, 由轨道器完成四器组合体的飞行控制. 当四器组合体进入环月轨道以后, 着陆器和上升器构成的着上组合体与轨道器和返回器构成的轨返组合体分离. 接下来, 着上组合体实施降轨和动力下降, 着陆到月球表面. 在月面采样

任务完成以后, 上升器与着陆器解锁, 上升器携带月壤样品从月面起飞上升, 进入环月轨道. 之后经过远程导引和近程交会, 上升器与轨返组合体实施对接, 将样品转移到返回器舱内. 至此, 上升器的工作结束. 轨返组合体携带样品完成后续的月地轨道加速、转移等飞行任务, 在接近地球后释放返回器, 由返回器将样品送回地面.

通过嫦娥三号和嫦娥四号任务, 我国的月球软着陆技术已逐步走向成熟^[2,3]. 对于嫦娥五号来说, 月面起飞上升、月球轨道交会对接和第二宇宙速度跳跃式返回则是三大新的关键技术环节. 其中, 月面起飞上升是“第一环”, 也是将样品送回地球的“第一步”.

引用格式: 张洪华, 李骥, 于萍, 等. 嫦娥五号月面起飞上升制导导航与控制技术. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 921–937

Zhang H H, Li J, Yu P, et al. Guidance navigation and control technology for the lunar ascent vehicle of the Chang'e-5 mission (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 921–937, doi: 10.1360/SST-2021-0102

月面起飞上升由上升器独立完成, 它的任务目标是凭借自身装备的发动机脱离月球表面, 进入环绕月球飞行轨道, 这与地面发射运载火箭相似。但月球距离地球遥远, 地面支持能力有限, 再加上月球独特的环境特点, 使得月面起飞上升与地球火箭又有着显著的不同。

(1) 月面起飞前需要完成自身在月表位置的确定, 这对于具有固定发射工位的运载火箭来说并不是必备工作。

(2) 月面起飞前受月球自转角速度小的条件限制, 无法使用惯导自对准, 也无法使用地面的光学瞄准设备, 必须依靠GNC光学敏感器自主完成对准。

(3) 月面起飞地点无精密测定的重力加速度参数, 不利于起飞前加速度计标定。

(4) 月面起飞没有良好的场坪, 着陆器(也是起飞平台)落月姿态可能向任意方向倾斜, 需要上升器在起飞后自主调整。

(5) 受到测控通讯传输速率的限制, 地面上行注入量有限, 而起飞窗口又需要根据任务随时调整, 因此上升过程不能依赖地面弹道参数装订, 制导律必须灵活、鲁棒, 适应任意窗口起飞的需要。

这些问题都增加了月面起飞上升的难度。但相对来说, 月面起飞上升也有比地球上升简单的方面, 包括:

- (1) 无大气, 无需考虑气动问题;
- (2) 引力小, 单级就可入轨, 飞行轨迹设计相对简单;
- (3) 结构紧凑, 非细长体, 弹性变形小, 便于控制器设计。

根据任务目标和特点, 在借鉴相关技术的基础上, 嫦娥五号逐步形成了具有自身特点的月面起飞上升制导、导航与控制技术, 成功实现了我国首次月球表面起飞上升。

2 月面上升过程概述

2.1 GNC系统组成

嫦娥五号着陆器和上升器的GNC系统采用一体化设计, 其中月面起飞上升使用的GNC设备包括星敏感器、太阳敏感器和惯性测量单元(IMU), 如图1所示(IMU在舱内并不可见)。星敏感器、太阳敏感器和IMU中的陀螺是姿态敏感器, 可在各种飞行阶段提供

姿态和角速度信息。IMU中的加速度计是导航敏感器, 在上升过程中与陀螺一起, 用于递推上升器位置、速度和姿态, 即惯性导航解算。GNC系统根据导航数据, 计算出制导指令和姿态控制指令, 并转化为各发动机的开关机指令, 由上升器推进系统执行。上升器的推进系统包括1台主发动机和20台推力器, 其中: 主发动机推力3000 N, 沿纵轴(X_p)安装; 8台120 N推力器与3000 N发动机同向, 两两一组分布在上升器底部4个角上; 12台10 N推力器分布在上升器四周。3000 N发动机用于提供上升过程的动力。120和10 N推力器主要用于姿态控制。

图1中的 X_p , Y_p 和 Z_p 固定在上升器上, 并指向特定方向, 是上升器结构的基准。用于控制时将坐标原点平移到上升器质心, 并称为上升器的本体系, 用符号B表示。

2.2 坐标系选择

月面上升的最终目标是进入预定的环月轨道。由于环月轨道和飞行姿态均是描述在月心J2000惯性坐标系下的, 因此整个上升过程导航和制导所选择的参考坐标系就是月心J2000惯性坐标系($OX_IY_I Z_I$, 用I表示, 其中O为月球中心, 三个坐标轴平行于J2000时刻, 即UTC时间2000年1月1日11:58:55.816的地心固联系)。

在起飞前, 上升器停留在月面随月球旋转, 因此它相对惯性系的位置、速度和姿态均是变化的, 描述起来并不直观。但是上升器起飞前相对月球的位置和姿态是保持不变的, 如果以月球为基准描述位置和姿态, 则它们是常数, 便于地面和器上交互。因此, 在月面起飞前, 在月固系($O-X_FY_FZ_F$, 用F表示, 其中 X_F 在月球赤道面指向零度经线处, Z_F 是月球自转轴)下描述上升器的位置(经度 λ 、纬度 φ 和月心距 R), 在起飞点天东北坐标系下($L-X_GY_GZ_G$, 用G表示, 其中L是起飞点位置, X_G 指向天, Y_G 指向东, Z_G 指向北)描述上升器姿态。它们可以通过天东北系与月固系的旋转关系以及月固系与惯性系的旋转关系转换到月心J2000惯性坐标系下, 这个转换是器上自主完成的。几个主要坐标系的定义如图2所示。

2.3 月面上升飞行轨迹

月面动力上升过程被设计为平面内运动。该平面由起飞点时刻上升器的位置矢量 OL 和目标飞行方向 V

图1 上升器外形结构图
Figure 1 Outside view of lunar ascender.

图2 (网络版彩图)月面起飞上升坐标系定义
Figure 2 (Color online) Coordinate systems for lunar ascent.

决定。目标飞行方向在起飞点水平面内，即图2中由 $Y_G Z_G$ 构成的水平面。 V 与北向(Z_G)的夹角就是射向角 A (偏东为正)。因此，由起飞时刻位置及射向决定的平面就是上升轨道平面。

与美国Apollo和Altair的设计方案相似^[4,5]，嫦娥五号上升器的月面上升过程分为三个阶段，如图3所示。

(1) 垂直上升段。上升器脱离着陆器平台，垂直向上飞行一定高度；飞行姿态控制目标是使得纵轴垂直向上，消除起飞平台倾斜影响。

图3 (网络版彩图)上升过程飞行轨迹和阶段划分
Figure 3 (Color online) Lunar ascent trajectory & sub-phases design.

(2) 上升调姿段。这是一个过渡阶段，要求上升器向目标飞行方向转向，产生水平速度。

(3) 轨道入射段。上升器飞行姿态、高度和速度满足制导律要求的初始姿态后，进入轨道入射段，在制导律控制下不断爬升并增加飞行速度，直到达到目标入轨点，并实施关机。

上升段的入轨目标是 $15\text{ km} \times 180\text{ km}$ 椭圆轨道近月点，因此目标入轨点参数描述在轨道坐标系($P-X_T Y_T Z_T$ ，用 T 表示，其中 P 为入轨点， X_T 在月心与 P 的连线方向， Y_T 在负法线方向， Z_T 指向飞行方向)下，包括速度的径向、负法向和前向分量以及入轨点高度和轨道面外位置误差。

由于上升过程是在平面内运动的，而上升的最终目标是与环月轨道上的轨道器完成对接。因此只有起飞时刻上升器恰好位于轨道器所处的轨道面内时，才能实现共面起飞。实际任务中，由于着陆器存在落点偏差，而起飞时刻受工程限制不能大幅调整，因此不能保证起飞时刻上升器与轨道器共面，上升轨道面与轨道器轨道面不可避免存在夹角，这一偏差将在上升入轨后通过轨道面修正机动予以消除。

2.4 月面起飞上升控制流程

嫦娥五号上升器的起飞上升过程实际从着陆器落月后即开始。

(1) 着陆后40 min自主完成落月位置确定，这一过程中的传感器测量数据(星敏感器、IMU)遥测下传地面，用于重力场评估、星敏感器指向标定等。自主定位结束后，GNC系统断电。着陆器进行月面采样封装等工作。按计划，2天后实施月面起飞上升。

(2) 月面起飞前8 h，GNC系统重新加电，首先利用太阳敏感器和IMU测量完成惯导粗对准，并在起飞前3 h完成起飞参数的注入。

(3) 月面起飞前3 h，星敏感器顺序加电，完成基于

星敏感器的惯导精对准, 同时完成IMU的标定.

(4) 到达月面起飞时刻后, GNC系统自主实施上升发动机点火, 在制导律的控制下先后经过垂直上升、上升调姿和轨道入射三个阶段加速飞行, 达到关机条件后自主关闭主发动机. 上升过程完成.

3 起飞前准备

3.1 自主定位

月面起飞的前提是确定上升器所处的位置. GNC系统使用了一种基于星敏感器和IMU测量的自主天文定位技术来解决这一问题. IMU由陀螺和加速度计组成. 当上升器停留在月面时, 加速度计测量得到的加速度矢量与当地的重力加速度矢量大小相等方向相反. 由于月球近似球形, 旋转速度很慢, 因此重力加速度的方向近似与月心方向重合. 这意味着通过重力加速度的测量, 可以提取出上升器的位置信息^[6]. 设 $\mathbf{f}^B$ 是加速度计获取的表示在本体系下的非引力加速度矢量测量(符号“ $\sim$ ”表示测量), 那么根据二体引力场模型可以近似计算出上升器的月心距; 进一步, 利用星敏感器测量得到的惯性系到本体系的旋转矩阵 $\tilde{\mathbf{C}}_I^B$ 和由天文历表计算的对应时刻惯性系到月固系的旋转矩阵 $\mathbf{C}_I^F$, 就可以求出月固系下的位置矢量.

$$\begin{cases} \tilde{R} = \sqrt{G_m / \|\mathbf{f}^B\|}, \\ \mathbf{r}^F = \mathbf{C}_I^F (\tilde{\mathbf{C}}_I^B)^T \cdot \mathbf{f}^B / \|\mathbf{f}^B\| \cdot \tilde{R}, \end{cases} \quad (1)$$

其中, G_m 是月心引力常数, $\tilde{R}$ 是上升器月心距的测量值; $\mathbf{r}^F$ 是月固系下上升器位置矢量的测量值. 式(1)中矢量和矩阵的上标/下标(如 B , F , I)均是坐标系代号. 接下来可以计算出上升器的纬度 φ 和经度 λ .

$$\begin{cases} \tilde{\varphi} = \arcsin(\tilde{r}_z^F / \tilde{R}), \\ \tilde{\lambda} = \arctan(\tilde{r}_y^F / \tilde{r}_x^F). \end{cases} \quad (2)$$

式(2)中包含了敏感器的测量噪声, 为了消除噪声的影响, 需要对解算的结果 $(\tilde{\varphi}, \tilde{\lambda})$ 进行滤波, 滤波结果记为 (φ, λ) .

受到月球非球引力摄动和月球自转引起的向心加速度的影响, 使用上述方法计算的上升器位置存在系

统误差, 这个误差可以根据任务设计的着陆点位置提前计算出来, 并补偿自主定位方法计算的结果, 即

$$\begin{cases} \hat{\varphi} = \tilde{\varphi} + \Delta\varphi, \\ \hat{\lambda} = \tilde{\lambda} + \Delta\lambda, \end{cases} \quad (3)$$

其中, $\Delta\varphi$ 和 $\Delta\lambda$ 分别是纬度和经度的补偿量. 嫦娥五号的设计着陆点为(43.1°N, 51.4°W), 经纬度补偿量的大小均约1', 对应水平位置补偿量在500 m左右.

嫦娥五号着陆器着陆月面后立刻实施自主定位. 定位结果与12 h后地面测定轨给出的落点位置相比, 水平位置偏差861 m, 高程偏差36 m, 精度水平满足月面起飞上升要求. 由于有更高精度的地面测控手段存在, 自主定位技术在嫦娥五号任务中仅作为备份使用, 但对于地面测控难度很大的项目, 比如, 从不可见的月球背面起飞, 或者从类似火星的遥远天体表面起飞, 则具有重要的实用价值.

3.2 重力场评估

重力场或者说重力加速度的大小和方向对于月面起飞和上升非常重要, 它是在月面起飞前标定加速度计零偏和上升过程进行惯导解算的重要参数. 月球重力场的精度对于上升过程比对着陆过程更为重要, 因为着陆过程的导航有测距和测速修正, 重力场模型的误差不会造成累积效应, 而上升则不然.

嫦娥五号上升器在落月以后立刻进行了重力场评估, 采用的传感器是加速度计. 嫦娥五号着陆器在动力下降前进行了加速度计零偏精确标定, 动力下降过程只有15 min, 根据加速度计的零偏稳定性指标, 落月时的加速度计测量精度可以达到 $3 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$ (3σ), 利用加速度计测量就可以解算出重力加速度的大小与方向. 将它与高阶引力场模型计算的重力加速度相比较, 就可以评估重力场. 具体方法如下.

(1) 根据落月后星敏感器的测量(获得惯性姿态矩阵 $\tilde{\mathbf{C}}_I^B$)以及最终确定的着陆点位置 φ 和 λ , 计算出上升器相对天东北坐标系的姿态矩阵:

$$\tilde{\mathbf{C}}_G^B = \tilde{\mathbf{C}}_I^B (\mathbf{C}_F^G \mathbf{C}_I^F)^T, \quad (4)$$

其中, $\mathbf{C}_F^G$ 是天东北坐标系与月固系的旋转关系:

$$\mathbf{C}_F^G = \mathbf{R}_y(-\varphi) \mathbf{R}_z(\lambda). \quad (5)$$

函数 $\mathbf{R}_i(\theta)$, $i=x, y, z$, 表示绕 i 轴转动 θ 获得的旋转矩阵.

由于星敏传感器获得的姿态矩阵 $\tilde{\mathbf{C}}_G^B$ 中包含测量噪声. 为消除其影响, 需要对 $\tilde{\mathbf{C}}_G^B$ 进行平滑, 平滑后的结果记为 $\mathbf{C}_G^B$. 姿态矩阵不能直接平滑, 需要以某个姿态为基准, 计算出所有姿态测量相对该基准的角度偏差的均值, 再修正基准姿态得到最终的姿态平滑结果.

以 t_0 时刻得到的姿态矩阵 $\tilde{\mathbf{C}}_G^B(t_0)$ 为基准, 计算 t_k 时刻的姿态矩阵 $\tilde{\mathbf{C}}_G^B(t_k)$ 相对基准值的偏差:

$$\delta\mathbf{C}(t_k) = \tilde{\mathbf{C}}_G^B(t_k)^T \tilde{\mathbf{C}}_G^B(t_0). \quad (6)$$

由于星敏传感器的测量噪声比较小, 因此 $\delta\mathbf{C}(t_k)$ 可以近似为

$$\delta\mathbf{C}(t_k) \approx \begin{bmatrix} 1 & -\delta\alpha_k & \delta\beta_k \\ \delta\alpha_k & 1 & -\delta\gamma_k \\ -\delta\beta_k & \delta\gamma_k & 1 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

根据式(6)和(7)可以求出 $\delta\alpha_k$, $\delta\beta_k$ 和 $\delta\gamma_k$.

求出所有时刻(t_k , $k=1, \dots, N$)误差角的均值:

$$\begin{aligned} \delta\bar{\alpha} &= \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N \delta\alpha_k, \\ \delta\bar{\beta} &= \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N \delta\beta_k, \\ \delta\bar{\gamma} &= \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N \delta\gamma_k. \end{aligned} \quad (8)$$

则可以得到平滑后的姿态矩阵 $\mathbf{C}_G^B$:

$$\mathbf{C}_G^B = \tilde{\mathbf{C}}_G^B(t_0) \delta\mathbf{C}^T. \quad (9)$$

其中,

$$\delta\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & -\delta\bar{\alpha} & \delta\bar{\beta} \\ \delta\bar{\alpha} & 1 & -\delta\bar{\gamma} \\ -\delta\bar{\beta} & \delta\bar{\gamma} & 1 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

(2) 根据落月后加速度计的测量, 可以计算出重力加速度矢量. 令重力加速度用 $\mathbf{g}_m$ 表示, 则它在本体系下的测量值为

$$\mathbf{g}_m^B = -\mathbf{f}^B. \quad (11)$$

重力加速度的计算结果也需要平滑, 以消除加速

度计测量噪声的影响, 平滑后的结果为 $\mathbf{g}_m^B$.

(3) 利用以上两步的计算结果, 将重力加速度测量值从本体系转换到天东北坐标系下, 即

$$\mathbf{g}_m^G = (\mathbf{C}_G^B)^T \mathbf{g}_m^B. \quad (12)$$

(4) 根据着陆点位置, 使用高阶引力场模型计算出着陆点的引力加速度, 引力加速度扣除随月球旋转的向心加速度以后, 就可以得到重力加速度的模型值, 方法如式(13)所示. 其中 $\mathbf{g}^F$ 是根据高阶引力场模型计算出的月固系下引力加速度, $\boldsymbol{\omega}_m^F$ 是月固系下的月球自转角速度矢量.

$$\mathbf{g}_m^G = \mathbf{C}_F^G [\mathbf{g}^F - \boldsymbol{\omega}_m^F \times (\boldsymbol{\omega}_m^F \times \mathbf{r}^F)]. \quad (13)$$

(5) 最后将重力加速度的测量值 $\mathbf{g}_m^G$ 与模型值 $\mathbf{g}_m^G$ 相比较, 确定重力场模型的准确性.

嫦娥五号上升器上安装有两套IMU, 各有3个正交的加速度计, 因此两套IMU各自可以独立计算出重力加速度矢量, 并与根据高阶月球引力场模型^[7]计算的理论值进行比较, 结果如表1所示. 可以看到, 实测加速度与模型计算值的偏差在加速度计测量误差以内, 因此可以判定引力场模型是准确的. 这为后续进行起飞上升过程奠定了基础.

3.3 起飞前对准

着陆器在完成月面自主定位以后, 整个GNC系统断电. 探测器进行月面采样工作. 采样完成后, GNC系统重新加电, 准备月面起飞. 起飞前, 惯导对准是至关重要的一步. 由于上升器采用的是捷联惯性导航系统, 因此对准实际上是确定惯导的姿态初值. 在嫦娥五号的月面起飞过程, 使用了太阳敏传感器/IMU粗对准和星敏传感器/IMU精对准两种方法, 前者是在地面解算完成的, 后者则直接在器上自主运行.

3.3.1 太阳敏传感器/IMU粗对准

粗对准利用太阳敏传感器和IMU进行. 假设 t 时刻, 太阳敏传感器获取的传感器坐标系(用符号Sun表示)下的太阳方向矢量测量为 $\mathbf{S}^{\text{Sun}}$, 根据太阳敏传感器的理论安装矩阵 $\mathbf{M}_B^{\text{Sun}}$, 可以获得 t 时刻本体系下的太阳方向测量:

$$\mathbf{S}^B = (\mathbf{M}_B^{\text{Sun}})^T \cdot \mathbf{S}^{\text{Sun}}. \quad (14)$$

表 1 加速度计计算的重力加速度与模型比对(单位: m/s²)Table 1 The measurement of gravity acceleration vs. the calculation by model (unit: m/s²)

重力加速度		模型值	测量值	
			IMU1	IMU2
$\mathbf{g}_m^G$	x	-1.6287233	-1.6285751	-1.6284018
	y	0.00068325	0.00092639	0.00070478
	z	-0.0000093	0.00000686	0.000287662
误差	大小	/	-1.48047×10^{-4}	-3.21452×10^{-4}
	方向	/	30.870"	37.715"

相同时刻通过加速度计获得重力矢量测量为 $\mathbf{g}_m^B$. 在着陆位置确定后, 根据历表可以计算出在天东北系下的太阳方向矢量的理论值 $\mathbf{S}^G$ 和重力加速度的理论值 $\mathbf{g}_m^G$, 因此根据太阳矢量和重力矢量分别在本体系和天东北系下的表示, 直接计算出本体与天东北系的旋转关系矩阵 $\tilde{\mathbf{C}}_G^B$:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{v}_1^G &= \mathbf{g}_m^G / \|\mathbf{g}_m^G\|, \mathbf{v}_1^B = \mathbf{g}_m^B / \|\mathbf{g}_m^B\|, \\
 \mathbf{v}_2^G &= \frac{\mathbf{v}_1^G \times \mathbf{S}^G}{\|\mathbf{v}_1^G \times \mathbf{S}^G\|}, \mathbf{v}_2^B = \frac{\mathbf{v}_1^B \times \mathbf{S}^B}{\|\mathbf{v}_1^B \times \mathbf{S}^B\|}, \\
 \mathbf{v}_3^G &= \frac{\mathbf{v}_1^G \times \mathbf{v}_2^G}{\|\mathbf{v}_1^G \times \mathbf{v}_2^G\|}, \mathbf{v}_3^B = \frac{\mathbf{v}_1^B \times \mathbf{v}_2^B}{\|\mathbf{v}_1^B \times \mathbf{v}_2^B\|}, \\
 \tilde{\mathbf{C}}_G^B &= \mathbf{v}_1^B \cdot (\mathbf{v}_1^G)^T + \mathbf{v}_2^B \cdot (\mathbf{v}_2^G)^T + \mathbf{v}_3^B \cdot (\mathbf{v}_3^G)^T.
 \end{aligned} \quad (15)$$

由于太阳敏感器存在测量噪声, 所以上述几何解算的上升器姿态还需要进行平滑, 方法与式(6)~(10)类似, 平滑后的结果为 $\tilde{\mathbf{C}}_G^B$. 但从式(14)可以看到, 算法中用到了太阳敏感器的理论安装矩阵 $\mathbf{C}_B^S$, 由于太阳敏感器和IMU之间的安装在飞行过程中无法精确标定, 存在基准偏差, 偏差大小由飞行器结构强度决定, 误差在角分量级, 但具体数值未知且不能通过平滑消除, 因此上述对准方法的精度会受到这种基准偏差的影响. 再考虑到太阳敏感器本身的测量精度只有3', 因此对准精度相比星敏感器/IMU方法低, 故称为粗对准. 嫦娥五号上升器起飞前粗对准过程如图4所示(图中0时刻为月面起飞时刻), 图中3个姿态角为上升器本体系相对起飞点天东北坐标系的3个欧拉转角, 分别用 φ_{PG} , θ_{PG} 和 ψ_{PG} 表示.

粗对准是在地面解算完成的, 计算结果在起飞前上行注入到器上, 作为惯导姿态初值. 这一算法没有放在器上进行解算的原因是器上存储精确的太阳历表需要消耗较多的资源, 直接利用太阳敏感器测量、IMU测量的遥测量在地面解算更便于实施.

3.3.2 星敏感器/IMU精对准

星敏感器是一种姿态敏感器, 精度可以达到角秒级. 它能够直接输出上升器相对J2000惯性坐标系的姿态四元数, 是月面进行精对准的最佳敏感器. 星敏感器/IMU精对准的原理与轨道飞行时星敏感器/陀螺定姿的原理相同^[8], 在确定惯性姿态的同时, 还可以估计陀螺的零偏.

陀螺姿态外推的误差方程为

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} \delta \dot{\boldsymbol{\theta}} \\ \Delta \dot{\mathbf{b}}^B \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -[\boldsymbol{\omega}^B \times] & -\mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \boldsymbol{\theta} \\ \Delta \mathbf{b}^B \end{bmatrix} \\
 &+ \begin{bmatrix} -(\mathbf{M}_B^{\text{Gyro}})^T & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & (\mathbf{M}_B^{\text{Gyro}})^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{n}_G \\ \boldsymbol{\eta}_G \end{bmatrix}
 \end{aligned} \quad (16)$$

其中, $\delta \boldsymbol{\theta}$ 是陀螺姿态外推的角度偏差, $\Delta \mathbf{b}^B$ 是本体系下的陀螺零偏误差, $\mathbf{M}_B^{\text{Gyro}}$ 是陀螺的理论安装矩阵, $\mathbf{n}_G$ 和 $\boldsymbol{\eta}_G$ 是系统噪声, $\boldsymbol{\omega}^B$ 是本体角速度.

星敏感器测量得到的惯性姿态与陀螺预估的惯性姿态做差, 可以得到陀螺预估姿态角偏差的测量值 $\delta \boldsymbol{\theta}$. 于是可以建立如下测量方程:

$$\delta \boldsymbol{\theta} = \delta \boldsymbol{\theta} + \mathbf{v}_{\text{star}}, \quad (17)$$

其中, $\mathbf{v}_{\text{star}}$ 是星敏感器的测量噪声.

式(16)和(17)构成了滤波系统, 由于月面停留时 $\boldsymbol{\omega}^B$ 是常数, 所以可以使用定常系数滤波取代卡尔曼滤波,

图 4 (网络版彩图)基于太阳传感器/IMU的粗对准过程
Figure 4 (Color online) Coarse alignment using sun sensor and IMU.

以简化计算:

$$\begin{bmatrix} \delta \mathbf{0} \\ \delta \mathbf{b}^B \end{bmatrix} = \mathbf{K} \cdot \delta \mathbf{0}, \quad (18)$$

其中, $\mathbf{K}$ 是 6×3 常数矩阵, 可取值为由式(16)和(17)构成的系统的卡尔曼滤波稳态增益阵.

将星传感器/IMU的对准方式称为精对准的原因是精度比太阳传感器/IMU方法高. 第一, 星传感器本身的姿态测量精度为角秒级, 高于太阳传感器; 第二, 在轨飞行时通过星传感器+陀螺标定技术^[9], 完成了以星传感器为基准的陀螺安装标定, 消除了星传感器和IMU之间的基准偏差, 而太阳传感器和IMU之间的基准偏差无法在轨标定.

器上导航参考坐标系为月心J2000惯性坐标系, 用星传感器/IMU精对准方法获得的姿态本身就是相对J2000惯性坐标系的, 可以直接提供给导航系统使用, 这也是精对准方法的一个优点. 粗对准时, 地面解算出上升器相对天东北系姿态, 经上行注入后需要由器上转换为相对J2000惯性坐标系, 过程相对复杂. 但是惯性坐标系下上升器的姿态会随着月球转动发生改变, 所以精对准获得的姿态是时变的. 而粗对准获得的姿态是相对天东北系的, 理论上是固定值, 便于监视. 因此, 对于精对准, 器上计算的惯性姿态通过遥测下传后, 会由地面将它转换为相对天东北系的姿态. 嫦娥五号在轨精对准数据转换为上升器相对天东北系姿态后结果如图5所示(月面起飞时刻为0, 精对准在粗对准结束后进行, 所以时间坐标晚于图4). 对比图4和图5不难

图 5 (网络版彩图)基于星传感器/IMU的精准过程
Figure 5 (Color online) Fine alignment using star sensors and IMU.

发现, 精对准中姿态的波动范围明显小于粗对准, 这是因为星传感器的测量精度高于太阳传感器. 另外, 粗对准的稳态数值也不同于精对准, 这主要是因为粗对准结果中包含了太阳传感器和IMU之间的基准偏差.

平滑后的粗对准和精对准结果比对如表2所示, 两者之间的偏差主要来自于太阳传感器和星传感器之间的基准偏差. 在任务中, 最终以精对准结果初始化惯导.

3.3.3 陀螺零偏的标定

陀螺零偏的标定是与精对准过程同步进行的, 星传感器测量在修正姿态的同时也估计出了陀螺的零偏(如式(18)所示). 上升器上安装有两套IMU, 各有3个陀螺. 由于同时参与姿态预估的只有3个陀螺, 因此两套IMU的陀螺零偏分两个阶段分别完成, 图6给出了IMU1的3个陀螺零偏在月面起飞前的估计结果.

3.3.4 加速度计零偏的标定

由于重力场评估后IMU已断电, 起飞前再加电已经间隔了约2天, 因此需要重新标定加速度计的零偏, 以消除零偏重复性的影响. 而加速度计零偏标定的基准则是经过第3.2节评估后的重力加速度矢量, 记为 $\mathbf{g}_m^C$. 令 $\bar{f}_i$ 是第 i 个加速度计在一定时间段内测量的平均值, $\mathbf{p}_i^B$ 是第 i 个加速度计在本体系下的安装矢量, $\mathbf{C}_G^B$ 是对准后确定的本体相对天东北系姿态矩阵, 则该加速度计的零偏 a_{si} 可如下计算:

表 2 起飞前对准结果

Table 2 Initial alignment results before lunar launch

角度	粗对准	精对准	两者之差
φ_{PG}	0.1735°	0.2349°	0.0614°
θ_{PG}	2.0557°	2.0367°	-0.0190°
ψ_{PG}	0.3341°	0.3224°	-0.0117°

图 6 (网络版彩图)月面起飞前陀螺零偏的估计结果

Figure 6 (Color online) Bias estimation of gyros before lunar launch.

$$a_{si} = \bar{f}_i + (\mathbf{p}_i^B)^T \mathbf{C}_{Gm}^B \mathbf{g}_m^G \quad (19)$$

嫦娥五号月面起飞前加速度零偏标定的工作是将加速度计测量值遥测下传地面后, 由地面解算完成的. 结果如图7所示. 图中编号1, 3, 5是IMU1的3个加速度计, 编号2, 4, 6是IMU2的3个加速度计.

4 月面上升过程制导、导航与控制

4.1 上升段导航

(1) 导航算法

嫦娥五号上升器采用的是捷联惯性导航系统. 考虑到上升过程动态较大, 姿态外推采用了旋转矢量优化四子样补偿算法, 用以消除振动引起的圆锥运动误差^[10]; 速度外推也采用了优化四子样补偿算法, 补偿划桨效应误差. 由于月球没有大气, 星敏感器使用条件较好, 因此月面上升过程还全程使用星敏感器对惯性姿态进行修正, 提高导航的姿态精度, 也间接提高了导航的位置、速度精度. 上升过程导航系统的框图如图8所示.

设一个导航计算周期(从 t_{k-1} 时刻到 t_k 时刻, 长度 Δt)内获得了IMU 4个角度增量子样($\Delta \mathbf{0}_i^B$, $i=1, 2, 3, 4$)和速度增量子样($\Delta \mathbf{v}_i^B$, $i=1, 2, 3, 4$)的测量结果, 用 $\mathbf{r}^I$ 和 $\mathbf{v}^I$ 分别表示惯性系下的位置和速度, 则捷联惯性导航算法如下.

速度外推

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{v}^I = & \mathbf{C}_I^B(t_{k-1}) \left[\sum_{i=1}^4 \Delta \mathbf{v}_i^B + \frac{1}{2} \left(\sum_{i=1}^4 \Delta \mathbf{0}_i^B \right) \times \left(\sum_{i=1}^4 \Delta \mathbf{v}_i^B \right) \right. \\ & + \frac{214}{315} \sum_{i=1}^3 (\Delta \mathbf{0}_i^B \times \Delta \mathbf{v}_{i+1}^B + \Delta \mathbf{v}_i^B \times \Delta \mathbf{0}_{i+1}^B) \\ & + \frac{46}{105} \sum_{i=1}^2 (\Delta \mathbf{0}_i^B \times \Delta \mathbf{v}_{i+2}^B + \Delta \mathbf{v}_i^B \times \Delta \mathbf{0}_{i+2}^B) \\ & \left. + \frac{54}{105} (\Delta \mathbf{0}_1^B \times \Delta \mathbf{v}_4^B + \Delta \mathbf{v}_1^B \times \Delta \mathbf{0}_4^B) \right], \quad (20) \end{aligned}$$

图 7 (网络版彩图)月面起飞前的加速度计零偏标定

Figure 7 (Color online) Bias estimation of accelerators before lunar launch.

图 8 月面上升过程导航系统框图

Figure 8 A schematic diagram of the navigation system in lunar ascent.

$$\mathbf{v}^I(t_k) = \mathbf{v}^I(t_{k-1}) + \Delta \mathbf{v}^I + \mathbf{g}^I(t_{k-1})\Delta t. \quad (21)$$

位置外推

$$\mathbf{r}^I(t_k) = \mathbf{r}^I(t_{k-1}) + \mathbf{v}^I(t_{k-1})\Delta t + \frac{1}{2}\mathbf{g}^I(t_{k-1})\Delta t^2. \quad (22)$$

姿态外推

姿态外推采用旋转矢量法, 即

$$\begin{aligned} \Phi = & \sum_{i=1}^4 \Delta \theta_i^B + \frac{214}{315} \sum_{i=1}^3 (\Delta \theta_i^B \times \Delta \theta_{i+1}^B) \\ & + \frac{46}{105} \sum_{i=1}^2 (\Delta \theta_i^B \times \Delta \theta_{i+2}^B) + \frac{54}{105} (\Delta \theta_1^B \times \Delta \theta_4^B), \end{aligned} \quad (23)$$

$$\mathbf{q}(t_k) = \mathbf{q}(t_{k-1}) \otimes \begin{bmatrix} \frac{\Phi}{\|\Phi\|} \sin\left(\frac{\|\Phi\|}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\|\Phi\|}{2}\right) \end{bmatrix}, \quad (24)$$

其中, Φ 是旋转矢量, 姿态用四元数 $\mathbf{q}$ 表示, “ $\otimes$ ” 表示四元数乘法.

上升过程有星敏感器可用时, 可以进行星敏感器姿态修正, 算法同起飞前精对准, 即式(18).

(2) IMU选取

嫦娥五号上升器上安装了一套激光IMU和一套光纤IMU, 各包括3个陀螺和3个加速度计, 形成异构备

份. 在惯性导航解算中每一步都只需要3个陀螺和3个加速度计测量, 因此需要从总共6个陀螺和6个加速度计中各选出3个. 选取的方法基于平衡方程计分法. 由于两套IMU测量体制不同, 动态性能、测量噪声和测量精度之间存在差异, 使得两套IMU的瞬态误差较大, 这就给平衡方程检测阈值的设计带来麻烦. 考虑到两套IMU的积分结果差异相对较小, 因此, 嫦娥五号上升器对IMU的故障诊断和选取设计了动态阈值调整策略(如图9所示):

两套IMU独立进行速度增量累积和姿态变化累积. 若两套IMU累积的速度增量和姿态变化差异不大, 那么每个控制周期进行6陀螺、6加速度计选取时的故障检测阈值可以取大一些; 否则, 故障检测阈值自动调小.

4.2 上升段制导

月面上升过程分为三个阶段, 每个阶段采用的制导律并不相同.

(1) 垂直上升段

制导的目标是使得上升器纵轴垂直向上, 即

$$\mathbf{a}_{\text{cmd}}(t_k) = \mathbf{r}^I(t_k) / \|\mathbf{r}^I(t_k)\|, \quad (25)$$

其中, $\mathbf{a}_{\text{cmd}}$ 表示指令加速度方向矢量.

图9 陀螺、加速度计故障检测与选取逻辑

Figure 9 Fault diagnosis and selection logic for gyros and accelerators.

(2) 上升调姿段

制导的目标是推力加速度方向在上升平面向飞行方向匀速旋转, 如图10所示. 假设上升目标轨道法线为 ω_{orbit} (由起飞点位置、时刻和射向决定), 目标倾斜角为 θ_{Pitch} (进入上升调姿段时初始化为0), 调姿过程倾斜角变化角速度为 ω_{Pitch} , 那么指令加速度矢量可如下计算:

$$\mathbf{i}_x = \mathbf{r}^I(t_k) / \|\mathbf{r}^I(t_k)\|, \quad (26)$$

$$\mathbf{i}_z = (\omega_{\text{orbit}} \times \mathbf{i}_x) / \|\omega_{\text{orbit}} \times \mathbf{i}_x\|, \quad (27)$$

$$\theta_{\text{Pitch}}(t_k) = \theta_{\text{Pitch}}(t_{k-1}) + \omega_{\text{Pitch}} \cdot \Delta t, \quad (28)$$

$$\mathbf{a}_{\text{cmd}}(t_k) = \cos[\theta_{\text{Pitch}}(t_k)] \cdot \mathbf{i}_x + \sin[\theta_{\text{Pitch}}(t_k)] \cdot \mathbf{i}_z. \quad (29)$$

当上升器倾斜角度达到终端值(记为 θ_{PitchMax})时进入下一阶段.

(3) 轨道入射段

制导的目标是进入目标轨道, 采用的是自适应动力显式制导方法. 这种制导律适用于大气层外的动力飞行过程, 也是嫦娥三号、四号和五号动力下降主减速过程所使用的制导律^[11]. 制导律的核心方程为

$$\begin{aligned} \lambda_F &= \lambda_v + \dot{\lambda}(t_k - t_i), \\ \mathbf{a}_{\text{cmd}}(t_k) &= \lambda_F / \|\lambda_F\|, \end{aligned} \quad (30)$$

其中, λ_v , $\dot{\lambda}$ 和 t_i 是制导参数, 根据当前位置 $\mathbf{r}^I(t_k)$ 、速度 $\mathbf{v}^I(t_k)$ 、质量 $m(t_k)$ 、发动机推力和比冲以及目标终端位置、速度等边界条件, 在制导律解算过程中迭代求解.

图10 (网络版彩图) 上升调姿过程指令推力方向

Figure 10 (Color online) Thrust direction command in the pitch-over sub-phase of lunar ascent.

由于上升过程发动机推力固定, 所以目标终端位置和速度共6个分量中只有5个可控, 分别为径向位置(位置矢量在T系 X_T 轴的分量, 大小为月心距)、横向位置(位置矢量在T系 Y_T 轴的分量, 大小为0)、速度矢量在T系中三个坐标轴的分量.

用于上升过程时, 其制导律编排与着陆过程基本相同, 区别仅在制导终端的目标不一样. 这样就做到了着陆和上升制导的通用化设计, 大大节约了代码量, 降低了软件的复杂程度.

自适应动力显式制导的参数需要迭代计算, 为了保证进入轨道入射段时制导参数已经迭代收敛, 嫦娥五号上升器从起飞准备开始, 到进入轨道入射之前都采用了“预报-预迭代”技术(图11). 所谓“预报”是指根据起飞点时刻, 用动力学模型预计转入轨道入射段时的位置、速度和姿态; 所谓“预迭代”是指以预报的轨道入射段开始时状态为起点, 以目标入轨参数为终点, 进行自适应动力显式制导的参数迭代, 提前完成制导推力方向的计算. 同时, 提前计算的制导推力方向也用于调整上升调姿段结束的旋转角条件, 使得上升调姿段结束时的目标姿态与轨道入射制导要求的初始推力方向相匹配.

首先, 设当前(t_k)时刻器上的上升调姿段终端倾斜角为 $\theta_{\text{PitchMax}}(t_k)$, 根据上升器当前的位置 $\mathbf{r}^I(t_k)$ 、速度 $\mathbf{v}^I(t_k)$ 和质量 $m(t_k)$ 按照垂直上升制导律(式(25))和上升调姿制导律(式(29))可以预报出上升调姿段结束时(记为 t_p , 预测该时刻倾斜角达到目标值 $\theta_{\text{PitchMax}}(t_k)$)上升器的位置、速度以及质量, 分别记为 $\mathbf{r}^I(t_p)$, $\mathbf{v}^I(t_p)$, $m(t_p)$.

然后, 以 $\mathbf{r}^I(t_p)$, $\mathbf{v}^I(t_p)$, $m(t_p)$ 为初始状态, 按照轨道入射制导律(式(30)), 计算出需要的目标加速度矢量 $\mathbf{a}_{\text{cmd}}(t_p)$.

最后, 根据 $\mathbf{a}_{\text{cmd}}(t_p)$ 修正上升调姿的目标终端倾斜角:

$$\begin{aligned} \theta_{\text{PitchMax}}(t_{k+1}) &= \theta_{\text{PitchMax}}(t_k) \\ &+ \kappa \cdot \left\{ \arccos \left[\mathbf{a}_{\text{cmd}}^T(t_p) \cdot \frac{\mathbf{r}^I(t_p)}{\|\mathbf{r}^I(t_p)\|} \right] - \theta_{\text{PitchMax}}(t_k) \right\}, \end{aligned} \quad (31)$$

其中, κ 是预先设定的小于1的常数.

4.3 上升段控制

嫦娥五号上升器配备了10和120 N推力器, 其中俯

图 11 上升制导的“预报-预迭代”策略

Figure 11 The “prediction & pre-iteration” strategy of the ascent guidance.

仰和偏航通道需要克服上升3000 N发动机干扰力矩的影响, 采用10和120 N联合控制; 滚动通道外界干扰较小, 未安装120 N推力器, 仅使用10 N推力器控制。

上升过程的姿态控制设计, 继承了着陆过程的设计方案^[2], 包括分区四元数规划、PID/PI控制、10/120 N推力器脉宽调制三个部分。

(1) 分区四元数规划

将当前姿态与目标姿态之间的角度偏差和角速度偏差构成的相平面分为3个区域: 标称角速度控制区、角度控制区和限制角速度控制区(图12)。标称角速度控制区在角度控制区的两侧, 限制角速度控制区在标称角速度控制区和角度控制区的上下。当相点位于标称角速度控制区时, 意味着角度偏差较大, 这时实施以角速度为目标的, 角速度PI控制, 使得姿态角偏差以设定的角速度减小, 进入角度控制区。当相点位于角度控制区时, 实施姿态角偏差的PID控制, 使得角度和角速度偏差趋向于零; 当相点位于限制角速度控制区时, 实施反向喷气, 将角速度压回标称角速度控制区和角度控制区, 避免上升器角速度过大, 造成陀螺饱和和对结构机构造成损害。

(2) PID/PI控制

在角度控制区时, 使用对姿态角偏差的PID控制, 积分项的目的是抵消主发动机产生的干扰力矩; 在标称角速度控制区时, 使用对角速度偏差的PI控制。在设计控制参数时需要考虑以下两点。

1) 上升器采用金属膜贮箱, 不存在液体晃动, 上升

器帆板收拢, 挠性模态频率较高且耦合系数很小。因此动力学特征接近刚体, 使得控制器参数无需先通过滤波器来隔绝特定频率干扰的影响。

2) 上升过程分三个阶段。不同阶段对姿态控制的性能要求并不相同。首先, 在起飞前上升器完成与着陆器平台的解锁, 进入垂直上升段, 发动机点火1 s后, 上升器姿态控制系统工作, 并需要在有限的时间内(约10 s)克服点火过程对姿态和角速度的附加扰动, 完成对倾斜起飞姿态的迅速调垂直。这一阶段的控制器设计要有足够的带宽。然后, 进入上升调姿和轨道入射阶段, 这时姿控系统跟踪缓变的角度和角速度指令, 控制器设计要保持足够的稳态精度。因此, 上升器的PID/PI控制器设计了两套参数, 一套较大的参数用于

图 12 (网络版彩图)分区姿态控制

Figure 12 (Color online) The phase plane in attitude control.

垂直上升段, 提供较快的调整速度; 另一套较小的参数用于上升调姿和轨道入射, 提供较高的稳定性。

(3) 10/120 N推力器脉宽调制

控制器生成的是力矩指令, 还需要转换成推力器执行的脉宽指令, 并根据指令力矩的大小分别由10和120 N推力器执行。

1) 若计算的控制力矩小于10 N推力器提供的力矩或者当前控制通道是滚动通道, 则进行10 N推力器的脉宽调制, 120 N推力器脉宽设置为零。

2) 否则若计算控制力矩小于120 N推力器提供的姿控力矩, 则进行120 N单份推力器的脉宽调制, 10 N推力器脉宽设置为零。

3) 否则10 N推力器脉宽设置为零, 进行120 N双份推力器的脉宽调制。

5 上升段应急制导和控制

5.1 上升推力器重组策略和应急制导

考虑到上升器只有1台3000 N发动机, 若该发动机发生故障, 则会对上升过程产生极大的风险。为此, 制定了上升推力器重组策略和应急制导律设计。

(1) 上升推力器重组策略

上升推力器重组策略是指除了主发动机以外, 改变底部与主发动机同向的120 N姿控推力器工作方式, 使其处于关调制状态。这时姿控推力器配对使用, 即分布在上升器两侧对称安装的两个推力器常开, 帮助主发动机推动上升器上升。在需要姿控时, 短暂关闭其中一台推力器, 通过配对推力器推力不平衡产生控制力矩。

若主发动机的故障形式是推力下降, 此时使用多台120 N关调制补充上升推力, 从月面起飞到完成入轨所需要的推进剂(纯制导)如图13所示。由于120 N发动机的比冲较低, 因此主发动机推力仍在某一阈值以上时(这个临界点大约在2250 N), 在主发动机基础上增加4台或8台姿控发动机, 虽然能够增大总推力, 缩短上升时间, 但推进剂消耗仍比仅使用推力下降的主发动机多。当主发动机推力低于该阈值时, 姿控推力关调制方法比继续使用推力下降的主发动机上升消耗的推进剂少。对于这种情况, 应启用120 N姿控推力器进行关调制控制, 且仍保证上升器正常入轨。

此外, 若故障的形式是主发动机完全熄火, 只要故

图13 (网络版彩图)主发动机推力下降后使用120 N关调制辅助上升入轨的推进剂消耗

Figure 13 (Color online) Fuel consumption in different combinations of engines.

障时的上升器速度达到1000 m/s, 仅使用4台或8台120 N推力器进行关调制, 提供的推力也仍然能够保证上升器正常入轨, 且推进剂消耗还在允许的范围内。

(2) 上升应急制导律

发生主发动机故障并进行推力器重组后, 所有发动机和推力器输出的总推力与正常值相比有了较大的变化。由于上升段正常时使用的自适应动力显式制导需要发动机推力和比冲作为参数, 而发动机推力重组带来的参数变化可能需要较长的制导参数重新迭代收敛时间, 超过上升器GNC系统对计算时间分配的最大范围。为此, 设计了应急制导策略, 该策略不需要迭代计算, 有较好的收敛性, 但付出了一定推进剂代价, 是工程上可以接受的一种方法^[12]。该制导律的基本算法包括以下三部分。

1) 剩余制导时间, 按照齐奥尔科夫公式, 以发动机推力全部用于产生水平速度来近似计算, 即

$$t_{go} = \frac{m \cdot I_{spcomb}}{F_{comb}} \left[1 - \exp \left(-\frac{\|\mathbf{v}_{hr}\| - \|\mathbf{v}_h\|}{I_{spcomb}} \right) \right] \quad (32)$$

其中, t_{go} 是剩余制导时间, m 是上升器质量, F_{comb} 是重组发动机的总推力, I_{spcomb} 是重组发动机的等效混合比冲, $\mathbf{v}_h$ 是上升器速度的水平分量, $\mathbf{v}_{hr}$ 是上升入轨的目标水平速度矢量。

2) 指令加速度按照垂直通道和水平通道分别计算。垂直通道的推力加速度是多项式形式, 类似多项

式制导. 水平通道的加速度是位置(仅考虑面外偏差)、速度的比例微分控制. 两通道合成时, 以垂直通道为优先, 可以保证飞行前半段迅速提高飞行高度.

垂直通道推力加速度矢量具有如下形式:

$$\mathbf{a}_{\text{icr}} = \left(a_{\text{icr1}} + a_{\text{icr2}} \cdot t_{\text{Gui}} + a_{\text{icr3}} \cdot t_{\text{Gui}}^2 - \frac{\|\mathbf{v}_h\|^2}{\|\mathbf{r}^I\|} + g \right) \cdot \mathbf{i}_x \quad (33)$$

其中, t_{Gui} 是制导时间, 即从上一次制导参数更新到当前时刻的时间; a_{icr1} , a_{icr2} , a_{icr3} 是制导参数, 它们均是 t_{go} 的函数, 计算方法与着陆避障过程多项式制导相同^[13], 每隔一定时间进行一次更新; g 是引力加速度大小; $\mathbf{i}_x = \mathbf{r}^I(t_k) / \|\mathbf{r}^I(t_k)\|$. 式(33)前三项构成了加速度的二次多项式形式, 第四项是水平速度产生的向心加速度补偿项, 第五项是引力加速度.

水平通道推力加速度矢量具有如下形式:

$$\mathbf{a}_{\text{Ich}} = -c_{\text{ph}} \cdot \mathbf{r}_{\text{orbit}} + c_{\text{dh}} \cdot (\mathbf{v}_{\text{hf}} - \mathbf{v}_h), \quad (34)$$

其中, c_{ph} 和 c_{dh} 是两个预先设计的参数, 分别是位置和速度误差的反馈系数. $\mathbf{r}_{\text{orbit}}$ 是位置矢量 $\mathbf{r}^I$ 在 ω_{orbit} 上的投影, 即

$$\mathbf{r}_{\text{orbit}} = [(\mathbf{r}^I)^T \omega_{\text{orbit}}] \cdot \omega_{\text{orbit}}. \quad (35)$$

将垂直通道和水平通道推力加速度进行合成, 并优先保证垂直通道加速度满足要求.

$$\theta = \arccos \left[\min \left(\|\mathbf{a}_{\text{icr}}\| \cdot m / F_{\text{comb}}, 1 \right) \right], \quad (36)$$

$$\mathbf{a}_{\text{cmd}} = \sin \theta \cdot (\mathbf{a}_{\text{Ich}} / \|\mathbf{a}_{\text{Ich}}\|) + \cos \theta \cdot \mathbf{i}_x. \quad (37)$$

3) 关机条件, 以飞行速度达到目标入轨速度为条件. 由于制导指令中以垂直通道为优先, 因此, 当入轨速度达到时, 飞行高度条件也已经满足.

假设上升过程 300 s 时主发动机异常关机, 根据策略自主改为 8×120 N 应急上升, 上升过程的飞行高度和速度变化曲线如图 14 所示. 仿真得到的入轨点高度和速度仍满足任务要求.

5.2 关机后自主应急轨控

上升过程按照速度条件实施主发动机关机. 如果因某种原因造成姿态控制误差大, 则会造成关机时速度在方向上与目标值存在偏差, 有可能会实际进入的轨道近月点低, 存在撞月风险. 由于地面测控系统在上升关机后需要一段无动力飞行时间来测量轨道, 不能及时做出反应. 因此, 上升器设计了入轨后自主进行应急轨控的方案, 可以实施应急轨控抬升机动. 设计这一策略时需要考虑两个问题: 第一是从上升发动机关机到器上可以开始应急轨控点火的最短时间(它对应的开机点位置称为最早开机点), 第二是实施轨控时的最佳时机. 应急轨控的流程如图 15 所示.

具体策略如下.

(1) 应急轨控策略在轨道入射模式主发动机关机后开始进行.

(2) 设器上的应急轨控最短准备时间为 $T_{\text{sc_min}}$, 根据关机时(记为 t_a)导航给出的位置、速度, 轨道外推至最早开机点(对应时刻记为 t_b , 且有 $t_b = t_a + T_{\text{sc_min}}$). 若 t_b 时刻上升器轨道的近点角在 $0^\circ \sim 180^\circ$ 之间, 则将自主轨

图 14 (网络版彩图)主发动机故障时上升过程高度(a)和速度(b)变化曲线

Figure 14 (Color online) The trajectory (a) and velocity (b) for lunar ascent during the event of main engine shut down.

图 15 应急轨控流程

Figure 15 The flow chart of emergent orbit control.

控时刻(记为 t_o)设置为上升器第一次到达远月点的时刻(记为 t_c), 令 $t_o=t_c$ 。否则, 保持轨控开机点为最早开机点不变, 即令 $t_o=t_b$ 。

(3) 如果调整后的自主轨控开机点时刻 t_o 晚于地面可以处置的最早时间($t_a+T_{\text{Ground_min}}$, $T_{\text{Ground_min}}$ 是地面的最短处置时间, 包括了测定轨时间, 策略计算时间和上行注入时间, 通常 $T_{\text{Ground_min}}>T_{\text{sc_min}}$), 则不进行自主轨控, 等待地面处理; 否则进入后续自主处置流程。

(4) 根据导航系统提供的关机时刻 t_a 的位置 $\mathbf{r}^I(t_a)$ 、速度 $\mathbf{v}^I(t_a)$ 使用轨道外推方法计算出轨控开始时刻 t_o 上升器的位置 $\mathbf{r}^I(t_o)$ 和速度 $\mathbf{v}^I(t_o)$, 令 $\mathbf{r}_0=\mathbf{r}^I(t_o)$, $\mathbf{v}_0=\mathbf{v}^I(t_o)$ 。以 $\mathbf{r}^I(t_o)$ 作为控后轨道的节点, 以月面起飞前设定的目标轨道半长轴为轨控目标, 计算出控后轨道速度 $\mathbf{v}_1$ 。按照脉冲计算变轨速度增量 $\Delta\mathbf{v}_{oc}=\mathbf{v}_1-\mathbf{v}_0$, 并按一定比例补偿轨控重力损耗, 计算轨控速度增量, 开关机时长, 点火时刻等轨控参数。

(5) 轨控参数计算完成后, 立刻进入姿态调整, 使得飞行姿态与目标轨控姿态吻合, 即发动机推力方向与 $\Delta\mathbf{v}_{oc}$ 的方向重合。当器上时间达到 t_o 时刻以后开始实施应急轨控。

对这一策略进行仿真验证。假设关机时实际速度与目标速度方向有 2° 的夹角(方向偏上)。这时器上可以自主计算出近月点高度为 -6.9 km 。器上判断出上升器会在上升关机后 2826 s 抵达远月点, 再转入下降过程, 并撞击月球。于是自主将轨控点设置在远月点处, 并实施二次轨控。控制前后轨道的近月点、远月点高度变化如图16所示。通过二次轨控, 将近月点高度提高到 15 km , 保证了轨道安全。

6 上升段飞行结果

嫦娥五号上升器于北京时间2020-12-3T23:10:21从月面起飞, 飞行射向 100.6597° , 目标入轨点为

图 16 (网络版彩图)应急二次轨控前后近月点和远月点 变化

Figure 16 (Color online) The perigee and apogee altitudes during the event of emergent orbit control.

15 km×180 km轨道近月点(参考月面为1737.4 km). 上升过程的飞行轨迹如图17所示. 航程是指沿目标轨道面的星下点大圆弧长; 横程是上升器星下点偏离轨道面的大圆弧长; 高程是上升器相对起飞点月心距的高度. 由于起飞点月心距比参考月面低2 km, 所以图上显示的入轨点高度约为17 km. 至于横程, 由于起飞时上升器随月球旋转具有一定的地速, 而且地速并不在上升目标轨道平面内, 因此在起飞上升的前期(垂直上升和上升调姿两个模式)上升器的横程会偏离0, 且误差呈增大趋势, 即平面外位置误差扩大; 进入轨道入射模式后, 在制导律作用下会逐渐消除横程误差, 使得上升器逐渐回到目标轨道面内.

本体系下的加速度如图18所示(时间0是起飞时刻). 可以看到在起飞前, 加速度大小与月球重力加速度相同, 约 1.62 m/s^2 ; 点火后推力产生的加速度接近 4 m/s^2 , 之后随着上升飞行过程推进剂消耗, 上升器质量越来越少, 推力加速度越来越大; 经过约360 s飞行, 主发动机关机.

上升过程飞行速度如图19所示, 关机后的飞行速度已经达到1710 m/s.

上升过程上升器纵轴(推力方向)在当地天东北系的仰角和方向角如图20所示. 其中仰角为上升器纵轴与水平面的夹角, 与倾斜角互为余角; 方向角为纵轴在水平面投影与北向的夹角. 图中第1个圆点表示垂直上升模式开始; 第2个圆点表示上升调姿模式开始; 第3个圆点表示轨道入射模式开始. 从仰角看, 垂直上

升段飞行姿态保持垂直(90°), 上升调姿段飞行姿态迅速倾斜到 30° 左右, 进入轨道入射段后飞行姿态逐渐转向完全水平; 从方向角看, 上升调姿开始后不久, 就已经达到了目标射向(约 100°).

上升过程本体系下的角速度如图21所示. 可以看到上升调姿模式俯仰轴和偏航轴均有较大的角速度, 这一阶段正是上升器姿态开始向目标飞行方向旋转的过程. 进入轨道入射段后, 滚动轴有一次旋转, 其目的是保证后续飞行阶段有星敏感器可用.

嫦娥五号月面上升飞行过程一切正常. 全程使用了第一套IMU, 未发生IMU切换, 星敏感器在可用时

图 18 (网络版彩图)上升器纵向加速度

Figure 18 (Color online) The acceleration during the lunar ascent.

图 17 (网络版彩图)上升过程飞行轨迹

Figure 17 (Color online) The trajectory for lunar ascent.

图 19 (网络版彩图)上升过程飞行速度

Figure 19 (Color online) The velocity for lunar ascent.

图 20 (网络版彩图)上升过程的推力方向

Figure 20 (Color online) Thrust direction in the geography frame.

图 21 (网络版彩图)本体系下的角速度

Figure 21 (Color online) Angle rate in the body frame.

也正常引入了系统. 发动机未发生异常, 应急策略均未启用.

经过约360 s飞行后, 上升器主发动机关机, 上升器进入预定轨道. 后续, 上升器在地面引导下, 进行了四次远程导引机动, 进入了210 km高度的圆形环月轨道, 并于2020年12月6日5:41:35完成了与轨道器的对接.

7 结论

在嫦娥五号的任务过程中, 月面起飞上升是其中

最为重要的关键环节之一. 为了在月球环境下实现高精度和高可靠的上升入轨, 嫦娥五号上升器采用了一系列新的制导、导航与控制方法, 包括: 基于星光的自主天文定位和对准、重力场测量、上升自适应动力显式制导、惯导系统动态阈值调整自主故障检测、推力监测与发动机自重组、非迭代上升应急制导、入轨后自主应急轨控等, 解决了在地面支持弱、环境不确定性强的月球表面实施起飞上升的核心技术. 基于这些技术, 嫦娥五号上升器实现了我国首次月球表面起飞上升, 为保证整个采样返回任务的圆满成功做出了重要贡献.

参考文献

- 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]
- 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, 关轶峰, 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]
- Zhang H H, Guan Y F, Cheng M, et al. Guidance navigation and control for Chang'e-4 lander (in Chinese). Sci Sin Tech, 2019, 49: 1418–1428 [张洪华, 关轶峰, 程铭, 等. 嫦娥四号着陆器制导导航与控制系统. 中国科学: 技术科学, 2019, 49: 1418–1428]
- Bennett F V. Apollo lunar descent and ascent trajectories. Technical Report. NASA TM X-58040, 1970
- Kos L D, Polsgrove T P. Altair descent and ascent reference trajectory design and initial dispersion analyses. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Toronto, 2010. AIAA 2010-7720
- Li J, Wang D Y. Autonomous positioning and orientating for lunar launch. In: Proceedings of the 62nd International Astronautical Congress. Cape Town, 2011. 5195–5202
- Konopliv A S, Asmar S W, Carranza E, et al. Recent gravity models as a result of the lunar prospector mission. Icarus, 2001, 150: 1–18
- Liu Y W, Chen Y Q. Star-sensor measurement model and its application to the spacecraft attitude determination system (in Chinese). J Astronaut, 2011, 32(1): 1–6

- 2003, 24: 162–167 [刘一武, 陈义庆. 星敏感器测量模型及其在卫星姿态确定系统中的应用. 宇航学报, 2003, 24: 162–167]
- 9 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]
 - 10 Ignagni M B. Efficient class of optimized coning compensation algorithms. *J Guid Control Dyn*, 1996, 19: 424–429
 - 11 Huang X Y, Zhang H H, Wang D Y, et al. Autonomous navigation and guidance for Chang'e-3 soft landing (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2014, 1: 52–59 [黄翔宇, 张洪华, 王大轶, 等. “嫦娥三号”探测器软着陆自主导航与制导技术. 深空探测学报, 2014, 1: 52–59]
 - 12 Li J, Zhang H H, Guan Y F, et al. An emergent guidance scheme for main engine failure in lunar ascent process (in Chinese). In: *Proceedings of the 16th Annual Meeting of CDSET*. Qingdao, 2019. SKTC-2019-035 [李骥, 张洪华, 关轶峰, 等. 主发动机故障下的月面上升应急制导策略. 见: 深空探测技术专业委员会第十六届学术年会. 青岛, 2019. SKTC-2019-035]
 - 13 Steinfeldt B A, Grant M J, Matz D M, et al. Guidance, navigation, and control technology system trades for mars pinpoint landing. In: *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. Hawaii, 2008. AIAA 2008-6216

Guidance navigation and control technology for the lunar ascent vehicle of the Chang'e-5 mission

ZHANG HongHua^{1,2}, LI Ji^{1,2}, YU Ping¹, GUAN YiFeng^{1,2}, WANG Lei¹, WANG ZhiWen¹,
ZHANG XiaoWen^{1,2}, YU Jie¹, WANG HuaQiang¹, YANG Wei¹, WANG ZeGuo¹,
CHEN Yao¹, CHEN ShangShang^{1,2} & ZHAO Yu¹

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

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

The limitations of the remote control network and the lunar launch platform mean that many technologies differing from those of carrier rockets of the earth are required to transport samples from the hostile lunar environment. The Chang'e-5 mission uses some new techniques, such as the autonomous celestial positioning and orientating method, gravity measurement, and the adaptive powered explicit guidance algorithm, to improve the precision of entry into orbit. Furthermore, other techniques, including the fault diagnosis algorithm with threshold dynamic adjustment, thrust detection and reconstruction, non-interactive emergency guidance for ascent, and an autonomous orbit control strategy for salvage, are adopted to improve the safety of ascent from the lunar surface. These techniques enabled China to complete the moon launch successfully in the historic Lunar Sample Return mission.

Chang'e-5, lunar ascent, GNC

doi: [10.1360/SST-2021-0102](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0102)