DOI: 10.7641/CTA.2014.40795

嫦娥三号着陆器动力下降的自主导航

张洪华,李 骥[†],关轶峰,黄翔宇

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

摘要: 嫦娥三号着陆器的月球动力下降过程是完全自主的, 导航系统需要向制导与控制系统实时提供着陆器的 位置、速度和姿态信息. 考虑到月表起伏的不确定性, 嫦娥三号采用了惯导组合激光测距仪和微波测距测速仪的自 主导航方案. 通过激光和微波测距的信息融合来修正惯导高度误差, 通过微波测速的多波束组合来修正惯导的速度 误差. 在滤波方法设计上, 从工程实用出发, 采用了用函数近似的变系数滤波方法, 并设计了随高度变化的门限对 测量数据进行有效性检验. 实际飞行数据表明该导航方法可靠、有效, 保证了任务的圆满完成.

关键词: 嫦娥三号; 动力下降; 自主导航; 组合导航;

中图分类号: V448.2 文献标识码: A

Autonomous navigation for powered descent phase of Chang'E–3 lunar lander

ZHANG Hong-hua, LI Ji[†], GUAN Yi-feng, HUANG Xiang-yu

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

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

Abstract: The powered descent phase of Chang'E–3 lunar lander is fully autonomous. The navigation system obtains the lander's movement information such as position, velocity and attitude, and introduces them to the guidance and control system. To meet the requirement that landing on the lunar surface with terrain uncertain, an integrated navigation scheme is contrived, which combines a multiplicity of data types including a strap-down inertial measurement unit, a laser altimeter and a capable radar altimeter and velocimeter. The information from laser and radar altimeters are fused to correct the altitude output of INS, and the data from multi-beam doppler velocity radar are combined to decrease the velocity calculation error of INS. To simplify the algorithm, filters with variable gains which are calculated by predesigned functions are used to replace normal extend Kalman filters. And the validation of measurements from altimeters and radars are verified by some altitude-varing thresholds before they are introduced to these filters. The flight results demonstrate that this navigation method is reliable and effective to the Chang'E–3 lunar landing mission.

Key words: Chang'E-3 lunar lander; powered descent; autonomous navigation; integrated navigation

1 引言(Introduction)

嫦娥三号着陆器的月球动力下降过程从距月面 15km高度开始.在7500N制动发动机的减速作用下, 经过了685s的动力飞行,经历主减速、快速调整、接 近、悬停、避障和缓速下降等几个飞行阶段后,最终于 北京时间2013年12月14日21时11分17秒成功软着陆 于月球表面虹湾地区^[1].整个飞行过程是完全自动的, 没有任何的地面干预.其中自主导航系统发挥了重要 的作用.

嫦娥三号着陆器动力下降过程自主导航系统的主要任务是实时提供着陆器飞行状态参数,包括位置、速度、姿态、姿态角速度等,同时还需要提供相对目标着陆点的距离和速度以实现避障控制^[2].基于惯性测

量单元(inertial measurement unit, IMU)的惯性导航是 动力下降导航方法的核心. IMU中包含有陀螺和加速 度计,能够测量载体相对惯性空间的旋转角速度和非 引力加速度(比力). 通过运动学积分,就可以推算载体 的位置、速度和姿态. 但是由于存在惯性器件测量误 差、初始对准误差和动力学模型偏差等,惯导误差会 逐渐发散. 对于需要精确确定相对月面高度和速度的 着陆任务来说,纯惯性导航不能满足任务需求,更何 况月面实际地形起伏还存在较大不确定性. 因此,各 国已有的地外天体软着陆航天器,都无一例外的在惯 性导航的基础上增加了测距和测速修正,例如: 美国 的Surveyor^[3]、Apollo^[4]、前苏联的lunar系列^[5],以及 实施中的欧空局EuroMoon2000^[6]和日本的Selene-

收稿日期: 2014-08-30; 录用日期: 2014-11-29.

[†]通信作者. E-mail: jerem-lee@sohu.com; Tel.: +86 10-68744866. 基金项目: 国家中长期科技发展规划重大专项基金资助项目.

B^[7] 等. 测距和测速修正的引入能够大幅提高导航在 高度和三维速度上的精度,对于保证着陆的安全非常 重要.但是由于缺少相关的测量,这种方法不能提供 对着陆器水平位置的修正,近年来,国际上纷纷讨论 了使用实时拍摄的天体表面图像,通过图像匹配跟踪 技术来提高导航水平位置精度的方案,例如美国已取 消的星座计划[8-9]. 但是图像匹配和跟踪技术的使用 需要大量高分辨率的月表基准图像和复杂的图像处 理技术,因此目前还没有在任何已有的探测器上得到 完全成功的运用. 日本的隼鸟号探测器是该技术最接 近工程实用的代表,但它也只是将附着过程中拍摄的 图像传回地球,地面处理后再上行探测器,没能完全 自主的实现[10-11]. 鉴于图像导航的难度, 考虑到嫦娥 三号着陆器对落点精度的要求并不太高(落点位置精 度优于6 km), 因此嫦娥三号着陆器动力下降过程只采 用了惯导结合测距和测速修正的自主导航方法.

虽然与其他探测器的基本方案一样,但是在研制 过程中,工程设计人员在不同阶段还是提出了多种不 同的具体方案算法^[12-13].本文将结合实际飞行情况, 对嫦娥三号着陆器最终使用的动力下降自主导航方 法进行介绍.

2 导航系统(Navigation system)

2.1 导航坐标系(Navigation coordinate frame)

导航参考系是导航系统设计的基础.最初嫦娥三 号着陆过程的导航参考坐标系选择为着陆坐标系^[12], 即固联于动力下降初始星下点且随月球转动的坐标 系.这种坐标系下很容易得到相对月面的位置和速度. 但是最终选择的导航坐标系是月心J2000惯性坐标系. 月心J2000惯性坐标系是从地心J2000惯性坐标系平 移到月心而来.在地心J2000惯性坐标系中X轴在地 球赤道平面内由地心指向J2000.0历元时刻的平春分 点,Z轴沿地球自转轴方向,Y轴与X,Z轴正交构成 右手螺旋坐标系.选择这一坐标系是充分考虑各方面 需求,并进行权衡的结果:1)动力下降前惯导的对准 基准是星敏感器.星敏感器是一种通过匹配导航恒星 星图来确定惯性姿态的光学敏感器.星敏存储的星表 是表示在J2000惯性系中的;2)动力下降过程的制导 律也是建立在惯性系下的.嫦娥三号着陆器动力下降 过程采用的是在常推力动力显式制导^[14]基础上发展 而来的自适应显式制导^[11].该制导律也是在惯性系下 解算的.3)惯性系下的惯导方程描述最简单.

2.2 导航算法框架(Navigation algorithm framework)

动力下降段采用惯性导航配以测距测速修正的导航算法,如图1所示.首先是惯性导航解算:IMU中的 陀螺测量姿态角速度,并按照姿态运动学外推获得惯 性姿态;IMU中的加速度计测量比力,按照平动运动 学方程并结合姿态信息完成位置和速度的更新.之后 是测距和测速修正:当测距敏感器或测速敏感器的信 号有效时,可以获得敏感器波束方向的斜距或者对月 速度测量,然后将它们送入自主导航滤波算法中,估 计出惯导位置、速度的误差,并反馈校正惯导数据.



图 1 自主导航算法结构

Fig. 1 Diagram of the autonomous navigation system

动力下降过程中,不同飞行阶段对导航精度的 要求是不一样的.在动力下降的初始阶段,飞行高 度较高,导航精度的需求并不太大,惯导能够满足 要求;动力下降中后期,飞行高度越来越低,高度和 速度的精度要求也逐渐提高,而惯导的误差发散也 越来越快.因此,考虑测距和测速敏感器的实际研制难度,确定的测距和测速修正时段如下:动力下降初期采用纯惯性导航;为了克服地形不确定性的影响,主减速后期引入测距修正;快速调整段结束后,着陆器保持相对稳定的对月姿态,此时引入测

速修正;缓速下降段,着陆器距月面高度较低,发动 机羽流激起月尘对测速和测距敏感器会造成不利影 响,故又恢复为纯惯性导航.

2.3 主要的导航敏感器(Navigation sensors)

着陆过程的导航敏感器包括如下几种:

1) 惯性测量单元.

嫦娥三号着陆器上安装有6个液浮陀螺仪和6个 石英挠性加速度计,均成十二面体构型安装.任 意3个陀螺和3个加速度计组合就能解算出着陆器 本体的角速度和加速度矢量.

2) 激光测距仪.

激光测距仪拥有两个不同的测距波束,分别平 行于着陆器本体的-Z轴和-X轴.在动力下降的前 半程,着陆器基本是-Z轴指向月面,在动力下降的 后半程,着陆器基本是-X轴指向月面.为了与这种 飞行姿态变化过程向适应,激光测距仪设计了两个 不同指向的波束,-Z轴波束量程2km~30km,用于 动力下降过程前期;-X轴波束测距范围15m~ 4km,用于动力下降过程后期.两个波束不同时工 作.

3) 微波测距测速仪.

微波测距测速敏感器拥有5个波束,如图2所示. 测距波束R4和R5的指向与激光测距仪的-Z和 -X波束分别平行,以形成与激光测距的备份.3个 测速波束(R1~R3)指向着陆器的-X,-Z方向,并 关于XOZ平面对称,形成了一个三角形.这样 当3个测速波束均有效时能够合成完备三维速度测 量,并且在下降过程着陆器从-Z指向月面到-X指 向月面的旋转过程中,3个测速波束始终能达到月 面.此外,为了提高可靠性,-X向的测距波束(R5) 也兼有测速功能.



图 2 微波测距测速敏感器波束指向 Fig. 2 Radar beam geometry

- 3 惯性导航(Inertial navigation)
- **3.1** 基于单子样的位置速度更新 (Position & velocity update using an one sub-sampling algorithm)

惯性系下的惯导平动运动学方程为

$$\dot{\boldsymbol{v}}^i = \mathbf{C}^i_{\mathbf{b}} \boldsymbol{f}^{\mathbf{b}} + \boldsymbol{g}^i, \qquad (1)$$

其中: **f**^b是非引力加速度矢量(上标b表示本体系),它由加速度计测量. **v**ⁱ是着陆器相对惯性系的速度, **C**ⁱ_b是由本体系到惯性系的姿态转换阵, **g**ⁱ是惯性系下的重力加速度. 考虑到月球的高阶引力摄动较小,例如J2项的量级为1×10⁻⁴,它在500s内引起的高度误差约45 m,再加上有测距修正,因此重力场可用简单的二体模型描述:

$$\boldsymbol{g}^{i} = -\frac{G_{\mathrm{m}}}{\|\boldsymbol{r}^{i}\|^{3}} \boldsymbol{r}^{i}, \qquad (2)$$

其中: G_m是月球引力常数, rⁱ是着陆器在月心惯性 系下的位置.

嫦娥三号的加计测量周期和惯导更新是同步的, 周期均为128 ms,故称为单子样算法.利用加计测 量,可根据式(1)获得惯导速度更新,之后还可用式 (3)完成位置更新:

$$\dot{\boldsymbol{r}}^i = \boldsymbol{v}^i. \tag{3}$$

3.2 基于四子样的姿态更新(Attitude update using a four sub-sampling algorithm)

设着陆器本体在惯性系下的姿态四元数为 $q = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^{T}$,那么惯性系下的姿态运动学方程为

$$\dot{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{bmatrix} \boldsymbol{\omega}^{\mathrm{b}}, \tag{4}$$

其中: ω^b是本体的角速度, 它可以根据陀螺测量得 到. 式(4)被用于姿态更新. 而由q可以计算出式(1) 所需要的姿态矩阵:

$$C_{\rm b}^{i} = Aq(\boldsymbol{q})^{\rm T} = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_{2}^{2} + q_{3}^{2}) & 2(q_{1}q_{2} + q_{3}q_{4}) & 2(q_{1}q_{3} - q_{2}q_{4}) \\ 2(q_{1}q_{2} - q_{3}q_{4}) & 1 - 2(q_{1}^{2} + q_{3}^{2}) & 2(q_{2}q_{3} + q_{1}q_{4}) \\ 2(q_{1}q_{3} + q_{2}q_{4}) & 2(q_{2}q_{3} - q_{1}q_{4}) & 1 - 2(q_{1}^{2} + q_{2}^{2}) \end{bmatrix}^{\rm T},$$

$$(5)$$

其中Aq(·)表示将四元数q转变为姿态矩阵的函数.

月球软着陆是动力过程,有较大的动态和振动. 为了提高精度,一般需要减小惯导更新的步长.而 受制于着陆器星载计算机的能力,导航周期不能进 一步缩短,因此姿态更新选择了四子样优化算法.即在一个导航周期内获得4次陀螺测量(陀螺的测量 周期为32 ms),并且使用针对圆锥运动的补偿算法 进行姿态更新^[15].计算步骤如下:

1) 计算旋转矢量**④**:

$$\boldsymbol{\Phi} = \frac{\Delta\boldsymbol{\theta}_{1} + \Delta\boldsymbol{\theta}_{2} + \Delta\boldsymbol{\theta}_{3} + \Delta\boldsymbol{\theta}_{4} + \frac{214}{315}(\Delta\boldsymbol{\theta}_{1} \times \Delta\boldsymbol{\theta}_{2} + \Delta\boldsymbol{\theta}_{2} \times \Delta\boldsymbol{\theta}_{3} + \Delta\boldsymbol{\theta}_{3} \times \Delta\boldsymbol{\theta}_{4}) + \frac{46}{105}(\Delta\boldsymbol{\theta}_{1} \times \Delta\boldsymbol{\theta}_{3} + \Delta\boldsymbol{\theta}_{2} \times \Delta\boldsymbol{\theta}_{4}) + \frac{54}{105}(\Delta\boldsymbol{\theta}_{1} \times \Delta\boldsymbol{\theta}_{4}), \quad (6)$$

其中Δ*θ*_i表示当前周期内陀螺第*i*个测量子样所获 得的姿态角增量矢量.

2) 由旋转矢量构造旋转四元数q(h),

$$\boldsymbol{q}(h) = \cos\frac{\Phi}{2} + \frac{\Phi}{\Phi}\sin\frac{\Phi}{2},\tag{7}$$

$$\Phi = |\boldsymbol{\Phi}|. \tag{8}$$

3) 姿态四元数更新.

$$\boldsymbol{q}_{k+1} = \boldsymbol{q}_k \otimes \boldsymbol{q}(h), \tag{9}$$

符号⊗表示四元数乘法.

相比单子样,四子样算法能够大幅提高振动环 境下的姿态解算精度.表1列出了两种不同姿态解 算算法的计算漂移(姿态误差随时间的变化)对比情 况.可以看到四子样算法的精度比单子样大为提高. 但是位置、速度更新未使用四子样算法,其原因是 振动对位置、速度更新精度的影响较小,且具位 置、速度修正.

- 表1 振幅0.001°时四子样与单子样算法计算漂移 的对比情况(单位: (°)/h)
 - Table 1 Comparison of the calculation drifts(unit: (°)/h) of different sub-samplingalgorithms with an amplitude0.001° vibration

振动频率	1 Hz	2 Hz	3 Hz
单子样算法	2.06E-05	1.48E–04	4.07E–04
四子样算法	8.28E-13	4.10E–10	1.48E–08

4 测距修正(Altitude modification)

4.1 测距修正算法(Altitude modification algorithm)

惯导的运动学方程是建立在惯性系下的,而测 距仪只能获得沿波束方向的斜距测量.如果直接建 立惯性系下的滤波方程,不难发现其测量方程是非 线性的.通过可观性分析还可以知道,测距修正只 对高度敏感而对横向位置偏差不敏感^[13].因此,从 简化计算的角度,测距修正只关注高度通道.

1) 单波束测量修正.

着陆器垂直通道的运动学方程可近似为

$$\dot{h} = v_{\text{ver}},$$

 $\dot{v}_{\text{ver}} = f_{\text{ver}} + g,$ (10)

其中: h表示相对月球基准面的高度, v表示速度, f表示非引力加速度, g表示引力加速度, 下标ver表 示垂向. 测距仪测量出波束方向的斜距, 根据波束 的指向可以解算出高度.

$$h_{\text{ranger}} = \rho \frac{\langle \mathbf{C}_{\mathrm{b}}^{i} \boldsymbol{u}_{\mathrm{RB}} \cdot \boldsymbol{r}_{\mathrm{ins}}^{i} \rangle}{\left\| \boldsymbol{r}_{\mathrm{ins}}^{i} \right\|}, \qquad (11)$$

其中: ρ是测距仪测量的斜距, **u**_{RB}是波束在着陆器 本体系下的方向. 下标 ins 表示惯导解算的数据, ranger表示测距仪解算的数据.

由于测距仪有测量误差,同时还存在地形的起 伏,因此测距仪解算的高度相比实际的着陆器距星 下点基准月面的高度也存在偏差.有

$$h_{\text{ranger}} = h + \delta h_{\text{alt}} + \delta h_{\text{terr}},$$
 (12)

δh_{alt}是测距仪自身测量引入的高度误差, δh_{terr}是 地形起伏误差. 对于虹湾地区的地形来说, 地形包 括趋势项和随机项. 因为趋势项改变的只是当前着 陆器高度的基准, 而随机项则会引入测量噪声, 因 此地形起伏误差δh_{terr}取为随机地形变化h_n. 这样 就可以得到滤波的状态方程和测量方程

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{v}_{ver} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ v_{ver} \end{bmatrix} + \\ \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} (\tilde{f}_{ver} + g) - \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta a_{ver} \end{bmatrix}, \quad (13)$$
$$h_{ranger} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ v_{ver} \end{bmatrix} + (\delta h_{alt} + h_{n}),$$

其中: \tilde{f}_{ver} 是加计实际测量得到的垂直通道非引力加速度, Δa_{ver} 是加计的测量误差.

这是一个线性定常系统,很容验证系统可观.它 说明通过测距可以修正惯导的高度和垂直速度.另 外由于是定常系统,因此可以将卡尔曼滤波简化为

$$\left. \frac{\delta h}{\delta v_{\rm ver}} \right] = \boldsymbol{K}_{\rm h} (h_{\rm ranger} - h_{\rm ins}), \qquad (14)$$

其中δ表示误差.滤波系数矩阵K_h理论上应取为式 (13)的稳态卡尔曼滤波增益.由于稳态增益的取值 与测量噪声方差有关,而对于着陆过程来说,随着 高度的降低,飞行速度减慢,地形起伏噪声和测距 仪测量噪声都逐渐降低,因此K_h应随高度变化.在 嫦娥三号的导航系统设计中,该值采用一个与高度 相关的函数进行近似.图3给出了激光测距修正系 数随高度变化的曲线(其中:虚线为按照现代估计理 论计算的最优值,实线为装订值).



图 3 激光测距修正系数

Fig. 3 The filtering gain for laser altimeter data

2) 多波束融合.

由于同方向有激光和微波两种测距信号,因此 存在两者融合使用的问题.假设根据式(14)由激光 获得的误差为 δh_i 和 $\delta v_{ver,i}$,微波获得的误差为 δh_j 和 $\delta v_{ver,i}$,则惯导位置修正的方法为

$$\boldsymbol{r}_{\text{ins}}^{i} = \boldsymbol{r}_{\text{ins}}^{i} + \frac{\beta_{i}\delta h_{i} + \beta_{j}\delta h_{j}}{\|\boldsymbol{r}_{\text{ins}}^{i}\|} \cdot \boldsymbol{r}_{\text{ins}}^{i}, \qquad (15)$$

其中 β_i 和 β_j 是信息分配因子(或加权系数),并且有 $\beta_i + \beta_j = 1.$

速度修正的方法略有区别,计算出垂直方向的 速度修正量为

$$\delta v_{\rm ver} = \beta_i \delta v_{{\rm ver},i} + \beta_j \delta v_{{\rm ver},j}, \qquad (16)$$

以及垂直速度在本体系的方向

$$\boldsymbol{p}_{\text{ver}}^{\text{b}} = \mathbf{C}_{i}^{\text{b}} \frac{\boldsymbol{r}_{\text{ins}}^{i}}{\left\|\boldsymbol{r}_{\text{ins}}^{i}\right\|},\tag{17}$$

就可以将它视为一个测速波束,用与测速修正相同 的方法进行速度修正,详见第4.2节.

信息因子的选择根据激光测距修正和微波测距 修正各自的状态估计协方差矩阵的迹进行计 算^[16-18].假设单纯由激光测距进行修正得到的状 态估计方差阵稳定值为P_i,而单纯由微波测距进行 修正得到的状态估计方差阵稳定值为P_j,那么最优 情况下信息矩阵的取值满足关系

$$\beta_i \cdot \operatorname{tr}(P_i) = \beta_j \cdot \operatorname{tr}(P_j), \qquad (18)$$

并满足关系 $\beta_i + \beta_j = 1.$

4.2 测距修正的引入时机(Condition of altitude modification introduced)

可以用协方差^[19]或者蒙特卡洛方法获得下降过 程惯导误差散布的变化,并与测距仪的测量精度相 比较,当测距仪精度相对高时就可以引入测距修正. 图4给出了惯导和微波测距仪各自高度解算的误差 随高度的变化曲线.可以看到当测距仪有效时,其精 度就已经高于惯导了.实际飞行中,引入测距修正 的高度值为12km,目的是为有效性判断留有余量.





4.3 测距信号的有效性检验(Data validity check for altimeter measurements)

测距信号引入前,需要判断测距信号数值的有效性.阿波罗采用的是将测距信号解算的高度直接相比较的方法^[20],它存在一定缺陷.为了避免月面基准高度偏差和月面起伏不确定性对测距信号有效性判断造成的虚警,那么必须增大检测阈值,这就又增大了测距信号无效的漏检率. 嫦娥三号着陆器采用了另外一种检验方法.考虑到连续两个采样时间内,地形变化的起伏有限,因此将惯导与测距仪在同一时间区间内获得的着陆器高度变化进行比较,这样一来可以选择相对较小的门限值,大大降低了漏检率.最终设计的检测门限为

$$\left|\Delta h_{\text{ranger}} - \Delta h_{\text{ins}}\right| \leq \Delta H + K \cdot \left|h_{\text{ins}}\right|, \quad (19)$$

其中: Δh 表示同一时间区间内的高度差, ΔH 和K 都是常数. 可见检测门限与高度是线性关系, 随高 度降低逐渐减小.

5 测速修正(Velocity modification)

5.1 测速修正算法(Velocity modification algorithm)

测速敏感器能够获得着陆器相对月面速度沿波 束方向分量的测量.惯导外推获得的是着陆器的惯 性速度.惯性速度与相对月面速度之间相差了月球 自转引起的牵连速度.另外波束方向测量与惯性速 度矢量之间还存在坐标系变换.因此,直接在惯性 系中建立针对单个波束的滤波方程存在非线性问 题. 滤波算法的计算量大,不利于星载计算机运行. 除此以外,从可观性出发,只有3个波束同时有效才 能保证速度误差的3个分量均可观^[13]. 基于以上原 因,嫦娥三号实际采用的是单波束误差计算与多波 束合成修正的方法.

1) 单波束误差估计.

取相对月面的速度为状态量,则着陆器的运动 学方程为

$$\dot{\boldsymbol{v}}_{\rm gb}^{\rm b} = (\boldsymbol{f}^{\rm b} - {\rm g}^{\rm b}) - (2\boldsymbol{\omega}_{\rm im}^{\rm b} + \boldsymbol{\omega}_{\rm mg}^{\rm b}) \times \boldsymbol{v}_{\rm gb}^{\rm b} - \\ \boldsymbol{\omega}_{\rm im}^{\rm b} \times (\boldsymbol{\omega}_{\rm im}^{\rm b} \times \boldsymbol{r}^{\rm b}), \qquad (20)$$

其中: **v**_{gb}是着陆器本体相对月理坐标系(类似地理 坐标系)的平动速度, **f**是着陆器受到的比力, g是着 陆器受到的引力加速度, ω_{im}是月球相对惯性系自 转角速度, ω_{mg}是着陆器月球星下点的瞬时月理系 相对月球固联坐标系的旋转角速度, 上标b表示该 矢量表示在着陆器本体系中.

令测速波束在本体系的指向为**p**^b, **v**_{gb}^b在测速波 束方向的分量为v_p, 则

$$\dot{v}_{p} = -(\boldsymbol{p}^{b})^{T} (2\boldsymbol{\omega}_{im}^{b} + \boldsymbol{\omega}_{mg}^{b}) \times \boldsymbol{v}_{gb}^{b} + (\boldsymbol{p}^{b})^{T} (\tilde{\boldsymbol{f}}^{b} - \hat{\boldsymbol{g}}^{b}) - (\boldsymbol{p}^{b})^{T} [\Delta \boldsymbol{a}^{b} + \boldsymbol{\omega}_{im}^{b} \times (\boldsymbol{\omega}_{im}^{b} \times r^{b})], \quad (21)$$

其中: \tilde{f}^{b} 是加速度计的测量, \hat{g}^{b} 是引力加速度的计算值, Δa^{b} 是加速度计的测量误差和引力加速度计算误差的和.

对于动力下降过程来说, 月球自转角速度 ω_{im} 的 大小为1.52×10⁻⁴(°)/s, 着陆器相对月面的速度 v_{gb} 的大小在测速波束引入后逐渐从200 m/s降低 到0 m/s(引入时机见第5.2节), 由此引起的月理系相 对月固系的角速度 ω_{mg} 的大小也由0.0066(°)/s逐渐 降低为0(°)/s, 与这些量有关的乘积项都很小(最大 项约为0.02 m/s), 因此在式(21)中将与 ω_{im} , ω_{mg} 和 v_{gb} 相关的项忽略后, 可以简化滤波方程为

$$\begin{cases} \dot{v}_{\rm p} = (\boldsymbol{p}^{\rm b})^{\rm T} (\boldsymbol{f}^{\rm b} - \boldsymbol{g}^{\rm b}) - (\boldsymbol{p}^{\rm b})^{\rm T} \Delta \boldsymbol{a}^{\rm b}, \\ v_{\rm p,radar} = v_{\rm p} + \delta v_{\rm radar}, \end{cases}$$
(22)

其中δv_{radar}是测速波束的测量噪声. 很明显, 对于 由式(22)构成的系统来说, 它是一个定常系统, 因此 卡尔曼滤波可以简化为

$$\delta v_{\rm p} = K_{\rm v} (v_{\rm p, radar} - v_{\rm p, ins}), \qquad (23)$$

 $\delta v_{\rm p}$ 就是惯导在该波束方向的速度误差估值.

与测距修正时类似, K_v的取值是随飞行状态变化的.按照卡尔曼滤波增益阵计算出各个不同速度下的滤波增益阵, 然后用一个线性函数进行覆盖, 最终星上装订的增益曲线如图5所示, 图中*R*1 ~ *R*3 及*R*5指这4个波束最优增益阵的计算结果.





2) 多波束合成修正.

在单个波束方向速度误差估计的基础上采用几 何法进行多波束合成修正:当有效波束数量为0时, 不进行修正;当有效波束数量为1时,只进行该波束 方向的修正;当有效波束数量为2时,只进行有效波 束形成的平面内的速度修正;当有效波束数量为3 时,则进行三维的速度修正;当有效波束数量大 于3时,测量数据构成了冗余,此时按照指定的优先 级选择3个波束合成并修正.



图 6 测速修正的波束组合

Fig. 6 Combination of beams for velocity modification

如图6所示,假设惯导解算的相对月面的速度误 差为 δv_{gb}^{b} ,而顺序有效的几个波束的下标为i, j, k. 建立如下测量坐标系,其中 x_{m} 与波束i重合, y_{m} 在 波束i和j构成的平面内指向 j, z_{m} 与 x_{m} 和 y_{m} 垂直构 成右手坐标系.则速度误差可以表示为

$$\delta \boldsymbol{v}_{\mathrm{gb}}^{\mathrm{b}} = \delta v_{\mathrm{xm}} \boldsymbol{x}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{b}} + \delta v_{\mathrm{ym}} \boldsymbol{y}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{b}} + \delta v_{\mathrm{zm}} \boldsymbol{z}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{b}}.$$
 (24)

a) 当只有一个波束有效时(标号为*i*),式(24)中的参数取值为

$$\begin{cases} \delta v_{\rm xm} = \delta v_{\rm pi}, \\ \delta v_{\rm ym} = 0, \\ \delta v_{\rm zm} = 0. \end{cases}$$
(25)

b) 当有两个波束有效时(标号为*i*, *j*),式(24)中的参数取值为

$$\begin{cases} \delta v_{\rm xm} = \delta v_{\rm pi}, \\ \delta v_{\rm ym} = -\frac{\cos \theta_{ij}}{\sin \theta_{ij}} \delta v_{\rm pi} + \frac{1}{\sin \theta_{ij}} \delta v_{\rm pj}, \quad (26) \\ \delta v_{\rm zm} = 0, \end{cases}$$

其中

$$\theta_{ij} = \arccos(\langle \boldsymbol{p}_i^{\mathrm{b}} \cdot \boldsymbol{p}_j^{\mathrm{b}} \rangle).$$
 (27)

c) 当有3个以上波束有效时(标号为*i*, *j*, *k*)可以 通过矩阵运算直接解出速度修正量

$$\delta v_{\rm gb}^{\rm b} = [\boldsymbol{p}_i^{\rm b} \ \boldsymbol{p}_j^{\rm b} \ \boldsymbol{p}_k^{\rm b}]^{-\rm T} \begin{bmatrix} \delta v_{\rm pi} \\ \delta v_{\rm pj} \\ \delta v_{\rm pk} \end{bmatrix}.$$
(28)

忽略位置误差和姿态误差引起的月球自转速度 的计算误差,近似认为惯性系下的速度误差与月理 系下的速度误差相同,那么最终惯性系下的速度修 正方法为

$$\boldsymbol{v}_{\rm ins} = \boldsymbol{v}_{\rm ins} + \mathbf{C}_{\rm b}^i \delta \boldsymbol{v}_{\rm gb}^{\rm b}.$$
 (29)

5.2 测速修正的引入时机 (Condition of velocity modification introduced)

速度修正的引入时机应是测速仪误差小于惯导误差. 图7给出了*R*1波束测速误差与惯导测速误差随高度的变化情况. 可以看到两者相交于高度约9km处. 考虑到3000m左右着陆器有较大幅度的姿态机动,为保证测速修正的平稳,正常情况下测速修正的引入高度设为2400m.





5.3 测速信号的有效性检验 (Data validity check for velocity measurements)

在测速信号引入修正之前也必须对有效性进行 检测. 嫦娥三号着陆器的微波测速原理是基于多普 勒效应的, 即通过测量回波频率的变化来计算载体 的速度变化.从理论上说,微波速度的测量值与斜距无关,也就与地形起伏无关,因此对微波速度测量值的有效性检测应直接比较惯导与微波测速的误差:设计一个门限,当惯导在波束方向的速度与微波测速在该方向的输出之差小于该门限时,测速信号有效,否则无效.

设惯导解算的惯性速度在扣除地速后在某波束 方向的投影为v_{p.ins},有效性检测函数为

$$|v_{\rm p,ins} - v_{\rm p,radar}| \leqslant G_{\rm v},$$
 (30)

门限G_v的取值也为速度变化的函数,即速度越低该 值越小.

6 相对目标着陆点的导航(Relative navigation to the selected landing site)

在避障和着陆过程中,着陆器逐渐飞向目标着 陆点.因此除了绝对的位置、速度和姿态以外,导航 系统需要提供当前时刻着陆器相对目标着陆点的位 置和速度.嫦娥三号的相对导航是建立在绝对导航 之上的.

假如 t_t 时刻,着陆器的图像处理单元从月表图像 中确定了目标着陆点在惯性空间的坐标 $r_{L,t}^{i}$ ^[21].之 后,根据月球旋转矢量 ω_{im} ,对着陆点的实施位置进 行实时外推:

1) 月球旋转过的角度为

$$\theta_{\rm m} = \omega_{\rm m} (t - t_t). \tag{31}$$

2) 旋转四元数为

$$\boldsymbol{q}_{\mathrm{m}} = \begin{bmatrix} \frac{\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{im}}^{i} \cdot \sin \frac{\theta_{\mathrm{m}}}{2}}{\omega_{\mathrm{m}}} \\ \frac{\theta_{\mathrm{m}}}{\cos \frac{\theta_{\mathrm{m}}}{2}} \end{bmatrix}.$$
 (32)

3) 当前时刻的着陆点位置为

$$\boldsymbol{r}_{\mathrm{L}}^{i} = Aq(\boldsymbol{q}_{\mathrm{m}})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{L},t}^{i},$$
 (33)

其中 ω_m 是 ω_{im} 的大小.

着陆点在惯性空间中的旋转线速度为

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{L}}^{i} = \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{im}}^{i} \times \boldsymbol{r}_{\mathrm{L}}^{i}.$$
 (34)

这样,着陆器相对目标着陆点的位置、速度(表 示在惯性坐标系)可以如下计算

$$\left\{ egin{array}{ll} m{r}_{
m relative} = m{r}^i - m{r}_{
m L}^i, \ m{v}_{
m relative} = m{v}^i - m{v}_{
m L}^i. \end{array}
ight.$$

7 飞行结果(Flight result)

嫦娥三号着陆器动力下降过程的导航数据以 1s为周期通过遥测实时下传到地面.根据该数据绘 出的着陆过程高度、相对星下点月理系速度和姿态 的变化曲线分别如图8-10所示.从图8可以看到,实际飞行中激光测距始终有效,到12000m高度时,按照程序设计值开始引入修正;到4000m高度时微波测距开始有效,并引入修正.因此12000m~4000m高度间,只使用了激光测距修正;4000m以下高度才用到了激光和微波测距的融合修正.这从另一个角度也说明了嫦娥三号着陆器自主导航采用冗余设计、故障检测以及信息融合的必要性和有效性.至于微波测速修正,它是在2400m高度正常引入的.



图 8 导航系统解算的高度

Fig. 8 Altitude outputs of the onboard navigation system



Fig. 9 Velocity outputs of the onboard navigation system





两次避障过程的相对位置计算结果如图11-12 所示.



图 11 接近与粗避障过程着陆器相对着陆点水平位置变化

Fig. 11 Horizontal position relative to the selected landing site for the approach and large hazard avoidance process



图 12 精避障过程着陆器相对着陆点的水平位置变化 Fig. 12 Horizontal position relative to the selected landing site for the small hazard avoidance process

从最终的飞行结果看,自主导航圆满地完成了预定任务.经与地面测定轨数据比较,着陆器着陆时的导航误差约80m,最终落点相对地面设定的标称着陆点偏差约600m,相对着陆器自主选择的安全着陆点偏差优于1.5m.

8 结论(Conclusions)

 测距和测速修正中,未直接使用理论界常用的扩展 卡尔曼滤波修正方法,而是在可观性分析的基础上, 采用了地面装订参数的变系数滤波方法,滤波器的 系数按照最优估计理论进行计算并用函数进行近 似,在几乎不损失导航估计性能的基础上大大简化 了计算量.嫦娥三号着陆器的实际飞行表现表明, 设计的动力下降过程自主导航方法稳定、有效,保 证了着陆任务的圆满成功.

参考文献(References):

- 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 [J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 44(5): 377 – 384.
 (ZHANG Honghua, GUAN Yifeng, HUANG Xiangyu, et al. Guidance navigation and control for Chang' e-3 powered descent [J]. Scientia Sinica Technologica, 2014, 44(5): 377 – 384.)
- [2] 王大铁, 李骥, 黄翔字, 等. 月球软着陆过程的自主导航和自主避障 方法 [J]. 深空探测学报, 2014, 1(1): 44 – 51.
 (WANG Dayi, LI Ji, HUANG Xiangyu. Autonomous naviagtion and hazard avoidance method for lunar soft landing [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2014, 1(1): 44 – 51.)
- [3] BUGOS G E, BOYD J W. Robotic lunar precursors to Apollo [C] //AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition. Long Beach, Califormia: AIAA, 2007, 9: 2723 – 2738.
- [4] BENNETT F V. Apollo experience report-mission planning for lunar module descent and ascent, TN D–6846 [R]. Washington DC: NASA, 1972.
- [5] 维基百科. 月球号系列探测器 [EB/OL]. http://zh.wikipedia.org/ wiki/月球号系列探测器.
- [6] OCKELS W J. EuroMoon 2000–a plan for a european lunar south pole expedition [J]. Acta Astronautica, 1996, 41(4): 579 – 583.
- [7] OKADA T, SASAKI S, SUGIHARA T, et al. Lander and rover exploration on the lunar surface: A study for SELENE-B mission [J]. Advances in Space Research, 2006, 37(1): 88 – 92.
- [8] RIEDEL J E, VAUGHAN A T, WERNER R A, et al. Optical navigation plan and strategy for the lunar lander altair [C] //AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Toronto, Ontario, Canada: AIAA, 2010, 8: 1 – 40.
- [9] ELY T A, HEYNE M, RIEDEL J E. Altair navigation performance during translunar cruise, lunar orbit, descent, and landing [J]. *Journal* of Spacecraft and Rockets, 2012, 49(2): 295 – 317.
- [10] KAWAGUCHI J, AIDA S, MORITA H. Hayabusa, detailed guidance and navigation operations during descents and touchdowns [C] //AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: AIAA, 2006, 8: 1 – 17.
- [11] MORITA H M, SHIRAKAWA K. Hayabusa's real-time landmark tracking navigation for descents and touching-downs [C] //AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: AIAA, 2006, 8: 1 – 11.

- [12] 黄翔宇, 张洪华, 王大轶, 等. 月球软着陆的高精度自主导航与控制 方法研究 [J]. 空间控制技术与应用, 2012, 38(2): 5 – 9.
 (HUANG Xiangyu, ZHANG Honghua, WANG Dayi, et al. Pinpoint autonomous navigation and control for lunar soft landing [J]. *Aerospace Control and Application*, 2012, 38(2): 5 – 9.)
- [13] 王大轶, 黄翔宇, 关轶峰, 等. 基于IMU 配以测量修正的月球软着陆 自主导航研究 [J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1544 – 1549.
 (WANG Dayi, HUANG Xiangyu, GUAN Yifeng, et al. Research on the autonomous navigation based on measurement-updated IMU for lunar soft landing [J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(6): 1544 – 1549.)
- [14] MCHENRY R L, BRAND T J, LONG A D, et al. Space shuttle ascent guidance, navigation, and control [J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 1979, 27(1): 1 – 38.
- [15] IGNAGNI M B. An efficient class of optimized coning compensation algorithm [J]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1996, 19(2): 424 – 429.
- [16] 顾启泰, 王颈. 联邦滤波器的最优性 [J]. 清华大学学报(自然科学版), 2003, 43(11): 1460 1463.
 (GU Qitai, WANG Song. Optimized federated filter [J]. Journal of Tsinghua University (Science & Technology), 2003, 43(11): 1460 1463.)
- [17] CARLSON N A. Federated square root filter for decentralized parallel processes [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems*, 1990, 26(3): 517 – 525.
- [18] CARLSON N A. Federated Kalman filter simulation results [J]. Navigation, 1994, 41(3): 297 – 321.
- [19] MOESSER T J, GELLER D K, ROBINSON S. Guidance and navigation linear covariance analysis for lunar powered decent [C] //2011 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. Girdwood, AK: AIAA, 2011, 8: 1971 – 1990.
- [20] SEARS N E. Apollo guidance and naviagtion, R-446 [R]. Washington DC: NASA, 1964.
- [21] 张洪华, 梁俊, 黄翔宇, 等. 嫦娥三号自主避障软着陆控制技术 [J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 44(6): 559 – 568.
 (ZHANG Honghua, LIANG Jun, HUANG Xiangyu, et al. Autonomous hazard avoidance control for Chang'E–3 soft landing [J]. Science China, Technological Sciences, 2014, 44(6): 559 – 568.)

作者简介:

张洪华 (1963-), 男, 研究员, 目前研究方向为月球探测器制导、 导航与控制技术等, E-mail: zhanghh502@163.com;

李 骥 (1978-), 男, 高级工程师, 目前研究方向为月球和深空探 测器制导、导航与控制技术等, E-mail: jerem-lee@sohu.com;

关铁峰 (1976-), 男, 研究员, 目前研究方向为地球卫星和月球探 测器制导、导航与控制技术等, E-mail: guanyifeng163@163.com;

黄翔宇 (1976-), 男, 研究员, 目前研究方向为为月球和深空探测 器制导、导航与控制技术等, E-mail: huangxyhit@sina.com.