嫦娥三号着陆器的陀螺在轨标定

李骥^{①②*}, 张洪华^{①②}, 赵宇^①, 梁俊^①, 张晓文^{①②}, 关轶峰^{①②}, 黄翔宇^{①②}

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: 2014-02-28; 接受日期: 2014-03-20

国家中长期科技发展规划重大专项资助

摘要 为了提高月球软着陆过程的导航精度, 嫦娥三号着陆器需要在动力下降前进行在轨陀螺安装、刻度因子和常值漂移标定. 根据这一特定任务需求, 设计了一种新颖的两层滤波算法. 第一层滤波算法为惯性姿态估计, 用于获得较为准确的星体角速度估值; 第二层算法进行陀螺在轨标定, 器载计算机使用第一层算法提供的星体角速度估值, 利用 UD 分解扩展卡尔曼滤波, 同时估计出陀螺的安装偏差、刻度因子误差和常值漂移. 为了提高可观性, 着陆器需要按照事先规划的角速度序列进行姿态机动. 本文详细介绍了这一方法的原理和设计思路, 并进行了公式推导和可观性分析. 最后, 结合实际飞行数据对该算法的效果进行了说明.

关键词嫦娥三号着陆器
陀螺标定
安装误差
常值漂移
刻度因子

1 引言

嫦娥三号着陆器是我国首次成功实施的地外天体软着陆探测器. 嫦娥三号着陆器携带巡视器于 2013 年 12 月 2 日凌晨发射, 经过 5 d 的飞行到达月球并进入环月轨道, 最终于 2013 年 12 月 14 日成功着陆于月球虹湾地区. 月球动力下降和软着陆是嫦娥三号着陆器飞行任务中最为关键的环节, 该阶段只有短暂的 12 min, 完全由着陆器上的制导、导航和控制(GNC)系统自主实施. 着陆过程的导航采用的是以惯性导航为基础辅助测距测速修正的组合导航方法^[1]. 嫦娥三号的惯性导航采用的是捷联方式. 着陆器上固联安装有陀螺和加速度计, 陀螺能够以固定周期输出载体的角度增量/角速度测量, 而加速度计能够获得载体的非引力加速度(比力)测量, 之后就可

以根据姿态和平动运动学方程, 积分计算出载体的位置、速度和姿态. 由于解算过程中存在初始基准误差、惯性器件(陀螺和加速度计)测量误差以及安装误差, 惯性导航是逐渐发散的. 虽然在着陆的后期, 位置和速度解算引入了测距、测速修正, 但姿态更新仍只能依靠惯导进行, 并且姿态解算和位置、速度解算存在耦合. 因此, 在实施动力下降前标定出陀螺的常值漂移、刻度因子误差和安装误差对于提高动力下降的导航精度特别是姿态精度具有重要的意义.

目前国内除嫦娥三号以外, 还未有空间飞行器进行过包括常值漂移、刻度因子误差和安装误差在内的在轨陀螺误差估计. 国际上进行过类似任务的型号也鲜见报道. 从已公开的资料看, 美国的卡西尼探测器进行了类似的在轨标定, 但标定的数据处理是在地面完成的^[2]. 相比起来, 嫦娥三号着陆器的在轨

引用格式: 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

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, doi: 10.1360/092014-54

标定是完全自主进行的, 不需要地面人工干预. 此外, 本文在常规卫星采用的星敏+陀螺滤波算法的基础上, 创新性的开发了一套两层滤波算法. 第一层算法为第二层算法提供较为准确的星体姿态角速度估计; 第二层算法将陀螺刻度因子误差、安装误差和常值漂移均作为滤波状态, 以星敏感器作为外部姿态信息来源, 使用 UD 分解的卡尔曼滤波器进行状态估计, 并设计了适当的角度机动以提高滤波器的可观性. 嫦娥三号着陆器在地月转移期间, 利用星体姿态约束较少的有利条件, 使用该算法成功对陀螺的这三种误差进行了标定, 有力保障了后续飞行任务的实施, 确保了任务的圆满成功. 嫦娥三号着陆器也成为我国首个在轨同时实施陀螺安装、刻度因子和常值漂移标定的空间飞行器.

2 陀螺误差的标定算法

2.1 误差模型

陀螺是一种惯性姿态测量敏感器, 它能够输出沿敏感轴方向的角速度. 如果有 3 个正交的陀螺构成陀螺组件那么该组件就可以输出载体相对惯性空间的旋转角速度矢量, 进而就可以进行姿态外推. 当然这只是理想情况. 由于在设备制造和安装上存在各种误差, 陀螺组件的输出相比实际旋转角速度来说不可避免存在偏差.

陀螺自身的测量误差包含很多项, 包括常值漂移、测量噪声(即角度随机游走)、刻度因子误差、安装误差等. 不失一般性, 假设沿着着陆器本体系统(记为 b) 3 个坐标轴分别安装有 1 个陀螺, 那么由陀螺测量得到的着陆器本体角速度为^[3]

$$\tilde{\omega}^b = \omega^b + b + K_G + K_{ma} + n_G. \quad (1)$$

其中, ω 是着陆器真实角速度, 上标“ b ”表示该矢量表示在本体系下, 符号“ $\sim$ ”表示测量值. b 是陀螺的常值漂移, K_G 和 K_{ma} 分别是陀螺刻度因子误差和安装误差造成的测量误差, n_G 是测量噪声. K_G 和 K_{ma} 都与角速度有关, 即

$$K_G = \begin{bmatrix} \Delta K_{Gx} & 0 & 0 \\ 0 & \Delta K_{Gy} & 0 \\ 0 & 0 & \Delta K_{Gz} \end{bmatrix} \omega^b, \quad (2)$$

$$K_{ma} = \begin{bmatrix} 0 & \Delta_{Gxy} & \Delta_{Gxz} \\ \Delta_{Gyx} & 0 & \Delta_{Gyz} \\ \Delta_{Gzx} & \Delta_{Gzy} & 0 \end{bmatrix} \omega^b. \quad (3)$$

其中, $\Delta K_{Gi}(i=x,y,z)$ 是陀螺 i 的刻度因子误差, $\Delta_{Gij}(i,j=x,y,z)$ 是陀螺 i 在 j 方向的安装误差. 记陀螺总的测量误差为 $\delta\omega^b$, 则 $\delta\omega^b = b + K_G + K_{ma} + n_G$.

2.2 惯性姿态估计

取惯性系(记为 i) 为姿态解算的参考坐标系, 本体系统相对惯性系的姿态可以用四元数 q 描述. 使用陀螺测量的角速度 $\tilde{\omega}^b$ 就可以利用姿态运动学方程进行姿态外推. 但是, 由于陀螺误差的存在, 姿态外推的误差会越来越大.

常规卫星使用了一种基于星敏的姿态滤波修正算法^[4]. 这种算法不考虑陀螺的安装误差和刻度因子误差, 滤波方程中同时估计星体的姿态误差角和陀螺的常值漂移. 这一算法在我国很多卫星上都得到了成功的应用. 本文只对这种算法进行概要性介绍, 具体可参见文献[5].

1) 姿态预估

假设当前测量周期陀螺获得角速度为 $\tilde{\omega}_k^b$, 而上一周期的陀螺漂移估计为 $\hat{b}_{k-1}^b$, 首先暂时忽略陀螺刻度因子误差、安装误差, 根据(1)式可以计算出星体角速度的估计值为

$$\hat{\omega}_k^b = \tilde{\omega}_k^b - \hat{b}_{k-1}^b, \quad (4)$$

符号“ $\hat{\cdot}$ ”表示估计值. 然后利用该角速度估计值, 使用四元数姿态运动学方程, 由上一步的四元数估计值 $\hat{q}_{k-1}$ 外推计算出当前周期四元数预报值 $\hat{q}_{k|k-1}$.

2) 测量新息

星敏感器能够输出其光轴和横轴在惯性空间的指向, 或者直接给出星敏测量坐标系下的姿态四元数. 利用星敏的安装矩阵, 并通过适当的时间补偿, 就可以计算出当前周期星敏获得的星体姿态四元数 $\tilde{q}_k$. 将 $\hat{q}_{k|k-1}$ 和实际测量的 $\tilde{q}_k$ 进行比较, 就可以求出姿态角误差, 记为 $\delta\tilde{\theta}_k$.

3) 滤波修正

在小角度假设下, 陀螺姿态外推的误差传播方程为^[4]

$$\delta\dot{\theta} = -\hat{\omega}^b \times \delta\theta - \Delta b - n_G. \quad (5)$$

而陀螺的常值漂移估计误差可以建模为

$$\Delta \dot{\mathbf{b}} = \boldsymbol{\eta}_G, \quad (6)$$

$\boldsymbol{\eta}_G = [\eta_{Gx}, \eta_{Gy}, \eta_{Gz}]^T$ 也是随机白噪声. 取 $\delta\boldsymbol{\theta}$ 和 $\Delta\mathbf{b}$ 为状态, $\delta\tilde{\boldsymbol{\theta}}_k$ 为测量, 根据(5)和(6)式可以建立卡尔曼滤波方程进行误差估计.

对于一般卫星来说, 其多运行于绕地的近圆轨道上, 姿态对地稳定. 因此星体的角速度与轨道角速度相等, 那么(5)式中的 $\boldsymbol{\omega}^b$ 可用标称轨道下星体的自转角速度在本体系下的表示替代. 由此卡尔曼滤波可以转换为常系数滤波, 即

$$\begin{bmatrix} \delta\tilde{\boldsymbol{\theta}}_k \\ \Delta\hat{\mathbf{b}}_k^b \end{bmatrix} = \mathbf{K} \cdot \delta\tilde{\boldsymbol{\theta}}_k, \quad (7)$$

滤波修正系数矩阵 $\mathbf{K}$ 取值为卡尔曼滤波的稳态值.

该方法推导中暂时忽略了陀螺的刻度因子误差、安装误差等, 这对于近圆轨道对地观测卫星来说没有太大影响. 由于星体的角速度 $\boldsymbol{\omega}^b$ 实际等于轨道角速度, 是常值. 因此陀螺测量角速度误差中与安装误差和刻度因子误差相关的项也为常数, 它们可以认为是等效的常值漂移. 根据(1)~(3)式不难发现, 若令

$$\mathbf{b}' = \mathbf{b} + \mathbf{K}_G + \mathbf{K}_{ma}. \quad (8)$$

则在常角速度下, $\mathbf{b}'$ 也是常值. 那么当使用本节所用的姿态估计算法时, 估计出来的陀螺常值漂移实际就是 $\mathbf{b}'$. 而通过(4)式将其扣除后的陀螺角速度就是星体的角速度, 对姿态估计也不会造成影响.

2.3 陀螺误差的标定

对于嫦娥三号着陆器来说, 动力下降过程角速度是不断变化的, 不同角速度下由陀螺安装和刻度因子误差耦合出的测量误差并不相同. 因此仅估计出陀螺常值漂移或某一角速度下的等效常值漂移是不够的, 还需要估计出陀螺的刻度因子误差和安装误差.

将刻度因子误差和安装误差扩展为状态, 令 $\Delta\mathbf{G} = [\Delta\mathbf{K}_{Gx}, \Delta\mathbf{K}_{Gy}, \Delta\mathbf{K}_{Gz}, \Delta\mathbf{K}_{Gyx}, \Delta\mathbf{K}_{Gzy}, \Delta\mathbf{K}_{Gzx}, \Delta\mathbf{K}_{Gzy}, \Delta\mathbf{K}_{Gzx}]^T$, 并取 $\mathbf{X} = [\delta\boldsymbol{\theta}^T, \Delta\mathbf{G}^T, \mathbf{b}'^T]^T$, 则根据(1), (2), (3)和(5)式可以建立如下状态方程:

$$\dot{\mathbf{X}} = \begin{bmatrix} -[\boldsymbol{\omega}^b \times] & -\mathbf{M} & -\mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{9 \times 3} & \mathbf{0}_{9 \times 9} & \mathbf{0}_{9 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 9} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \mathbf{X} + \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{9 \times 3} & \mathbf{0}_{9 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{n}_G \\ \mathbf{n}_G \end{bmatrix}. \quad (9)$$

其中, $\mathbf{M}$ 是 3×12 维矩阵:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}^b & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} & \boldsymbol{\omega}^b & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \boldsymbol{\omega}^b \end{bmatrix}^T. \quad (10)$$

以星敏测量为输入, 取 $\Delta\mathbf{Z} = \delta\boldsymbol{\theta}$, 可以建立测量方程为

$$\Delta\mathbf{Z} = [\mathbf{I}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 12}] \mathbf{X} + \mathbf{v}_{\text{star}}, \quad (11)$$

其中 $\mathbf{v}_{\text{star}}$ 是星敏测量噪声. 由此就可以进行滤波估计. 需要注意的是, (9)式的状态转移矩阵是 $\boldsymbol{\omega}^b$ 的函数, 而本文后续章节中会提到为了保证系统状态可观, $\boldsymbol{\omega}^b$ 必须是时变的, 因此不能像 2.2 节的姿态估计算法一样简化为常系数滤波, 而必须使用扩展卡尔曼滤波进行状态估计. 此外, 为了保证滤波的稳定性, 工程实际上采用的是基于 UD 分解的扩展卡尔曼滤波算法^[6]. 考虑到器载计算机能力有限, 而(9)和(11)式构成的滤波方程中存在大量的零矩阵, 因此实际使用的 UD 算法还进行了计算简化, 这里不再详述.

除此以外, 需要说明的是, 此标定算法以星敏输出作为测量值, 这意味着安装误差的标定是以星敏为基准的. 实际上星敏自身也存在安装误差, 于是标定算法估计的安装误差是星敏安装和陀螺安装偏差综合的效果. 对于着陆器动力下降的惯性导航来说, 姿态初值是由星敏给出的, 因此标定中将安装基准统一到星敏上不会对导航带来任何不利影响.

3 标定算法的可观性分析

对于(9)和(11)式构成的滤波系统, 当 $\boldsymbol{\omega}^b$ 不变时, 该系统变为时不变系统. 根据线性时不变系统可观性分析理论^[7], 可以计算出对应一个恒定角速度时该滤波器状态不完全可观, 此时由(9)和(11)式构成的系统的可观性矩阵的秩为 6, 也就是说 15 维的状态中有 9 个不可观测, 这也就是 2.2 节中说到的只能观测出姿态误差角(3 维)和等效陀螺漂移(3 维)的原因. 为了提高系统的可观性, 应设定几组不同方向的星体角速度, 这样(8)式等效陀螺漂移中常漂、安装误差和刻度因子的组合系数就会不同, 从而增加系统可观性. 根据分段常值系统可观性分析理论^[8], 对于第 i 个常值角速度, 虽然其对应的可观性矩阵 $\mathbf{Q}_i$ 不是列满秩, 但将所有不同角速度下的可观性矩阵组合起来得到总可观性矩阵 $\mathbf{Q}_s$, 即

$$\mathbf{Q}_s = [\mathbf{Q}_1^T \quad \mathbf{Q}_2^T \quad \cdots \quad \mathbf{Q}_n^T]^T. \quad (12)$$

若 Q_s 列满秩, 状态仍可观. 可以计算, 当 ω^b 取 0 和 3 个正交矢量时, Q_s 的秩是 15, 与 (9), (11) 式构成系统的状态维数一致, 因此所有状态可观. 对于在轨飞行器, 3 个正交角速度矢量可以选择为沿飞行器 3 个惯量主轴, 这样可以利用绕惯量主轴的自旋稳定性, 减少姿控消耗.

4 分层滤波策略

从 2.3 节的算法讨论中可以看到, (9) 式中的状态转移矩阵为 ω^b 的函数, 但 ω^b 并不精确已知. 可以选择用陀螺测量的角速度 $\tilde{\omega}^b$ 或者旋转的目标角速度 ω_{cmd}^b 代替 ω^b 用于状态估计, 但是前者存在陀螺角速度测量误差, 后者存在控制误差, 均会在一定程度上影响滤波的精度. 另外一种方法是将陀螺的测量扣除当前估计出的安装误差、常值漂移和刻度因子误差后再代入状态估计, 即用 $\tilde{\omega}^b - \delta\omega^b$ 来替代 ω^b . 但是 $\delta\omega^b$ 需要根据当前的状态估计计算, 这种处理方法实际将状态估计值与状态估计过程耦合起来了, 在状态估计还未收敛时, 不能获得理想的角速度估值, 还可能影响滤波过程的稳定性. 为此, 嫦娥三号最终设计了一种两层滤波算法.

这种算法实际上是将 2.2 节的惯性姿态估计算法和 2.3 节的陀螺误差标定算法联合起来了. 当采用分阶段匀角速度旋转时, 每个阶段内角速度不变, 这样可以用 2.2 节的方法获得该角速度下的等效陀

螺常值漂移, 这是第一层. 将等效陀螺漂移从陀螺测量的星体角速度中扣除就可以获得较为准确的星体角速度估值, 并用于替代状态转移矩阵中的 ω^b , 这就是第二层算法. 整个分层滤波系统的结果如图 1 所示.

5 在轨飞行结果和分析

嫦娥三号着陆器在地月转移期间对陀螺安装误差、刻度因子误差和常漂实施了在轨标定. 这一阶段, 地球和月球的视半径比较小, 不容易对星敏感器产生干扰.

地月转移期间, 着陆器无特殊任务时处于 +X 轴对日的巡航状态. +X 轴对日的目的是使得太阳翼法线指向太阳, 保证整器的能源供应. 陀螺标定过程需要绕着陆器某个轴进行旋转, 为了仅能降低姿态机动对能源供应的影响, 着陆器在进行一次标定时, 选择了 +X 轴对日停旋 → 绕 -Y 轴匀速旋转 → 绕 +Y 轴匀速旋转 → 绕 -X 轴匀速旋转 → 绕 +X 轴匀速旋转 → 绕 -Z 轴匀速旋转 → 绕 +Z 轴匀速旋转的机动顺序, 每个阶段的持续 20 min, 除第一阶段外旋转角速度均为 $0.1^\circ/\text{s}$. 这样做的好处是经过绕同一个轴的正负 2 次连续旋转之后, 着陆器能够回到初始姿态, 太阳能电池充电效率损失最小.

嫦娥三号共安装有 2 套三正交的陀螺组合件, 2 个组件陀螺敏感轴在空间构成了一种正十二面体构

图 1 陀螺组件坐标系和陀螺的指向误差

型. 由于一次标定时, 只能对 3 个正交陀螺进行标定, 因此需要进行两组标定. 另外, 为了对标定结果进行验证, 着陆器对 2 套陀螺分别进行了 2 次标定, 后一次的结果用于对第一次的结果进行复核.

对陀螺组件 A(组件中 3 个陀螺的编号为 1, 3, 5) 进行第一次标定时, 着陆器本体的旋转角速度如图 2 所示. 可以看到本体分别绕 3 个轴进行了正转和反转.

标定的结果分别如图 3~5 所示. 很明显, 受到可观性的影响, 直到进入绕-Z 轴旋转阶段时(3300 s 以后), 估值才收敛. 陀螺组件 A 第一次标定的结果见表. 从中不难发现, 由于地面安装不可避免存在误差, 再加上运载火箭发射过程中过载对结构的影响, 陀螺存在最大 0.1° 的安装误差角(当然, 这是以星敏为基准, 安装误差角中也包含了星敏的安装误

图 2 陀螺组件 A 第一次标定时的旋转角速度

图 3 陀螺组件 A 第一次标定时刻度因子估值的变化曲线

图 4 陀螺组件 A 第一次标定时安装误差角估值的变化曲线

图 5 陀螺组件 A 第一次标定时常值漂移估值的变化曲线

差), 如果不进行补偿, 将对着陆过程的导航带来较为不利的影响.

将第一次标定后的结果注入星上, 再进行陀螺组件 A 的第二次标定. 2 次标定结果的对比如表 2 所示. 可以看到 2 次标定的结果相差很小, 这间接说明标定结果有效.

同样的, 也对陀螺组件 B(陀螺编号 2, 4, 6)进行了 2 次在轨标定, 取得了类似的效果. 第一次标定的结果以及两次标定的差值分别如表 3 和 4 所示.

嫦娥三号着陆器在完成了陀螺在轨标定后, 还进行了着陆器制动发动机标定和加速度计标定. 这

表 1 陀螺组件 A 第一次标定结果

陀螺	刻度因子误差	误差角 1(°)	误差角 2(°)	常值漂移(°/h)
陀螺 1	0.0013657	-0.0103272	-0.0504888	-0.8462878
陀螺 3	0.0010910	0.0900492	0.0262280	-0.0295064
陀螺 5	-0.0006447	0.0568272	0.1092830	2.2241282

表 2 陀螺组件 A 两次标定的结果比较

陀螺	标定后指向 与上一次标定结果的夹角	标定后脉冲当量 与上一次标定结果的比值
陀螺 1	14.224796"	0.999825
陀螺 3	8.706102"	0.999774
陀螺 5	43.231353"	0.999842

表 3 陀螺组件 B 第一次标定结果

陀螺	刻度因子误差	误差角 1(°)	误差角 2(°)	常值漂移 (°/h)
陀螺 2	2.83718×10^{-5}	2.572×10^{-5}	-0.0151903	-2.0702577
陀螺 4	-0.0006332	0.0642584	0.0756238	-0.3112381
陀螺 6	0.0028839	-0.0028140	0.0367191	-0.7623584

表 4 陀螺组件 B 两次标定的结果比较

陀螺	标定后指向 与上一次标定结果的夹角	标定后脉冲当量 与上一次标定结果的比值
陀螺 2	11.700870"	0.999914
陀螺 4	8.819004"	0.999963
陀螺 6	12.029801"	0.999752

一系列工作大大降低了动力下降过程各种误差源的影响, 最终保证了着陆过程的导航精度和落点控制精度.

6 结论

为了提高月球软着陆动力下降过程导航系统的精度, 嫦娥三号着陆器设计了在轨自主实施的两层陀螺标定算法. 该算法在常规卫星姿态估计方法的基础上, 以星敏感器作为基准, 通过适当的姿态机动序列, 使用 UD 分解卡尔曼滤波技术, 同时估计出了陀螺的安装误差、刻度因子误差和常值漂移. 在轨飞行数据表明达到了预期的目标. 该算法是首次成功应用, 为其他具有类似需求的空间飞行器提供了技术参考.

参考文献

1 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

2 Emily L B, Allan Y L. In-flight characterization of Cassini inertial reference units. In: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hilton Head, South Carolina, 2007

3 Lam Q M, Stamatakos N, Woodruff C, et al. Gyro modeling and estimation of its random noise sources. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Austin, Texas, 2003

4 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

5 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制(2). 北京: 中国宇航出版社, 1998. 112-121

6 Tapley B D, Peters J G. Sequential estimation algorithm using a continuous UDUT covariance factorization. J Guid Control Dynam, 1978, 3: 321-331

7 胡寿松. 自动控制原理. 第五版. 北京: 科学出版社, 2007. 468-499

8 Meskin D G, Bar-Itzhack I Y. Observability analysis of piece-wise constant system, part I: Theory. IEEE T Aero Elec Sys, 1992, 28: 1056-1075

In-flight calibration of the gyros of the Chang'E-3 lunar lander

LI Ji^{1,2}, ZHANG HongHua^{1,2}, ZHAO Yu¹, LIANG Jun¹, ZHANG XiaoWen^{1,2}, GUAN YiFeng^{1,2}
& HUANG XiangYu^{1,2}

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

² *National Key Laboratory of Science and Technology Space Intelligent Control, Beijing 100190, China*

In order to improve the navigation precision in the lunar landing process, an in-flight calibration of the gyros should be performed autonomously to estimate those parameters by the Chang'E-3 lunar lander before the power descending phase began, including misalignment, scale factor errors and biases. For this reason, a new kind of hierarchical filtering algorithm was designed. In the first stage of this algorithm, an attitude estimation method was used to obtain the accurate estimation of the angle velocity of the spacecraft. In the second stage, the onboard computer used a UD Decomposing Kalman filter to estimate the misalignment, scale factor errors and biases of the Gyros simultaneously based on the information from the first filter stage. To increase the system observability, the lander should perform a scheduled attitude maneuver sequence. In this paper, the theory and design philosophy of this method were introduced firstly. Then the procedure of the algorithm and the observability analysis were presented. Finally, the performance of this algorithm was demonstrated using the actual in-flight data.

Chang'E-3 lunar lander, calibration of gyros, misalignment, bias, scale factor error

doi: 10.1360/092014-54