

## 对地观测星载激光测高仪在轨姿态系统误差检校方法

马 跃<sup>1</sup>, 阳凡林<sup>1</sup>, 易 洪<sup>2</sup>, 李 松<sup>2</sup>

- (1. 山东科技大学 测绘学院, 山东 青岛 266590;
2. 武汉大学 电子信息学院, 湖北 武汉 430079)

**摘 要:** 星载激光测高仪通过接收经地表反射的微弱激光脉冲回波, 计算卫星与地表的距离; 结合卫星位置和姿态数据, 生成激光脚点精确地理位置和高程结果。对于高程精度 10 cm 量级的对地观测激光测高仪, 必须对影响严重的姿态角系统误差进行标定和校正。文中推导得出星载激光测高仪姿态角误差与已知地表先验信息相关联的数学模型, 设计了利用大洋表面作为地表标定场, 通过卫星姿态机动方式, 最小二乘估计算法校正卫星在轨系统误差的具体方法。仿真结果表明, 所设计的方法能够准确估计存在的姿态系统误差, 即使大规模观测值丢失, 估计偏差也小于 5%。这种在轨运行系统误差的标定方法对于对地观测星载激光测高仪的姿态误差检校具有参考意义。

**关键词:** 激光遥感; 激光测高仪; 在轨标定; 系统误差; 姿态机动

**中图分类号:** TP79   **文献标志码:** A   **文章编号:** 1007-2276(2015)08-2401-05

## Calibration method of on-orbit attitude systematic error for space-borne laser altimeter of earth observation

Ma Yue<sup>1</sup>, Yang Fanlin<sup>1</sup>, Yi Hong<sup>2</sup>, Li Song<sup>2</sup>

- (1. College of Geomatics, Shandong University of Science and Technology, Qingdao 266590, China;
2. School of Electronic Information, Wuhan University, Wuhan 430079, China)

**Abstract:** The range between satellite and surface target was acquired by processing the weak received waveform which was transmitted from the space-borne laser altimeter and reflected by earth surface. Combined with the precise orbit and attitude data, the accurate location and elevation of laser footprint were calculated. As for the altimeter with elevation accuracy of 10 cm magnitude, the systematic error on attitude angles influencing the accuracy severely should be calibrated effectively. The analytic model of attitude angle error associated with priori knowledge of earth surface was deduced, and the calibration method used to eliminate the attitude error was designed, which utilized the ocean surface as calibration field, was by way of satellite attitude maneuver and based on least squares estimation algorithm. The results of simulation show that the designed method can estimate the systematic error precisely and effectively, even if the mass observed data were lost, the estimated bias is less than 5%. This on-orbit calibration method is beneficial to the systematic error correction for the space-borne laser altimeter, and is of reference significance.

收稿日期: 2014-12-08; 修订日期: 2015-01-11

基金项目: 国家科技支撑计划项目(2012BAB16B01); 国家“十二五”民用航天预先研究项目(卫星激光测量数据处理与冰层高度变化反演); 卫星测绘技术与应用国家测绘地理信息局重点实验室经费资助项目(KLAMTA201408); 中国博士后科学基金面上资助项目(2015M572064); 山东省高等学校科技计划项目(J13LH04)

作者简介: 马跃(1986-), 男, 讲师, 博士, 主要从事激光遥感和光电检测方面的研究。Email: mayue19860103@163.com

**Key words:** laser remote sensing; laser altimeter; on orbit calibration; systematic error; attitude maneuver

## 0 引言

星载激光测高仪通过接收卫星平台激光器发出的激光脉冲经地表反射的微弱回波,并精确计算激光脉冲在卫星和地面之间的渡越时间,得到卫星和地表的距离;结合卫星精密轨道和姿态数据,生成激光脚点精确地理位置和高程结果<sup>[1]</sup>。星载激光测高仪在轨运行期间,其系统误差主要由测距误差和定姿误差决定,严重影响测高数据产品的平面和高程精度。其中测距误差由大气、潮汐等环境因素和探测器噪声等器件因素引起,截止目前全球唯一的对地观测激光测高仪 GLAS(Geoscience Laser Altimeter System)的测距系统误差在几十厘米量级<sup>[2]</sup>;定姿误差由星敏感器等器件误差引起,或由震动和热量等环境影响,改变发射前的星上器件刚性连接关系引起,假设地面斜率为一维分布,对于如 ICESat 卫星 600km 的轨道高度,1° 综合入射角的条件下,30" 姿态误差将导致激光脚点中心 87m 平面方向偏移和 1.5m 高程方向偏差<sup>[3]</sup>。

对于如 GLAS 系统 15cm 高程精度的激光测高仪,必须对存在的系统误差进行标定和校正,美国多个研究机构使用位于全球范围不同纬度的标定场地对其在轨测距和姿态误差等指标进行检校,其中包括美国航空航天局 Luthcke 等<sup>[4]</sup>、Martin 等<sup>[5]</sup>和 Harding 等<sup>[6]</sup>,德州奥斯汀分校 Magruder 等<sup>[7]</sup>,加州地球物理与行星物理研究所的 Fricker<sup>[8]</sup>等。GLAS 系统剔除了绝大部分系统误差,实现了测距 5cm,姿态(包含横滚和俯仰项)1.5"(1σ)的精度指标<sup>[9-10]</sup>。然而,ICESat 卫星在轨运行具体检校系统误差的方法没有文档和资料详细介绍,存在技术暗盒;而对月球、火星观测的激光测高仪,由于无法获得地表精确先验信息,检校方法与对地观测测高仪不同,其绝对高程精度指标低于对地观测 GLAS 系统<sup>[11-13]</sup>。文中将推导星载

激光测高仪姿态角系统误差与已知地表先验信息相关联的数学模型,并设计一套用于标定和校正测高仪在轨期间系统误差的具体方法。研究结论对我国自主研制的对地观测激光测高仪在轨运行期间姿态系统误差的标定和校正工作有参考价值。

## 1 系统误差模型

在星载激光测高仪测量参考坐标系中,如图 1 所示,激光发射参考点为原点  $O$ , $Z$  轴指向地心方

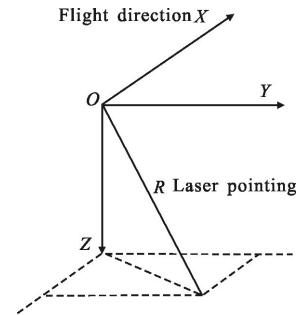


图 1 激光测高系统瞬时测量坐标系

Fig.1 Instantaneous measuring coordinate of laser altimeter

向, $X$  轴指向卫星的飞行方向, $Y$  轴垂直于卫星轨道平面, $XYZ-O$  构成右手系,激光指向在横滚方向摆动,则激光脚点坐标  $[X, Y, Z]^T$  满足:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} + M_{\text{attitude}} \begin{bmatrix} 0 \\ -R\sin\beta \\ R\cos\beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta X_{sc} \\ \Delta Y_{sc} \\ \Delta Z_{sc} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Delta X_0 \\ \Delta Y_0 \\ \Delta Z_0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:向量  $[X_0, Y_0, Z_0]^T$  为由星上位置确定系统计算的卫星质心坐标; $M_{\text{Attitude}}$  为卫星姿态矩阵,满足公式 (2);  $[0, -R\sin\beta, R\cos\beta]^T$  为激光指向矢量坐标;  $[\Delta X_{sc}, \Delta Y_{sc}, \Delta Z_{sc}]^T$  为激光测量参考点与卫星质心的固定偏移量  $\Delta\text{Ref}$ ;  $[\Delta X_0, \Delta Y_0, \Delta Z_0]^T$  为星上位置确定系统中心与卫星质心固定偏移量  $\Delta G$ ,最后两项在一段时间内可以认为是常数向量。

$$M_{\text{attitude}} = \begin{bmatrix} \cos\omega\cos\varphi & -\sin\omega\cos\kappa + \cos\omega\sin\varphi\sin\kappa & \sin\omega\sin\kappa + \cos\omega\sin\varphi\cos\kappa \\ \sin\omega\cos\varphi & \cos\omega\cos\kappa + \sin\omega\sin\varphi\sin\kappa & -\cos\omega\sin\kappa + \sin\omega\sin\varphi\cos\kappa \\ -\sin\varphi & \cos\varphi\sin\kappa & \cos\varphi\cos\kappa \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $\omega$ 、 $\varphi$  和  $\kappa$  分别为卫星  $Z$  轴偏航角(Yaw)、 $Y$  轴俯仰角(Pitch)和  $X$  轴横滚角(Roll)。

而实际上,考虑到通常情况下几十秒量级的姿态系统误差和几十厘米量级的测距系统误差,以及

随机误差之后,地表脚点坐标表示为:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_o \\ Y_o \\ Z_o \end{bmatrix} + M_{\text{attitude}} \begin{bmatrix} 1 & -\Delta\omega & \Delta\varphi \\ \Delta\omega & 1 & -\Delta\kappa \\ -\Delta\varphi & \Delta\kappa & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ -(R+\Delta R)\sin\beta \\ (R+\Delta R)\cos\beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta X_{sc} \\ \Delta Y_{sc} \\ \Delta Z_{sc} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Delta X_o \\ \Delta Y_o \\ \Delta Z_o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: $\Delta\omega$ 、 $\Delta\varphi$  和  $\Delta\kappa$  分别为偏航、俯仰和横滚方向系统姿态误差; $\Delta R$  为测距系统误差; $N_x$ 、 $N_y$  和  $N_z$  为 3 个方向随机误差。相对于数百千米的轨道高度  $R$ , 数十厘米量级的  $\Delta R$  与姿态误差乘积二次项影响非常小,简化公式(3),并保留误差至一次项,可得:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_o \\ Y_o \\ Z_o \end{bmatrix} + M_{\text{attitude}} \begin{bmatrix} \Delta\omega\sin\beta+\Delta\varphi\cos\beta \\ -(\sin\beta+\Delta\kappa\cos\beta)R-\sin\beta\Delta R \\ -(\Delta\kappa\sin\beta+\cos\beta)R+\cos\beta\Delta R \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta X_{sc} \\ \Delta Y_{sc} \\ \Delta Z_{sc} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Delta X_o \\ \Delta Y_o \\ \Delta Z_o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

假设被测地表位置坐标为 $(x, y, z)$ , 满足方程  $f(x, y, z)=0$ ; 实际观测值中包含系统误差  $S$ 、随机误差  $N$  和理论结果  $T$  三部分, 在当地平面坐标系下实际观测的地表位置结果可以表示为  $g(T, S, N)=0$ ; 那么综合考虑系统、环境和目标影响后的观测方程可表示为  $g(T, S, N)=f(x, y, z)$ 。此时, 利用大量观测值和最小二乘估计的方法可以计算出系统误差的大小和随机误差的方差。由于激光测高系统发射激光脉冲到达地面时光斑往往在几十米量级, 测距不再是点对点模式, 而是点对面模式, 因此地表目标为平面或斜面时更有利于检校系统误差, 此时地表位置满足平面方程  $s_1x+s_2y+s_3z+s_4=0$ , 其中  $S=[s_1, s_2, s_3]$  表示平面方程的法向量,  $S$  向量为地表目标先验知识。将公式(4)所得地表坐标代入地表方程中, 可以得到  $[s_1, s_2, s_3][x, y, z]^T+s_4=0$ , 整理可得:

$$s_1(X_o+\Delta X_{sc}-\Delta X_o)+s_2(Y_o+\Delta Y_{sc}-\Delta Y_o)+s_3(Z_o+\Delta Z_{sc}-\Delta Z_o)+(s_1N_x+s_2N_y+s_3N_z)+(s_1\cos\omega\cos\phi+s_2\sin\omega\cos\phi-s_3\sin\phi)\cdot \sin\beta R\Delta\omega+(s_1\cos\omega\cos\phi+s_2\sin\omega\cos\phi-s_3\sin\phi)\cdot \cos\beta R\Delta\varphi-\{[s_1(-\sin\omega\cos\kappa+\cos\omega\sin\phi\cos\kappa)+s_2(\cos\omega\cos\kappa+\sin\omega\sin\phi\sin\kappa)+s_3\cos\phi\sin\kappa]\cos\beta+[s_1(\sin\omega\sin\kappa+\cos\omega\sin\phi\cos\kappa)+s_2(-\cos\omega\cos\kappa+\sin\omega\sin\phi\cos\kappa)+s_3\cos\phi\cos\kappa]\sin\beta\}R\Delta\kappa+\{-[s_1(-\sin\omega\cos\kappa+\cos\omega\sin\phi\sin\kappa)+s_2(\cos\omega\cos\kappa+\sin\omega\sin\phi\sin\kappa)+s_3\cos\phi\sin\kappa]\sin\beta+[s_1(\sin\omega\sin\kappa+$$

$$\cos\omega\sin\phi\cos\kappa)+s_2(-\cos\omega\sin\kappa+\sin\omega\sin\phi\cos\kappa)+s_3\cos\phi\cos\kappa]\cos\beta\} \Delta R-\{[s_1(-\sin\omega\cos\kappa+\cos\omega\sin\phi\sin\kappa)+s_2(\cos\omega\cos\kappa+\sin\omega\sin\phi\sin\kappa)+s_3\cos\phi\sin\kappa]\sin\beta+[s_1(\sin\omega\sin\kappa+\cos\omega\sin\phi\cos\kappa)+s_2(-\cos\omega\cos\kappa+\sin\omega\sin\phi\cos\kappa)+s_3\cos\phi\cos\kappa]\cos\beta\}R+s_4=0 \quad (5)$$

受到卫星平台姿态角的影响, 实际入射斜率等于被测地表斜率与姿态矩阵的乘积, 即  $A=[a_1, a_2, a_3]=S \cdot M_{\text{attitude}}$ , 并令所有随机噪声之和表示为  $N=s_1N_x+s_2N_y+s_3N_z$ , 则公式(5)可以表示为:

$$s_1(X_o+\Delta X_{sc}-\Delta X_o)+s_2(Y_o+\Delta Y_{sc}-\Delta Y_o)+s_3(Z_o+\Delta Z_{sc}-\Delta Z_o)+(a_2\sin\beta+a_3\cos\beta)R+s_4=Ob=-a_1R\sin\beta\Delta\omega-a_1R\cos\beta\Delta\varphi+(a_2\cos\beta+a_3\sin\beta)R\Delta\kappa+(a_2\sin\beta-a_3\cos\beta)\Delta R+N \quad (6)$$

式中:  $Ob$  为实时观测值;  $\Delta\omega$ 、 $\Delta\varphi$ 、 $\Delta\kappa$  和  $\Delta R$  为待估计各项系统误差参数。在实际测量中, 3 个方向姿态角  $\omega$ 、 $\varphi$  和  $\kappa$ , 激光指向角  $\beta$ , 测距值  $R$ , 卫星位置矢量  $[X_o, Y_o, Z_o]^T$  均为已知值,  $\Delta\text{Ref}$  和  $\Delta G$  矢量在一段时间内为常数矢量, 如果有地表先验知识, 即地表法向量  $S$  也为已知量。

## 2 标定和校正方法

如果使用风速较小时的深水海域( $>1000\text{ m}$ )海洋表面作为校准面, 可以近似认为其为带有毛细波的平坦平面, 反射机制为镜面反射, 此时  $S$  向量可以表示为  $[0, 0, 1]$ 。将地表平面方程转换至卫星测量参考坐标系中, 由于当地平面坐标系与卫星测量参考坐标系  $z$  轴相反, 则  $S$  向量变为  $[0, 0, -1]$ 。则公式(6)可以简化为公式(7):

$$-(Z_o+\Delta Z_{sc}-\Delta Z_o)+(\cos\kappa\cos\beta+\sin\kappa\sin\beta)\cos\phi R=\sin\phi\sin\beta R\Delta\omega+\sin\phi\cos\beta R\Delta\varphi+(\sin\kappa\cos\beta+\cos\kappa\sin\beta)\cdot \cos\phi R\Delta\kappa+(\sin\kappa\sin\beta-\cos\kappa\cos\beta)\cdot \cos\phi\Delta R+N \quad (7)$$

忽略固定偏移量, 假设激光指向角  $\beta$  为零, 则观测方程可以表示为:

$$\begin{bmatrix} Ob_1 \\ Ob_2 \\ \vdots \\ Ob_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos\kappa_1\cos\phi_1R & \sin\phi_1R & \sin\kappa_1\cos\phi_1R \\ -\cos\kappa_2\cos\phi_2R & \sin\phi_2R & \sin\kappa_2\cos\phi_2R \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ -\cos\kappa_n\cos\phi_nR & \sin\phi_nR & \sin\kappa_n\cos\phi_nR \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta R \\ \Delta\varphi \\ \Delta\kappa \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} N_1 \\ N_2 \\ \vdots \\ N_n \end{bmatrix} \quad (8)$$

标定和校正过程使用卫星姿态机动方式, 其过程

航向角不变,俯仰和横滚角方向缓慢变化,角度变化不能过快,以最大限度避免引入额外高频的噪声。在激光测高卫星飞越大洋表面过程中,以 ICESat 卫星 600km 的轨道高度为例,在±60°纬度范围内飞行时间超过 2000s。设计俯仰和横滚方向先后按照正弦函数进行姿态机动,振幅固定为 3°,周期为 1600s,如图 2 所示。

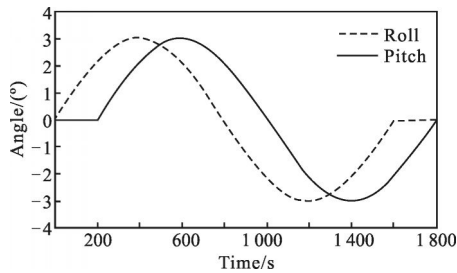


图 2 俯仰和横滚方向的姿态机动变化

Fig.2 Attitude of pitch and roll maneuver profiles

### 3 仿真结果分析

假设使用 ICESat 卫星的轨道高度,则  $Z=600\text{km}$ ;地表法向量、激光指向角和卫星姿态角满足前文所述条件;理论激光测距值  $R_T=Z/\cos(A_T)$ ,其中  $A_T$  为含有系统误差的综合入射角,  $A_T=\arctan\{[\tan(\varphi+\Delta\varphi)^2+\tan(\kappa+\Delta\kappa)^2]^{0.5}\}$ 。假设姿态角在横滚和俯仰方向的随机误差为  $5''(1\sigma, \text{ICESat 卫星为 } 1.5'')$ ;考虑到激光测高仪对海洋表面测距受到海洋潮汐的影响,其修正后误差在  $0.5\sim 1\text{ m}$  范围,假设测距随机误差为  $2\text{ m}(1\sigma)$ ,并假设激光测距重频为  $10\text{ Hz}$ (GLAS 系统为  $40\text{ Hz}$ ),测距系统误差为  $15\text{ cm}$ 。那么在不同姿态角系统误差的假设条件下,其中 ICESat 卫星的姿态角系统误差为  $30''$ 左右,根据观测方程公式(8)和观测残差值  $Ob_n$ ,利用最小二乘法估计的俯仰和横滚角姿态系统误差如表 1 所示。图 3 显示了其中一组俯

表 1 姿态系统误差的假设值和估计值对比

Tab.1 Comparison of assumed and estimated attitude systematic error

Assumed error/(")		Estimated error/(")		Bias/(")	
Pitch	Roll	Pitch	Roll	Pitch	Roll
30	30	29.88	30.02	-0.12	0.02
-30	30	-30.08	30.15	-0.08	0.15
20	-30	20.25	-30.07	0.25	-0.07
-15	-20	-15.13	-20.17	-0.13	-0.17
30	-10	29.95	-9.97	-0.05	0.03
-10	20	-10.25	20.42	-0.25	0.42
Total analysis		Bias mean	0.00	Bias SD	0.19

仰方向系统误差为  $-20''$ 、横滚方向系统误差为  $30''$  时,理论距离残差(无随机误差)、实际观测残差和校正后的距离残差之间对比。图 3 表明,即使观测值混入多种噪声,通过前述方法进行检校后,理论值和校正后曲线几乎重合,而表 1 中的系统误差估计结果与假设值的一致性也同样证明了该方法的正确性。

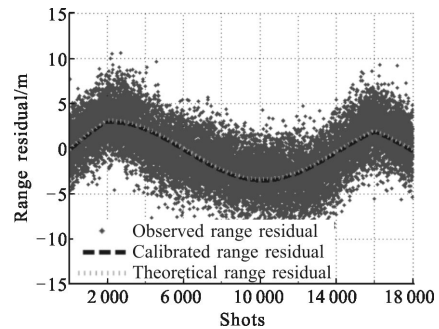


图 3 理论、观测和校正后观测距离残差值对比

Fig.3 Comparison of theoretical, observed and calibrated range residual

由于激光脉冲传播受大气层中的云和气溶胶影响较强,在云层较厚时其吸收和衰减作用将导致无法得到有效测距值,因此图 3 中可能出现部分观测值丢失的情况。图 4 显示了与图 3 系统参数、观测条件和误差大小相同,但在前、中、后三个阶段各丢失连续 1500 次观测值,合计丢失 25% 观测值时的理论与实测距离残差值对比,此时在俯仰和横滚方向系统误差估计结果为  $-20.97''$  和  $28.58''$ ,估计偏差分别为  $-0.97''$  和  $-1.42''$ 。

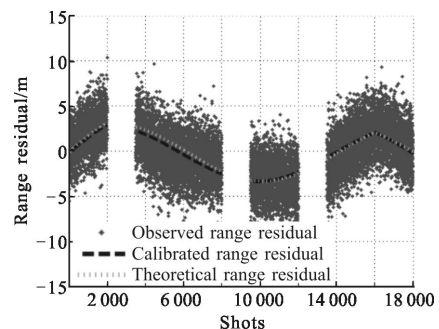


图 4 25% 观测值丢失时的距离残差值对比

Fig.4 Comparison of range residual when 25% observations lost

如果需要在大量观测值丢失时提高估计精度,可以降低卫星姿态机动周期,将前文所假设的  $1600\text{ s}$  姿态机动周期减半,即在整个过程  $1800\text{ s}$  内完成两

个单独的机动周期,其他条件均相同。此时的距离残差如图 5 所示,在俯仰和横滚方向系统误差估计结果为 $-19.78''$ 和 $30.64''$ ,估计偏差分别为 $0.22''$ 和 $0.64''$ 。

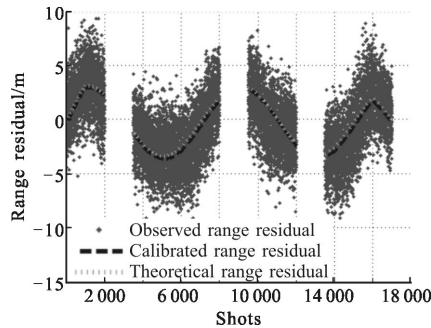


图 5 观测值丢失且姿态机动周期减半的残差对比

Fig.5 Comparison of range residual when observations lost and maneuver cycle reduced by half

实际上,相对于 GLAS 系统 40 Hz 的激光测距重复频率,文中仿真所使用的 10 Hz 重频等价于间断丢失 75%的观测值,进一步仿真了受天气原因影响时连续丢失 25%观测值的情况,且所混入的随机误差也大于 GLAS 系统文档所给出的参考值。如果需要更加精确的估计值,可以提高观测重频,或者在姿态机动过程采用姿态角变振幅方式,不使用文中所假设的 $3^\circ$ 固定值。

## 4 结 论

文中推导得出了星载激光测高仪姿态角系统误差与已知地表先验信息相关联的数学模型,由此建立了误差校正观测方程;设计了使用风速较小时的大洋表面作为地表标定场,通过卫星姿态机动的具体方法,对激光测高仪的姿态系统误差进行标定和校正。仿真结果显示,所设计的系统误差校正方法能够精确地估计出存在的姿态角系统误差,即使出现了大规模的观测值丢失,估计偏差也小于 5%。这种在轨运行期间的系统误差标定和校正方法对于对地观测星载激光测高仪的姿态误差检校具有较高的参考意义。

## 参考文献:

[1] Ma Yue, Li Song, Zhou Hui, et al. Noise suppression method for received waveform of satellite laser altimeter based on adaptive filter[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(12): 3263-3268. (in Chinese)

马跃,李松,周辉,等.基于自适应滤波星载激光测高仪回波噪声抑制方法[J].*红外与激光工程*, 2012, 41(12): 3263-3268.

- [2] Lefsky M A, Keller M, Yong Pang, et al. Revised method for forest canopy height estimation from Geoscience Laser Altimeter System waveforms [J]. *Journal of Applied Remote Sensing*, 2007, 1(1): 1-18.
- [3] Luthcke S B, Rowlands D D, Stoneking E. Spaceborne laser-altimeter-pointing bias calibration from range residual analysis [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2000, 37(3): 374-384.
- [4] Luthcke S B, Rowlands D D, Williams T A, et al. Reduction of ICESat systematic geolocation errors and the impact on ice sheet elevation change detection [J]. *Geophysical Research Letters*, 2005, 32: L21S05.
- [5] Martin C F, Thomas R H, Krabill W B, et al. ICESat range and ranging bias estimation over precise-surveyed terrain [J]. *Geophysical Research Letters*, 2005, 32: L21S07.
- [6] Harding D J, Carabajal C C. ICESat waveform measurements of within-footprint topographic relief and vegetation vertical structure[J]. *Geophysical Research Letters*, 2005, 32: L21S10.
- [7] Magruder L A, Webb C E, Urban T J, et al. ICESat altimetry data product verification at White Sands space harbor [J]. *IEEE Transactions on Geosciences and Remote Sensing*, 2007, 45(1): 147-155.
- [8] Fricker H A, Borsa A, Minster B, et al. Assessment of ICESat performance at the salar de Uyuni, Bolivia [J]. *Geophysical Research Letters*, 2005, 32: L21S06.
- [9] Shuman C A, Zwally H J, Schutz B E. ICESat Antarctic elevation data: Preliminary precision and accuracy assessment [J]. *Geophysical Research Letters*, 2006, 33: L07501.
- [10] Sirota J M, Bae S, Millar P, et al. The transmitter pointing determination in the Geoscience Laser Altimeter System [J]. *Geophysical Research Letters*, 2005, 32: L22S11.
- [11] Rowlands D D, Pavlis D E, Lemoine G A, et al. The use of laser altimetry in the orbit and attitude determination of Mars Global Surveyor [J]. *Geophysical Research Letters*, 1999, 26(9): 1191-1194.
- [12] Zuber M T, Smith D E, Zellar R S, et al. The lunar reconnaissance orbiter laser ranging investigation [J]. *Space Science Reviews*, 2010, 150(1-4): 63-80.
- [13] Smith D E, Zuber M T, Jackson G B, et al. The lunar orbiter laser altimeter investigation on the lunar reconnaissance orbiter mission [J]. *Space Science Reviews*, 2010, 150(1-4): 209-241.