

激光站在星载雷达高度计绝对定标中的应用

徐曦煜^{1,2} 王振占^{1,2} 许可^{1,2}

1 中国科学院微波遥感技术重点实验室, 北京, 100190

2 中国科学院国家空间科学中心, 北京, 100190

摘要:推导了一般情况下激光站为星载雷达高度计进行绝对定标的数学模型, 并进行了仿真验证和误差分析, 对高度计定标精度进行了定量评估。利用 Corsica 定标场区中 Grasse 激光站对 Jason-2 卫星定轨的实测数据进行了分析, 取得了满意的结果。

关键词:星载雷达高度计; 绝对定标; 激光站; 误差分析

中图法分类号:P225.1; P237.9 **文献标志码:**A

星载雷达高度计是重要的微波遥感器, 在大地测量学、海洋学、地球物理学等多个领域广泛应用, 它能以厘米级精度对绝大部分海域的海面高度进行测量, 并同步获取海浪和海风的信息^[1]。2011 年 8 月 16 日我国发射的海洋 2 号 A 星的主载荷之一就是双频雷达高度计^[2-3]。

星载雷达高度计测量的海面高度中, 包括高度计的系统偏差和漂移, 需对其进行绝对定标^[4-5]。国际上发射的每颗测高卫星配置了复杂的海上定标场^[4-8], 当前我国也已开始规划建设自己的海洋卫星遥感定标场。当卫星飞越定标场天顶时, 利用验潮仪或全球导航卫星系统(global navigation satellite system, GNSS)浮标等设备对星下点的海面高进行同步测量, 并和高度计的海面高测量值(经误差校正后)进行比对, 通过多次定标实验, 获得高度计系统的延迟和漂移^[1,9]。

在测高误差中最重要的是轨道误差。在卫星测高中, 卫星轨道高度是由卫星上的定轨设备通过精密定轨技术间接确定的。目前, 我国卫星的定轨误差还在 5 cm 左右, 不能完全满足厘米级的高度计定标精度需求。因此需对星载雷达高度计进行不依赖于精密定轨的定标^[10]。

国内外的测高卫星上都配备了激光反射阵列(laser reflector array, LRA)。在定标场中采用激光站的短弧段技术对卫星轨道进行直接测量, 可信度最高。例如, 在 Corsica 定标场为 Jason-1 高度计定标的过程中, 已证明定标场中的 Ajaccio

激光站^[5](在 2002 年、2005 年、2008 年安装在定标场中)可显著提高绝对定标准确度。

配合星上 LRA, 激光站可独立地对高度计进行定标。正因如此, 目前国际上主流定标场大都配备了激光站, 持续数月进行观测, 不但可有效降低轨道误差对定标的影响, 而且有助于实现定标场的参考框架。

1 原理和模型

1.1 激光跟踪站测距原理

卫星激光测距(satellite laser ranging, SLR)技术是近三十年来重要的大地测量跟踪技术。SLR 能提供绝对测距基准, 是 T/P 和 Jason 系列卫星的基准跟踪系统^[11-12]。

激光跟踪站发射极窄的激光脉冲, 该脉冲被卫星上的激光反射阵列反射之后由激光跟踪站中的光电探测器接收。根据激光传输的往返时间 t 结合光速对卫星和跟踪站之间的距离进行测量, 测量过程中还要进行各种修正(如大气延迟、定时误差校正等)。经修正后, 当前激光测距仪的精密度为毫米级, 准确度优于 1 cm。法国的便携式激光测距站(French transportable laser ranging station, FTLRS)具有精度高、体积小、重量轻、便于移动和布设等优点, 代表了当前激光测距仪的水平, 在 Jason 系列高度计各定标场中起着重要作用^[13]。

在激光测距中,星上 LRA 的光学反射中心相对于卫星重心的偏移应在发射前进行定标。卫星姿态和地面激光站入射角的变化会带来误差,对 LRA 的结构优化设计有助于降低该项误差。如 Jason-1 的 LRA 由 9 个三面角反射棱镜组成,这些棱镜以半球形状排列,大大提高了 LRA 光学中心的稳定性,由 LRA 导致的径向轨道误差在 1 mm 以内。

1.2 定标模型推导

设卫星飞过定标场,则可由高度计测量的卫星到海面距离值,结合现场测量设备测量的海面高度,得到卫星相对于天底点参考椭球面的高度,记为 R_0 。如图 1 所示,则有:

$$R_0 = h_{\text{alt,cor}} - b_{\text{cal}} + h_{\text{in-situ}} \quad (1)$$

式中, $h_{\text{alt,cor}}$ 是修正后的高度计测量的卫星到海面的距离; b_{cal} 是高度计定标偏差,也是待求的量; $h_{\text{in-situ}}$ 是定标场现场(验潮仪或 GNSS 浮标)测量的海面高度。

当前,为保证高度计和卫星上搭载的水汽校正辐射计获得最佳测量性能,高度计定标的参考点往往设在定标场区的开放海域。而激光站往往布设在定标场区内的海岸或小岛上,不在卫星天底点(距离为 10 km 量级),不能直接使用式(1)。

$$R(t) = \sqrt{(R_e + R_0)^2 + (R_e + h_{\text{las}})^2 - 2(R_0 + R_e)(R_e + h_{\text{las}})\cos\theta(t)} \approx$$

$$\sqrt{(R_e + R_0)^2 + (R_e + h_{\text{las}})^2 - 2(R_0 + R_e)(R_e + h_{\text{las}})\left(1 - \frac{d^2(t)}{2R_e^2}\right)} \approx$$

$$(R_0 - h_{\text{las}}) + \frac{(R_0 + R_e)(R_e + h_{\text{las}})d^2(t)}{2(R_0 - h_{\text{las}})R_e^2} \quad (2)$$

无论激光站是否位于由卫星轨道和地心决定的平面上,式(2)均成立,从而有:

$$h(t) = R(t) - R_0 \approx$$

$$-h_{\text{las}} + \frac{(R_0 + R_e)d^2(t)}{2R_0 R_e} \quad (\text{当 } R_e, R_0 \gg h_{\text{las}} \text{ 时})$$

$$(3)$$

设卫星运动方向为 x ,则卫星轨道在地表的投影如图 2 所示。由于卫星运动速度很快,定标时间很短,定标场区只有数十千米,远小于地球半径,因此投影可良好地近似为一个平面,而轨道可良好地近似为直线。

根据卫星大地测量学理论,轨道和东西方向的夹角为:

$$\alpha = \begin{cases} \arccos(\cos\beta/\cos\Psi), \text{ 降轨} \\ \pi - \arccos(\cos\beta/\cos\Psi), \text{ 升轨} \end{cases} \quad (4)$$

式中, β 为高度计的轨道倾角(当 β 为钝角时取其补角,如海洋 2 号高度计中, $\beta=98.5^\circ$, 取 81.5°); Ψ 为定标区域所在的纬度。

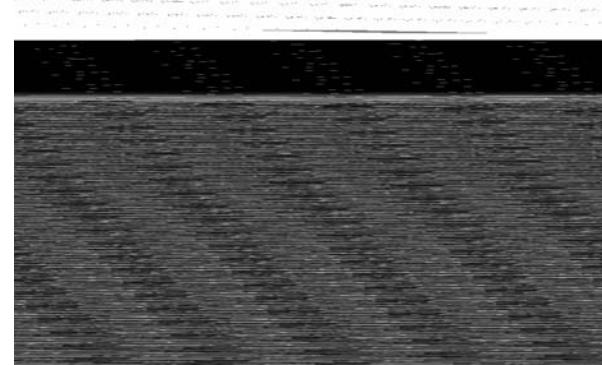


图 1 激光站定标几何示意图

Fig. 1 Geometry of the Altimeter Calibration Based on the Laser Station

本文将推导卫星和激光站之间的通用轨迹方程。

图 1 中, R_0 为卫星到天底点椭球面的高度, R_e 为地球半径, h_{las} 为激光站高出参考椭球面的高度(大地高,可由 GNSS 技术测定), $h = R - R_0$ 为激光站测量值和高度计测量值的高度差。 $\theta = d/R_e$ 是卫星和激光站到地心的连线之间的夹角(其中, d 是卫星地面轨迹和激光站投影之间的距离)。图 1 中 h_{las} 和 h 可正可负,取决于激光站布放的高度。

卫星到激光站的距离 R 是时变函数。在图 1 中根据余弦定理,有:

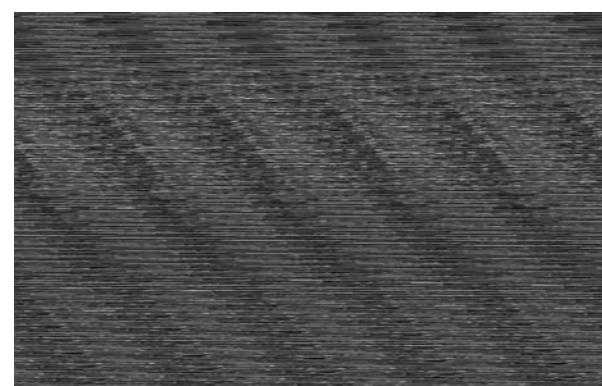


图 2 卫星轨道在地面的投影

Fig. 2 Ground Projections of the Satellite Orbits

设轨道投影和激光站之间投影的最短距离,即最近点(point of closest approach, PCA)地距为 d_{\min} 。图 2 中,降轨地面轨迹近似为直线,记为 AB ,提取卫星精密定轨数据中定标场区轨迹的经度序列,由最小二乘算法可估计其斜率 \hat{k} 和截距 \hat{b} 。

设激光站位于 P 点(其经纬度记为 Lon_0 和 Lat_0),从 P 点向 AB 引垂线,则垂足 C 的经纬度分别为:

$$\text{Lon}_c = \frac{\hat{k} \cdot \text{Lat}_0 + \text{Lon}_0 - \hat{k}\hat{b}}{1 + \hat{k}^2};$$

$$d_{\min} = \sqrt{\left[\frac{2\pi R_e}{360} \cdot \cos(\text{Lat}_0) \cdot (\text{Lon}_c - \text{Lon}_0) \right]^2 + \left[\frac{2\pi R_e}{360} \cdot (\text{Lat}_c - \text{Lat}_0) \right]^2} \quad (6)$$

图 2 中由勾股定理,有:

$$\begin{aligned} d^2 &= d_{\min}^2 + [v_g(t - t_0)]^2 = \\ &= d_{\min}^2 + (v_g t)^2 \quad (\text{不妨设 } t_0 = 0) \end{aligned} \quad (7)$$

式中, v_g 为地面投影的速度; t_0 为 d_{\min} 对应的时刻。将式(7)代入式(2)即得完整的轨迹方程:

$$\begin{aligned} h(t) &= R(t) - R_0 = \frac{(R_0 + R_e)(R_e + h_{\text{las}})v_g^2 t^2}{2(R_0 - h_{\text{las}})R_e^2} + \\ &\quad \left[\frac{(R_0 + R_e)(R_e + h_{\text{las}})d_{\min}^2}{2(R_0 - h_{\text{las}})R_e^2} - h_{\text{las}} \right] \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \hat{R}_0 &= -\frac{(R_{\text{PCA}} + 2h_{\text{las}} - A) + R_{\text{PCA}} + \frac{A^2}{2R_{\text{PCA}}} - A - \frac{2Ah_{\text{las}}}{R_{\text{PCA}}} - \frac{2AR_e}{R_{\text{PCA}}}}{2} \approx \\ &\quad R_{\text{PCA}} + h_{\text{las}} - \left(\frac{h_{\text{las}} + R_e + R_{\text{PCA}}}{R_{\text{PCA}}} \right) A + \frac{A^2}{4R_{\text{PCA}}} \end{aligned} \quad (10)$$

其中最后一项贡献通常很小,和 d_{\min} 的 4 次方成正比。当 $d_{\min} = 20$ km 时,其贡献为 0.3 mm;当 $d_{\min} = 30$ km 时,其贡献为 1.6 mm;当 $d_{\min} = 50$ km 时,其贡献为 12.0 mm。

由式(1)和式(10)可得:

$$\begin{aligned} b_{\text{cal}} &= h_{\text{alt,cor}} + h_{\text{in-situ}} - \hat{R}_0 = \\ &= h_{\text{alt,cor}} - R_{\text{PCA}} - \frac{d_{\min}^2}{2R_e^2 R_{\text{PCA}}} (R_e + h_{\text{las}}) \cdot \\ &\quad (R_e + R_{\text{PCA}} + h_{\text{las}}) + \Delta h \end{aligned} \quad (11)$$

式中, $\Delta h = h_{\text{in-situ}} - h_{\text{las}}$ 。特别当激光站位于星下点时, $d_{\min} = 0$ 。上式退化为:

$$b_{\text{cal}} = h_{\text{alt,cor}} - R_{\text{PCA}} + \Delta h \quad (12)$$

式(12)就是“过顶”定标的模型。国外文献中^[4,6]给出了式(12)或其等价形式,但定标模型的一般形式迄今未见发表。由于 $h_{\text{in-situ}}$ 和 h_{las} 的相对高差 Δh 可在同一个参考框架下采用 GNSS 差分技术相当精确地测出,由 GNSS 参考站位置带来的偏差可消去。若定标场中没有激光站,这项偏差可达厘米级,且很难通过多次定标降低。

1.3 最近点距离计算

§ 1.2 节模型中,最重要的是 R_{PCA} 的确定。由于卫星在轨运行速度很快,固定在地面的激光站跟踪时间有限。激光站都有旋转机构,能适应大范围的高度角。激光站在某个高度角上锁定卫星的目标后,不断调整高度角以适应卫星的运行轨迹。在这个过程中激光站测量的高度角越来越

$$\text{Lat}_c = \hat{k} \cdot \text{Lon}_c + \hat{b} \quad (5)$$

从而最近距离为:

在最近点, $t = 0$, 有:

$$\begin{aligned} R_{\text{PCA}} - R_0 + h_{\text{las}} &= \frac{(R_0 + R_e)(R_e + h_{\text{las}})d_{\min}^2}{2(R_0 - h_{\text{las}})R_e^2} = \\ &= \frac{R_0 + R_e}{R_0 - h_{\text{las}}} \cdot A \quad (\text{记 } A = \frac{(R_e + h_{\text{las}})d_{\min}^2}{2R_e^2}) \end{aligned} \quad (9)$$

式中, R_{PCA} 为最近点距离。

式(9)可化为关于 R_0 的一元二次方程,其有两个解,符合物理意义的解为:

$$\begin{aligned} &\frac{A^2}{2R_{\text{PCA}}} - A - \frac{2Ah_{\text{las}}}{R_{\text{PCA}}} - \frac{2AR_e}{R_{\text{PCA}}} \approx \\ &\quad R_{\text{PCA}} + h_{\text{las}} - \left(\frac{h_{\text{las}} + R_e + R_{\text{PCA}}}{R_{\text{PCA}}} \right) A + \frac{A^2}{4R_{\text{PCA}}} \end{aligned} \quad (10)$$

大,直到 PCA 时刻达到最大值,此时对应的距离最短,此后高度角逐渐降低,直至跟踪失锁。

如图 3 所示,设卫星由右向左运动,在 S_1 点处,激光站捕获到卫星的回波,此时激光站的仰角为 φ (高度角是仰角的余角),地心的张角为 θ 。卫星运行到 S_2 点处时,和激光站之间的距离最近。在 $\triangle OLS_1$ 中,根据正弦定理,可解出 θ :

$$\theta = \varphi - \arcsin\left(\frac{R_e \sin \varphi}{R_e + R_0}\right) \quad (13)$$

进而,卫星在张角 θ 内运行的距离为:

$$S_1 S_2 = R_e \theta = R_e \left[\varphi - \arcsin\left(\frac{R_e \sin \varphi}{R_e + R_0}\right) \right] \quad (14)$$

在对称的情况下,激光站能跟踪到卫星的最远距离是 S_1 到 S_2 之间距离的两倍。卫星近似作匀速圆周运动,设其运行速度为 V_s ,则激光器跟踪时间为:

$$t = \frac{2S_1 S_2}{V_s} = \frac{2R_e}{V_s} \left[\varphi - \arcsin\left(\frac{R_e \sin \varphi}{R_e + R_0}\right) \right] \quad (15)$$

设激光器在卫星高度角为 30° ($\varphi = 60^\circ$) 时开始跟踪,地球半径为 6 371 km(取平均值),卫星高度 800 km,卫星速度 7.5 m/s,则可得 $t = 287$ s,即连续跟踪时间接近 5 min。激光站的跟踪性能和激光站的位置、硬件特性及天气情况等多种因素相关。保守估计,不妨设激光站跟踪持续时间为 1 min。

激光站在实际运行中往往不一定能跟踪到最近点,这时可通过数据拟合的方法获得最近点的

位置。由式(2)可知,卫星到激光站的距离随时间变化的曲线是一条抛物线。对该抛物线进行最小二乘拟合,即可获得抛物线顶点(最近点)的位置。该方法最大限度地用到了所有的激光跟踪数据,经最小二乘拟合之后,可显著降低由激光站单次测距不精确带来的误差,其理论精度优于1 mm。

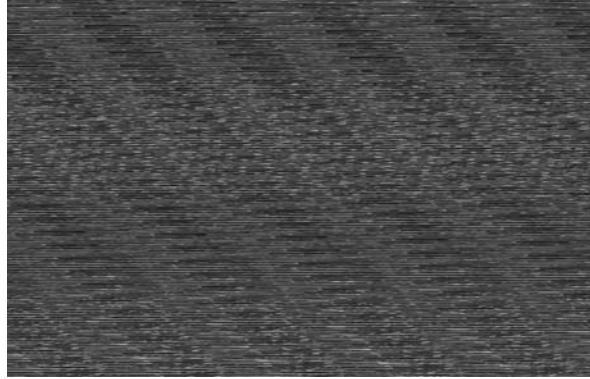


图3 激光站跟踪持续时间计算图

Fig. 3 Computation of Duration of the Laser Station Tracking

根据式(11),共有5个因素引起 b_{cal} 误差,合理地假定这5个因素不相关,则高度计的定标误差可由均方和(root square sum, RSS)规则合成,为:

$$\delta b_{\text{cal}} = \sqrt{\sum_{i=1}^5 \left(\frac{\partial b_{\text{cal}}}{\partial p_i} \cdot \delta p_i \right)^2} \quad (16)$$

式中, $[p_1 \quad p_2 \quad p_3 \quad p_4 \quad p_5] = [R_{\text{PCA}} \quad h_{\text{alt,cor}} \quad h_{\text{in-situ}} \quad h_{\text{las}} \quad d_{\text{min}}]$ 。

式(16)即为激光站定标的误差模型。

2 仿真实验

为了验证本文中的模型和理论,并对激光站定标方案的误差进行评估,本文设计了一系列仿真实验。表1为仿真实验中所用的参数一览表,其中地球半径取平均半径。

表1 仿真实验所用的参数

Tab. 1 Parameters in Simulation

参数	卫星高度	卫星速度	地球半径	激光站地距	激光站高
符号	R_0	V_s	R_e	d_{min}	h_{las}
取值	800 km	7.5 km/s	6 371 km	10 km	20 m

2.1 激光站到卫星的最近点距离精度仿真

激光站的距离测量值中带有噪声,主要由激光站的仪器噪声和激光脉冲中的时间抖动等引起,因此可合理地假设该噪声是高斯白噪声。将这些距离测量值进行二次多项式拟合,可得一条抛物线,抛物线的顶点对应着激光站和卫星的最

近距离。

仿真中,激光站单次测距噪声的标准差设为3 cm,经拟合之后得到的 R_{PCA} 和理论值的误差记为 ΔR_{PCA} 。经过10 000次蒙特卡洛仿真实验,可以得到 ΔR_{PCA} 的统计特性。本文的仿真实验得到 ΔR_{PCA} 的标准差为1.8 mm。这也证明,采用一段激光测距的数据拟合可有效地提高最近点的测距精度。

2.2 由激光站测量的卫星到天底点的距离偏差

基于激光站的定标方案中,是由激光站和卫星的最近距离,根据式(10)估计出卫星到天底点的距离的。但在推导过程中采用了近似,因此距离估计值和真实距离 R_0 之间存在偏差 ΔR_0 ,随着 d_{min} 的增加急剧增加。当 $d_{\text{min}} = 10$ km时, ΔR_0 约为-6 mm;而在 $d_{\text{min}} = 20$ km时, ΔR_0 约为-88 mm。显然,在激光站距离较远时,偏差难以接受,必须进行修正。修正算法是进行多项式最小二乘拟合,即建立如下拟合模型:

$$\Delta R_0 = \sum_{i=0}^N a_i d_{\text{min}}^i \quad (17)$$

式中, a_i 为第*i*阶多项式的系数。

采用表1中的仿真参数,分别对 ΔR_0 进行2~8阶最小二乘拟合,求其平均二次误差(mean quadratic errors, MQE):

$$\text{MQE} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\Delta R_{0,i} - \Delta \hat{R}_{0,i})^2 \quad (18)$$

本文的仿真中 d_{min} 从100 m到20 km,以100 m为步长取了200个点。仿真结果表明,6阶以上的最小二乘拟合性能大致相当,因此可对 ΔR_0 进行6阶多项式修正。经过该修正,式(11)中忽略 A^2 项导致的误差也一并进行了考虑,拓宽了本文模型的适用范围。

2.3 定标误差仿真分析

本文还进行了误差分析仿真实验。如式(17)所示,有5个参数会给最终的定标误差带来影响。这些量的测量精度见表2。

表2 仿真实验参数精度一览表

Tab. 2 Precision of the Simulation Parameters

参数	取值	精度	定标贡献
高度计修正后距离 $h_{\text{alt,cor}}$	800 km	3 cm	3 cm
激光站和卫星最近距离 R_{PCA}	800.06 km	3 mm	3 mm
激光站高度 h_{las}	20 m	1 cm	$\ll 1$ mm
激光站离卫星地面轨迹最近距离 d_{min}	10 km	5 cm	$\ll 1$ mm
星下点海面和激光站高度差($h_{\text{in-situ}} - h_{\text{las}}$)	10 m	1 cm	1 cm
地球半径 R_e	6 371 km	0	0
定标偏差 b_{cal}	-	-	3.2 cm

高度计修正后距离测量值中的误差包括高度计仪器噪声、对流层延迟、电离层延迟、海况偏差等,这些误差的修正方法详见文献[1,3,9]。根据 Jason 系列高度计的经验,修正后距离总误差在定标场中优于 3 cm^[12-13]。激光站和卫星最近点距离的精度在 § 2.1 节的仿真实验中为 1.8 mm,考虑到算法误差和大气对激光的影响等因素,本文放宽至 3 mm。激光站的大地高可由 GNSS 技术精确测定,由于高度计定标场周边一般建有高等级的 GNSS 基准站,经长期观测,激光站的大地高精度优于 1 cm;激光站离卫星地面轨迹最近距离取决于卫星定轨误差,目前我国卫星的定轨误差一般在 5 cm 左右。星下点海面高度可由载波相位差分 GNSS 浮标进行测量,通过它和激光站建立的 GNSS 差分关系,可精确测量二者的高度差。根据式(16),本文仿真了各个误差源对最终的高度计定标偏差精度的贡献,见表 2 的最后一列。

从表 2 中可以看到,最终的定标精度主要是由高度计修正后距离测量的精度决定的,引入激光站之后,测高卫星由定轨变成测轨,而和激光站相关的误差对总误差的贡献约为 3 mm,显著降低了轨道误差对高度计绝对定标误差的贡献,大幅提高了星载雷达高度计定标的精度。

3 激光站实测数据分析与验证

为了验证本文的理论和方法,对 Jason-2 卫星的激光站实际跟踪数据进行了处理。本文使用法国 Corsica 定标场区内格拉斯(Grasse)的FTLRS 激光站(该站同时配备了 DORIS 和 GPS 跟踪设备)进行研究。实验采用了 2013-08-27 格林尼治时间 20 点左右的激光站数据。数据由欧洲激光数据中心发布。Grasse 激光站位于 Jason-2 高度计的一个交叉点(第 9 轨和第 222 轨)附近^[5]。Grasse 的海拔高度约为 350 m,视野开阔,很适合激光站观测。

图 4 为激光站到卫星距离随时间的变化序列图。激光站测量点并不均匀,但已足以确定卫星轨道。对该距离序列进行多项式拟合,即可得 PCA 时刻卫星到激光站的距离:

$$R(t) = \sum_{i=0}^N c_i t^i \quad (19)$$

多项式拟合的常数项 c_0 对应于 \hat{R}_{PCA} 。经测试,多项式拟合增加到 6 阶以后, \hat{R}_{PCA} 精度不再随多项式的阶数增加而改善。此时 \hat{R}_{PCA} 精度为 0.7

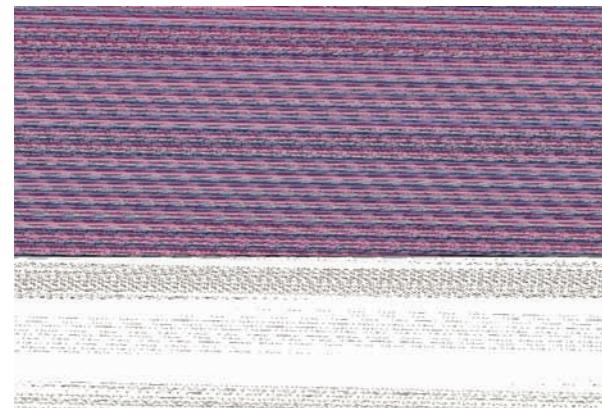


图 4 激光站到卫星距离随时间的变化图

Fig. 4 Range Between Laser Station and Satellite with Respect to the Time History

mm,该结果比 § 2.1 节仿真实验的精度(1.8 mm)更高,因为仿真实验中激光站单次测距噪声的标准差设为较保守的 3 cm,而 FTLRS 的单次测距噪声优于 1 cm。这也印证了表 2 中 \hat{R}_{PCA} 精度取 3 mm 的指标是合理的。

4 结语

本文研究了激光站对星载雷达高度计绝对定标精度的贡献,对配备激光站的典型定标场,推导了一般情况下的定标理论模型,并进行了仿真实验验证,对激光站定标方法中高度计的定标精度进行了定量评估。使用 Grasse 激光站获得的 Jason-2 上 LRA 的回波数据进行的分析表明,选取约 100 s 的数据,最近点距离的估计精度可达 1 mm 以内,这也验证了激光站测量的高精度。

在使用激光站的高度计定标方案中,并不需要精确地确定激光站自身的绝对高度,更关注激光站和现场海面高度测量设备之间的高差,而该高差可通过差分 GNSS 技术精确地确定。这也放松了定标场持续、精确地进行水准测量的要求,提高了定标场的可行性和可维护性。这就特别适用于利用 GNSS 浮标测量现场海面高度的场合。因此,若在定标场中同时配备激光站和 GNSS 浮标,可达到最佳效果。

当然,本文讨论的是单次定标实验中的定标误差。在星载雷达高度计的实际定标过程中,往往采用回归轨道,定标误差会随着定标次数的增加而降低。在定标场中配置激光站,可有效提高整个定标的精度;在定标精度指标不变时,在定标场中配置激光站可显著降低高度计所需的定标次数,降低定标的成本,并增加定标的可靠性。

参 考 文 献

- [1] Fu L L, Cazenave A. Satellite Altimetry and Earth Sciences [M]. San Diego: Academic, 2011
- [2] Xu Ke, Jiang Jingshan, Liu Heguang. HY-2A Radar Altimeter Design and in Flight Preliminary Results [C]. IEEE International Geoscience & Remote Sensing Symposium, Melbourne, VIC, 2013
- [3] Xu Xiyu, Xu Ke, Wang Zhenzhan, et al. Compensating the PTR and LPF Features of the HY-2A Satellite Altimeter Utilizing Look-up Tables [J]. *IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing*, 2015, 8(1):149-159
- [4] Martin C, Kolenkiewicz R. Calibration Validation of the GEOS-3 Altimeter [J]. *J Geophys Res*, 1981, 86 (7): 6 369-6 381
- [5] Bonnefond P, Exertier P, Laurain O, et al. Absolute Calibration of Jason-1 and TOPEX/Poseidon Altimeters in Corsica [J]. *Mar Geod*, 2003, 26(3/4):261-284
- [6] Haines B, Desai S, Born G. The Harvest Experiment: Calibration of the Climate Data Record from TOPEX/Poseidon, Jason-1 and the Ocean Surface Topography Mission [J]. *Mar Geod*, 2010, 33(1): 91-113
- [7] Bonnefond P, Exertier P, Laurain O, et al. Abs-
- olute Calibration of Jason-1 and Jason-2 Altimeters in Corsica During the Formation Flight Phase [J]. *Mar Geod*, 2011, 33(S1): 80-90
- [8] Watson C, White N, Church J, et al. Absolute Calibration in Bass Strait: TOPEX, Jason-1 and OSTM/Jason-2 [J]. *Mar Geod*, 2011, 34(3/4):242-260
- [9] Xu Xiyu. Study on Spaceborne Radar Altimeter Error Analysis and Calibration Technology [D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2008 (徐曦煜, 星载雷达高度计误差分析和定标技术研究[D]. 北京:中国科学院,2008)
- [10] Exertier P, Nicolas J, Berio P, et al. The Role of Laser Ranging for Calibrating Jason-1: The Corsica Tracking Campaign [J]. *Mar Geod*, 2004, 27(1/2): 333-340
- [11] Menard Y, Fu L L, Escudier P, et al. The Jason-1 Mission [J]. *Mar Geod*, 2003, 26(3/4): 131-146
- [12] Neeck S P, Vaze P V. The Ocean Surface Topography Mission (OSTM) [J]. *Sensors, Systems, and Next-Generation Satellites*, 2008, 7 106: 603-614
- [13] Nicolas J, Pierron F, Samon E et al. Centimeter Accuracy for the French Transportable Laser Ranging Station (FTLRS) through Sub-system Controls [J]. *Surveys in Geophysics*, 2001, 22: 449-464

Application of Laser Tracking Technology to Absolute Calibration of Space-borne Radar Altimeters

XU Xiyu^{1,2} WANG Zhenzhan^{1,2} XU Ke^{1,2}

1 Key Laboratory of Microwave Remote Sensing, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

2 Center for Space Science and Applied Research, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

Abstract: Space-borne radar altimeters can measure a majority of the global sea surface height within an accuracy of few centimeters, but there are various errors in altimetry measurements, so absolute calibration activities are necessary. Ground laser stations have range accuracies of better than 1cm, so can be combined with the space-borne laser reflector array (LRA) included in independent calibration. A general model for laser calibration for space-borne altimeter is deduced, one not previously presented in the relevant publications. Afterwards, simulations and error analysis were executed based on the model, and the calibration precision was estimated quantitatively. In particular, the Grasse laser observations (actual laser echoes from the Jason-2 satellite LRA) in the vicinity of the Corsica calibration site were analyzed, the results were promising. Finally, the contributions of the laser station in the calibration site are summarized, and the benefits of simultaneously operating laser station and GNSS buoy configuration are discussed. The construction and performance assessment of China's forthcoming satellite altimeter calibration site will benefit from the study detailed.

Key words: space-borne radar altimeter; absolute calibration; laser station; error analysis

First author: XU Xiyu, PhD, associate professor, specializes in data processing and calibration of satellite radar altimeters. E-mail: xuxiyu@mirslab.cn

Foundation support: Chinese Civil Aerospace Program.