0254-6124/2013/33(5)-554–07 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Zhong Xia, Zhang Jianwei, Yu Hao. A method of satellite calibration for radar's system error based on least-square estimation. *Chin. J. Space Sci.*, 2013, **33**(5): 554-560

基于最小二乘估计的雷达系统误差卫星标定方法*

钟 霞[1] 张建伟[2] 于 灏[3]

1(南京信息工程大学物理与光电工程学院 南京 210044)

2(南京信息工程大学数学与统计学院 南京 210044)

3(南京电子技术研究所 南京 210039)

摘 要 雷达系统误差标定对精密测量雷达系统精度具有重要作用. 本文针对基于精轨卫星的雷达系统误差参数标定技术, 建立误差参数解算数学模型, 对关键算法的最小二乘估计进行分析推导, 并对卫星标定技术实现进行了系统设计. 采用本文算法, 依据某雷达常规手段实测的系统误差参数项进行仿真及仿真结果分析. 研究结果表明, 基于最小二乘估计的方法在卫星标定技术中是可行的.

关键词 雷达, 系统误差, 最小二乘估计, 卫星标定

中图分类号 V 55, TN 959. 6

A Method of Satellite Calibration for Radar's System Error Based on Least-square Estimation

ZHONG Xia[1] ZHANG Jianwei[2] YU Hao[3]

1(*School of Physics and Optoelectronic Engineering, Nanjing University of Information Science and Technology, Nanjing* 210044)

2(*School of Mathematic and Statistics, Nanjing University of Information Science and Technology, Nanjing* 210044)

3(*Nanjing Research Institute of Electronic Technology, Nanjing* 210039)

Abstract It is important to calibrate the system errors of precise-measurement radar for the aim of ensuring its measurement precision. The satellite calibration method for radar system error is a new method by measuring optical tracking satellites. In this paper, the key algorithm of satellite calibration method based on least-square estimation is analyzed and deduced. Then, the satellite calibration system is designed. Finally, the algorithm is simulated, according to the value of radar system error parameter obtained with traditional calibration method, and the simulation results are analyzed. It shows that the satellite calibration technique based on least-square estimation method is effective.

Key words Radar, Systematic errors, Least-square estimation, Satellite calibration

---

* 国家自然科学青年基金项目 (61003209), 国家自然科学基金项目 (61173072), 江苏省自然科学基金项目 (BK2011824) 和江苏省高校自然科学研究项目 (10KJB520012) 共同资助

2012-06-04 收到原稿, 2013-07-03 收到修定稿

E-mail: zhongxia_2008@sohu.com

0　引言

雷达作为空间目标的探测定位设备, 对精度有很高的要求, 为剥离其自身系统误差, 需要对雷达系统进行标定. 目前, 中国脉冲测量雷达的常规标定方法需要借助标校塔、距离标、方位标等外部固定基准设备以及水平仪、望远镜等观测仪器来标定零值、轴系误差等系统误差分量, 其缺点是需要建标校塔, 移动性差, 对雷达周围地貌也有要求, 并且对于需要满足远场条件的宽脉冲信号难以建设距离标.

在美国和俄罗斯等国家, 已广泛采用了以运行于空间近地轨道的人造卫星作为基准目标对雷达系统进行误差标定的卫星标定技术. 卫星标定技术在中国尚处于起步阶段 [1−2], 本文给出一种基于最小二乘的方法, 结合卫星精密轨道数据, 对雷达系统误差分量进行估算.

1　误差修正模型

雷达系统误差可分解为多个误差分量, 采用标定技术对误差分量进行估算后, 通过如下误差修正模型, 对雷达测量数据进行修正 [3]:

$$R_{\rm r} = R_{\rm m} + R_0, \tag{1}$$

$$\begin{aligned} A_{\rm r} =& A_{\rm m} + A_0 + \theta_{\rm m}\sin(A_{\rm m} - A_{\max})\tan E_{\rm m} + \\ & \delta_{\rm m}\tan E_{\rm m} + \nu_{\rm az}\sec E_{\rm m}, \end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned} E_{\rm r} =& E_{\rm m} + E_0 + \theta_{\rm m}\cos(A_{\rm m} - A_{\max}) + \\ & \rho_{\rm g}\cos E_{\rm m} + \nu_{\rm el}. \end{aligned} \tag{3}$$

其中, 式 (1) 为距离修正, 式 (2) 为方位修正, 式 (3) 为仰角修正. 模型变量的意义列于表 1.

2　误差分量估计

2.1　公式推导

由式 (1) 得到

$$R_{\rm r} - R_{\rm m} = R_0. \tag{4}$$

令

$$\Delta R = R_{\rm r} - R_{\rm m}, \tag{5}$$

表 1　模型的变量及意义

Table 1　Significance of the model symbol

变量	意义	变量	意义
$R_{\rm r}$	距离修正值	A_0	方位零值
$A_{\rm r}$	方位修正值	E_0	俯仰零值
$E_{\rm r}$	仰角修正值	$\theta_{\rm m}$	最大不水平角
$R_{\rm m}$	距离测量值	$\delta_{\rm m}$	方位俯仰不正交角
$A_{\rm m}$	方位测量值	$\nu_{\rm az}$	方位机电不匹配角
$E_{\rm m}$	仰角测量值	$\nu_{\rm el}$	俯仰机电不匹配角
R_0	距离零值	$\rho_{\rm g}$	天线重力下垂
$A_{\max}$	最大不水平角所在方位角		

则有

$$\Delta R = R_0. \tag{6}$$

由式 (2) 得到

$$\begin{aligned} A_{\rm r} - A_{\rm m} =& A_0 + \theta_{\rm m}\sin(A_{\rm m} - A_{\max})\tan E_{\rm m} + \\ & \delta_{\rm m}\tan E_{\rm m} + \nu_{\rm az}\sec E_{\rm m} = \\ & A_0 + \sin A_{\rm m}\tan(E_{\rm m})\theta_{\rm m}\cos A_{\max} - \\ & \cos A_{\rm m}\tan(E_{\rm m})\theta_{\rm m}\sin A_{\max} + \\ & \tan(E_{\rm m})\delta_{\rm m} + \sec(E_{\rm m})\nu_{\rm az}. \end{aligned} \tag{7}$$

令

$$\Delta A = A_{\rm r} - A_{\rm m}, \tag{8}$$

$$x_0 = A_0, \tag{9}$$

$$x_1 = \theta_{\rm m}\cos A_{\max}, \tag{10}$$

$$x_2 = \theta_{\rm m}\sin A_{\max}, \tag{11}$$

$$x_3 = \delta_{\rm m}, \tag{12}$$

$$x_4 = \nu_{\rm az}, \tag{13}$$

则有

$$\begin{aligned} \Delta A =& x_0 + \sin A_{\rm m}\tan(E_{\rm m})x_1 - \\ & \cos A_{\rm m}\tan(E_{\rm m})x_2 + \\ & \tan(E_{\rm m})x_3 + \sec(E_{\rm m})x_4. \end{aligned} \tag{14}$$

同样, 由式 (3) 得到

$$\begin{aligned} E_{\rm r} - E_{\rm m} =& E_0 + \theta_{\rm m}\cos(A_{\rm m} - A_{\max}) + \\ & \rho_{\rm g}\cos E_{\rm m} + \nu_{\rm el} = \\ & E_0 + \cos(A_{\rm m})\theta_{\rm m}\cos A_{\max} + \end{aligned}$$

$$\sin(A_{\rm m})\theta_{\rm m}\sin A_{\max}+\cos(E_{\rm m})\rho_{\rm g}+\nu_{\rm el}. \tag{15}$$

令

$$\Delta E = E_{\rm r}-E_{\rm m}, \tag{16}$$

$$y_0 = E_0+\nu_{\rm el}, \tag{17}$$

$$y_1 = \theta_{\rm m}\cos A_{\max}, \tag{18}$$

$$y_2 = \theta_{\rm m}\sin A_{\max}, \tag{19}$$

$$y_3 = \rho_{\rm g}. \tag{20}$$

则有

$$\begin{aligned}\Delta E =& y_0+\cos(A_{\rm m})y_1+\sin(A_{\rm m})y_2+\\ &\cos(E_{\rm m})y_3.\end{aligned} \tag{21}$$

其中, $\Delta R,\Delta A,\Delta E$ 分别表示雷达修正值与原始测量值的距离、方位角、仰角残差.

2.2 最小二乘法求解

为了估计误差分量, 利用雷达跟踪精轨卫星, 并用卫星精轨数据代替系统误差修正后的数据, 则 2.1 节中的残差表示雷达原始测量数据与卫星精轨数据的残差.

假定有 k 组测量值和精轨数据, 为保证参数估计的收敛性, 根据大数定律, 选取的 k 值要足够大. 则第 $i=1,2,\cdots,k$ 组数据满足

$$\Delta R_i = R_0, \tag{22}$$

$$\begin{aligned}\Delta A_i =& x_0+\sin A_{{\rm m},i}\tan(E_{{\rm m},i})x_1-\\ &\cos A_{{\rm m},i}\tan(E_{{\rm m},i})x_2+\\ &\tan(E_{{\rm m},i})x_3+\sec(E_{{\rm m},i})x_4,\end{aligned} \tag{23}$$

$$\begin{aligned}\Delta E_i =& y_0+\cos(A_{{\rm m},i})y_1+\sin(A_{{\rm m},i})y_2+\\ &\cos(E_{{\rm m},i})y_3.\end{aligned} \tag{24}$$

这里

$$\Delta R_i = R_{{\rm pre},i}-R_{{\rm m},i}, \tag{25}$$

$$\Delta A_i = A_{{\rm pre},i}-A_{{\rm m},i}, \tag{26}$$

$$\Delta E_i = E_{{\rm pre},i}-E_{{\rm m},i}. \tag{27}$$

式中, $R_{{\rm m},i},A_{{\rm m},i},E_{{\rm m},i}$ 表示第 i 组雷达的测量值, $R_{{\rm pre},i},A_{{\rm pre},i},E_{{\rm pre},i}$ 表示对应第 i 组测量值同时刻的卫星精轨数据, 其他参数意义同上.

令

$$\Delta\bar{\boldsymbol{A}}=\begin{bmatrix}\Delta A_1\\ \Delta A_2\\ \cdots\\ \Delta A_k\end{bmatrix},\quad \Delta\bar{\boldsymbol{E}}=\begin{bmatrix}\Delta E_1\\ \Delta E_2\\ \cdots\\ \Delta E_k\end{bmatrix}, \tag{28}$$

$$\boldsymbol{N}=\begin{bmatrix}1 & \cos A_{{\rm m},1} & \sin A_{{\rm m},1} & \cos E_{{\rm m},1}\\ 1 & \cos A_{{\rm m},2} & \sin A_{{\rm m},2} & \cos E_{{\rm m},2}\\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots\\ 1 & \cos A_{{\rm m},k} & \sin A_{{\rm m},k} & \cos E_{{\rm m},k}\end{bmatrix}, \tag{29}$$

$$\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix}x_0\\ x_1\\ x_2\\ x_3\\ x_4\end{bmatrix},\quad \boldsymbol{Y}=\begin{bmatrix}y_0\\ y_1\\ y_2\\ y_3\end{bmatrix}, \tag{30}$$

$$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix}1 & D_1 & -G_1 & Q_1 & O_1\\ 1 & D_2 & -G_2 & Q_2 & O_2\\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots\\ 1 & D_k & -G_k & Q_k & O_k\end{bmatrix},$$

$$\begin{aligned}&D_1=\sin A_{{\rm m},1}\tan E_{{\rm m},1},\\ &D_2=\sin A_{{\rm m},2}\tan E_{{\rm m},2},\\ &D_k=\sin A_{{\rm m},k}\tan E_{{\rm m},k},\\ &G_1=\cos A_{{\rm m},1}\tan E_{{\rm m},1},\\ &G_2=\cos A_{{\rm m},2}\tan E_{{\rm m},2},\\ &G_k=\cos A_{{\rm m},k}\tan E_{{\rm m},k},\\ &Q_1=\tan E_{{\rm m},1},\quad O_1=\sec E_{{\rm m},1},\\ &Q_2=\tan E_{{\rm m},2},\quad O_2=\sec E_{{\rm m},2},\\ &Q_k=\tan E_{{\rm m},k},\quad O_k=\sec E_{{\rm m},k},\end{aligned} \tag{31}$$

则有

$$\Delta\,\bar{A}=\boldsymbol{M}\boldsymbol{X}, \tag{32}$$

$$\Delta\bar{\boldsymbol{E}}=\boldsymbol{N}\boldsymbol{Y}. \tag{33}$$

根据最小二乘准则可以估算系统误差分量矩阵:

$$R_0=\frac{1}{k}\sum_{i=1}^{k}\Delta R_i, \tag{34}$$

$$\boldsymbol{X}=(\boldsymbol{M}^{\rm T}\boldsymbol{M})^{-1}\boldsymbol{M}^{\rm T}\Delta\bar{\boldsymbol{A}}, \tag{35}$$

$$\boldsymbol{Y}=(\boldsymbol{N}^{\rm T}\boldsymbol{N})^{-1}\boldsymbol{N}^{\rm T}\Delta\bar{\boldsymbol{E}}. \tag{36}$$

根据式 (9) ∼ (13) 及式 (17) ∼ (20), 可以求得第 1 节中描述的雷达系统误差分量.

需要说明的是, 算法中对仰角 E_0, $\nu_{\rm el}$ 进行了合并处理, 只给出了 $E_0+\nu_{\rm el}$ 的估计值, 不会影响系统误差修正的结果.

3　系统设计

3.1　精轨卫星选择

脉冲测量雷达的精度要求较高, 其中, 距离精度 $\leqslant 7\,\mathrm{m}$, 角度精度 $\leqslant 0.2\,\mathrm{mrad}$. 因此, 用来标定雷达的卫星精轨数据精度要求更高, 必须达到雷达 10 倍以上的精度要求.

根据卫星精密定轨技术发展现状, 可以通过全球测站进行卫星激光测距 (SLR), 计算精轨数据. 通常, 单站的激光测距精度可以达到厘米级, 通过多站定位计算的精轨数据完全可用来进行雷达标定卫星精轨数据可由国家天文台获取.

为了确保误差参数解算的精度, 要求精轨数据覆盖方位 0°∼360° 空域, 仰角 20°∼65° 的范围. 因此, 在选择跟踪卫星时, 需要选择同时期的多颗卫星进行跟踪测量, 以满足角度覆盖的要求.

表 2 列出了国际上公开发布的具有较高激光测距精度的 1500 km 高度以内的可选卫星.

3.2　系统处理流程

卫星标校系统首先需要对雷达测量数据进行预处理, 然后结合精轨数据进行误差分量估算. 系统设计的处理流程如图 1 所示.

3.2.1　波束中心偏角修正

雷达在跟踪目标的过程中, 只要目标在其波束范围内即可实现跟踪, 但是目标并不一定在波束中心, 特别是在过航捷时, 由于角度变化快, 容易产生动态滞后, 导致角度跟踪精度下降, 因此, 为提高方位和仰角的数据精度, 需要进行波束中心偏角修正.

根据雷达设计, 提取和通道回波信号与差通道回波信号, 则波束中心偏角可以通过复比得到, 然后对雷达跟踪目标的方位和仰角进行波束中心偏角修正 [4].

和通道信号为

$$\Sigma=\Sigma_I+\mathrm{j}\,\Sigma_Q, \tag{37}$$

差通道信号为

$$\Delta=\Delta_I+\mathrm{j}\,\Delta_Q, \tag{38}$$

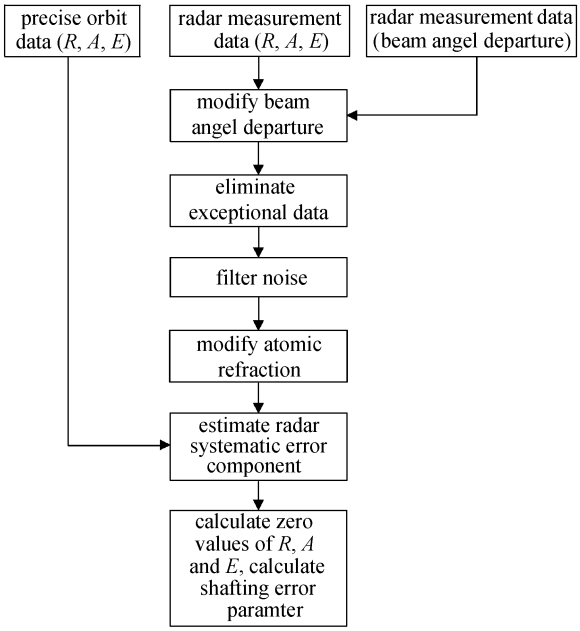

图 1　卫星标校处理流程

Fig. 1　Satellite calibration flow chart

表 2　公开发布的具有较高激光测距精度的可选卫星

Table 2　Optional satellite published with high precision of laser ranging

卫星名称	国际编号	发射时间	轨道倾角/(°)	半长轴/km	近地点 × 远地点/km
GOCE	34602	2009	96.582	6621	237 × 248
CRYOSAT	36508	2010	92.013	7097	710 × 727
GRACE-1	27391	2002	89.020	6820	431 × 453
GRACE-2	27392	2002	89.017	6820	430 × 454
TERRASAR-X	31698	2007	97.445	6887	507 × 509
TANDEM-X	36605	2010	97.445	6887	508 × 509

波束中心偏角为

$$\Psi = \mathrm{Re}\Big(\frac{\Delta}{\Sigma}\Big) = \frac{\Delta_I \Sigma_I + \Delta_Q \Sigma_Q}{\Sigma_I^2 + \Sigma_Q^2}. \tag{39}$$

3.2.2 剔除异常值

雷达在跟踪过程中可能会产生异常值, 因此, 为了确保雷达数据精度, 需要对得到的数据进行合理性检验, 剔除数据中的异常值.

根据统计学原理, 假定测量元 (距离、方位角、仰角) 的精度要求为 σ, 则可取合理性检验门限为 3σ. 假定已知前面等间隔的 4 个时刻的数据 x_1, x_2, x_3, x_4, 则对于下一时刻的数据 x_5 应该满足

$$|x_5 - (2.25x_4 - 0.75x_3 - 1.25x_2 + 0.75x_1)| \leqslant 3\sigma. \tag{40}$$

如果不满足, 则判定为异常值.

3.2.3 噪声滤波

雷达测量系统不可避免会产生测量噪声, 对测量数据引入随机误差, 为了提高数据精度, 减小随机误差对标定的影响, 需要对测量数据进行平滑滤波. 因为测量雷达数据率通常为 20 Hz, 数据率较高, 可以采用适用于线性系统的标准卡尔漫滤波方法, 分别对距离、方位角、仰角进行平滑滤波.

滤波模型采用 Singer 模型进行建模 [5]. 采样间隔为 t, 状态变量定义为

$$\boldsymbol{X} = (\, x \quad \dot{x} \quad \ddot{x}\,)^{\mathrm{T}}. \tag{41}$$

状态转移矩阵定义为

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} 1 & t & \dfrac{t^2}{2} \\ 0 & 1 & t \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \tag{42}$$

过程噪声协方差矩阵定义为

$$\boldsymbol{Q} = \sigma \begin{bmatrix} \dfrac{t^5}{20} & \dfrac{t^4}{8} & \dfrac{t^3}{6} \\ \dfrac{t^4}{8} & \dfrac{t^3}{3} & \dfrac{t^2}{2} \\ \dfrac{t^3}{6} & \dfrac{t^2}{2} & t \end{bmatrix}, \tag{43}$$

式中, σ 表示机动项, 可取 0.05, 量测距阵定义为

$$\boldsymbol{C} = (\, 1 \quad 0 \quad 0\,). \tag{44}$$

3.2.4 电波折射修正

由于无线电波在大气中传播时会受到不均匀介质的影响而产生折射效应, 使得电波射线发生弯曲, 传播速度异于光速, 最终导致雷达在定位、导航中产生折射误差.

电波折射在低仰角、远距离探测时对精度影响较大, 为减小折射影响, 标定计算选取的雷达数据可以将仰角限定在 20°~65° 的范围. 同时也需要对测量数据进行电波折射误差修正, 进一步提高数据精度.

文献 [6−7] 中对大气折射影响进行了研究, 给出了折射修正的经验公式, 对仰角 5° 以上远超出大气层的目标, 折射误差 ΔE_{T} 可近似表示为

$$\Delta E_{\mathrm{T}} = N_{\mathrm{S}} \cot E \times 10^{-3} \ \mathrm{mrad}. \tag{45}$$

其中, N_{S} 表示雷达所在地的地面折射率, E 表示目标仰角.

3.2.5 系统误差参数估计

雷达测量数据进行预处理后, 与对应时刻的精轨数据进行融合处理, 采用第 2 节中算法, 可以解算出雷达系统误差分量参数.

4 系统仿真

对所提出的算法进行仿真, 并分别对仿真数据的产生及仿真结果进行说明, 这里的仿真没有考虑大气折射.

4.1 仿真数据生成

以某雷达为例, 反射式跟踪系统精度如下.

$$d \leqslant 7\,\mathrm{m},\ A \leqslant 0.2\,\mathrm{mrad},\ E \leqslant 0.2\,\mathrm{mrad}.$$

其中, d 为距离, A 为方位角, E 为仰角. 通过常规标定方式, 测得的雷达各系统误差分量列于表 3.

根据雷达站址选择卫星的跟踪时段, 要求仿真数据满足方位和仰角的覆盖要求.

首先对网上双行根数进行解算, 产生点位信息, 然后叠加高斯噪声, 作为测量信息的输入. 利用常规标定的系统误差参数, 对根数解算的点位信息按照系统误差修正模型进行计算, 作为精轨数据的输入.

表 3　系统误差分量

Table 3　Systematic error component

	R_0/m	$A_0/(^\circ)$	$E_0/(^\circ)$	$\theta_{\rm m}/(^\circ)$	$A_{\max}/(^\circ)$	$\delta_{\rm m}/(^\circ)$	$\nu_{\rm az}/(^\circ)$	$\nu_{\rm el}/(^\circ)$	$\rho_{\rm g}/('')$
常规	−582.310	−0.02	0.015	−0.00839	12.636	−0.0166	−0.0895	0.0605	−109.8
仿真	−580.834	−0.0249	0.0732	0.00845	167.994	−0.01698	−0.08895	0	−109.51

高斯噪声为 $R \approx N(0,7^2)$, $A \approx N(0,0.0114^2)$, $E \approx N(0,0.0114^2)$, 其中, 概率分布的标准差分别取雷达精度指标.

4.2　仿真结果

利用仿真数据, 通过上述最小二乘法, 对卫星精轨数据和测量数据进行数据处理, 估算雷达系统误差分量, 其结果列于表 3. 通过对常规标定值与仿真估算值进行比较发现, 仿真中对 $E_0+\nu_{\rm el}$ 进行了合并估计; $\theta_{\rm m}$ 的结果符号相反, 且 $A_{\max}$ 相差接近 180°, 其物理意义是最大上倾角与下倾角的关系, 不会影响系统误差修正结果; 其余误差项结果一致.

选取一个跟踪圈次, 采用仿真估算的系统误差分量对原始测量数据进行系统误差修正, 然后分别计算原始测量值、修正值与精轨数据的残差.

图 2(a) 给出的是距离原始测量值与精轨数据的残差曲线, 图 2(b) 给出的是距离修正值与精轨数据的残差曲线; 图 3(a) 给出的是方位原始测量值与精轨数据的残差曲线, 图 3(b) 给出的是方位修正值与精轨数据的残差曲线; 图 4(a) 给出的是仰角原始测量值与精轨数据的残差曲线, 图 4(b) 给出的是仰角修正值与精轨数据的残差曲线. 通过比较可以看出, 用仿真数据计算得到的系统误差参数进行系统误差修正, 效果明显, 满足精度要求.

仿真结果表明, 采用最小二乘方法估算的系统误差参数满足精度要求.

5　结语

对卫星标校技术进行了系统设计, 推导了系统误差参数的最小二乘估计数学模型, 并对算法进行了仿

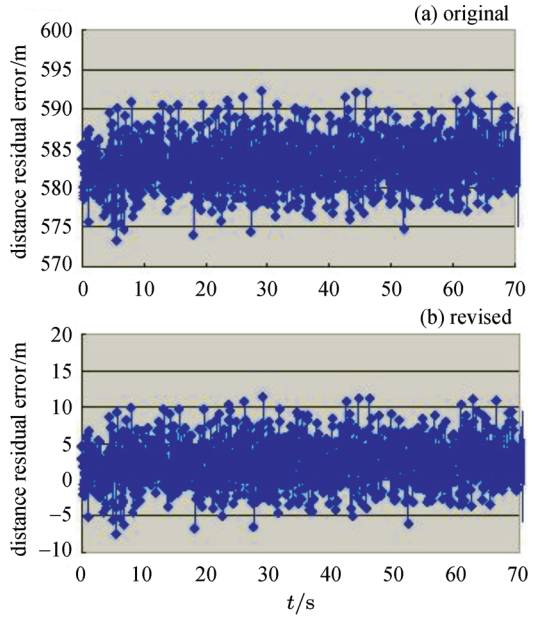

图 2　原始及修正的距离残差随时间变化曲线

Fig. 2　Original and the revised distance residual error curves versus time

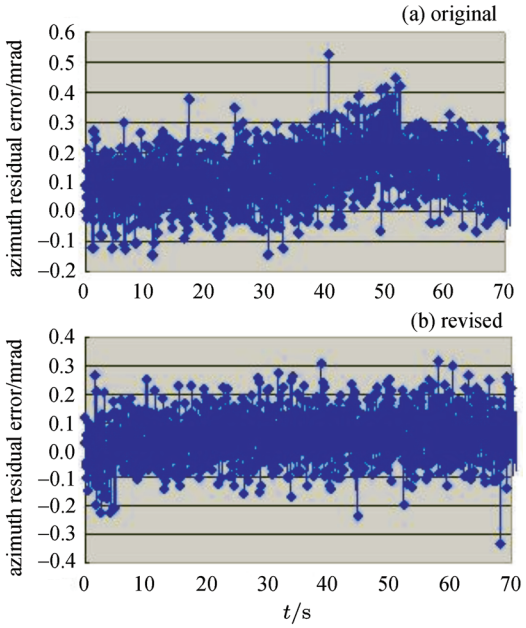

图 3　原始及修正的方位残差随时间变化曲线

Fig. 3　Original and the revised azimuth residual error curves versus time

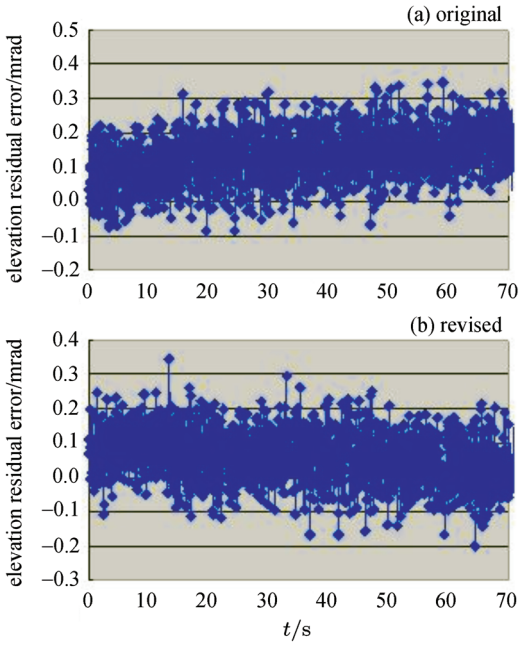

图 4 原始及修正的仰角残差随时间变化曲线

Fig. 4 Original and the revised elevation residual error curves versus time

真. 研究表明, 利用跟踪精轨卫星进行雷达系统误差参数标定是有效可行的, 并且标定过程不受天气和场地影响, 可适用多种体制雷达, 具有广阔的应用前景.

参考文献

[1] Jin Sheng, Deng Yingli, Zhu Tianlin. Study on satellite calibration method for pulse instrumentation radar [J]. *J. Spacecr. TT&C Tech.*, 2005, **24**(4):66-70. In Chinese (金胜, 邓颖丽, 朱天林. 脉冲测量雷达卫星标定方法研究 [J]. 飞行器测控学报, 2005, **24**(4):66-70)

[2] Huang Jiagui, Yang Xiao. Implement of pulse radar's calibration by measuring optical tracking satellites [J]. *Syst. Eng. Elect.*, 2007, **29**(10):1600-1602. In Chinese (黄家贵, 杨潇. 脉冲测量雷达卫星标校的实现 [J]. 系统工程与电子技术, 2007, **29**(10):1600-1602)

[3] Lou Yuxi. Radar Accuracy Analysis [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1979. In Chinese (楼宇希. 雷达精度分析 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1979)

[4] Wang Dechun. Precision Tracking and Instrumentation Radar Technology [M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2006. In Chinese (王德纯. 精密跟踪测量雷达技术 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2006)

[5] Singer R A. Estimating optimal tracking filter performance for manned maneuvering targets [J]. *IEEE Trans. Aerosp. Elect. Syst.*, 1970, **6**(7):473-483

[6] Huang Jie. Correction for Atmospheric Refractive Error of Radio Wave [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1999. In Chinese (黄捷. 电波大气折射误差修正 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1999)

[7] Jiang Changyin, Huang Jie. Practical method of corrections for refraction errors in arbitrary atmosphere [J]. *Chin. J. Elect.*, 1999, **27**(3):45-48. In Chinese (江长荫, 黄捷. 任意大气层折射误差的实用修正方法 [J]. 电子学报, 1999, **27**(3):45-48)