

文章编号 1004-924X(2017)07-1909-10

基于高精度星敏感器的船载雷达 海上精度鉴定

郭敬明^{1,2*}, 刘冰¹, 何昕², 张同双¹, 潘良¹, 焦宏伟¹

(1. 中国卫星海上测控部, 江苏 江阴 214431;

2. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要: 航天测量船海上航行时主要通过精度校飞进行雷达精度鉴定, 针对其周期长、耗费大和组织协调困难的缺点, 提出了一种采用高精度星敏感器与雷达捷联跟踪测量空间目标进行海上精度鉴定的方法。雷达在跟踪空间目标的同时, 星敏感器实时拍摄天线指向附近星图。首先, 星敏感器利用雷达输出的编码器角度计算视轴的初始指向, 通过快速星图识别和目标定位获取天线地心坐标系精确指向; 然后, 经坐标变换到地平系, 根据蒙气差模型修正地平系俯仰角, 再经过船摇修正转换到甲板坐标系; 最后, 进行轴系误差及脱靶量修正, 实现雷达指向精度鉴定。试验结果表明: 利用该方法测量的船载雷达相对于星敏感器方位、俯仰随机残差优于 $50''$, 满足雷达精度鉴定要求, 证明该方法的可行性。

关键词: 精度鉴定; 星敏感器; 星图识别; 蒙气差

中图分类号: TN911.73 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20172507.1909

Maritime precision appraisal for ship-borne radar based on high-precision star sensor

GUO Jing-ming^{1,2*}, LIU Bing¹, HE Xin², ZHANG Tong-shuang¹,
PAN Liang¹, JIAO Hong-wei¹

(1. China Satellite Maritime Tracking and Controlling Department, Jiangyin 214431, China;

(2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

* Corresponding author, E-mail: gjm441@163.com

Abstract: At the time of marine navigation for the astronautic measurement ship, it was mainly subject to radar precision appraisal through accuracy calibration flight; thus it has long period, large costs, hard organization and coordination, and other defects. By taking advantages of high-precision star sensor and radar strap-down to track and measure the space target, a kind of marine precision appraisal method was proposed. At the time of tracking space target by radar, the star sensor shoots the star map nearby the antenna pointing. Firstly, the star sensor calculated the initial pointing of the bore-sight by the angle of the encoder output by radar; through fast star map identification and target localization, the precision pointing of the geocentric coordinates system for the antenna was obtained; Then, it was transformed to the horizontal coordinate system from the coordinate; according to

收稿日期: 2016-04-22; 修订日期: 2016-07-15.

基金项目: 航天科学基金资助项目 (No. 2001-JS-000675); 国家自然科学基金资助项目 (No. 60878052)

atmospheric refraction model, the pitch angle of the horizontal coordinate system was corrected; and it was transformed to the deck coordinate system through ship swing correction; Finally, the pointing precision evaluation of radar was realized through axial system error and miss distance correction. The experimental result shows that comparing with the star sensor, the azimuth and pitch angle random rest error of the ship-borne radar measured by using the method is superior to $50''$, which meets the requirement of radar precision evaluation and shows the method is feasible.

Key words: precision appraisal; star sensor; star identification; atmospheric refraction

1 引言

航天测量船是为了适应导弹和航天器试验的发展而在海上设置的测控站,其测控设备以船舶为平台。为确保船载雷达的测量精度,必须适时对设备进行标定和校准,主要分为坞内标校和海上标校两部分。坞内标校是基础,可进行全面精确的标校,获取误差修正模型的参数;海上标校是在动态条件下进行的,利用精度校飞可进行设备精度鉴定和参数校准^[1]。但现有海上精度校飞存在周期长、耗费大及组织协调困难等缺点,因此有必要寻找一种可以代替精度校飞的精度鉴定方法,满足高频度海上试验任务的需求。

文献[2]提出利用船载经纬仪与测量雷达同时跟踪同一空间目标,将两组测量数据进行比较得到雷达电轴的指向精度。但船载经纬仪通常视场小,一般只能探测到 4 等恒星,且数据比较时会产生船体变形误差及经纬仪轴系误差,也无法解算空间目标的地心系坐标,应用范围因此受到限制。星敏感器是一种以恒星为参考基准的高精度姿态敏感器,能够给出相对惯性空间的高精度姿态信息,且不随时间漂移,姿态测量精度优于 $5''$ ^[3]。因此,本文提出了一种利用高精度星敏感器进行雷达海上精度鉴定的方法。将星敏感器安装在雷达天线上,以指向精度高的星敏感器为精度基准(即提供一个不依赖雷达编码器的高精度角度测量基准),雷达和星敏感器同时跟踪空间目标,星敏感器实时拍摄雷达天线指向附近的星图,利用雷达输出编码器角度来计算视轴初始指向,通过快速星图识别、姿态确定等获取星敏感器视轴精确指向;然后,通过目标定位方法得到空间目标对应的姿态角,即天线真实指向。经过坐标变换到地平系,根据蒙气差模型修正地平系俯仰角,

再经过船摇修正到甲板坐标系;最后,进行轴系及脱靶量修正,解算雷达指向精度。

2 星敏感器与船载雷达捷联测量

星敏感器与船载雷达捷联安装示意图如图 1 所示,星敏感器安装固定于雷达天线上,恒星通过天线上的窗口在星敏感器 CCD 靶面上成像,雷达跟踪空间目标时,星敏感器能够同步拍摄天线指向附近的星图。 $O_b-X_bY_bZ_b$ 为惯导甲板坐标系,是船载测量设备坐标基准。坐标原点 O_b 位于惯导三轴中心, X_b 轴沿艏艉线指向船艏, Y_b 轴垂直甲板向上, Z_b 轴与 X_b 轴、 Y_b 轴成右手定则,指向右舷。

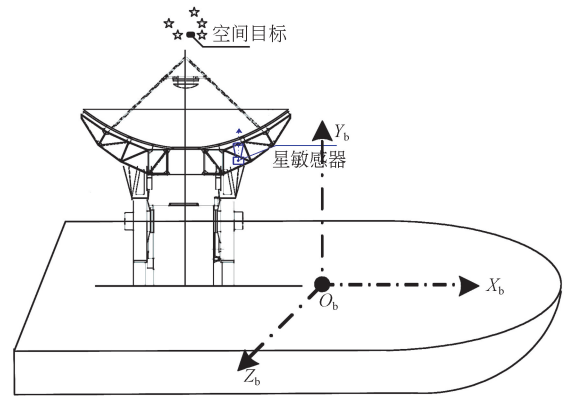


图 1 星敏感器与船载雷达捷联安装示意图

Fig. 1 Strapdown installation of star sensor and ship-borne radar

如图 2 所示,雷达电轴跟踪空间目标时,空间目标在星敏感器靶面成像。本文定义 $O_{b1}-X_{b1}Y_{b1}Z_{b1}$ 为船载雷达测量坐标系(在坞内标定时修正大盘不水平度),与惯导甲板坐标系 $O_b-X_bY_bZ_b$ 相差船体变形量。坐标原点 O_{b1} 为雷达三轴中心, X_{b1} 轴沿艏艉线指向船艏, Y_{b1} 轴垂直甲板向上, Z_{b1} 轴

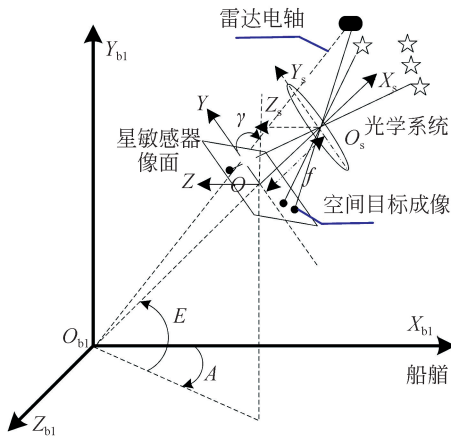


图 2 船载雷达与星敏感器相关坐标系

Fig. 2 Coordinate systems of ship-borne radar and star sensor

与 X_{b1} 轴、 Y_{b1} 轴成右手定则, 指向右舷。定义 O_s - $X_s Y_s Z_s$ 为星敏感器像空间坐标系, 与航天飞行器

安装的星敏感器定义不同, 为了更好地标定船载星敏感器坐标系与雷达测量坐标系不重合关系, 定义 X_s 沿光轴方向指向观测目标, Y_s 轴平行于像平面坐标系 Y 轴, 沿图像传感器场扫描方向向上, Z_s 轴与 X_s 轴、 Y_s 轴成右手定则, 沿图像传感器行扫描方向向右。

星敏感器与船载雷达捷联测量进行海上精度鉴定原理如图 3 所示。在雷达设备底座固联星敏感器与捷联惯导组合(以下称星惯组合)船姿测量系统, 提供雷达设备基座处高精度船体姿态^[4-6]。由于星敏感器与船载雷达设备的测量数据不在同一坐标系下(前者为地心惯性坐标系, 后者为甲板坐标系), 不能直接比对, 需利用星惯组合船姿测量数据, 首先将星敏感器的测量数据经过岁差、章动和船位等修正转换地平系, 然后利用船姿数据转换到甲板坐标系中, 从而获取设备角度误差信息, 进行船载雷达设备的海上精度鉴定。

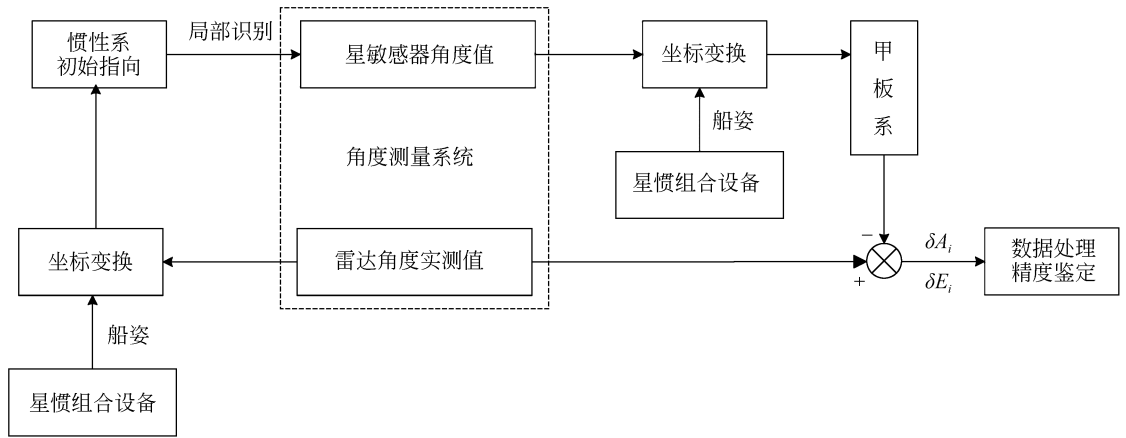


图 3 海上精度鉴定原理图

Fig. 3 Principle of maritime precision appraisal

3 雷达海上精度鉴定

3.1 空间目标快速定位

星敏感器的姿态测量精度可由休斯公司的仿真评价公式估算如式(1)和式(2)。

$$\sigma_P = \sigma_Y = \frac{\sigma_{xy}}{\sqrt{n}}, \quad (1)$$

$$\sigma_R = \sqrt{\frac{2}{n-1}} \cdot \frac{\sigma_{xy}}{\theta_{sep}}, \quad (2)$$

其中: σ_P 、 σ_Y 分别是偏航、俯仰方向的姿态测量误差角度, σ_R 是横滚方向的姿态测量误差角度, n

是参与姿态计算的恒星数, σ_{xy} 是星敏感器像面坐标系中 x 、 y 方向上的角度测量误差(单星测量误差), θ_{sep} 为探测星的平均分离角度。

姿态测量精度随着单星测量精度、参与计算星数目的增加而提高。单星测量精度与像元角分辨率及像元细分有关, 而方形视场内平均恒星数可由式(3)获得。

$$N_{FOV} = 6.57e^{1.08M_V} \cdot \eta, \quad (3)$$

其中: η 是视场角, 为 FOV 的方形视场可覆盖的天空范围, 可由式(4)计算。

$$\eta = \frac{1}{2} - \frac{1}{\pi} \arccos[\sin^2(FOV/2)]. \quad (4)$$

本文使用的高精度星敏传感器视场为 $4^\circ \times 4^\circ$ ，可计算得出视场平均恒星约为 42 颗。探测星等达 9.0 等，而 9.0 等导航星库约为 12 万颗，如果星敏传感器完全在全天球识别模式下工作，必须将观测星与整个导航星库进行匹配，增加误识别率的同时数据更新率也难以满足任务需求。星敏传感器安装在雷达天线上，则光轴指向与雷达电轴角度偏差在坞内时即可标定，本文充分利用雷达设备角度信息缩小了搜索范围，确定视轴粗指向后再进行局部星图识别，节省运算时间的同时也提高了数据更新率。

确定视轴粗指向后，如何快速检索导航星尤为重要。由于星敏传感器视场内恒星与整个天球相比，比率不足 0.1%，本文通过球矩形的方法将天球划分成 800 个球矩形小天区，赤经和赤纬分别 40 等分和 20 等分，每一个小天区代表赤经和赤纬方向上 9° 的跨度。按 $4^\circ \times 4^\circ$ 视场内平均恒星数约为 42 颗计算，星角距为 $C_{42}^2 = 861$ 个，而导航三角形为 $C_{42}^3 = 11\ 480$ 个。导航星在视场内分布应该使每个视场内导航星的个数满足正常的识别和姿态计算的需要。在一些星分布比较密集的天区，视场内星个数比较多，过多的恒星会使得匹配时间较长，在满足姿态计算精度的情况下，应删除冗余的导航星，本文设为 8 颗星。而在一些星分布稀疏的天区，则应保留导航星。此外，还需要剔除双星，即星表中星角距不大于 4 个像素的导航星对，将其合成一颗星处理。完成各小天区导航星筛选后，建立各小天区星角距库，每个天区内导航星的

星角距不大于 $4^\circ \times \sqrt{2}$ ，否则剔除。对不同小天区的恒星，即使满足星角距要求 ($4^\circ \times \sqrt{2}$)，也不建立星对角距库。星敏传感器视场范围跨度较大，识别时导入视场跨度范围内所有小天区的导航星库和星角距库，包含了相邻小天区内部星角距库，而小天区之间的恒星建立星角距库时会产生极大冗余，影响识别速度。如图 4 所示，星敏传感器方形视场的范围跨度为 4 个小天区，导入这 4 个小天区的导航星库和星角距库，用于快速局部星图识别，将大大提高识别效率和准确率。

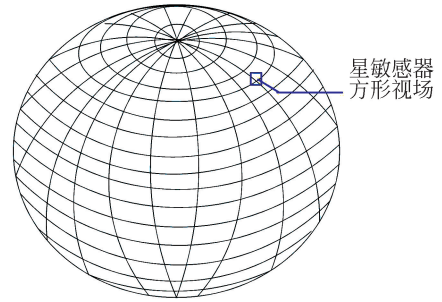


图 4 星敏传感器视场对应小天区

Fig. 4 Corresponding sub sky area of FOV of star sensor

雷达跟踪空间目标时，设备实时输出的为甲板系角度，修正船摇后得到地平系角度，然后通过图 5 所示的坐标变换得到星敏传感器的地心惯性系视轴初始指向，从而通过局部星图识别和姿态确定等获取星敏传感器真实视轴指向，这样将极大地提高星敏传感器的数据更新率。



图 5 坐标变换

Fig. 5 Coordinate transformation

假设船载雷达测量设备在 t 时刻跟踪空间目标实时甲板系角度为 (A_{bt}, E_{bt}) ，雷达电轴地平系指向 (A_{DPt}, E_{DPt}) ，可由式(5)计算得到。

$$\begin{bmatrix} X_{DPt} \\ Y_{DPt} \\ Z_{DPt} \end{bmatrix} = (\mathbf{R}_{DP}^b)^{-1} \begin{bmatrix} X_{bt} \\ Y_{bt} \\ Z_{bt} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

其中:\$(X_{bt}, Y_{bt}, Z_{bt})\$为甲板坐标系向量, \$(X_{DPt}, Y_{DPt}, Z_{DPt})\$为地平坐标系向量, \$\mathbf{R}_{DP}^b\$为船体姿态矩阵, 可由式(6)计算。

$$\begin{cases} X_{bt} = \cos A_{bt} \cos E_{bt} \\ Y_{bt} = \sin A_{bt} \cos E_{bt} \\ Z_{bt} = \sin E_{bt} \end{cases}, \quad (6)$$

$$\begin{cases} X_{DPt} = \cos A_{DPt} \cos E_{DPt} \\ Y_{DPt} = \sin A_{DPt} \cos E_{DPt} \\ Z_{DPt} = \sin E_{DPt} \end{cases}$$

$$\mathbf{R}_{DP}^b = \mathbf{R}_y(K_t) \mathbf{R}_z(-\phi_t) \mathbf{R}_x(-\theta_t)$$

其中:\$(K_t, \phi_t, \theta_t)\$为设备基座处星惯组合输出船体姿态偏航角、纵摇角及横摇角。\$\mathbf{R}_x(\theta)\$, \$\mathbf{R}_y(\theta)\$, \$\mathbf{R}_z(\theta)\$分别表示绕\$X\$、\$Y\$和\$Z\$轴逆时针旋转\$\theta\$角后形成的欧拉角旋转矩阵。

得到雷达电轴地平系指向后, 经船位、极移、自转、章动、岁差等修正转换到地心惯性坐标系向量\$(X_{CISt}, Y_{CISt}, Z_{CISt})\$:

$$\begin{bmatrix} X_{CISt} \\ Y_{CISt} \\ Z_{CISt} \end{bmatrix} = (\mathbf{R}_{CIS}^{DP})^{-1} \begin{bmatrix} X_{DPt} \\ Y_{DPt} \\ Z_{DPt} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

其中: \$\mathbf{R}_{CIS}^{DP}\$为\$t\$时刻地心惯性系到地平系姿态转换矩阵, 可由式(8)计算:

$$\mathbf{R}_{CIS}^{DP} = \mathbf{R}_{CIS}^{DP} \mathbf{R}_{CIS}^{CT} \mathbf{R}_{CIS}^{ET} \mathbf{R}_{CIS}^{CT} \mathbf{R}_{CIS}^{MT} \mathbf{R}_{CIS}^{MT}, \quad (8)$$

其中: \$\mathbf{R}_{CIS}^{MT}\$为地心惯性坐标系到瞬时平赤道地心系之间的转换矩阵, \$\mathbf{R}_{CIS}^{CT}\$为瞬时平赤道地心到瞬时真赤道地心系的转换矩阵, \$\mathbf{R}_{CIS}^{ET}\$为瞬时真赤道地心系到准地固坐标系的转换矩阵, \$\mathbf{R}_{CIS}^{CT}\$为准地固坐标系到地固坐标系的姿态转换矩阵, \$\mathbf{R}_{CIS}^{DP}\$为地固坐标系到惯导地平系之间的姿态转换矩阵。转换过程涉及船位\$(\lambda, \varphi)\$、时间\$t\$等参数, 文献[7]给出了详细计算过程, 此处不作详述。

由此, 获得星敏感器视轴粗指向\$(\alpha_{0t}, \beta_{0t})\$如式(9):

$$\begin{cases} X_{CISt} = \cos \alpha_{0t} \cos \beta_{0t} \\ Y_{CISt} = \sin \alpha_{0t} \cos \beta_{0t} \\ Z_{CISt} = \sin \beta_{0t} \end{cases}. \quad (9)$$

根据视轴初始指向及视场半径\$R\$, 计算星敏感器的视场范围\$(C_\alpha, C_\beta)\$如式(10):

$$\begin{cases} C_\alpha \in (\alpha_{0t} - R / \cos \beta_{0t}, \alpha_{0t} + R / \cos \beta_{0t}) \\ C_\beta \in (\beta_{0t} - R, \beta_{0t} + R) \end{cases}. \quad (10)$$

如图4所示, 根据式(10)计算方形视场左上角、左下角、右上角及右下角所在小天区索引号,

导入这四个索引号之间的所有小天区导航星库和星角距库用于局部星图识别。在南北半球区域, 小天区比较密集, 则导入小天区数多。本文先采用基于导航星域的快速识别算法[8], 建立星对角距对应的局部天区\$\mathbf{K}\$矢量查找表, 利用视场内最亮的4颗恒星构成6组星对角距来进行匹配比较, 找到满足条件的4颗导航星后以投影匹配法去识别视场内其它恒星。

完成星图识别后, 利用星图中多颗恒星与导航星对应关系, 采用Quest法[9]计算星敏感器视轴精确姿态\$(\alpha_t, \beta_t, \gamma_t)\$, 再利用\$t\$时刻空间目标的像点坐标构建观测矢量\$\mathbf{W}_t\$, 由式(11)计算空间目标的地心系矢量\$\mathbf{V}_t\$。

$$\mathbf{W}_t = \frac{[f \quad -(y_t - y_0)D \quad (z_t - z_0)D]^T}{\sqrt{f^2 + (y_t - y_0)^2 D^2 + (z_t - z_0)^2 D^2}}$$

$$\mathbf{V}_t = [\cos \varphi_t \cos \theta_t \quad \sin \varphi_t \cos \theta_t \quad \sin \theta_t]^T$$

$$\mathbf{V}_t = (\mathbf{R}_{CIS}^S)^{-1} \mathbf{W}_t, \quad (11)$$

其中:\$f\$为星敏感器焦距, \$(y_0, z_0)\$为图像传感器的主点位置(像元数), \$(y_t, z_t)\$为空间目标的像点坐标, 图像传感器像元尺寸为\$D\$, \$(\varphi_t, \theta_t)\$为待测空间目标的地心系坐标, \$\mathbf{R}_{CIS}^S\$为星敏感器姿态矩阵, 可由式(2)计算。

$$\mathbf{R}_{CIS}^S = \mathbf{R}_y(\alpha_t) \mathbf{R}_z(-\beta_t) \mathbf{R}_x(-\gamma_t). \quad (12)$$

由此, 即可获得空间目标的地心系坐标\$(\varphi_t, \theta_t)\$。

3.2 雷达精度鉴定

船载雷达测量设备跟踪空间目标的同时, 星敏感器实时测量天线指向附近的多颗恒星, 获取空间目标的地心系坐标, 根据如图5所示的逆变换计算空间目标地平系指向, 如式(13)。

$$\begin{bmatrix} \cos \sigma_t \cos \zeta_t \\ \sin \sigma_t \cos \zeta_t \\ \sin \zeta_t \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{CIS}^{DP} \begin{bmatrix} \cos \varphi_t \cos \theta_t \\ \sin \varphi_t \cos \theta_t \\ \sin \theta_t \end{bmatrix}, \quad (13)$$

式中, \$\mathbf{R}_{CIS}^{DP}\$为\$t\$时刻地心惯性系到地平系姿态转换矩阵, 由式(8)计算得到。\$(\sigma_t, \zeta_t)\$为空间目标地平系方位角和俯仰角。

由于船载星敏感器工作于大气层内, 观测空间目标时会受到大气折射的影响, 测量的视位置角度与其真实位置角度存在一定偏差, 如图6所示。偏差量\$\Delta E\$为空间目标地平系俯仰角观测值与真实值之差, 即蒙气差\$\rho\$。

根据文献[10]提供的蒙气差计算模型进行修正如式(14)。

$$\zeta'_t = \zeta_t - \rho_t, \quad (14)$$

其中： ζ'_t 为修正后的地平俯仰角， ρ_t 为 t 时刻空间目标对应的蒙气差。

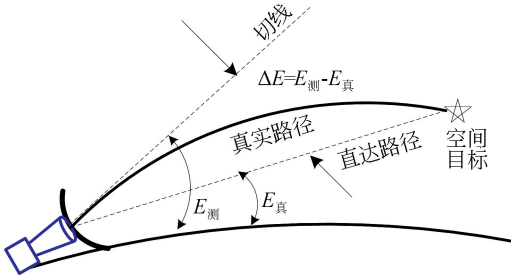


图 6 船载星敏传感器蒙气差影响

Fig. 6 Atmospheric refraction for ship-borne star sensor

将 ζ'_t 作为修正后的地平系俯仰角，重构空间目标地平系矢量，再经过船摇修正，得到空间目标的甲板系矢量如式(15)。

$$\begin{bmatrix} \cos \Omega_t \cos \Psi_t \\ \sin \Omega_t \cos \Psi_t \\ \sin \Psi_t \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{DP}^b \begin{bmatrix} \cos \sigma_t \cos \zeta'_t \\ \sin \sigma_t \cos \zeta'_t \\ \sin \zeta'_t \end{bmatrix}, \quad (15)$$

其中， \mathbf{R}_{DP}^b 为 t 时刻船体姿态矩阵，由式(6)计算得到。 (Ω_t, Ψ_t) 为星敏传感器测量的空间目标甲板系精确角度。

根据雷达设备跟踪空间目标实测角度 (A_{bt}, E_{bt}) ，修正轴系误差(坞内标校结果)及脱靶量后为 (A'_{bt}, E'_{bt}) ，可利用高精度星敏传感器实现对其的精度鉴定，如式(16)所示。

$$\begin{cases} \delta A_t = \Omega_t - A'_{bt} \\ \delta E_t = \Psi_t - E'_{bt} \end{cases}, \quad (16)$$

其中： $(\delta A_t, \delta E_t)$ 为雷达电轴指向偏差。

4 试验结果与分析

为了验证雷达海上精度鉴定方法的有效性，编制了相应的程序包，包括坐标变换、蒙气差修正、星图识别算法和姿态确定算法(Quest-Newton)等。试验设备包括星敏传感器、光纤传输系统、时统终端及 GPS、串口通信卡、Intel E2180 3.00GHz 的 CPU 及 2GB 内存的 PC 机；软件开发工具为 Windows XP 操作系统，MATLAB R2010b 和 Visual Studio 2010。

星敏传感器在安装于雷达天线前，需对其主点和焦距等进行精确标定，结果如表 1 所示。

表 1 船载星敏传感器参数

Tab. 1 Parameters of ship-borne star sensor

Parameter	Value
FOV/(°)	4×4
Pixel Number/pixel	1 024×1 024
Focus/mm	198.943 2
Main point/pixel	(495.258, 536.247)
Pixel Size/um	13

为了验证星敏传感器的探测能力和测量精度，2013 年 4 月 28 日在所内进行拍星试验，观测位置经度为东经 125°24'3.019 3"，纬度为北纬 43°50'46.644 2"，如图 7 所示。将星敏传感器固定安装于经纬仪上，拍摄不同天区星图，通过星图识别和姿态解算，由试验参数经坐标变换可以得到地平系下姿态，经解算，星敏传感器地平系下姿态数据测量精度方位角和俯仰角均达到 3" 以内。



图 7 星敏传感器精度检验试验

Fig. 7 Precision appraisal for star sensor

由星敏传感器获取的空间目标地心系偏航和俯仰坐标精度在 3" 以内。经过经船位、极移、自转、章动和岁差等修正变换到地平系，均为矩阵乘法变换，主要输入参数为时间和船位，采用高精度船载 GPS 统一输出时间及位置，这部分误差应在 2" 以内。同时，由于大气折射增加了蒙气差修正，对

星敏感器各恒星的地平矢量逐个修正,输入参数为温度、气压等,这部分误差应在 $0.5''$ 以内。由惯导地平系到甲板系转换引入了船姿测量误差,船体姿态由雷达设备底座固联星敏感器与捷联惯导组合船姿测量系统提供,航向、纵摇及横摇精度达 $7''$ 以内^[5]。

总的精度 $\sigma = \sqrt{3^2 + 2^2 + 0.5^2 + 7^2} = 7.89$,即星敏感器测量的空间目标甲板系精度在 $8''$ 以内,能够对船载雷达进行海上精度鉴定。

图 8 是 2013 年 11 月 7 日海上试验时,船载雷达采用电跟踪方式跟踪某空间目标(TANDEM-X, TERRASAR),积分时间为 10 ms,目标与恒星均成像,星敏感器拍摄空间目标附近的星图(为了显示直观,图中标注五角星为恒星目标,圆点为空间目标)。雷达稳定跟踪空间目标时,空间目标一直在视场中,而恒星不断划过视场。

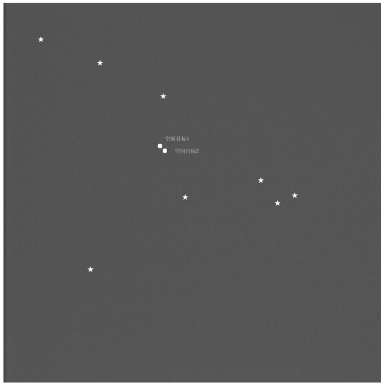


图 8 星敏感器拍摄空间目标

Fig. 8 Space object image shooting by star sensor

当雷达稳定跟踪目标后,星敏感器软件人工手动选定空间目标,然后,星敏感器工作在星跟踪模式,即利用当前帧目标运动特性进行目标轨迹预测,预测下一帧目标理想坐标,减小跟踪搜索波门范围,与目标实际提取位置判断是否为同一目标,大大减少了计算量,实现空间目标实时位置输出及雷达精度实时解算。

同时,为了防止速度跳变和野值,建立固定时长的速度队列,新速度进入队列则丢弃最早存储的速度值,由于速度值变换平缓,可以取队列中值作为当前有效速度值输出。当恒星穿过空间目标时,通过速度保护滤波器保证目标跟踪不丢失,具备目标穿星功能。

因此,空间目标一直在星敏感器跟踪波门内,每帧星图提取会对其进行标记,不参与星图识别及姿态解算,它的存在不会影响星图识别和星敏感器姿态的确定。

此时,雷达设备甲板系角度为(326.167, 50.385),修正船摇后转换到地平系(221.049, 50.450),获取星敏感器粗指向进行局部星图识别,星点提取及识别结果如表 2 所示。

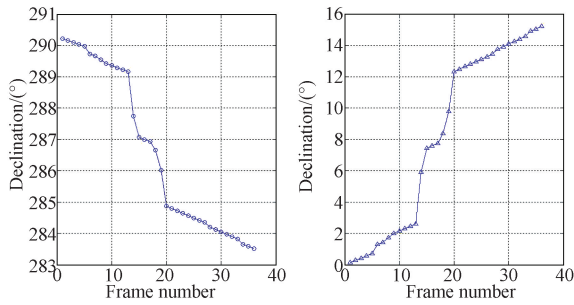
表 2 列出了当前帧星图中目标的靶面坐标、已识别恒星的赤经、赤纬及星等,其中序号 2 和 3 为空间目标。由已识别恒星特征信息采用 Quest 法计算星敏感器视轴精确姿态(290.613 251, -0.300 524, 292.679 932),根据空间目标 1 和 2 的像素坐标,由式(11)可计算空间目标 1 和 2 的地心系坐标分别为(290.195 764, 0.167 743), (290.211 914, 0.131 187)。

表 2 星点提取及星图识别结果

Tab. 2 Results of star extraction and star identification

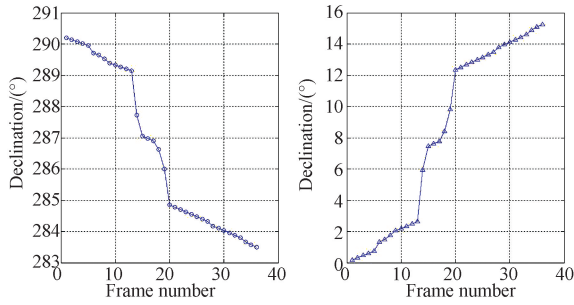
No.	Coordinate X	Coordinate Y	Right ascension	Declination	Magnitude	Attitude
1	239.734 283	717.742 310	291.629 547	0.338 565	4.729 0	
2	424.764 526	388.831 238	—	—	—	
3	431.954 010	396.393 860	—	—	—	
4	259.859 619	160.764 038	289.635 406	1.085 119	5.283 0	290.613 251
5	486.515 778	526.219 849	290.589 783	-0.252 343	5.933 0	-0.300 524
6	685.117 981	483.435 974	290.148 682	-0.892 160	5.444 0	292.679 932
7	431.767 517	254.221 313	289.712 250	0.339 026	6.521 0	
8	191.899 994	895.103 115	292.325 104	0.246 081	6.392 0	
9	740.373 901	544.771 415	290.278 473	-1.176 462	7.091 0	
10	789.325 745	517.594 299	290.112 793	-1.309 760	6.604 0	

对雷达跟踪空间目标过程中拍摄的近 40 帧有效星图进行数据处理,计算得到空间目标 1 和 2 的地心系指向曲线如图 9 所示。



(a) 空间目标 1 地心惯性系指向

(a) Pointing of space object 1 in geocentric inertial coordinate



(b) 空间目标 2 地心惯性系指向

(b) Pointing of space object 2 in geocentric inertial coordinate

图 9 空间目标快速定位结果

Fig. 9 Fast localization results of space objects

根据空间目标的地心系坐标,由式(13)计算空间目标的地平系指向,空间目标受大气折射影响,需进行蒙气差修正,空间目标 1 对应的蒙气差曲线如图 10 所示。

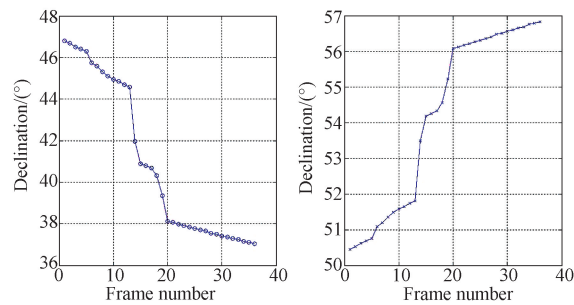


图 10 蒙气差修正曲线

Fig. 10 Correction of atmosphere refraction

由图 10 可知,蒙气差与地平系俯仰角变化一致性较好,俯仰角出现拐点时,蒙气差也是拐点,蒙气差随着俯仰角增大而减小。由修正后的俯仰角重构空间目标地平系矢量,再经过船摇修正,计算出星传感器测量的空间目标甲板系精确角度。雷达测量角度经轴系、零位误差及脱靶量修正后,与星传感器计算的空间目标角度相比,角度残差曲线如图 11~12 所示。

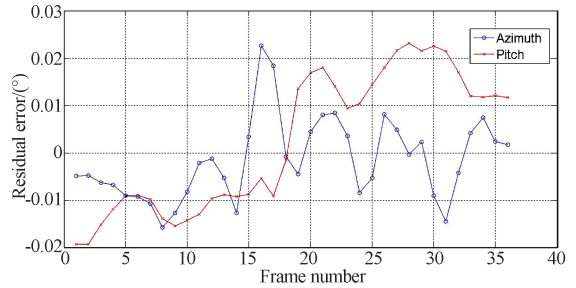


图 11 空间目标 1 角度残差

Fig. 11 Residual error of space object 1

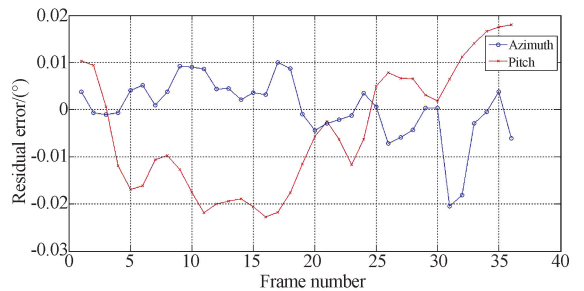


图 12 空间目标 2 角度残差

Fig. 12 Residual error of space object 2

由图 11 可知,测量空间目标 1 时,车载雷达相对于星传感器的方位和俯仰随机残差分别为 $31.236\ 3''$ 和 $48.879\ 0''$;同样,由图 12 可知,测量空间目标 2 时,车载雷达相对于星传感器的方位和俯仰随机残差分别为 $23.367\ 0''$ 和 $45.996\ 1''$ 。随机残差在 $50''$ 以内,测量结果与车载雷达的实际性能一致,与雷达设计指标基本吻合。与坞内静态标定结果有一定差异,则是由于船摇误差和雷达天线变形引起的。

本文算法最耗时部分为空间目标快速定位模块,即星图识别部分。小天区导航星和导航星角距库均采用离线方式生成,星图识别时根据视轴粗指向读取相应导航特征库。利用雷达编码器角度获取星传感器粗指向,采用局部星图识别,雷达

稳定跟踪后星敏感器工作在星跟踪模式。经测试,平均每帧星图识别时间为42.7 ms,整个雷达精度鉴定算法占用时间在60 ms以内,数据更新率达到10 Hz。

5 结 论

本文介绍了船载星敏感器的相关坐标系,建立了船载星敏感器与雷达捷联测量模型,提出了一种基于高精度星敏感器的船载雷达海上

精度鉴定方法。该方法利用星敏感器指向精度高的优点,提供一个不依赖雷达编码器的高精度雷达角度测量基准,通过同步跟踪测量空间目标,解算雷达指向精度。与飞机精度校飞相比,本文方法具有精度高、简便快捷及实时性强等优点,为高频度的海上试验设备标校提供了有力保障,可实现雷达精度鉴定的常态化。下一步将考虑如何利用星敏感器来解算雷达天线变形量,消除其影响,进一步提高雷达鉴定精度。

参考文献:

- [1] 钟德安. 航天测量船测控通信设备标校与校飞技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
ZHONG D A. *Technology of Calibration and Flight Test for Space TT&C Ship's Measuring-Communicating Equipments* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009. (in Chinese)
- [2] 王晓明, 宋海军, 朱晓峰. 利用空间目标进行船载雷达指向精度检测方法研究[J]. 载人航天, 2012(2): 64-67.
WANG X M, SONG H J, ZHU X F. Method of identifying pointing precision of shipboard telemetry radar using space objects [J]. *Manned Space-flight*, 2012(2): 64-67. (in Chinese)
- [3] 魏新国, 王清龙, 李健, 等. 星敏感器和遥感相机主光轴交联角的在轨检校[J]. 光学精密工程, 2013, 21(2): 274-280.
WEI X G, WANG Q L, LI J, et al.. On-orbit calibration for cross-angle between optical axes of star sensor and remote sensing camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(2): 274-280. (in Chinese)
- [4] 茅永兴, 张同双, 朱伟康, 等. 基于星惯组合的分布式船姿船位测量体制研究[J]. 飞行器测控学报, 2013, 32(1): 23-26.
MAO Y X, ZHANG T S, ZHU W K, et al.. Research on measurement system for distributed ship-pose and ship-location based on SS/INS integrated navigation systems [J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2013, 32(1): 23-26. (in Chinese)
- [5] 刘冰, 朱伟康, 张同双, 等. 基于双星敏感器的船体姿态确定[J]. 光学精密工程, 2014, 22(3): 569-575.
LIU B, ZHU W K, ZHANG T S, et al.. Determination of ship attitude based on dual star sensors [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(3): 569-575. (in Chinese)
- [6] 郭敬明, 何昕, 魏仲慧, 等. 基于双星敏感器的船体姿态测量系统设计[J]. 光电技术, 2014, 34(1): 5-10, 20.
GUO J M, HE X, WEI ZH H, et al.. The design of a ship attitude measurement system based on dual star sensors [J]. *Optoelectronic Technology*, 2014, 34(1): 5-10, 20. (in Chinese)
- [7] 郭敬明. 基于星敏感器的船姿测量方法研究[D]. 长春: 中国科学院研究生院(长春光学精密机械与物理研究所), 2013.
GUO J M. *Study on ship attitude measurement based on star sensor* [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2013. (in Chinese)
- [8] 邢飞, 尤政, 董瑛. 基于导航星域和K矢量的快速星图识别算法 [J]. 宇航学报, 2010, 31(10): 2302-2308.
XING F, YOU ZH, DONG Y. A rapid star identification algorithm based-on navigation star domain and K-vector [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(10): 2302-2308. (in Chinese)
- [9] LIEBE C C. Star trackers for attitude determination [J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 1995, 10(6): 10-16.
- [10] 茅永兴, 张同双, 朱伟康, 等. 船载星敏感器测星数据蒙气差实时修正方法[J]. 飞行器测控学报, 2012, 31(3): 50-53.
MAO Y X, ZHANG T S, ZHU W K, et al.. A real-time atmospheric refraction correction method for measurement data of ship-borne star sensors [J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2012, 31(3): 50-53. (in Chinese)

作者简介:



郭敬明(1985—),男,湖北荆州人,博士,副研究员,主要从事星敏感器、数字图像处理等方面的研究。E-mail: gjm441@163.com



何 昕(1966—),男,吉林长春人,研究员,博士生导师,主要从事图像处理、光电测量等方面的研究。E-mail: hexin6627@sohu.com



刘 冰(1967—),男,江苏扬州人,硕士,高级工程师,现为中国卫星海上测控部技术部总工程师,主要从事航天测控技术研究。E-mail: ted88@163.com