doi:10.3969/j.issn.1001-893x.2014.02.019
引用格式:张同双,钟德安,潘良,等. 船用星敏感器姿态测量误差建模与仿真分析[J]. 电讯技术,2014,54(2):218-223. [ZHANG Tong-shuang, ZHONG De-an, PAN Liang, et al. Modeling and Simulation of Attitude Error Model for Ship-borne Star Sensor[J]. Telecommunication Engineering,2014,54(2):218-223.]

船用星敏感器姿态测量误差建模与仿真分析*

张同双[1,2,**],钟德安[1,2],潘 良[1,2],王二建[1],郭敬明[3]

(1. 中国卫星海上测控部,江苏 江阴 214431;2. 飞行器海上测量与控制联合实验室,江苏 江阴 214431;
3. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所,长春 130033)

摘 要:为提高船用星敏感器姿态测量精度,对星敏感器船体姿态测量误差模型进行了理论分析。首先针对船用星敏感器的使用环境构建了船用星敏感器观测模型,然后推导了基于角度测量的船用星敏感器误差模型,最后仿真分析了星敏感器地平滚动角测量误差、安装角度对船体姿态测量精度的影响。误差模型与仿真结果表明,星敏感器地平姿态测量误差、安装角度标定误差以及安装布局等是影响船体姿态测量精度的主要因素,其中当星敏感器地平滚动角测量误差为100″时,船体姿态测量误差最大可达112″;安装布局对船体姿态测量精度有一定的影响,其中船体姿态测量误差随安装方位角的变化而呈周期性振荡趋势,纵摇测量误差随安装仰角的增加而增大;当星敏感器沿艏艉线方向安装时,航向测量误差随安装仰角的增加而增大,当沿垂直于艏艉线方向布局时,横摇测量误差随安装仰角的增加而增大。

关键词:船体姿态;星敏感器;观测模型;误差模型

中图分类号:V556;U666.132 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-893X(2014)02-0218-06

Modeling and Simulation of Attitude Error Model for Ship-borne Star Sensor

ZHANG Tong-shuang[1,2], ZHONG De-an[1,2], PAN Liang[1,2], WANG Er-jian[1], GUO Jing-ming[3]

(1. China Satellite Maritime Tracking and Control Department, Jiangyin 214431, China;
2. Joint Laboratory of Ocean-based Flight Vehicle Measurement and Control, Jiangyin 214431, China;
3. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Science, Changchun 130033, China)

Abstract: In order to improve the precision of ship-borne star sensor, the attitude error model is theoretical analyzed in this paper. Firstly, in view of the actual working environment on the ship, the observation model of ship-borne star sensor is constructed. Then the error model expressions based on angle observation are deduced. Finally, the horizontal roll angle error and installation angle of ship-borne star sensor that can influence the ship attitude precision are analyzed by simulation. The results of theoretical analysis and simulation indicate that the horizontal roll angle measurement error, the calibration error of installation angle and the installation layout of the ship-borne star sensor on the ship are the main factors of the ship attitude measurement precision. For example, as the horizontal roll angle error is 100″, the ship attitude error can reach 112″. The installation layout of the ship-borne star sensor has some effects on precision, in which the ship attitude error oscillates with increasing installation azimuth, the pitch angle error increases with installation elevation. When the star sensor is arranged along the fore and aft line, the course error increases with the increasing installation elevation, and when orthogonal to the fore and aft line, the ship roll error increases with the increasing installation elevation.

Key words: ship attitude; star sensor; observation model; error model

* 收稿日期:2013-11-27;修回日期:2014-01-14 Received date:2013-11-27;Revised date:2014-01-14
** 通讯作者:zts_123@163.com **Corresponding author:** zts_123@163.com

1　引　言

星敏感器是目前已知的精度最高的姿态敏感器件,将其应用于船体姿态测量,可极大提高船体姿态测量精度,将星敏感器作为一个测角元件,可以提供不依赖于船载雷达编码器的、独立的高精度雷达指向数据,作为雷达的比对基准,对实现雷达精度检验的常态化和提高精度检验的可信度具有重要意义[1]。船用星敏感器工作于大气层内,需要考虑船载设备对星敏感器的视角遮挡、蒙气差修正精度[2]以及安装仰角等因素对船体姿态测量精度的影响,精确分析其测量误差模型是提高船体姿态测量精度的基础性工作。现有星敏感器误差模型一般基于矢量或角度测量的观测模型[3-6],分析光学系统参数、质心定位精度、测星数目、算法精度以及标定精度等对星敏感器姿态测量精度的影响。这些模型在星敏感器产品设计中发挥了重要作用,但它们均未考虑星敏感器的实际使用环境,并不能完全反映载体姿态测量的真实精度。

本文针对船用星敏感器的使用环境,在现有星敏感器误差模型的基础上,构建了船用星敏感器姿态测量模型,推导了基于角度测量的船用星敏感器误差模型,仿真分析了星敏感器地平滚动测量误差、安装角度对船体姿态测量精度的影响,并给出了船用星敏感器方案设计的基本要求。

2　船用星敏感器观测误差模型

2.1　观测模型

船用星敏感器基本观测模型如式(1)所示:

$$\boldsymbol{R}_D^b=\boldsymbol{R}_D^s\,\boldsymbol{R}_s^b=\boldsymbol{R}_y(K)\boldsymbol{R}_z(-\psi)\boldsymbol{R}_x(-\theta)\tag{1}$$

式中,$\boldsymbol{R}_D^b$ 为船体姿态矩阵;$\boldsymbol{R}_D^s$ 为星敏感器地平姿态矩阵;$\boldsymbol{R}_s^b$ 为星敏感器安装矩阵,它们分别为

$$\boldsymbol{R}_D^b=\boldsymbol{R}_y(K)\boldsymbol{R}_z(-\psi)\boldsymbol{R}_x(-\theta)=\begin{bmatrix} C_KC_\psi & -S_KS_\theta-C_KS_\psi C_\theta & C_KS_\psi S_\theta-S_KC_\theta \\ S_\psi & C_\psi C_\theta & -C_\psi S_\theta \\ S_KC_\psi & C_KS_\theta-S_KS_\psi C_\theta & C_KC_\theta+S_KS_\psi S_\theta \end{bmatrix}\tag{2}$$

$$\boldsymbol{R}_D^s=\boldsymbol{R}_y(A_s)\boldsymbol{R}_z(-E_s)\boldsymbol{R}_x(-\gamma_s)\tag{3}$$

$$\boldsymbol{R}_s^b=\boldsymbol{R}_x(\gamma_0)\boldsymbol{R}_z(E_0)\boldsymbol{R}_y(-A_0)\tag{4}$$

式中,$\boldsymbol{R}_x(\delta)$、$\boldsymbol{R}_y(\delta)$及$\boldsymbol{R}_z(\delta)$分别表示 Y–Z 平面绕 X 轴、X–Z 平面绕 Y 轴及 X–Y 平面绕 Z 轴逆时针旋转 δ 角后所形成的单位转换矩阵[7];K、ψ 及 θ 分别为船体航向角、纵摇角及横摇角;A_s、E_s 及 γ_s 分别为星敏感器地平坐标系下的方位角、俯仰角及滚动角;A_0、E_0 及 γ_0 分别为星敏感器船体安装方位角、俯仰角及滚动角;符号 C_δ 表示 $\cos(\delta)$,S_δ 表示 $\sin(\delta)$,下同。

2.2　观测误差模型推导

根据式(1)~(4),求解 K、ψ 及 θ 相对星敏感器地平方位角 A_s、俯仰角 E_s 及滚动角 γ_s 以及安装方位角 A_0、俯仰角 E_0 及滚动角 γ_0 的标定误差,即可得到如下船用星敏感器航向、纵摇及横摇观测误差模型:

$$\begin{aligned}\Delta K=&\frac{\partial K}{\partial A_s}\Delta A_s+\frac{\partial K}{\partial E_s}\Delta E_s+\frac{\partial K}{\partial \gamma_s}\Delta\gamma_s+\\&\frac{\partial K}{\partial A_0}\Delta A_0+\frac{\partial K}{\partial E_0}\Delta E_0+\frac{\partial K}{\partial \gamma_0}\Delta\gamma_0=\\&\Delta A_s+\frac{\dfrac{k_{s1}}{k_{s2}}+\dfrac{k_{s3}k_{s4}}{k_{s2}^2}}{\dfrac{k_{s5}^2}{k_{s2}^2}+1}\Delta E_s-\frac{\dfrac{k_{s6}}{k_{s2}}-\dfrac{k_{s4}k_{s7}}{k_{s2}^2}}{\dfrac{k_{s4}^2}{k_{s2}^2}+1}\Delta\gamma_s-\\&\frac{\dfrac{k_{b1}}{k_{b2}}-\dfrac{k_{b3}k_{b4}}{k_{b2}^2}}{\dfrac{k_{b4}^2}{k_{b2}^2}+1}\Delta A_0+\frac{\dfrac{k_{b5}}{k_{b2}}+\dfrac{k_{b4}k_{b6}}{k_{b2}^2}}{\dfrac{k_{b4}^2}{k_{b2}^2}+1}\Delta E_0\end{aligned}\tag{5}$$

$$\begin{aligned}\Delta\psi=&\frac{\partial \psi}{\partial A_s}\Delta A_s+\frac{\partial \psi}{\partial E_s}\Delta E_s+\frac{\partial \psi}{\partial \gamma_s}\Delta\gamma_s+\\&\frac{\partial \psi}{\partial A_0}\Delta A_0+\frac{\partial \psi}{\partial E_0}\Delta E_0+\frac{\partial \psi}{\partial \gamma_0}\Delta\gamma_0=\\&\frac{f_{s1}}{\sqrt{1-f_{s2}^2}}\Delta E_s-\frac{f_{s3}}{\sqrt{1-f_{s2}^2}}\Delta\gamma_s-\\&\frac{f_{b1}}{\sqrt{1-f_{b2}^2}}\Delta A_0+\frac{f_{sb3}}{\sqrt{1-f_{b2}^2}}\Delta E_0\end{aligned}\tag{6}$$

$$\begin{aligned}\Delta\theta=&\frac{\partial \theta}{\partial A_s}\Delta A_s+\frac{\partial \theta}{\partial E_s}\Delta E_s+\frac{\partial \theta}{\partial \gamma_s}\Delta\gamma_s+\\&\frac{\partial \theta}{\partial A_0}\Delta A_0+\frac{\partial \theta}{\partial E_0}\Delta E_0+\frac{\partial \theta}{\partial \gamma_0}\Delta\gamma_0=\\&\frac{\dfrac{t_{s1}}{t_{s2}}+\dfrac{t_{s3}t_{s4}}{t_{s2}^2}}{\dfrac{t_{s3}^2}{t_{s2}^2}+1}\Delta E_s-\frac{\dfrac{t_{s5}}{t_{s2}}-\dfrac{t_{s3}t_{s6}}{t_{s2}^2}}{\dfrac{t_{s3}^2}{t_{s2}^2}+1}\Delta\gamma_s-\\&\frac{\dfrac{t_{b1}}{t_{b2}}-\dfrac{t_{b3}t_{b4}}{t_{b2}^2}}{\dfrac{t_{b4}^2}{t_{b2}^2}+1}\Delta A_0-\frac{\dfrac{t_{b5}}{t_{b2}}+\dfrac{t_{b4}t_{b6}}{t_{b2}^2}}{\dfrac{t_{b4}^2}{t_{b2}^2}+1}\Delta E_0+\Delta\gamma_0\end{aligned}\tag{7}$$

式中,ΔK、$\Delta\psi$ 及 $\Delta\theta$ 分别为航向、纵摇及横摇测量误差;k_{s1} ~ k_{s7} 为星敏感器航向误差因子;f_{s1} ~ f_{s3} 为星敏

感器纵摇误差因子；$t_{s1}\sim t_{s6}$为星敏感器横摇误差因子；$k_{b1}\sim k_{b6}$为星安装矩阵航向误差因子；$f_{b1}\sim f_{b3}$为安装矩阵纵摇误差因子；$t_{b1}\sim t_{b6}$为安装矩阵横摇误差因子，相关误差因子的计算公式如式（8）～（38）所示：

$$k_{s1}=C_{A_0}C_{E_0}S_{A_s}S_{E_s}+S_{E_0}S_{A_s}C_{E_s}C_{\gamma_s}-S_{A_0}C_{E_0}S_{A_s}C_{E_s}S_{\gamma_s} \tag{8}$$

$$k_{s2}=-C_{A_0}C_{E_0}C_{A_s}C_{E_s}+S_{E_0}(S_{A_s}S_{\gamma_s}+C_{A_s}S_{E_s}C_{\gamma_s})+S_{A_0}C_{E_0}(S_{A_s}C_{\gamma_s}-C_{A_s}S_{E_s}S_{\gamma_s}) \tag{9}$$

$$k_{s3}=C_{A_0}C_{E_0}C_{A_s}S_{E_s}+S_{E_0}C_{A_s}C_{E_s}C_{\gamma_s}-S_{A_0}C_{E_0}C_{A_s}C_{E_s}S_{\gamma_s} \tag{10}$$

$$k_{s4}=C_{A_0}C_{E_0}S_{A_s}C_{E_s}+S_{E_0}(C_{A_s}S_{\gamma_s}-S_{A_s}S_{E_s}C_{\gamma_s})+S_{A_0}C_{E_0}(C_{A_s}C_{\gamma_s}+S_{A_s}S_{E_s}S_{\gamma_s}) \tag{11}$$

$$k_{s5}=C_{A_0}C_{E_0}S_{A_s}C_{E_s}+S_{E_0}(C_{A_s}S_{\gamma_s}-C_{A_s}S_{E_s}C_{\gamma_s})+S_{A_0}C_{E_0}(C_{A_s}C_{\gamma_s}+S_{A_s}S_{E_s}S_{\gamma_s}) \tag{12}$$

$$k_{s6}=S_{E_0}(C_{A_s}C_{\gamma_s}+S_{A_s}S_{E_s}S_{\gamma_s})-S_{A_0}C_{E_0}(C_{A_s}S_{\gamma_s}-S_{A_s}S_{E_s}C_{\gamma_s}) \tag{13}$$

$$k_{s7}=S_{E_0}(S_{A_s}C_{\gamma_s}-C_{A_s}S_{E_s}S_{\gamma_s})-S_{A_0}C_{E_0}(S_{A_s}S_{\gamma_s}+C_{A_s}S_{E_s}C_{\gamma_s}) \tag{14}$$

$$f_{s1}=C_{A_0}C_{E_0}C_{E_s}-S_{E_0}S_{E_s}C_{\gamma_s}+S_{A_0}C_{E_0}S_{E_s}S_{\gamma_s} \tag{15}$$

$$f_{s2}=C_{A_0}C_{E_0}S_{E_s}+S_{E_0}C_{E_s}C_{\gamma_s}-S_{A_0}C_{E_0}C_{E_s}S_{\gamma_s} \tag{16}$$

$$f_{s3}=S_{E_0}C_{E_s}S_{\gamma_s}+S_{A_0}C_{E_0}C_{E_s}C_{\gamma_s} \tag{17}$$

$$t_{s1}=S_{E_s}S_{\gamma_s}(C_{A_0}C_{\gamma_0}+S_{A_0}S_{E_0}S_{\gamma_0})-C_{E_s}(S_{A_0}C_{\gamma_0}-C_{A_0}S_{E_0}S_{\gamma_0})+S_{E_s}C_{\gamma_s}C_{E_0}S_{\gamma_0} \tag{18}$$

$$t_{s2}=C_{E_s}S_{\gamma_s}(C_{A_0}S_{\gamma_0}-S_{A_0}S_{E_0}C_{\gamma_0})+S_{E_s}(S_{A_0}S_{\gamma_0}+C_{A_0}S_{E_0}C_{\gamma_0})-C_{E_s}C_{\gamma_s}C_{E_0}C_{\gamma_0} \tag{19}$$

$$t_{s3}=C_{E_s}S_{\gamma_s}(C_{A_0}C_{\gamma_0}+S_{A_0}S_{E_0}S_{\gamma_0})+S_{E_s}(S_{A_0}C_{\gamma_0}-C_{A_0}S_{E_0}S_{\gamma_0})+C_{E_s}C_{\gamma_s}C_{E_0}S_{\gamma_0} \tag{20}$$

$$t_{s4}=-S_{E_s}S_{\gamma_s}(C_{A_0}S_{\gamma_0}-S_{A_0}S_{E_0}C_{\gamma_0})+C_{E_s}(S_{A_0}S_{\gamma_0}+C_{A_0}S_{E_0}C_{\gamma_0})+S_{E_s}C_{\gamma_s}C_{E_0}C_{\gamma_0} \tag{21}$$

$$t_{s5}=C_{E_s}C_{\gamma_s}(C_{A_0}C_{\gamma_0}+S_{A_0}S_{E_0}S_{\gamma_0})-C_{E_s}S_{\gamma_s}C_{E_0}S_{\gamma_0} \tag{22}$$

$$t_{s6}=C_{E_s}C_{\gamma_s}(C_{A_0}S_{\gamma_0}-S_{A_0}S_{E_0}C_{\gamma_0})+C_{E_s}S_{\gamma_s}C_{E_0}C_{\gamma_0} \tag{23}$$

$$k_{b1}=C_{A_0}C_{E_0}(C_{A_s}C_{\gamma_s}+S_{A_s}S_{E_s}S_{\gamma_s})-S_{A_0}C_{E_0}S_{A_s}C_{E_s} \tag{24}$$

$$k_{b2}=-C_{A_0}C_{E_0}C_{A_s}C_{E_s}+S_{E_0}(S_{A_s}S_{\gamma_s}+C_{A_s}S_{E_s}C_{\gamma_s})+S_{A_0}C_{E_0}(S_{A_s}C_{\gamma_s}-C_{A_s}S_{E_s}S_{\gamma_s}) \tag{25}$$

$$k_{b3}=C_{A_0}C_{E_0}(S_{A_s}C_{\gamma_s}-C_{A_s}S_{E_s}S_{\gamma_s})+S_{A_0}C_{E_0}C_{A_s}C_{E_s} \tag{26}$$

$$k_{b4}=C_{A_0}C_{E_0}S_{A_s}C_{E_s}+S_{E_0}(C_{A_s}S_{\gamma_s}-S_{A_s}S_{E_s}C_{\gamma_s})+S_{A_0}C_{E_0}(C_{A_s}C_{\gamma_s}+S_{A_s}S_{E_s}S_{\gamma_s}) \tag{27}$$

$$k_{b5}=C_{A_0}S_{E_0}S_{A_s}C_{E_s}+S_{A_0}S_{E_0}(C_{A_s}C_{\gamma_s}+S_{A_s}S_{E_s}S_{\gamma_s})-C_{E_0}(C_{A_s}S_{\gamma_s}-S_{A_s}S_{E_s}C_{\gamma_s}) \tag{28}$$

$$k_{b6}=C_{A_0}S_{E_0}C_{A_s}C_{E_s}+C_{E_0}(S_{A_s}S_{\gamma_s}+C_{A_s}S_{E_s}C_{\gamma_s})-S_{A_0}S_{E_0}(S_{A_s}C_{\gamma_s}-C_{A_s}S_{E_s}S_{\gamma_s}) \tag{29}$$

$$f_{b1}=C_{A_0}C_{E_0}C_{E_s}S_{\gamma_s}+S_{A_0}C_{E_0}S_{E_s} \tag{30}$$

$$f_{b2}=C_{A_0}C_{E_0}S_{E_s}+S_{E_0}C_{E_s}C_{\gamma_s}-S_{A_0}C_{E_0}C_{E_s}S_{\gamma_s} \tag{31}$$

$$f_{b3}=-C_{A_0}S_{E_0}S_{E_s}+C_{E_0}C_{E_s}C_{\gamma_s}+S_{A_0}S_{E_0}C_{E_s}S_{\gamma_s} \tag{32}$$

$$t_{b1}=S_{E_s}(C_{A_0}C_{\gamma_0}+S_{A_0}S_{E_0}S_{\gamma_0})-C_{E_s}S_{\gamma_s}(S_{A_0}C_{\gamma_0}-C_{A_0}S_{E_0}S_{\gamma_0}) \tag{33}$$

$$t_{b2}=S_{E_s}(S_{A_0}S_{\gamma_0}+C_{A_0}S_{E_0}C_{\gamma_0})-C_{E_s}C_{\gamma_s}C_{E_0}C_{\gamma_0}+C_{E_s}S_{\gamma_s}(C_{A_0}S_{\gamma_0}-S_{A_0}S_{E_0}C_{\gamma_0}) \tag{34}$$

$$t_{b3}=S_{E_s}(C_{A_0}S_{\gamma_0}-S_{A_0}S_{E_0}C_{\gamma_0})-C_{E_s}S_{\gamma_s}(S_{A_0}S_{\gamma_0}+C_{A_0}S_{E_0}C_{\gamma_0}) \tag{35}$$

$$t_{b4}=S_{E_s}(S_{A_0}C_{\gamma_0}-C_{A_0}S_{E_0}S_{\gamma_0})+C_{E_s}C_{\gamma_s}C_{E_0}S_{\gamma_0}+C_{E_s}S_{\gamma_s}(C_{A_0}C_{\gamma_0}+S_{A_0}S_{E_0}S_{\gamma_0}) \tag{36}$$

$$t_{b5}=S_{E_s}C_{A_0}C_{E_0}S_{\gamma_0}+C_{E_s}C_{\gamma_s}S_{E_0}S_{\gamma_0}-C_{E_s}S_{\gamma_s}S_{A_0}C_{E_0}S_{\gamma_0} \tag{37}$$

$$t_{b6}=S_{E_s}C_{A_0}C_{E_0}C_{\gamma_0}+C_{E_s}C_{\gamma_s}S_{E_0}C_{\gamma_0}-C_{E_s}S_{\gamma_s}S_{A_0}C_{E_0}C_{\gamma_0} \tag{38}$$

3 仿真计算及结果分析

3.1 星敏感器地平滚动角测量误差对船体姿态测量精度的影响

为方便分析地平滚动角测量误差对船体姿态测量精度的影响，假设仅存在地平滚动角测量误差，且每次只有一个角度均匀变化，即：$\Delta\gamma_s=100''$，$\Delta A_s=\Delta E_s=\Delta A_0=\Delta E_0=\Delta\gamma_0=0''$；$A_s(A_0)$、$E_s(E_0)$及$\gamma_s$的变化范围分别为0°～360°、0°～90°及-90°～90°，其他参数均为常值：$A_s=235°$，$E_s=45°$，$\gamma_s=90°$，$E_0=35°$，$\gamma_0=0°$，A_0分别为0°、90°、180°及270°。

A_s对船体姿态测量精度的影响如图1所示，E_s对船体姿态测量精度的影响如图2（γ_s及A_0仿真结果与之类似）所示，E_0对船体姿态测量精度的影响如图3所示。

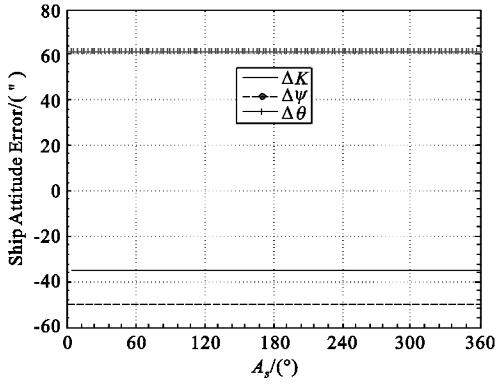


图1 A_s对船体姿态测量精度的影响
Fig. 1 The effects of A_s on the ship attitude error

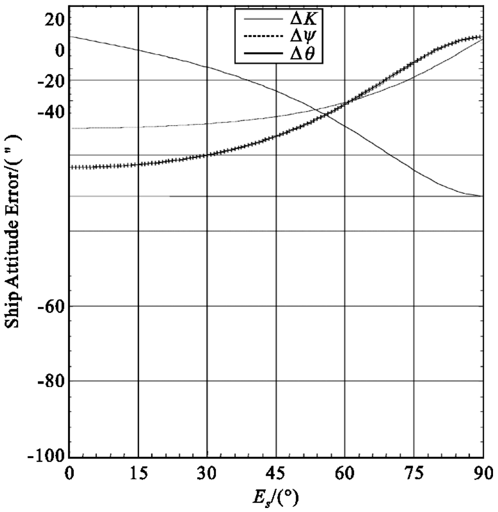
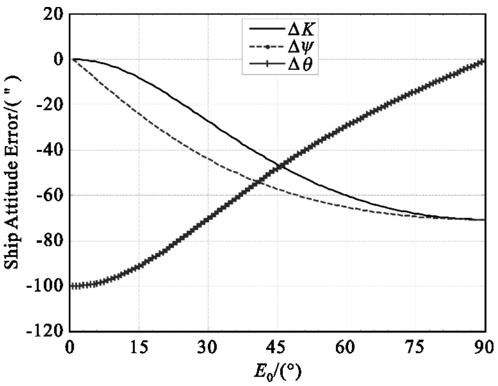
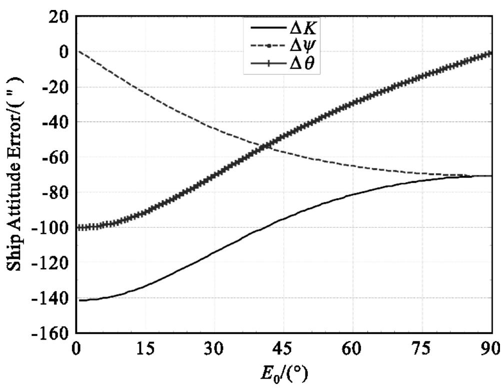


图 2　E_s对船体姿态测量精度的影响

Fig. 2 The effects of E_s on the ship attitude error



(a) $A_0 = 180°$



(b) $A_0 = 270°$

图 3　E_0对船体姿态测量精度的影响

Fig. 3 The effects of E_0 on the ship attitude error

由图可知:

(1) $\Delta\gamma_s$ 严重影响船体姿态测量精度,当 $\Delta\gamma_s = 100''$时,其对航向精度的影响最大可达 $112''$;

(2) 船体姿态测量误差不随 A_s 的变化而变化;

(3) 船体姿态测量误差随 E_s、γ_s 及 A_0 的变化而呈周期性振荡趋势,周期及幅值随相关参数的不同而不同;

(4) 当 $A_0 = 0°$或 $180°$时,$\Delta\gamma_s$ 主要影响横摇测量精度,即滚动角的敏感方向为横摇,航向及纵摇随 E_0 的增加而增大;当 $A_0 = 90°$或 $270°$时,$\Delta\gamma_s$ 主要影响航向测量精度,即滚动角的敏感方向为航向,纵摇随 E_0 的增加而增大,横摇及航向随 E_0 的增加而减小。

3.2　星敏感器安装角对船体姿态测量精度的影响

为方便分析星敏感器安装角对船体姿态测量精度的影响,假设仅存在安装误差,且每次仿真只有一个角度发生变化,即:$\Delta\gamma_s = 100''$,$\Delta A_s = \Delta E_s = 3''$,$\Delta A_0 = \Delta E_0 = 1''$,$\Delta\gamma_0 = 20''$;其中 A_0、E_0 及 γ_0 的变化范围分别为 $0° \sim 360°$、$0° \sim 90°$及$-90° \sim 90°$,其他均为常值:$A_s = 235°$,$E_s = 45°$,$\gamma_s = 90°$,$E_0 = 35°$,$\gamma_0 = 0°$,A_0 分别为 $0°$、$90°$、$180°$及 $270°$。

船体姿态测量误差随 A_0、γ_0 的变化曲线如图 4 ~5 所示,随 E_0 的变化曲线如图 6 所示。

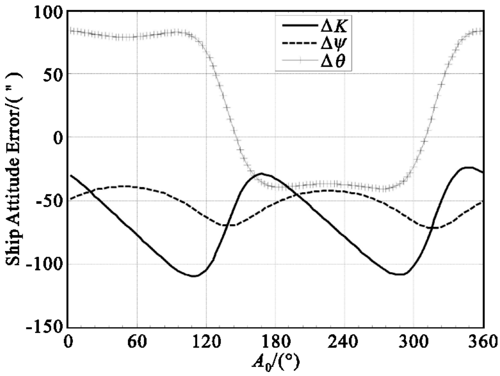


图 4　A_0对船体姿态测量精度的影响

Fig. 4 The effects of A_0 on the ship attitude error

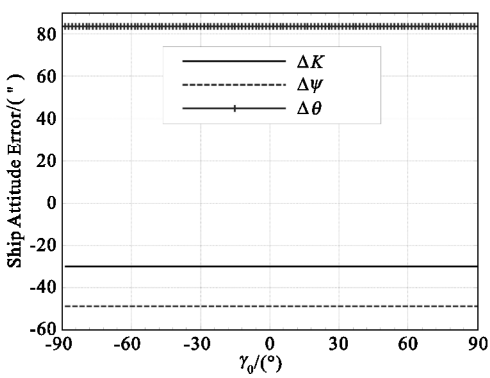
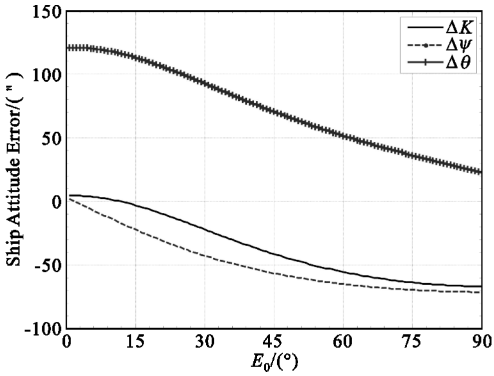
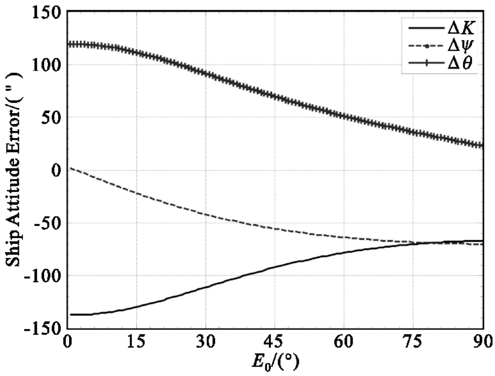


图 5　γ_0对船体姿态测量精度的影响

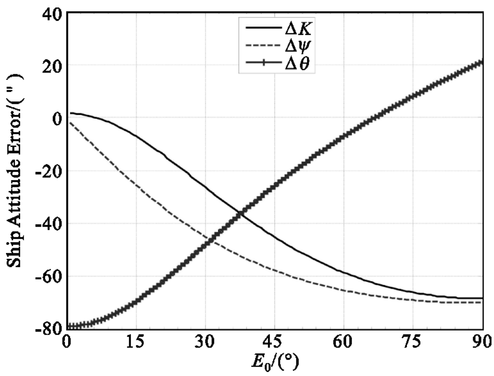
Fig. 5 The effects of γ_0 on the ship attitude error



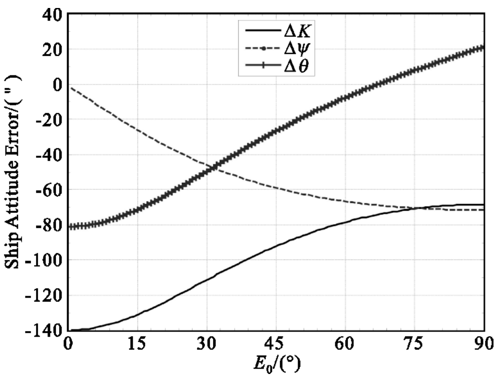
(a) $A_0=0°$



(b) $A_0=90°$



(c) $A_0=180°$



(d) $A_0=270°$

图 6　E_0 对船体姿态测量精度的影响
Fig. 6 The effects of E_0 on the ship attitude error

由图可知：

（1）船体姿态测量误差随 A_0 的变化而呈周期性振荡趋势，具体振幅及周期与相关参数有关；

（2）船体姿态测量误差不随 γ_0 的变化而变化；

（3）纵摇误差随 E_0 的增加而增大；

（4）当 $A_0=0°$ 时，航向测量误差随 E_0 的增加而增大，横摇测量误差随 E_0 的增加而减小；

（5）当 $A_0=90°$ 时，航向、横摇测量误差随 E_0 的增加而减小；

（6）当 $A_0=180°$ 时，航向测量误差随 E_0 的增加而增大，横摇测量误差随 E_0 的增加而呈先减小后增大的趋势，具体拐点与相关参数有关；

（7）当 $A_0=270°$ 时，航向测量误差随 E_0 的增加而减小，横摇测量误差随 E_0 的增加而呈先减小后增大的趋势，具体拐点与相关参数有关。

3.3　初步结论

结合船体姿态测量误差模型与仿真结果，可以得到如下基本结论：

（1）ΔA_s 仅影响航向精度，误差因子恒为 1，船体姿态测量误差不随 A_s 的变化而变化；

（2）$\Delta\gamma_0$ 仅影响横摇精度，误差因子恒为 1，船体姿态测量误差不随 γ_0 的变化而变化；

（3）$\Delta\gamma_s$ 对船体姿态测量精度有较大的影响，当星敏感器沿艏艉线方向布局时，主要影响横摇测量精度，而沿垂直艏艉线方向布局时，主要影响航向测量精度，因此工程设计时，可考虑采用双星敏感器组合方式提高船体姿态测量精度；

（4）纵摇测量误差随 E_0 的增加而增大，航向及横摇测量精度与星敏感器的安装布局有关，因此工程设计时应根据实际精度需求有选择地进行安装布局设计。

4　结束语

本文在现有星敏感器测量误差模型的基础上，推导了船用星敏感器测量误差模型，仿真分析了星敏感器地平滚动角测量误差与安装角度对船体姿态测量精度的影响。误差模型及仿真结果表明，星敏感器地平横滚测量误差严重影响船体姿态测量精度，且不同的安装布局对船体姿态测量精度的影响亦不同，因此工程设计时应根据精度需求选择合适

的安装布局设计，并可采用双星敏感器布局设计提高船体姿态测量精度。

参考文献：

［1］ 钟德安，张同双，冯鸿奎，等. 基于恒星观测的船载雷达精度检验方法［J］. 电讯技术，2013，53（9）：1229－1233.

ZHONG De－an，ZHANG Tong－shuang，FENG Hong－kui，et al. Accuracy Test Method for Ship－borne Radar Based on Star Sensing［J］. Telecommunication Engineering，2013，53（9）：1229－1233.（in Chinese）

［2］ 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 Yong－xing，ZHANG Tong－shuang，ZHU Wei－kang，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）

［3］ Liebe C C. Accuracy Performance of Star Trackers－a Tutorial［J］. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems，2002，38（2）：587－599.

［4］ 刘朝山，刘光斌，王新国，等. 弹载星敏感器原理及系统应用［M］. 北京：国防工业出版社，2010.

LIU Chao－shan，LIU Guang－bin，WANG Xin－guo，et al. Star Sensor Principle and Application Strapped on Missile［M］. Beijing：National Defense Industry Press，2010.（in Chinese）

［5］ 矫媛媛，周海银，李新娜，等. 星敏感器光轴测量的锥面误差模型及其应用［J］. 宇航学报，2010，31（9）：2138－2144.

JIAO Yuan－yuan，ZHOU Hai－ying，LI Xin－na，et al. Cone Measurement Error Model of Star－sensor's Optic Axis and Its Application［J］. Journal of Astronautics，2010，31（9）：2138－2144.（in Chinese）

［6］ 贾辉. 高精度星敏感器星点提取与星图识别研究［D］. 长沙：国防科学技术大学，2010.

JIA Hui. Star Centroid Estimation and Star Identification of High Accuracy Star Tracker［D］. Changsha：National University of Defense Technology，2010.（in Chinese）

［7］ 马文章. 球面天文学教程［M］. 北京：北京师范大学出版社，1995.

MA Wen－zhang. The Tutorial of Celestial Astronomy［M］. Beijing：Normal University Press，1995.（in Chinese）

作者简介：

张同双（1968—），男，江苏泗阳人，1993 年于重庆大学获学士学位，2006 年于中国科学技术大学获硕士学位，现为高级工程师，主要研究方向为船姿船位测量技术；

ZHANG Tong－shuang was born in Siyang，Jiangsu Province，in 1968. He received the B. S. degree from Chongqing University and the M. S. degree from University of Science Technology of China in 1993 and 2006，respectively. He is now a senior engineer. His research concerns attitude and position determination technique for TT&C ship's measuring equipment.

Email：zts_123@163. com

钟德安（1964—），男，江苏江阴人，1990 年于东南大学获硕士学位，现为研究员，主要研究方向为测量船标校技术；

ZHONG De－an was born in Jiangyin，Jiangsu Province，in 1964. He received the M. S. degree from Southeast University in 1990. He is now a senior engineer of professor. His research concerns calibration techniques for TT&C ship's measuring equipment.

Email：Zda1014@126. com

潘　良（1967—），男，浙江苍南人，1988 年于浙江大学获学士学位，现为高级工程师，主要研究方向为船姿船位测量技术；

PAN Liang was born in Cangnan，Zhejiang Province，in 1967. He received the B. S. degree from Zhejiang University in 1988. He is now a senior engineer. His research concerns attitude and position determination technique for TT&C ship's measuring equipment.

Email：qianyan99@126. com

王二建（1982—），男，江苏淮安人，2006 年于装甲兵工程学院获硕士学位，现为工程师，主要从事航天测控技术研究；

WANG Er－jian was born in Huaian，Jiangsu Province，in 1982. He received the M. S. degree from Armed Force and Engineer Institute in 2006. He is now an engineer. His research concerns spacecraft tracking and control technology.

Email：hk_zgy@126. com

郭敬明（1985—），男，湖北荆州人，2005 年于西安电子科技大学获学士学位，2008 年于上海交通大学获硕士学位，现为博士研究生、助理研究员，主要从事光电设备测量、星敏感器船体姿态测量方面的研究。

GUO Jing－ming was born in Jingzhou，Hubei Province，in 1985. He received the B. S. degree from Xidian Univessity and the M. S. degree from Shanghai Jiaotong University in 2005 and 2008，respectively. He is curreatly working toward the Ph. D. degree and also a research associate. His research concerns star sensor and digital image processing.

Email：gjm441@163. com