

引用格式: 宫中伟, 仇振安, 赵振宇, 等. 载体运动情况下星敏传感器测量误差建模与分析[J]. 电光与控制, 2018, 25(9): 101-105. GONG Z W, QIU Z A, ZHAO Z Y, et al. Modeling and analysis of star sensor measurement error under carrier movement[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(9): 101-105.

## 载体运动情况下星敏传感器测量误差建模与分析

宫中伟<sup>1</sup>, 仇振安<sup>2</sup>, 赵振宇<sup>1</sup>, 周德召<sup>1</sup>, 姜亮<sup>1</sup>, 于鑫<sup>1</sup>

(1. 中国航空工业集团公司洛阳光电设备研究所, 河南 洛阳 471000;

2. 陆航驻洛阳地区军事代表机构, 河南 洛阳 471000)

**摘要:** 针对星敏传感器高精度测量需求, 提出了一种载体运动情况下的非线性误差解算方法。分析了星敏传感器的误差来源, 建立了其测量矢量的线性误差模型; 然后根据星敏传感器工作特点及非线性误差来源, 提出了具有明确物理意义的非线性误差模型改进算法。以某弹载星敏传感器为例进行了实验, 结果表明, 该方法可更好地辨识各项误差大小, 对提高星敏传感器的标校精度和工作性能具有一定的指导意义。

**关键词:** 星敏传感器; 载体运动; 测量矢量误差; 线性模型; 非线性误差

**中图分类号:** V271.4; TP391 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2018.09.021

## Modeling and Analysis of Star Sensor Measurement Error Under Carrier Movement

GONG Zhong-wei<sup>1</sup>, QIU Zhen-an<sup>2</sup>, ZHAO Zhen-yu<sup>1</sup>, ZHOU De-zhao<sup>1</sup>, JIANG Liang<sup>1</sup>, YU Xin<sup>1</sup>

(1. Luoyang Institute of Electro-Optical Equipment, AVIC, Luoyang 471000, China;

2. Military Representative Office of Army Aviation in Luoyang, Luoyang 471000, China)

**Abstract:** A non-linear error algorithm is proposed to achieve higher pointing accuracy for star sensors under carrier movement. The error sources of the star sensors are analyzed, and a linear error model of the measured vectors is established. Based on operating features of the star sensors and the sources of the nonlinear error, an improved nonlinear error algorithm is derived to eliminate all the pointing errors. An experiment is made taking a certain type of star sensor as an example. The experimental result shows that the algorithm can identify the errors more accurately and improve the performance of the star sensors.

**Key words:** star sensor; carrier movement; pointing error; linear model; nonlinear error

### 0 引言

星敏传感器是一种以恒星为参照系, 以星空为工作对象的高精度空间姿态测量装置。在完成星图拍摄后, 通过星点坐标提取, 确定星敏传感器光轴在惯性空间中的指向, 可以校正载体惯导系统姿态误差, 也具有自主导航的能力, 具有重要的应用价值, 美国 BALL 公司、法国 SODERN 公司、德国 Jena 公司等均研发了高精度星敏传感器, 并成功地进行了工程应用<sup>[1-4]</sup>。

由于在设计、安装、调试、标校等过程中产生的偏差, 以及载体运动、工作环境变化等星敏传感器工况改变的原因, 星敏传感器内部参数会产生误差, 导致测量精度下降, 因此, 需要对星敏传感器参数误差进行分析和测

量。从目前研究情况来看, 美国德克萨斯州 T&M 大学和 JPL 实验室在这方面工作较为突出<sup>[5]</sup>, 国内许多学者也对星敏传感器误差分析及标定方法进行了大量研究<sup>[6-8]</sup>, 但是大多数文献只对特定线性误差进行了定性分析, 忽略了非线性误差对精度的影响, 且星敏传感器在实际工作过程中, 一般伴随载体的旋转<sup>[9]</sup>, 但以上文献均未进行分析, 实际指导意义有限。

本文在研究星敏传感器工作原理的基础上, 对其测量误差进行建模和分析, 重点研究了载体运动及非线性误差对测量精度的影响, 在分析主体线性误差的基础上, 建立了星敏传感器精度非线性误差模型, 并进行了解算, 推导了参数误差与测量精度之间的关系, 对提高星敏传感器的工作性能和标校精度具有一定的指导意义。

### 1 误差组成及建模原理

#### 1.1 误差组成

星敏传感器各项误差直接是相互影响、相互制约的,

收稿日期: 2018-01-16

修回日期: 2018-07-15

作者简介: 宫中伟(1985—), 男, 山东潍坊人, 博士, 工程师, 研究方向为星敏传感器设计、机械误差原理。

根据各误差项的起源与主要影响结果,可以将误差源分为以下几项。

1) 光学系统偏置误差。主要包括焦距误差、主点偏差、镜头畸变、CCD 感光面移动、倾斜和旋转等,其形成原因主要是星敏感器光学设计、安装等的误差,这些误差具备低频误差的特性,在星敏感器测量时无法通过滤波有效滤除。其中,镜头畸变误差可转化为等效焦距误差<sup>[10]</sup>,且当入射角较小时,该误差可忽略不计,因此,本文不单独讨论该误差对测量矢量的影响。

2) 算法偏置误差。主要包括质心算法误差和由于载体运动引起的误差,前者主要是指由星点光斑的质心作为星光实际位置时所产生的算法误差;后者是指在积分时间内由于星敏感器的移动造成图像拖尾,在降低图像质量的同时,也增加了质心提取难度和误差。

3) 噪声等效角误差。主要是指 CCD 噪声和电路噪声引起的测量误差,CCD 噪声包括光子散粒噪声、暗电流散粒噪声、读出噪声等,电路噪声包括模拟电路噪声、时钟不均匀性、A/D 转换量化噪声等,大部分噪声等效角误差可通过滤波手段滤除,一般忽略不计。

## 1.2 理论误差模型

星敏感器理想模型可以视为针孔模型,它将无穷远处的星光投射到 CCD 焦平面上,则星光在星敏感器坐标系中的成像坐标矢量为<sup>[6]</sup>

$$\mathbf{w}_i = \frac{1}{\sqrt{x_i^2 + y_i^2 + f^2}} [-x_i \quad -y_i \quad f]^T \quad (1)$$

式中:\$(x\_i, y\_i)\$为星光在焦平面上的成像点坐标;\$f\$为星敏感器光学镜头焦距。

## 1.3 实际误差模型

为分析各分量误差对星敏感器测量精度的影响,其测量误差定义为实际成像矢量与理论成像矢量之间的差异,即

$$\delta \mathbf{w}_i = \hat{\mathbf{w}}_i - \mathbf{w}_i \quad i=1, 2, \dots, n \quad (2)$$

式中:\$\hat{\mathbf{w}}\_i\$为参考系下的实际成像坐标矢量;\$\mathbf{w}\_i\$为参考系下的理论成像坐标矢量。

根据误差传递的相关理论,对式(2)进行变通,则在误差条件下,有以下误差模型

$$\hat{\mathbf{w}}_i = \hat{\mathbf{H}}_i^T \cdot \mathbf{w}_i \quad i=1, 2, \dots, n \quad (3)$$

式中,\$\hat{\mathbf{H}}\$为误差变换矩阵,一般是各项线性误差矩阵的转换与叠加。

上述模型仅考虑了占主体影响的线性因素,但在实际应用中仍存在一些非线性因素,主要体现在:1) 误差考虑不全或忽略的误差;2) 计算过程中模型简化的误差;3) 客观存在的温度、气动、振动等因素,无法进行准确数学表达而造成的误差;4) 随机干扰及残余

误差项等。

基于以上原因,利用下述非线性误差模型对式(3)进行修正,即

$$\hat{\mathbf{w}}_i = \mathbf{H}_i^T \cdot \mathbf{w}_i + \mathbf{g}(t_i) + \boldsymbol{\varepsilon}_i \quad i=1, 2, \dots, n \quad (4)$$

式中:\$\mathbf{g}(t\_i)\$为非线性误差分量,\$t\_i\$为误差因素;\$\boldsymbol{\varepsilon}\_i\$为白噪声残差。

由上述模型,星敏感器误差分析的步骤为:1) 分解星敏感器误差源并计算误差模型,其全面性和准确性直接决定了算法的优劣;2) 构建地面模拟试验环境,设置已知目标点,并采用高精度的标校系统和星敏感器对目标进行观测,得到其测量误差数据;3) 采用参数估计的方法,辨识误差模型中的各项参数;4) 可以利用以上模型,指导星敏感器标校过程,从而提高其测量精度。

## 2 线性误差分解

### 2.1 光学系统偏置误差

#### 2.1.1 焦距误差

焦距误差如图 1 所示。

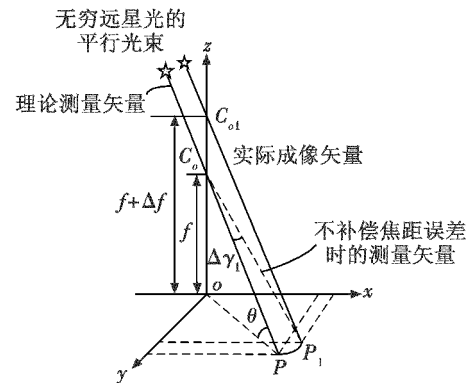


图 1 焦距误差示意图

Fig. 1 Diagram of focus error

如图 1 所示,若焦距存在误差 \$\Delta f\$,则光心由 \$C\_0\$ 点变为 \$C\_{01}\$ 点,则无穷远处恒星星光成像点由 \$P\$ 点偏移至 \$P\_1\$ 点,此时,星敏感器测量矢量变为 \$\overrightarrow{P\_1 C\_{01}}\$,存在误差。

由于 \$\Delta f\$ 相对于 \$f\$ 来说一般较小,焦距误差 \$\Delta f\$ 对测量矢量的误差可近似表示为理论矢量 \$\overrightarrow{PC\_0}\$ 绕 \$oz\$ 轴旋转 \$\Delta\gamma\_1\$,旋转矩阵为

$$\hat{\mathbf{R}}_1 = \mathbf{R}_{oz}(z, \Delta\gamma_1) = \begin{bmatrix} \cos \Delta\gamma_1 & \sin \Delta\gamma_1 & 0 & 0 \\ -\sin \Delta\gamma_1 & \cos \Delta\gamma_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中,\$\mathbf{R}\_{oz}(\cdot)\$表示参考坐标系绕某一坐标轴旋转某一角度的旋转变换矩阵。若辨识出 \$\Delta\gamma\_1\$,根据几何关系,则可由文献[5]的结论,计算出 \$\Delta f\$ 值,用于指导星敏

传感器误差标校,即

$$\Delta\gamma_1 = \arctan \frac{\Delta f \tan \theta}{f + f' \tan^2 \theta} \quad (6)$$

### 2.1.2 主点误差

主点误差如图2所示。

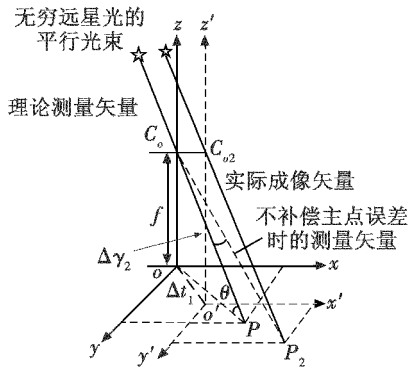


图2 主点误差示意图

Fig.2 Diagram of principal point error

如图2所示,只考虑主点误差时,\$oz\$轴偏移至\$oz'\$轴,原点由\$o\$偏移至\$o'\$,但\$oxy\$平面未产生偏移。设原点偏移量\$\Delta t\_1 = \sqrt{\Delta a^2 + \Delta b^2}\$,其中,\$\Delta a\$和\$\Delta b\$分别是\$\Delta t\_1\$的\$x,y\$分量,且近似认为由主点偏移产生的旋转误差为\$PC\_o\$绕\$oz\$轴旋转\$\Delta\gamma\_2\$,则有主点偏移产生的总矢量误差为

$$\hat{R}_2 = R_{oz}(\Delta\gamma_2) = \begin{bmatrix} \cos \Delta\gamma_2 & \sin \Delta\gamma_2 & 0 & 0 \\ -\sin \Delta\gamma_2 & \cos \Delta\gamma_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

若辨识出\$\Delta\gamma\_2\$,根据几何关系,则可由文献[5]的结论计算出偏差\$\Delta t\_1\$值,用于指导星敏感器误差标校,即

$$\Delta\gamma_2 = \arctan \frac{\Delta t_1}{\Delta t_1 \tan \theta + f(\tan^2 \theta + 1)} \quad (8)$$

### 2.1.3 CCD平面倾斜与旋转误差

CCD偏移误差如图3所示。

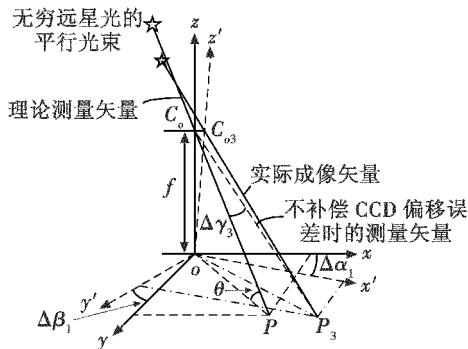


图3 CCD偏移误差示意图

Fig.3 Diagram of focal plane movement error

如图3所示,CCD平面倾斜导致成像焦平面绕\$ox\$轴倾斜\$\Delta\alpha\_1\$,绕\$oy\$轴倾斜\$\Delta\beta\_1\$,同时,CCD平面旋转,导致成像焦平面绕\$oz\$轴旋转\$\Delta\gamma\_3\$。在该误差下的参考坐

标系由\$o-xyz\$变为\$o-x'y'z'\$,CCD偏移误差造成测量矢量由\$PC\_o\$移动到\$P\_3 C\_o\$,即矢量误差为

$$\hat{R}_3 = R_{oz}(\Delta\alpha_1) \cdot R_{oy}(\Delta\beta_1) \cdot R_{oz}(\Delta\gamma_3) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Delta\alpha_1 & \sin \Delta\alpha_1 & 0 \\ 0 & -\sin \Delta\alpha_1 & \cos \Delta\alpha_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \Delta\beta_1 & 0 & -\sin \Delta\beta_1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \Delta\beta_1 & 0 & \cos \Delta\beta_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \Delta\gamma_3 & \sin \Delta\gamma_3 & 0 & 0 \\ -\sin \Delta\gamma_3 & \cos \Delta\gamma_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

经过误差辨识后,可分别得到\$\Delta\alpha\_1, \Delta\beta\_1\$,和\$\Delta\gamma\_3\$的值,作为星敏感器标校的依据。

### 2.2 载体运动产生的算法误差

载体不运动时,算法误差主要是指星点质心提取算法的误差,由于信噪比不同、星点成像形状不同、采取的算法不同等,该误差一般可达到\$1/15\$像元,甚至更高<sup>[1]</sup>。但载体运动产生的拖尾导致的质心提取误差可能达到几个像元<sup>[1,9]</sup>。

无穷远星光目标不动,则载体平动误差忽略不计,载体转动是此项最主要误差源,且一般情况下,载体不会绕\$oz\$轴旋转。

载体旋转产生误差如图4所示。

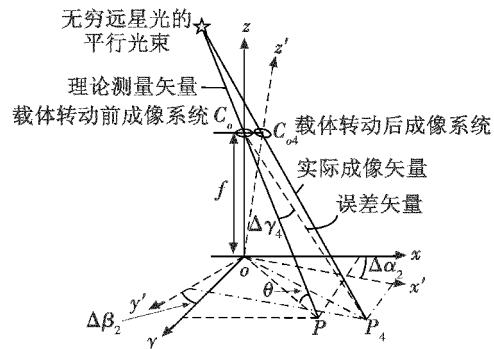


图4 载体旋转产生的误差示意图

Fig.4 The error caused by carrier movement

如图4所示,载体转动后,参考坐标系绕\$ox\$轴旋转\$\Delta\alpha\_2\$,绕\$oy\$轴旋转\$\Delta\beta\_2\$,此时误差测量矢量为\$P\_4 C\_o\$,其误差矩阵为

$$\hat{R}_4 = R_{ox}(\Delta\alpha_2) \cdot R_{oy}(\Delta\beta_2) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Delta\alpha_2 & \sin \Delta\alpha_2 & 0 \\ 0 & -\sin \Delta\alpha_2 & \cos \Delta\alpha_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \Delta\beta_2 & 0 & -\sin \Delta\beta_2 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \Delta\beta_2 & 0 & \cos \Delta\beta_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

为达到最高精度测量,一般情况下,可根据辨识得到的\$\Delta\alpha\_2\$和\$\Delta\beta\_2\$的值,对星敏感器进行在轨标定。

### 3 误差建模与参数辨识

如前所述,在线性误差条件下,星敏传感器线性误差模型为

$$\hat{w}_i = \hat{R}_1 \cdot \hat{R}_2 \cdot \hat{R}_3 \cdot \hat{R}_4 \cdot w_i = \hat{H}_i \cdot w_i \quad (11)$$

式中: $\hat{R}$ 为各误差矢量变换矩阵; $\hat{H}$ 为误差变换矩阵; $w_i$ 为参考系下的理论成像坐标矢量。

将式(5)、式(7)、式(9)、式(10)代入式(11),并以此展开,且因各误差因素 $\Delta$ 均为小量,在计算过程中,可简化为 $\cos \Delta = 1, \sin \Delta = \Delta$ ,且忽略高阶误差项,可得

$$\hat{H} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta\gamma_1 + \Delta\gamma_2 & -\Delta\beta_1 - \Delta\beta_2 & 0 \\ -\Delta\gamma_1 - \Delta\gamma_2 - \Delta\gamma_3 & 1 & \Delta\alpha_2 & 0 \\ \Delta\beta_1 + \Delta\beta_2 & -\Delta\alpha_1 - \Delta\alpha_2 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

将式(12)代入式(4),则得到了星敏传感器非线性误差模型。

当实验测得的 $w_i$ 和 $\hat{w}_i$ 已知时,利用文献[11]的两步算法对 $\hat{H}$ 矩阵中参数进行辨识,解算过程略,可得

$$\hat{H}_i^T = (\mathbf{Q}^T \mathbf{Q})^{-1} \mathbf{Q}^T (\hat{w}_i - g^*(t_i)) \quad (13)$$

式中:

$$\mathbf{Q} = [w_1^T \ w_2^T \ \dots \ w_n^T]^T; \quad (14)$$

$$\hat{g}(t_i) = \sum_{i=1}^n \omega_i(z) (\hat{w}_i - \hat{H}_i^T \cdot w_i), \quad (15)$$

$g^*(t_i)$ 是 $g(t_i)$ 的第一阶段估计, $\hat{g}(t_i)$ 是 $g(t_i)$ 的第二阶段估计;

$$\omega_i(z) = K\left(\frac{z - z_i}{T}\right) / \sum_{i=1}^n K\left(\frac{z - z_i}{T}\right) \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (16)$$

为核权函数<sup>[10]</sup>, $K(\cdot)$ 为核函数, $T$ 为窗宽。

## 4 应用实验

### 4.1 实验装置

以某弹载星敏传感器为例,设计实验装置见图5。

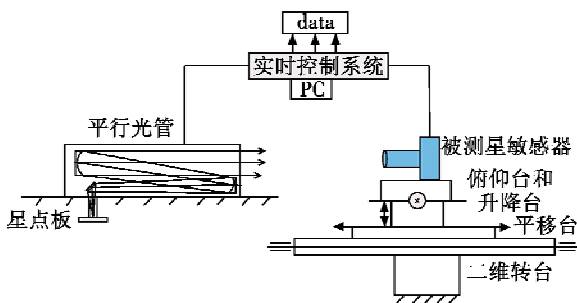


图5 实验装置示意图

Fig. 5 Diagram of experimental facility

实验装置主要包括精密转台系统、星点模拟系统、实施控制与数据采集系统以及待测星敏传感器,其中,精密转台系统模拟了载体的运动,星点模拟系统利用平行光管和星点板模拟指定星等的无穷远星光,实时控

制与数据采集系统可进行星点信息获取、系统控制人机交互、测量矢量输出等。

### 4.2 实验步骤

具体实验步骤如下。

1) 将星敏传感器安装在精密转台上,并利用准直仪使其和并行光管准直。

2) 驱动精密转台系统,设置不同维度的角度,在多维转台均以 $1^\circ/\text{s}$ 匀速运动过程中,通过数据采集系统的测角和测量矢量读数,获得8组 $\hat{w}_i$ ,如表1所示,其中,参考坐标系的原点在CCD成像平面中心。

表1  $\hat{w}_i$  测量值

Table 1 Measured value of  $\hat{w}_i$

坐标	序号							
	1	2	3	4	5	6	7	8
$w_{ix}$	-3.89	-1.93	-0.95	0.07	1.11	2.08	3.12	4.09
$w_{iy}$	-0.30	-1.1	-3.25	0.03	3.22	1.30	0.82	0.50
$w_{iz}$	90.07	90.08	90.06	90.07	90.09	90.10	90.04	90.07

3) 测试完毕后,对照理论值 $w_i$ ,按照算法的步骤及结论进行计算,得到 $\hat{H}$ 矩阵,即

$$\hat{H}_{\text{ROT}} = \begin{bmatrix} 1.013 & -0.0058 & 0.061 \\ -0.0933 & 0.9474 & -0.125 \\ -0.062 & -0.013 & 0.9665 \end{bmatrix} \quad (17)$$

对比式(17)与式(12)可得,对于该星敏传感器有:

1)  $\Delta\gamma_1 + \Delta\gamma_2 = -0.0058$ ,  $-\Delta\gamma_1 - \Delta\gamma_2 - \Delta\gamma_3 = -0.0933$ ,因此, $\Delta\gamma_3 = -0.0991$ ,也就是说因CCD平面旋转引起的测量角度偏差约为 $-0.1^\circ$ ,因焦距和主点误差引起的测距误差在空间合成后,约为 $-0.0058^\circ$ ,该误差已经较小,但 $\Delta\gamma_1$ 或 $\Delta\gamma_2$ 的单项误差并不一定小;该结论也从侧面说明了,在星敏传感器误差校正与补偿时,应考虑综合误差,而不能单独校正某项误差;

2)  $\Delta\beta_1 + \Delta\beta_2 = -0.061$ ,即CCD绕 $y$ 轴的倾斜和载体绕 $y$ 轴运动产生的角度误差为 $-0.061^\circ$ ;

3)  $\Delta\alpha_2 = -0.125$ ,  $-\Delta\alpha_1 - \Delta\alpha_2 = -0.013$ ,则 $\Delta\alpha_1 = 0.138$ ,即CCD平面绕 $x$ 轴旋转引起的测量误差为 $0.138^\circ$ ,由载体绕 $x$ 轴运动产生的测量误差为 $-0.125^\circ$ ;

4) 对于本星敏传感器,由载体运动及CCD旋转引起的测量误差是主要误差项,上述结果也可以作为标校的依据。

## 5 结论

1) 影响星敏传感器测量矢量的误差因素包括了线性误差和非线性误差,前者包括光学系统偏置误差、算法偏置误差等,后者主要指的是模型简化、测量环境干扰等因素;

2) 建立了星敏传感器非线性误差模型,具有较明确的理论和实际意义,对星敏传感器的设计、装调、标校具

有较明显的指导意义;

3) 实验表明,被测弹载星敏感器的主要误差项为载体运动及 CCD 旋转引起的误差,考虑到星敏感器的实际工况,不考虑载体运动产生的误差是不全面、不准确的。

### 参考文献

- [1] 何家维. 高精度全天时星敏感器关键技术研究[D]. 北京:中国科学院大学,2013.
- [2] QIAN H M, SUN L, CAI J N, et al. A starlight refraction scheme with single star sensor used in autonomous satellite navigation system [J]. *Acta Astronautica*, 2014 (96): 45-52.
- [3] JIANG F, WU Q W, WANG Z S, et al. Thermal design and analysis of high power star sensors[J]. *Case Studies in Thermal Engineering*, 2015(6): 52-60.
- [4] 伍雁雄. 高精度星敏感器若干关键技术研究[D]. 北京:中国科学院大学,2015.
- [5] 郝雪涛,张广军,江洁. 星敏感器模型参数分析与校准方法研究[J]. *光电工程*, 2005, 32(3): 5-8.
- [6] 王永胜,王宏力,刘洁梁,等. 星敏感器误差模型及参数分析[J]. *光电与控制*, 2014, 21(2): 85-89.
- [7] 郑循江,张广军,毛晓楠. 一种甚高精度星敏感器精度测试方法[J]. *红外与激光工程*, 2015, 44(5): 1605-1609.
- [8] 孙亚辉. 星敏感器应用中的误差分析与校正[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.
- [9] 朱华征,范大鹏,马东玺,等. 载体运动对光电成像系统性能的影响分析[J]. *红外技术*, 2008, 30(10): 586-590.
- [10] 王宏力,陆敬辉,崔祥祥. 大视场星敏感器星光制导技术及应用[M]. 北京:国防工业出版社,2015.
- [11] 张智永,周晓尧,范大鹏. 光电探测系统指向误差分析、建模与修正[J]. *航空学报*, 2011, 32(11): 2042-2054.

(上接第 77 页)

## 4 结论

本文基于一定的散射条件假设,建立了散射测量仿真模型,模拟了聚焦光束对亚表面损伤的探测过程,结合 FDTD 算法对损伤缺陷调制后的光场分布及散射光强进行计算,得到了颗粒光强散射探测曲线。研究表明,颗粒尺寸和深度对散射光强探测曲线峰值位置的影响有一定的规律,微裂纹的宽度增加会使散射光增强,裂纹深度对散射光强探测曲线影响微弱。损伤缺陷的散射光强探测曲线包含了其位置和大小信息,只要提取到亚表面损伤的散射光强信号,就可以结合这些规律及光场分布的特点来分析损伤信息,为亚表层损伤光散射检测技术的深入研究提供了重要的理论支持。

### 参考文献

- [1] 伍秀玘,高万荣,张运旭,等. 非破坏性玻璃亚表面缺陷定量检测新方法[J]. *中国激光*, 2017, 44(6): 157-164.
- [2] 王景贺,张磊,王洪祥,等. 基于荧光共聚焦技术熔石英亚表层损伤检测方法[J]. *中国激光*, 2015, 42(4): 186-194.
- [3] 田爱玲,王会婷,党娟娟,等. 抛光表面的亚表层损伤检测方法研究[J]. *光子学报*, 2013, 42(2): 214-218.
- [4] 王华东,张泰华. 光学材料亚表面损伤的表征与检测技术研究进展[J]. *激光与光电子学进展*, 2017, 54(10): 25-36.
- [5] TROST M, HERFFURTH T, SCHMITZ D, et al. Evaluation of subsurface damage by light scattering techniques [J]. *Applied Optics*, 2013, 52(26): 6579-6588.
- [6] 王宁昌,姜峰,黄辉,等. 脆性材料亚表面损伤检测研究现状和发展趋势[J]. *机械工程学报*, 2017, 53(9): 170-179.
- [7] 王辉. 基于层析成像法的亚表层损伤散射特性研究[D]. 西安:西安工业大学,2013.
- [8] 田爱玲,田玉珺,王春慧,等. 聚焦光在亚表面损伤介质中的散射特性[J]. *强激光与粒子束*, 2014, 26(9): 121-127.
- [9] 张磊,黄利,陈伟,等. 熔石英和磷酸盐铍玻璃表面三角形微裂纹对入射光的散射分析[J]. *强激光与粒子束*, 2011, 23(2): 381-386.
- [10] 田玉珺. 光在亚表面损伤介质中的传播特性研究[D]. 西安:西安工业大学,2015.
- [11] WANG C G, CUI D L, YAN Z Y, et al. Finite element triangle mesh generation in planar area[J]. *Computer Integrated Manufacturing Systems*, 2011, 17(2): 256-260.
- [12] 李长侑. 电磁散射问题的 FDTD 分析和仿真软件实现[D]. 西安:西安电子科技大学,2012.
- [13] 贺晋芝. 适用于 FDTD 方法的目标电磁建模研究与应用[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
- [14] 苏倩倩,张国文,陶华,等. 非线性介质表面缺陷对激光光场的调制[J]. *强激光与粒子束*, 2012, 24(11): 2585-2590.