



## 星敏感器动态精度评价方法

任平川 周琦 金荷 宋卿争 缪鹏飞

### Evaluation method of star sensor dynamic accuracy

Ren Pingchuan, Zhou Qi, Jin He, Song Qingzheng, Miao Pengfei

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.3788/IRLA20210571>

## 您可能感兴趣的其他文章

### Articles you may be interested in

#### CMOS图像传感器辐射损伤导致星敏感器性能退化机理

Degradation mechanism of star sensor performance caused by radiation damage of CMOS image sensor

红外与激光工程. 2020, 49(5): 20190555–20190555–7 <https://doi.org/10.3788/IRLA20190555>

#### 浦江一号卫星星敏感器在轨测量精度分析

Star tracker accuracy analysis of PuJiang Satellite-1 in orbit

红外与激光工程. 2017, 46(5): 517002–0517002(7) <https://doi.org/10.3788/IRLA201746.0517002>

#### 基于粒子群算法的星敏感器光学误差标定方法

Calibration method of optical errors for star sensor based on particle swarm optimization algorithm

红外与激光工程. 2017, 46(10): 1017002–1017002(8) <https://doi.org/10.3788/IRLA201770.1017002>

#### 高精度星敏感器安装矩阵在轨实时校准方法

On-orbit real time installation matrix calibration method for high accuracy star trackers

红外与激光工程. 2018, 47(12): 1217006–1217006(7) <https://doi.org/10.3788/IRLA201847.1217006>

#### 长焦距无热化星敏感器光学系统设计

Optical system design of star sensor with long focal length and athermalization

红外与激光工程. 2020, 49(9): 20200061–1–20200061–10 <https://doi.org/10.3788/IRLA20200061>

#### 基于三轴转台的多视场星敏感器标定方法

Calibration method for multiple FOV star sensors based on three-axis turntable

红外与激光工程. 2019, 48(4): 417002–0417002(6) <https://doi.org/10.3788/IRLA201948.0417002>

## 星敏感器动态精度评价方法

任平川<sup>1,2</sup>, 周琦<sup>1,2</sup>, 金荷<sup>1,2</sup>, 宋卿争<sup>1,2</sup>, 缪鹏飞<sup>3</sup>

- (1. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109;
2. 上海市空间智能控制重点实验室, 上海 201109;
3. 上海卫星工程研究所, 上海 201109)

**摘要:** 针对现有精度评价方法无法有效计算星敏感器在大动态条件下精度的问题, 基于星敏感器成像模型与星对角距的不变性, 提出了一种星敏感器动态精度评价方法。阐明了该方法的原理, 提出了计算流程和统计方法。基于风云卫星在轨数据, 对比了该方法与常用的滑动窗口法的处理结果, 分析了两种方法在小角速率条件下处理的等价性, 验证了该方法的可行性。基于地面观星数据, 分析了两型星敏感器在不同动态条件下的测量精度。与现有的动态精度评价方法相比, 该方法可有效地剥离动态过程中测试系统引入的误差, 更真实地反映动态条件下星敏感器的实际测量精度。

**关键词:** 星敏感器; 动态精度分析; 星对角距误差; 在轨; 动态性能

**中图分类号:** P123.2<sup>+2</sup>      **文献标志码:** A      **DOI:** 10.3788/IRLA20210571

## Evaluation method of star sensor dynamic accuracy

Ren Pingchuan<sup>1,2</sup>, Zhou Qi<sup>1,2</sup>, Jin He<sup>1,2</sup>, Song Qingzheng<sup>1,2</sup>, Miao Pengfei<sup>3</sup>

- (1. Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China;
2. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China;
3. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** Aiming at the problem that the existing accuracy evaluation methods can not effectively calculate the accuracy of star sensor under large dynamic conditions, a dynamic accuracy evaluation method was proposed based on the imaging model of star sensor and the invariance of star angle distance. The principle was clarified, and the calculation flow and statistical method were proposed. Based on the in-orbit data of FY satellite, the processing results of the proposed method and the traditional sliding window method were compared and the equivalence of the two methods under the same condition of small angular rate was analyzed, which verifying the feasibility of the proposed method. Based on the ground observation data, the measurement accuracy of two types of star sensors under different dynamic conditions was obtained. Compared with the existing dynamic accuracy evaluation methods, this method can effectively peel off the errors introduced by the test system, and more truly reflect the actual measurement accuracy of the star sensor under dynamic conditions.

**Key words:** star sensor; dynamic accuracy analysis; star angle distance error; on-orbit; dynamic capability

收稿日期: 2021-08-15; 修订日期: 2021-09-30

基金项目: 国家重点研发计划 (2019YFA0706002)

作者简介: 任平川, 男, 工程师, 硕士, 主要从事光电传感器设计、空间态势感知、空间攻防对抗等方面的研究。

## 0 引言

星敏传感器是卫星控制系统中三轴姿态测量精度最高的单机,其精度可达到角秒级甚至亚角秒级。精度是星敏传感器最重要的性能指标,随着星敏传感器技术不断发展,其性能不断提升,对精度评价方法准确性与适用范围的研究也不断深入<sup>[1-3]</sup>。

随着卫星技术的不断发展,大角度快速机动已成为在轨常见的工况<sup>[4]</sup>。星敏传感器在大动态条件下,在积分时间内,星点在探测器上位移量增大,像斑呈条纹状,降低了恒星质心提取精度,进而降低星敏传感器精度。如何有效地评估与测试大动态条件下星敏传感器的测量精度( $XY$ 轴精度)成为重要问题<sup>[5-6]</sup>。

已有的精度评价方法无法有效评估大动态条件下星敏传感器的测量精度。基于动态光学恒星模拟器可开展星敏传感器在动态条件下的测试,利用其高刷新率动态模拟不同角速度下的恒星位置,星敏传感器探测和识别动态模拟的恒星,输出姿态信息。受限于成像机理,目前光学恒星模拟器对星点位置的刻画精度一般为 $30''$ ,远低于星敏传感器测量精度,且恒星模拟器不能完全真实地模拟恒星光谱类型与星等,因此该方法一般只用于动态性能的功能测试,无法评估精度<sup>[7]</sup>。另一种常用的动态测试方法是地面观星法。动态测试时,采用转台模拟星体在轨的姿态机动,星敏传感器面对动态变化的真实星空探测和识别恒星,但用于地面观星的转台误差一般与星敏传感器测量误差相当或者大于星敏传感器测量误差,且转台运动过程中很难建立更高精度的姿态基准,因此,在这种情况下使用常用的滑动窗口法评价星敏传感器的动态精度,其结果往往包含了设备误差,不能真实反应星敏传感器测量精度<sup>[8]</sup>。基于转台和单星模拟器的测试方法,仅能以单星测角的方式评估精度,无法模拟真实的星空对姿态测量精度进行测试,该方法仅地面使用,无法评估星敏传感器在轨精度<sup>[9]</sup>。基于光轴夹角法的测试,该方法对地面观星试验与在轨数据分析均可使用,但一般需要同规格的共基准安装的两台星敏传感器同步曝光,约束条件较多,对测试系统的要求较高<sup>[10]</sup>。基于星惯联合的动态精度测试方法,系统最为复杂,需要引入陀螺进行联合测试,且测量精度无法剥离陀螺误差和时间基准误差<sup>[11-12]</sup>。

基于星对角距的不变性,文中提出一种适用于动态条件的精度评价方法,该方法同时适用于星敏传感器在轨精度评价与地面观星测试。基于依巴谷星表中恒星位置的准确信息,可以得到毫角秒级精度的星对角距信息。星敏传感器对星对角距的测量仅与对恒星的质心提取精度相关,可有效剥离转台位置误差、时间基准误差等因素。从星对角距入手,可得到星敏传感器对恒星的质心提取精度,进而可以得出姿态测量精度。星敏传感器在轨飞行时,由于星上没有精度更高的姿态敏感器,在卫星姿态机动时可用于星敏传感器精度评估的有效基准只有恒星星对角距。因此,在动态条件下,采用该方法评价星敏传感器精度具有较高的置信度。

## 1 星敏传感器成像模型

图 1 为星敏传感器成像模型,其中, $O'$ 为镜头中心, $O$ 为主点,镜头到探测器面的距离为焦距 $f$ 。根据小孔成像原理,主光轴 $OO'$ 垂直于探测器面。星点在探测器上成像,主要受光学镜头畸变与主点偏移的影响, $A$ 、 $B$ 点为星点在靶面上的理想成像位置, $A'$ 、 $B'$ 点为发生径向畸变后的位置。两颗恒星之间的夹角 $\theta$ 为星内角,设 $(x_0, y_0)$ 为主点位置, $(x_i, y_i)$ 为星场内第 $i$ 颗星在焦平面上的坐标, $\vec{v}_i$ 为第 $i$ 颗星的恒星方向矢量, $k$ 为畸变系数, $a$ 、 $b$ 、 $c$ 为姿态矩阵参数<sup>[13-14]</sup>。

星敏传感器理想成像模型公式为:

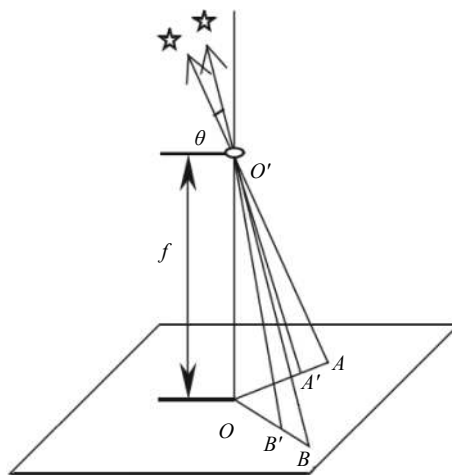


图 1 星敏传感器成像模型

Fig.1 Imaging model of the star sensor

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \end{bmatrix} + f_n \begin{bmatrix} a_1 & b_1 & c_1 \\ a_2 & b_2 & c_2 \end{bmatrix} \vec{v}_i \quad (1)$$

式中:  $f_n = \frac{-f}{a_3 \bar{x}_i + b_3 \bar{y}_i + c_3 \bar{z}_i}$ 。

星敏感器含有畸变的成像模型公式为:

$$\begin{bmatrix} x'_i \\ y'_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \end{bmatrix} + f'_n \begin{bmatrix} a_1 & b_1 & c_1 \\ a_2 & b_2 & c_2 \end{bmatrix} \vec{v}_i \quad (2)$$

式中:  $f'_n = \frac{-f(1+kr^2)}{a_3 \bar{x}_i + b_3 \bar{y}_i + c_3 \bar{z}_i}$ ,  $r^2 = (x_i - x_0)^2 + (y_i - y_0)^2$ 。

## 2 基于星对角距的精度评价方法的实现

### 2.1 方法原理

设有恒星 A、B, 其赤经、赤纬坐标分别  $(\alpha_A, \beta_A)$  和  $(\alpha_B, \beta_B)$ , 则其在天球坐标系下的星对角距定义为:

$$\theta = \arccos \left( \frac{|\vec{v}_A \cdot \vec{v}_B|}{|\vec{v}_A| \cdot |\vec{v}_B|} \right) \quad (3)$$

式中:  $\vec{v}_A = \begin{bmatrix} \cos \alpha_A \cos \beta_A \\ \sin \alpha_A \cos \beta_A \\ \sin \beta_A \end{bmatrix}$ ,  $\vec{v}_B = \begin{bmatrix} \cos \alpha_B \cos \beta_B \\ \sin \alpha_B \cos \beta_B \\ \sin \beta_B \end{bmatrix}$  分别为恒星 A 和恒星 B 的恒星方向矢量。

在轨使用或地面观星试验时, 星敏感器探测器拍摄视场范围内的恒星, 图像经过数字信号电路处理后得到星点的位置信息, 再与导航星库中的恒星进行匹配识别。利用导航星库中恒星星间角距作为姿态基准, 计算测量误差。

该方法的具体步骤如下:

(1) 计算任意两颗定姿星的星间角距误差。

设某一帧星敏感器探测到的恒星数量为  $N$ , 任选两个定姿星  $i$  和  $j$ , 利用  $i$  和  $j$  在探测器上的坐标位置  $(x_i, y_i)$ 、 $(x_j, y_j)$  计算星对角距测量值  $\theta_{测}$ 。利用  $i$  和  $j$  在星库中的赤经、赤纬位置  $(\alpha_i, \beta_i)$ 、 $(\alpha_j, \beta_j)$  计算星对角距参考值  $\theta_{参}$ 。测量值与参考值做差, 可得  $i$  和  $j$  的星间角距误差:

$$\Delta \theta_{ij} = \theta_{ij测} - \theta_{ij参} \quad (4)$$

$i, j \in [1, N], i \neq j$

(2) 计算当前帧的星间角距误差。

当一帧图像中有  $N$  颗探测星时, 可得到  $\frac{N(N-1)}{2}$  组星对角距误差。星对角距误差符合随机分布特性, 该误差 99.7% 在 3 倍标准差之内, 取其 3 倍标准差可得到这一帧的星对角距误差:

$$\theta_{帧} = 3 \cdot \sqrt{\frac{2}{N(N-1)} \sum_{i=1}^{N-1} \sum_{j=i+1}^N (\Delta \theta_{ij} - \overline{\Delta \theta_{ij}})^2} \quad (5)$$

(3) 统计星敏感器星间角距误差。

统计  $n$  帧的星间角距误差,  $n > 10000$ 。取其平均值作为星敏感器的星间角距误差的统计值:

$$\theta_{星对角距} = \frac{\sum_{i=1}^n \theta_i}{n} \quad (6)$$

(4) 通过分解星敏感器星间角距误差得到产品姿态轴误差。

### 2.2 导航星预处理

在计算星对角距的参考值时, 导航星一般使用恒星在 ICRS (国际天球参考架) 下的球面坐标 (J2000.0)。为保证参考值计算的精确性, 需要首先对导航星的星矢量坐标进行预处理, 消除恒星自行的影响。

恒星自行是单位时间内恒星位移在天球切面上的投影对于星敏感器所张的角度, 是恒星运动在惯性测量系下产生的位置变化, 可分解为赤经自行与赤纬自行。恒星自行仅与星敏感器输出姿态时的时刻有关, 与姿态计算时所面向的天区无关<sup>[15]</sup>。依据参考文献 [16] 的修正方法修正恒星相对于 J2000.0 平赤道坐标系的运动变化, 计算出修正自行差后的恒星方向矢量, 进行导航星间星对角距的计算, 可得出一个更准确的星对角距参考值。

### 2.3 星对角距测量值计算

星对角距测量值基于星敏感器输出的探测星坐标进行计算。设恒星  $i$  在探测器上的质心坐标为  $(x_i, y_i)$ , 根据公式 (7) 换算为恒星方向矢量  $\vec{v}_i$ :

$$\vec{v}_i = \begin{bmatrix} -(x_i - x_0) \\ -(y_i - y_0) \\ f \end{bmatrix} / r_i \quad (7)$$

式中:  $(x_0, y_0)$  为主点位置;  $f$  为被测星敏感器焦距;  $r_i = \sqrt{(x_i - x_0)^2 + (y_i - y_0)^2 + f^2}$ 。

利用两颗探测星换算出的恒星方向矢量计算出星对角距的测量值  $\theta_{测}$ :

$$\theta_{测} = \arccos(\vec{v}_i \cdot \vec{v}_j) \quad (8)$$

需要注意的是, 以上星对角距测量值计算基于第 1 节中的理想成像模式, 在实际计算中, 还应修正光学镜头畸变与主点偏移, 从而计算得出精确的星对角距测量值<sup>[17]</sup>。

### 2.4 星对角距误差的统计与分解

利用公式 (6) 计算出了星敏感器星间角距误差的

统计值。以下分解该统计值, 推导得到星敏传感器姿态轴误差。

两颗探测星的星间角距误差由两颗定姿星误差合成得到, 当样本数足够多时, 每颗探测星参与误差合成的贡献度趋于相等。故星敏传感器单星的平均定位误差为:

$$\sigma_{星}' = \frac{\theta_{星对角距}}{\sqrt{2}} \quad (9)$$

该误差由单星在探测器上  $X$  方向误差与  $Y$  方向误差合成得到:

$$(\sigma_{星}')^2 = \sigma_X^2 + \sigma_Y^2 \quad (10)$$

由第 1 节中星敏传感器成像的理想模型, 探测器  $X$  轴与  $Y$  轴的角分辨率(视场/像素数)相同, 则星点在  $X$  轴与  $Y$  轴上的定位误差相等。即使引入畸变误差与主点误差, 两者近似相等, 则:

$$\sigma_{星} = \sigma_X = \sigma_Y = \frac{\sigma_{星}'}{\sqrt{2}} \quad (11)$$

美国休斯公司在参考文献 [18-19] 中给出了星敏传感器星点提取误差与姿态轴误差的经验公式, 星敏传感器单星误差呈正态随机分布, 实际使用时, 星敏传感器同时使用多颗星点进行姿态计算, 星敏传感器测量精度随着使用的星数  $N$  的平方根增加而提高:

$$\sigma_{姿态轴} = \frac{\sigma_{星}}{\sqrt{N}} \quad (12)$$

式中:  $\sigma_{姿态轴}$  为星敏传感器姿态轴误差, 表征了星敏传感器精度;  $\sigma_{星}$  为平均单星定位误差(探测器  $X$  方向或  $Y$  方向);  $N$  为参与计算的定姿星数, 在计算时取测试时间段定姿星数的平均值。由公式 (12) 可知, 星敏传感器精度与平均单星定位误差成正比, 与产品定姿星数的平方根成反比。

结合公式 (9)~(12), 则星敏传感器姿态精度可由下式计算:

$$\sigma_{姿态轴} = \frac{1}{\sqrt{N}} \cdot \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot \theta_{星对角距} = \frac{1}{2\sqrt{N}} \cdot \theta_{星对角距} \quad (13)$$

### 3 方法验证与分析

#### 3.1 试验思路

以下从两个部分验证文中提出算法: 第一部分利用在轨数据验证低角速率条件下文中提出的数据分析方法与现有方法的等价性; 第二部分利用地面观星数据, 验证文中精度评价方法在大动态条件下的适用性。

#### 3.2 文中方法与滑动窗口法的等价性分析

星敏传感器工作在低动态条件下, 一般使用滑动窗口法进行精度分析<sup>[20]</sup>。滑动窗口法计算测量精度的原理是: 在预设宽度的滑动窗口内, 基于实测的四元数以多阶多项式拟合参考四元数, 以此作为基准计算误差。所以滑动窗口法计算出的测量精度是内符合精度, 在估计精度基准时, 无法剥离卫星或测试平台引入的误差。当卫星在轨进行大动态机动或地面观星使用转台转动星敏传感器时, 引入误差比星敏传感器误差高一个量级, 使用滑动窗口法无法评估星敏传感器在大动态条件下的精度。

使用文中方法与滑动窗口法对同一段在轨数据进行分析, 比对分析结果, 论证文中方法与滑动窗口法的一致性。

风云三号卫星于 2019 年发射, 在轨使用了两台 CCD(电荷耦合器件)型星敏传感器, 以下称星敏传感器  $A$  和星敏传感器  $B$ 。该卫星为太阳同步轨道, 星敏传感器动态为  $0.06$  ( $^{\circ}$ )/s。选取星敏传感器  $A$ 、星敏传感器  $B$  在轨数据, 分别使用文中方法与滑动窗口法进行分析。

文中方法分析结果如图 2 所示, 滑动窗口法分析结果如图 3 所示。两种方法分析结果如表 1 所示。

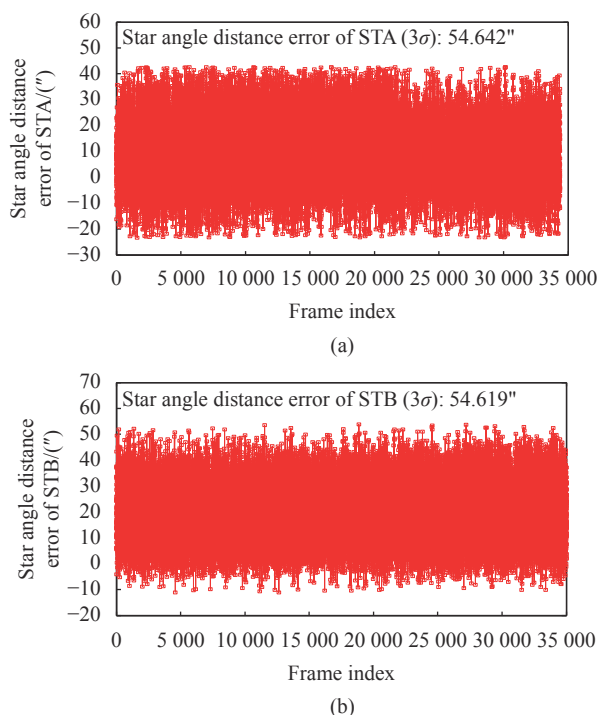


图 2 星敏传感器  $A$  (a)、星敏传感器  $B$  (b) 角距误差曲线图(使用文中方法)  
Fig.2 Star angle distance error curves of STA (a) & STB (b) (Using the algorithm of this paper)

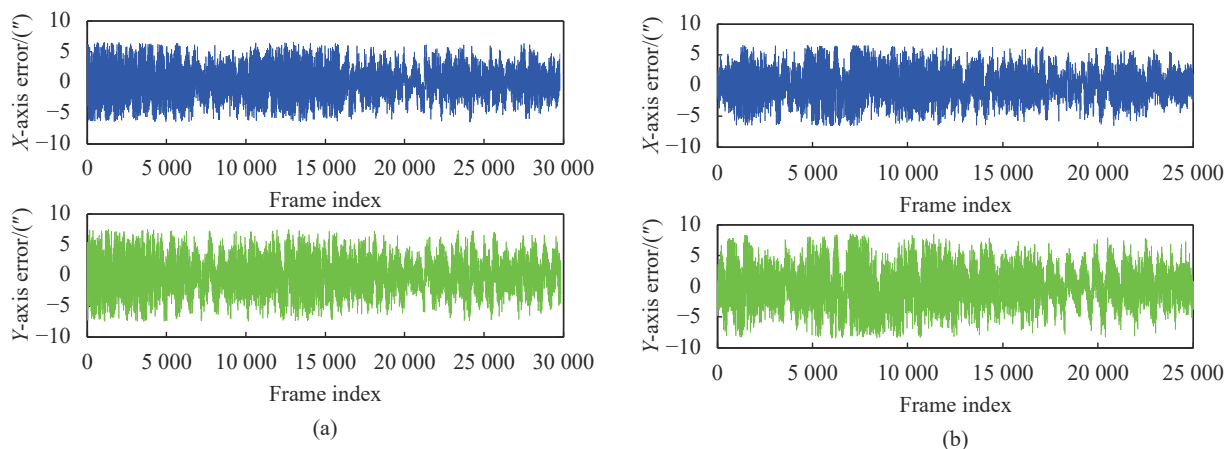


图 3 星传感器 A (a)、星传感器 B (b) 在轨误差曲线图 (使用滑动窗口法)

Fig.3 STA (a) & STB (b) three axis attitude error based on sliding window calculation

表 1 在轨条件下两种方法误差统计

Tab.1 Error comparison table of two methods (on orbit)

Product number	Dynamic conditions	Star angle distance calculation			Sliding window calculation	
		Star angle distance error	Mean of determination star	Single-axis error	X-axis error	Y-axis error
STA	0.06 (°)/s	54.642"	17	6.62"	5.996"	6.704"
STB	0.06 (°)/s	54.619"	16	6.82"	5.975"	7.297"

由表 1 可知, 面对在轨产品, 数据两种方法计算的精度相当, 且同时反映出星传感器 A 精度略好于星传感器 B, 验证了星对角距法的正确性。在分析在轨数据时, 使用星对角距法与滑动窗口法等价。

### 3.3 地面观星大动态条件下精度分析

在地面使用两型三台星传感器进行算法验证, 以下称星传感器 1、星传感器 2、星传感器 3。星传感器 1、星传感器 2 使用同一型产品, 采用 CCD 型探测器, 地速条件下精度指标为 5", 动态性能指标为 1 (°)/s; 星传感器 3 为 APS(Active Pixel Sensor) 型星传感器, 地

速条件下精度指标为 3", 动态性能指标 2 (°)/s。

试验系统如图 4 所示, 利用地面观星试验时星传感器 1、星传感器 2、星传感器 3 同一时间段的数据, 从同类型产品大动态精度对比与不同类型产品大动态精度对比两方面论证文中方法对大动态条件下星传感器精度评价的适用性。

#### 3.3.1 试验过程

星传感器 1、星传感器 3 在夏季进行试验, 星传感器 2 在冬季进行试验。

试验采用了便携式单轴转台, 将星传感器与转台通过转接工装相连, 设置转台按一定角速率进行转动, 采集星传感器星点数据包数据。试验过程如下:

- (1) 试验开始, 转动转台至 0°, 持续 10 min, 采集星传感器在地速下数据;
- (2) 转动转台至 -40°, 以 1 (°)/s 至 40°, 后转回 -40°, 来回三次, 采集星传感器在 1 (°)/s 动态下数据;
- (3) 转动转台以 0.5 (°)/s 至 40°, 后转回 -40°, 来回三次, 采集星传感器在 0.5 (°)/s 动态下数据;
- (4) 转动转台以 0.2 (°)/s 至 40°, 后转回 -40°, 来回两次, 采集星传感器在 0.2 (°)/s 动态下数据。

试验结束。



图 4 星传感器 3 试验过程

Fig.4 Test process diagram of ST3

3.3.2 同类型产品大动态精度对比结果

绘制星敏感器 1 在地速、动态 0.2 (°)/s、动态 0.5 (°)/s、动态 1 (°)/s 下星对角距误差分析结果,如图 5

所示。

绘制星敏感器 2 在动态 1 (°)/s 下星对角距误差分析结果,如图 6 所示。

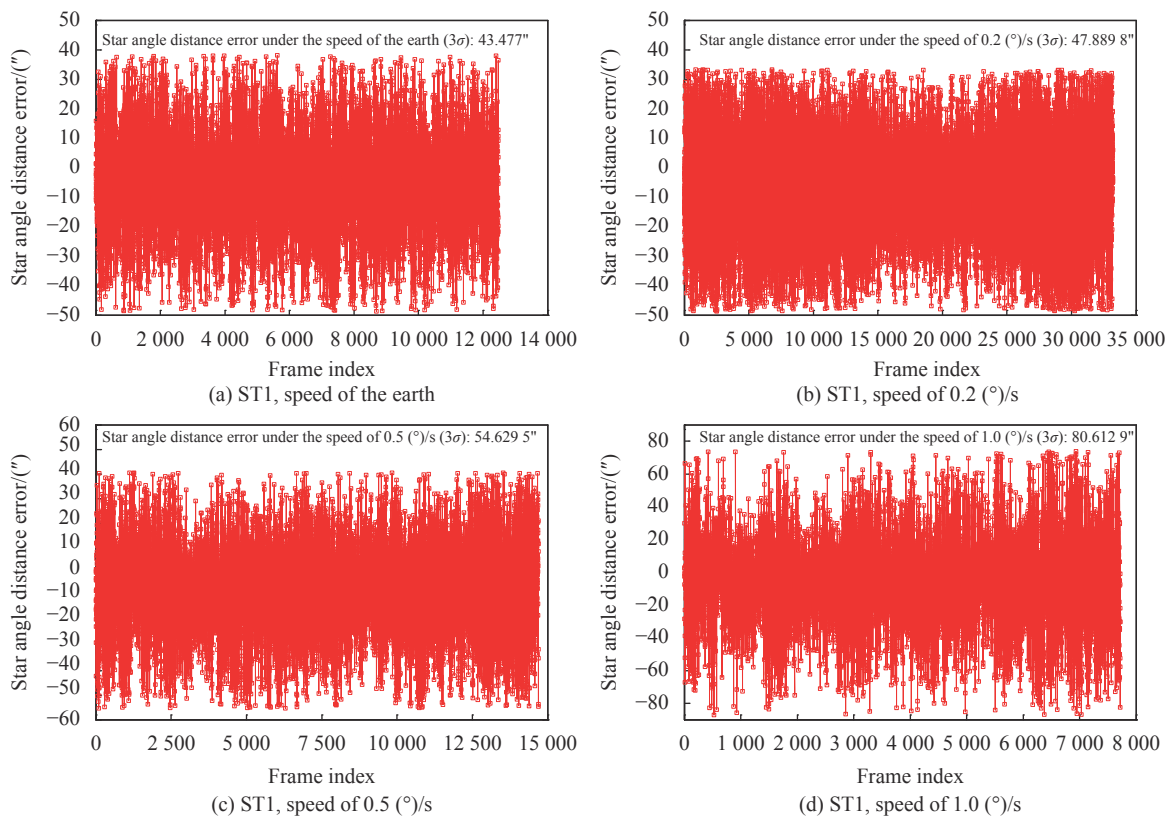


图 5 星敏感器 1 在不同动态条件下角距误差曲线图

Fig.5 Star angle distance error curve of ST1 under different dynamic conditions

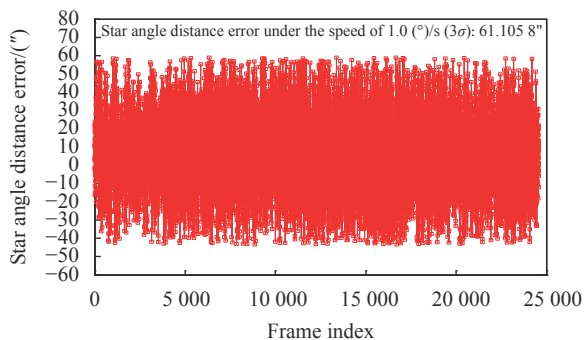


图 6 星敏感器 2 在动态 1 (°)/s 条件下角距误差曲线

Fig.6 Star angle distance error curve of ST2 under 1 (°)/s angular velocity

由图 5、图 6 可知,星敏感器产品精度随动态角速率变大,精度降低。为进一步分析其相关性,依据 2.4 节计算星敏感器测量精度,同时统计定姿星数变

化,如表 2 所示。

对比星敏感器 1 和星敏感器 2 地速条件下与 1 (°)/s 角速率下数据,产品姿态角误差值相当,同一型

表 2 CCD 型产品动态精度对比

Tab.2 Dynamic error comparison table of CCD star

sensors				
Product number	Dynamic conditions	Star angle distance error	Mean of determination star	Single-axis error
ST1	Earth's rotational rate	43.47''	16.05	5.42''
	0.2 (°)/s	47.88''	15.76	6.03''
	0.5 (°)/s	54.62''	15.58	6.91''
	1 (°)/s	80.61''	15.71	10.16''
ST2	Earth's rotational rate	39.06''	15.34	4.98''
	1 (°)/s	61.10''	9.09	10.13''

号不同产品在相同角速率下表现一致。该结果一方面验证了被测 CCD 型星敏感器性能一致性高,另一方面验证了本精度评价方法对于大动态条件的适用性,在不同环境、不同天区指向的情况下,该方法可有效地计算出星敏感器动态条件下精度。

3.3.3 不同类型产品大动态精度比对结果

绘制星敏感器 3 在动态 1 (°)/s、动态 2 (°)/s 下星对角距误差分析结果,如图 7 所示。

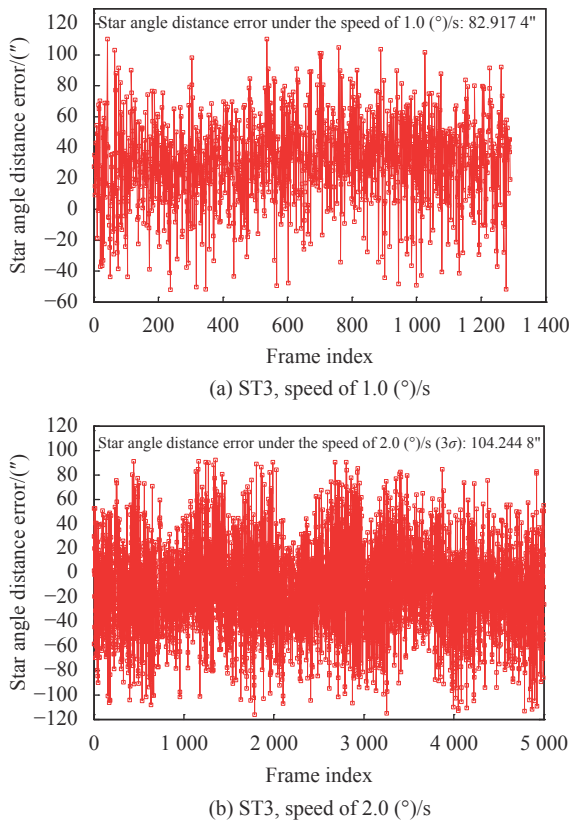


图 7 星敏感器 3 在不同动态条件下角距误差曲线图

Fig.7 Star angle distance error curve of ST3 under different dynamic conditions

依据 2.4 节计算星敏感器测量精度,同时统计定

表 3 APS 型产品动态精度对比

Tab.3 Dynamic error comparison table of APS star

Sensor				
Product number	Dynamic conditions	Star angle distance error	Mean of determination star	Single-axis error
ST3	Earth's rotational rate	32.91"	17.35	3.95"
	1 (°)/s	82.91"	15.41	10.56"
	2 (°)/s	104.24"	10.2	16.32"

姿星数变化,如表 3 所示。

根据表 2 与表 3,对比 CCD 型星敏感器与星敏感器 2 地速下产品单轴精度,APS 型星敏感器精度较高,符合两型产品静态精度指标;对比 CCD 型星敏感器与 APS 型星敏感器在 1 (°)/s 动态条件下产品单轴精度,两型产品精度相当,单轴精度约为 10"。对于不同产品,使用文中所述的精度评价方法可准确地计算出动态条件下的精度。

3.4 试验结论

由以上两部分的试验验证,文中方法成功计算出不同产品在各动态条件下的动态精度,通过不同工况、不同精度方法、同类型产品、不同类型产品的交叉对比,验证了文中精度评价方法在低速条件下与滑动窗口法的等价性及在大动态条件下的适用性。

4 结 论

文中针对现有精度评价方法无法有效计算星敏感器在大动态条件下的精度的问题,基于星敏感器成像模型与星对角距的不变性提出了一种星敏感器动态精度评价方法,分析了该方法的原理、星对角距的计算方法和统计误差的分解方法。通过文中方法与已有方法的在轨数据等价性分析和地面观星大动态精度评价,计算出某 CCD 型星敏感器在 1 (°)/s 条件下精度为 10",某 APS 型星敏感器在 2 (°)/s 条件下精度为 16",说明了该方法对于星敏感器在大动态条件下的精度评价是可信的,可同时应用于星敏感器地面观星测试与在轨数据分析。

参考文献:

- [1] Wang Jun, He Xin, Wei Zhonghui, et al. Fast star identification algorithm based on multi-feature matching [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2019, 27(8): 195-204. (in Chinese)
- [2] Li Baohua, Chen Xijun, Zheng Xunjiang, et al. Autonomous star tracking algorithm with high dynamic spacecraft [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(1): 190-194. (in Chinese)
- [3] Li Chunyan, Li Huaifeng, Sun Caihong. Astronomical calibration method and observation analysis for high-accuracy star sensor [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2006, 14(4): 558-563. (in Chinese)
- [4] Lang Bin, Zhu Hailong, Zhang Tao, et al. Research status and development tendency of star tracker technique [J]. *Chinese*



- Journal of Optics*, 2016, 9(1): 16-29. (in Chinese)
- [5] Gong Dezhu, Wu Yanpeng, Lu Xin. An attempt at improving dynamic performance of star tracker by motion compensation [J]. *Aerospace Control and Application*, 2009, 35(6): 19-23. (in Chinese)
- [6] Wang Jun. Research on key technologies of highly dynamic star sensor[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2019. (in Chinese)
- [7] Wang Hongtao, Luo Changzhou, Wang Yu, et al. Analysis of dynamic angle measurement of missile borne star sensor [J]. *Modern Defence Technology*, 2010, 38(1): 37-41. (in Chinese)
- [8] Zhang Hui, Yuan Jiahu, Liu Enhai, et al. Simulation of attitude precision of star sensor [J]. *Journal of China University of Mining & Technology*, 2008, 37(1): 112-117. (in Chinese)
- [9] Zhao Shufang, Wang Yu, Wang Hongtao, et al. Study on dynamic angle-measurement compensation for star sensor[C]//2011 Seventh International Conference on Natural Computation, IEEE, 2011: 255-258.
- [10] Wang Xingtao, Li Yingchun, Li Xiaoyan. Mapping Satellite-1 star sensor accuracy analysis [J]. *National Remote Sensing Bulletin*, 2012, 16(S1): 90-93. (in Chinese)
- [11] Jiao Yuanyuan, Zhou Haiyin, Li Xinna, 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)
- [12] Yu Chengwu, Hao Hui, Lu Xin. Stellar guidance based on APS star sensor and fiber-optic gyro [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(S2): 593-596. (in Chinese)
- [13] Hao Xuetao, Zhang Guangjun, Jiang Jie. Star sensor model parameter analysis and calibration method [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2005, 32(3): 5-8. (in Chinese)
- [14] Wang Yongsheng, Wang Hongli, Liu Jieliang, et al. Error model and parametric analysis of star sensor [J]. *Electronics Optics & Control*, 2014, 21(2): 85-89. (in Chinese)
- [15] Li Xinlu, Yang Jinhua, Zhang Liu, et al. Attitude determination of the star sensor with the star proper motion correction [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2015, 42(2): 35-40. (in Chinese)
- [16] Sun Ting, Xing Fei, You Zheng. Accuracy measurement of star trackers based on astronomy [J]. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, 2012, 52(4): 430-435. (in Chinese)
- [17] Ding Guopeng, Zhang Tao, Zheng Weibo, et al. Distortion correction of star trackers with a large-field [J]. *Optical Technique*, 2015, 41(2): 97-100. (in Chinese)
- [18] Abreu R. Stellar attitude determination accuracy with multiple-star-tracking advanced star tracker [C]//Proceedings of SPIE, 1993, 1949: 216-227.
- [19] Fan Chunshi, You Zheng. Highly efficient sigma point filter for spacecraft attitude and rate estimation [J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2010, 2009(1024-123X): 266-287.
- [20] Mao Xiaonan, Zhou Qi, Ma Yingchao, et al. Star tracker accuracy analysis of PuJiang Satellite-1 in orbit. [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(5): 0517002. (in Chinese)