

多星敏安装矩阵快速标定方法及精度验证

刘 莉¹, 汪红强¹, 杨鑫辉¹, 蒋金雄¹, 肖 倩¹, 丁 磊¹, 朱海峰²

¹航天恒星科技有限公司遥感测绘事业部, 北京

²航天恒星科技有限公司市场研发部, 北京

收稿日期: 2024年12月6日; 录用日期: 2025年1月2日; 发布日期: 2025年1月9日

摘要

针对小卫星平台姿态精细化快速处理需求, 需要在轨对多个星敏感器进行安装矩阵标定, 获得三轴高精度姿态测量信息。由于小卫星敏捷成像中, 有效星敏的观测数据可能是其中一部分, 因此如何快速标定各个星敏感器的安装矩阵, 以实现任意星敏感器组合定姿结果精度一致是多星敏标定的核心。文章提出了一种小卫星多星敏安装矩阵的快速标定方法, 不需要地面定标场成像及定标处理, 可实现任意星敏组合定姿的姿态数据精度一致。经过某星座卫星在轨试验数据表明, 该方法获得多星敏安装矩阵可达到任意星敏组合的定姿精度优于1角秒, 无控几何定位精度优于8米。该方法快速高效, 节省在轨测试时间, 为后续高精度几何定标提供精确的姿态参数, 进而为小卫星星座星群快速几何定标和应用效能发挥提供支撑。

关键词

星敏, 安装矩阵, 标定, 精度验证

Fast Calibration Method and Accuracy Verification of Multi-Star Sensor Installation Matrix

Li Liu¹, Hongqiang Wang¹, Xinhui Yang¹, Jinxiong Jiang¹, Qian Xiao¹, Lei Ding¹, Haifeng Zhu²

¹Department of Remote Sensing and Mapping, Space Star Technology Co., Ltd., Beijing

²Department of Market Research and Development, Space Star Technology Co., Ltd., Beijing

Received: Dec. 6th, 2024; accepted: Jan. 2nd, 2025; published: Jan. 9th, 2025

Abstract

To meet the demand for precise and fast attitude processing of small satellite platforms, it is

文章引用: 刘莉, 汪红强, 杨鑫辉, 蒋金雄, 肖倩, 丁磊, 朱海峰. 多星敏安装矩阵快速标定方法及精度验证[J]. 图像与信号处理, 2025, 14(1): 1-11. DOI: 10.12677/jisp.2025.141001

necessary to calibrate the installation matrix of multiple star sensors in orbit to obtain high-precision three-axis attitude measurement information. Due to the fact that in agile imaging of small satellites, the observation data of effective star sensors may be a part of it, how to quickly calibrate the installation matrix of each star sensor to achieve consistent accuracy in the attitude determination results of any combination of star sensors is the core of multi-star sensor calibration. This article proposes a fast calibration method for a small satellite multi-satellite sensitive installation matrix, which does not require ground calibration field imaging and calibration processing and can achieve consistent attitude data accuracy for any combination of satellite-sensitive positioning. According to the in-orbit test data of a certain constellation of satellites, this method can achieve an attitude accuracy of over 1 arcsecond for any combination of star sensors by obtaining a multi-star sensor installation matrix and an uncontrolled geometric positioning accuracy of over 8 meters. This method is fast and efficient, saving in-orbit testing time and providing accurate attitude parameters for subsequent high-precision geometric calibration, thus providing support for rapid geometric calibration and application efficiency for small satellite constellations.

Keywords

Star Sensor, Installation Matrix, Calibration, Accuracy Verification

Copyright © 2025 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

近年来，我国陆续规划和已发射低轨小卫星星座星群，提升了重点区域的重访周期和访问频次，为了充分发挥低轨小卫星星座数据应用效能，需要低轨小卫星星座图像具有较高辐射和几何质量。姿态数据确定误差是高精度几何定标及几何定位处理的主要误差源，星敏感器是最常用的姿态确定仪器之一，国内部分产品的姿态定位精度已经达到 1"甚至更高[1] [2]。

星敏感器在轨使用之前，地面实验室对其安装矩阵进行严格的标定[3] [4]。但是在轨受温度、振动和辐射等影响，星敏感器的性能会产生变化[1] [2]。在星敏感器在轨标定和校准算法方面研究较多，包括采用卡尔曼滤波模型算法[5]-[8]、自适应滤波[9] [10]、最小二乘算法[11] [12]等，进行安装矩阵的误差标定。上述各类算法主要集中在已有地标数据的情况下，对已获取星敏感器数据进行处理，获得安装矩阵的标定误差。已有标定方法需要进行不同星敏组合情况下的地面定标场成像和定标处理，标定过程复杂、周期较长。本文针对低轨小卫星平台姿态精细化快速处理需求，提出了一种低轨小卫星多星敏安装矩阵的快速标定方法，不需要地面定标场成像及定标处理，可实现任意星敏组合定姿的姿态数据精度一致，为低轨小卫星星座星群快速几何定标和应用效能发挥提供支撑。

2. 快速标定方案

由于低轨小卫星敏捷成像中，有效星敏的观测数据可能是其中一部分星敏，需要在轨对多个星敏感器(一般 3~4 个)进行安装矩阵标定，获得三轴高精度姿态测量信息。由于低轨小卫星敏捷成像中，有效星敏的观测数据可能是其中一部分(至少 2 个)，因此如何快速标定各个星敏感器的安装矩阵，以实现任意星敏感器组合定姿结果精度一致是多星敏标定的核心。

本文提出的多星敏安装矩阵快速标定方案首先采用常用星敏组合中的其中一个星敏初始安装矩阵为基准，完成另外一个星敏安装矩阵的标定。通过多轨星敏观测数据的平差处理，减少星敏观测随机误差

影响。然后，利用选为基准的星敏或已标定星敏的安装矩阵，在另外一个星敏有效情况下，完成另外一个星敏的安装矩阵标定，直至所有星敏标定完成。

多星敏安装矩阵快速标定方案详细处理流程如图 1 所示。

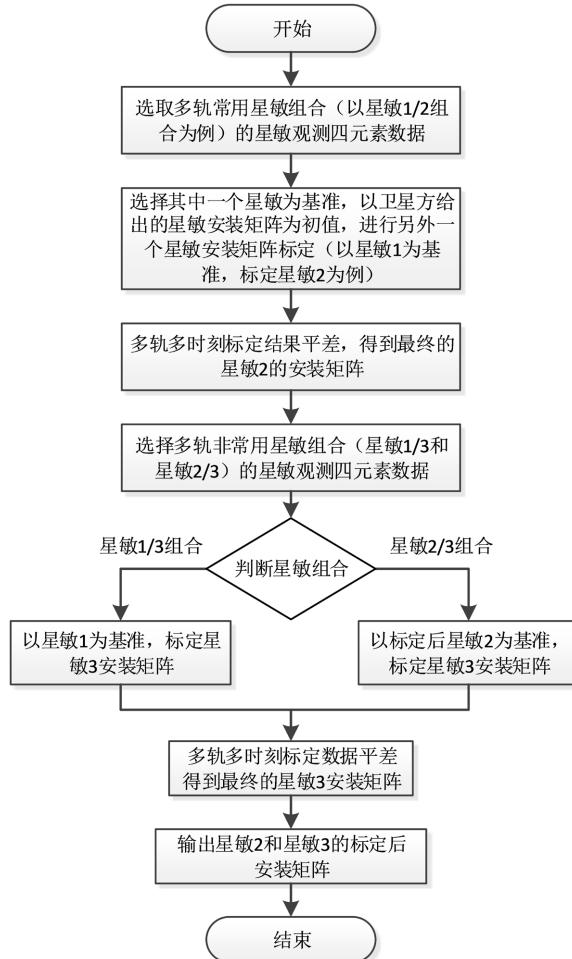


Figure 1. Diagram of the fast calibration method for multi-star sensor installation matrix
图 1. 多星敏安装矩阵快速标定方法处理流程图

- 1) 针对具体卫星，选取多轨常用星敏组合的星敏观测四元素数据(以常用星敏组合为星敏 1/2 组合为例);
- 2) 以卫星方给出的星敏 1 安装矩阵为基准，进行星敏 2 安装矩阵标定；
- 3) 多轨数据的标定结果进行平差处理，得到平差后的星敏 2 安装矩阵；
- 4) 选取多轨非常用星敏组合的星敏观测四元素数据(星敏 1/3 组合和星敏 2/3 组合)；
- 5) 对每轨非常用星敏组合的数据，以星敏 1 或者已标定的星敏 2 为基准，对第 3 个星敏安装矩阵进行标定；
- 6) 多轨数据得到点星敏 3 安装矩阵进行平差处理，得到平差后的星敏 3 安装矩阵；
- 7) 输出星敏 2、星敏 3 标定后的安装矩阵。

通过这种方法标定的星敏安装矩阵，虽然有选为基准星敏的安装矩阵的误差，但所有星敏都以此为基准，则标定后各星敏安装矩阵的误差为基准星敏的误差，该误差为系统误差，可以在后续的几何定标

中得到标定。并且该方法不需要地面定标场成像及定标处理，可实现任意星敏组合定姿的姿态数据精度一致，不影响最终几何精度，可以快速完成。

3. 快速标定模型

多星敏安装矩阵快速标定模型以卫星方给出的星敏 1 安装矩阵为基准，标定星敏 2 安装矩阵，具体如下：

两个星敏构造的卫星本体在惯性系的姿态矩阵应该相等，即下式成立：

$$R_{BS1}^{-1} \cdot R_{S1} = R_{BS2}^{-1} \cdot R_{S2}$$

其中： R_{BS1}^{-1} 为星敏 1 在卫星本体中的安装矩阵的逆阵， R_{BS2}^{-1} 为星敏 2 在卫星本体中的安装矩阵的逆阵， R_{S1} 为星敏在惯性系下的姿态矩阵， R_{S2} 为星敏 2 在惯性系下的姿态矩阵。其中 R_{S1} 和 R_{S2} 由某定标时刻星敏四元素按下面公式构造得到。

$$\begin{aligned} R_S[0][0] &= q_0 \times q_0 + q_1 \times q_1 - q_2 \times q_2 - q_3 \times q_3 \\ R_S[0][1] &= 2 \times (q_1 \times q_2 - q_0 \times q_3) \\ R_S[0][2] &= 2 \times (q_1 \times q_3 + q_0 \times q_2) \\ R_S[1][0] &= 2 \times (q_2 \times q_1 + q_0 \times q_3) \\ R_S[1][1] &= q_0 \times q_0 - q_1 \times q_1 + q_2 \times q_2 - q_3 \times q_3 \\ R_S[1][2] &= 2 \times (q_2 \times q_3 - q_0 \times q_1) \\ R_S[2][0] &= 2 \times (q_1 \times q_3 - q_0 \times q_2) \\ R_S[2][1] &= 2 \times (q_2 \times q_3 + q_0 \times q_1) \\ R_S[2][2] &= q_0 \times q_0 - q_1 \times q_1 - q_2 \times q_2 + q_3 \times q_3 \end{aligned}$$

在星敏 1 安装矩阵为已知情况下，可以得到星敏 2 的安装矩阵的逆阵，如下式：

$$R_{BS2}^{-1} = R_{BS1}^{-1} \cdot R_{S1} R_{S2}^{-1}$$

据此，可得到该定标时刻星敏 2 的安装矩阵。

$$R_{BS2} = \left[R_{BS1}^{-1} \cdot R_{S1} R_{S2}^{-1} \right]^{-1}$$

对多轨数据所有定标时刻的标定结果进行平差处理，得到平差后的星敏 2 安装矩阵。

即：

$$\bar{R}_{BS2} = \sum_{i=1}^N R_{BS2i} / N$$

其中： \bar{R}_{BS2} 为平差后最终的星敏 2 安装矩阵标定结果； i 为时刻点； R_{BS2i} 为星敏 2 第 i 时刻点的安装矩阵结果； N 为定标时刻点的总数。

选择非常用星敏组合的多轨数据，以星敏 1 或标定后星敏 2 为基准，对星敏 3 的安装矩阵进行标定。

标定方法与标定星敏 2 的方法类似，即： $R_{BS3} = [R_{BS1}^{-1} \cdot R_{S1} R_{S3}^{-1}]^{-1}$ 或 $R_{BS3} = [\bar{R}_{BS2}^{-1} \cdot R_{S2} R_{S3}^{-1}]^{-1}$ 。

对多轨数据所有定标时刻点的标定结果进行平差处理，得到平差后的星敏 3 安装矩阵。

即：

$$\bar{R}_{BS3} = \sum_{i=1}^M R_{BS3i} / M$$

其中： \bar{R}_{BS3} 为平差后最终的星敏 3 安装矩阵标定结果； i 为时刻点； R_{BS3i} 为星敏 3 第 i 时刻点的安装矩阵。

阵结果; M 为定标时刻点的总数。

4. 实验验证及精度分析

4.1. 实验验证

以某在轨光学遥感卫星星座中的一颗卫星(后简称 B 星)的参数和试验数据开展方法验证和精度分析。该卫星采用圆形太阳同步回归轨道, 轨道高度 500 km, 星下点分辨率为全色 0.5 米/多光谱 2 米, 降交点地方时为 10:30 am, 姿态控制采用三轴稳定整星零动量控制模式, 搭载了 3 个星敏感器, 主要技术指标如表 1 所示:

Table 1. Main technical specifications of star sensor
表 1. 星敏感器主要技术指标

技术指标名称	技术指标值
三轴姿态测量精度	$\leq 0.001^\circ$ (3σ , 相对惯性系)
三轴姿态指向精度	$\leq 0.03^\circ$ (3σ , 相对轨道系)
三轴姿态稳定度(X 天线跟踪或停止转动时)	$\leq 0.0005^\circ/\text{s}$ (3σ , 相对轨道系)
星敏数据频率	星敏采样 10 Hz, 每秒下传 8 Hz

标定前 3 个星敏相对卫星本体安装矩阵初始值如表 2 所示, 角度取余弦即为对应的 R_{BS1} 、 R_{BS2} 和 R_{BS3} 。

Table 2. The star sensor installation matrix relative to the satellite body before calibration (Unit: $^\circ$)
表 2. 标定前星敏相对卫星本体安装矩阵(单位: $^\circ$)

星敏代号	星敏坐标轴	卫星本体 X 轴	卫星本体 Y 轴	卫星本体 Z 轴
星敏感器 1	X' 轴	117.9478	54.5538	131.786
	Y' 轴	38.9174	51.0826	90.0312
	Z' 轴	65.2732	121.2461	138.2134
星敏感器 2	X' 轴	107.6166	131.9104	132.8335
	Y' 轴	155.9218	65.9242	89.6752
	Z' 轴	74.1243	51.5063	137.165
星敏感器 3	X' 轴	45.6041	85.1065	135.1872
	Y' 轴	83.0422	173.0422	89.9951
	Z' 轴	134.7637	94.9307	134.813

B 星在轨运行期间, 下传辅助数据中星敏组合主要为星敏 2/3 组合, 部分成像数据为星敏 1/2 组合, 因此以星敏 2 原始给定的安装矩阵为基准, 选择 B 星发射后在轨初期的数据开展星敏 1 和星敏 3 的安装矩阵标定。

以星敏 2 为基准, 采用星敏 2/3 组合数据, 标定星敏 3, 数据如表 3 所示, 星敏数据样例如表 4 所示, 其中, q_1 , q_2 , q_3 , q_0 为某时刻星敏四元素。

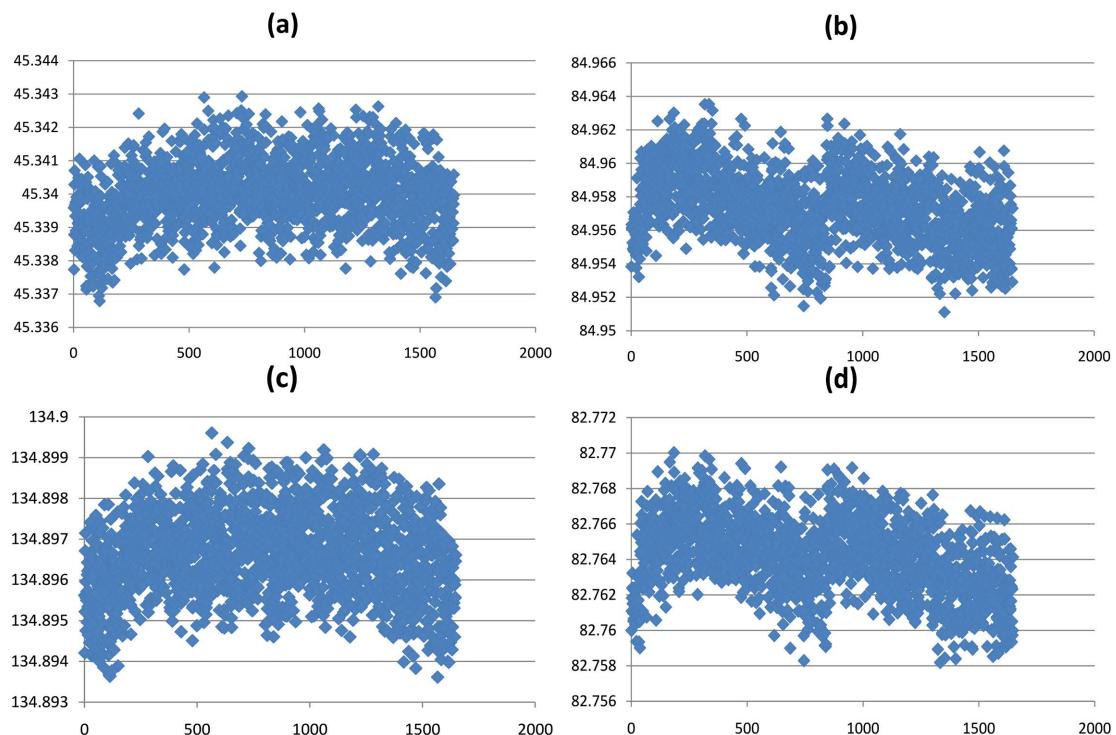
Table 3. Star sensor 2/3 combination data**表 3. 星敏 2/3 组合数据**

序号	数据轨道号	数据时间	时长	数据组数
1	1092	2023 05 23 11:45:27~2023 05 23 11:47:08	101 秒	802
2	1093	2023 05 23 07:02:20~2023 05 23 07:04:01	101 秒	804
3	1108	2023 05 24 13:11:10~2023 05 24 13:11:15	5 秒	40

Table 4. Sample data of star sensor 2**表 4. 星敏 2 样例数据**

序号	时间	q_1	q_2	q_3	q_4
1	2023 05 23 11:45:27.594078	0.018246251158	0.205850327387	0.393466816284	0.895810572340
2	2023 05 23 11:45:27.694044	0.018236066215	0.205906030722	0.393463261425	0.895799539132
3	2023 05 23 11:45:27.894019	0.018210058101	0.206004151143	0.393411068246	0.895800432506
4	2023 05 23 11:45:27.994482	0.018196414225	0.206060657278	0.393393957056	0.895795228042
5	2023 05 23 11:45:28.094017	0.018192587420	0.206113479100	0.393411984667	0.895775236215
6	2023 05 23 11:45:28.194017	0.018175231293	0.206160279922	0.393367121927	0.895784520594
7	2023 05 23 11:45:28.394017	0.018156657927	0.206269189715	0.393354114145	0.895765537422
8	2023 05 23 11:45:28.494015	0.018143943511	0.206316168420	0.393335406668	0.895763190706

按照本文第 2 章和第 3 章的方案和方法，采用标定模型，对这 3 轨 2/3 星敏组合数据共 1646 时刻点分别计算安装矩阵，结果如图 2 所示。图 2(a)~(i) 分别表示星敏感器 3 的星敏坐标轴 X' 轴、Y' 轴、Z' 轴与卫星本体 X 轴、Y 轴、Z 轴的夹角。对 3 轨数据的标定结果平差处理后的星敏 3 安装矩阵 RS3 如表 5 所示。



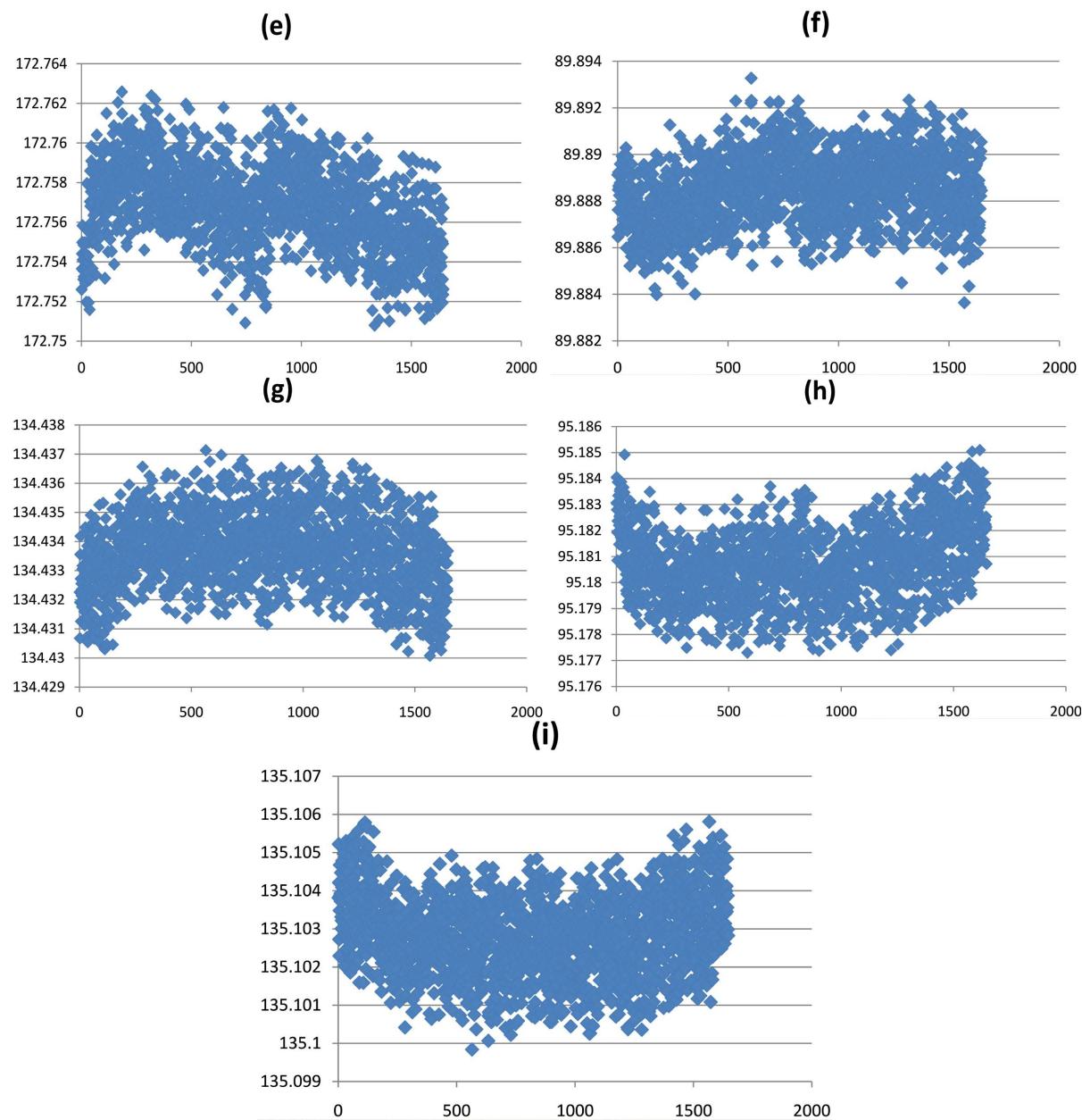


Figure 2. Diagram of 3-track star sensor installation matrix at each time point for calculation
图 2.3 轨星敏数据计算的各时刻点安装矩阵

Table 5. The star sensor 3 installation matrix relative to the satellite body after calibration (Unit: °)
表 5. 标定后星敏 3 相对卫星本体安装矩阵(单位: °)

星敏代号	星敏坐标轴	卫星本体 X 轴	卫星本体 Y 轴	卫星本体 Z 轴
星敏感器 3	X'轴	45.3399704678	84.9573132258	134.8966130386
	Y'轴	82.7641339299	172.7567274089	89.8884563408
	Z'轴	134.4336759670	95.1807167165	135.1028243619

再以星敏 2 为基准, 采用 1/2 星敏组合数据, 标定星敏 1, 得到星敏 1 的安装矩阵 R_{S1} 如表 6 所示。

Table 6. The star sensor 1 installation matrix relative to the satellite body after calibration (Unit: °)
表 6. 标定后星敏 1 相对卫星本体安装矩阵(单位: °)

星敏代号	星敏坐标轴	卫星本体 X 轴	卫星本体 Y 轴	卫星本体 Z 轴
星敏感器 1	X'轴	117.7982031798	54.8140730542	132.1576203220
	Y'轴	39.2246531680	50.7725117237	89.7296238602
	Z'轴	64.7144886524	121.1778190349	137.8407503569

星敏 1 和星敏 3 的安装矩阵标定后与初始值的偏差 $R_S - R_{BS}$ 如表 7 所示。

Table 7. The star sensor 1/3 installation matrix different relative to the satellite body after calibration (Unit: °)
表 7. 标定后星敏 1/3 相对卫星本体安装矩阵与初始值的差异(单位: °)

星敏代号	星敏坐标轴	卫星本体 X 轴	卫星本体 Y 轴	卫星本体 Z 轴
星敏感器 1	X'轴	-0.1495968202	0.2602730542	0.3716203220
	Y'轴	0.3072531680	-0.3100882763	-0.3015761398
	Z'轴	-0.5587113476	-0.0682809651	-0.3726496431
星敏感器 3	X'轴	-0.2641295322	-0.1491867742	-0.2905869614
	Y'轴	-0.2780660701	-0.2854725911	-0.1066436592
	Z'轴	-0.3300240330	0.2500167165	0.2898243619

从表 7 可以看出, 星敏感器标定后安装矩阵与初始值的差异在 $0.10^\circ \sim 0.56^\circ$ 之间, 该差异导致的卫星星下点定位偏差平均约 2.88 千米。

4.2. 精度分析

Table 8. Test results of uncontrolled positioning accuracy in 6 test areas using two types of star sensor combinations
表 8. 两种星敏组合 6 个测试区的无控定位精度测试结果

测试区序号	中心经纬度	成像时间	姿态角	星敏组合	定位误差(米)
测区 1	经度: -90.409944 纬度: 40.932403	2023-04-08T16:49:58	Roll: -0.063844 Pitch: 2.27003 Yaw: 3.03125	2/3	5.28
测区 2	经度: 117.547681 纬度: 36.730042	2023-03-21T02:51:31	Roll: -5.71979 Pitch: 0.186253 Yaw: 3.17583	2/3	7.70
测区 3	经度: 20.271559 纬度: 32.122770	2023-05-19T05:17:13	Roll: -0.067902 Pitch: -0.215951 Yaw: 3.55285	2/3	5.85
测区 4	经度: -64.207028 纬度: -31.284869	2023-04-20T14:19:45	Roll: -5.09012 Pitch: -0.177101 Yaw: 3.38294	1/2	2.87
测区 5	经度: -57.737449 纬度: -26.249064	2023-04-08T13:58:38	Roll: -0.147692 Pitch: -0.895372 Yaw: 3.53839	1/2	4.62
测区 6	经度: -47.994115 纬度: -23.249406	2023-05-19T13:23:15	Roll: -0.125711 Pitch: -0.143163 Yaw: 3.63223	1/2	2.88

在全球选择 6 个测区不同星敏组合的 B 星成像数据, 以标定后星敏安装矩阵进行双星敏定姿, 定姿后进行 1B 级产品生产和无控定位精度测试, 无控定位精度采用定位中误差表示。数据情况及测试结果如表 8 所示, 各测区控制点误差分布情况如图 3。

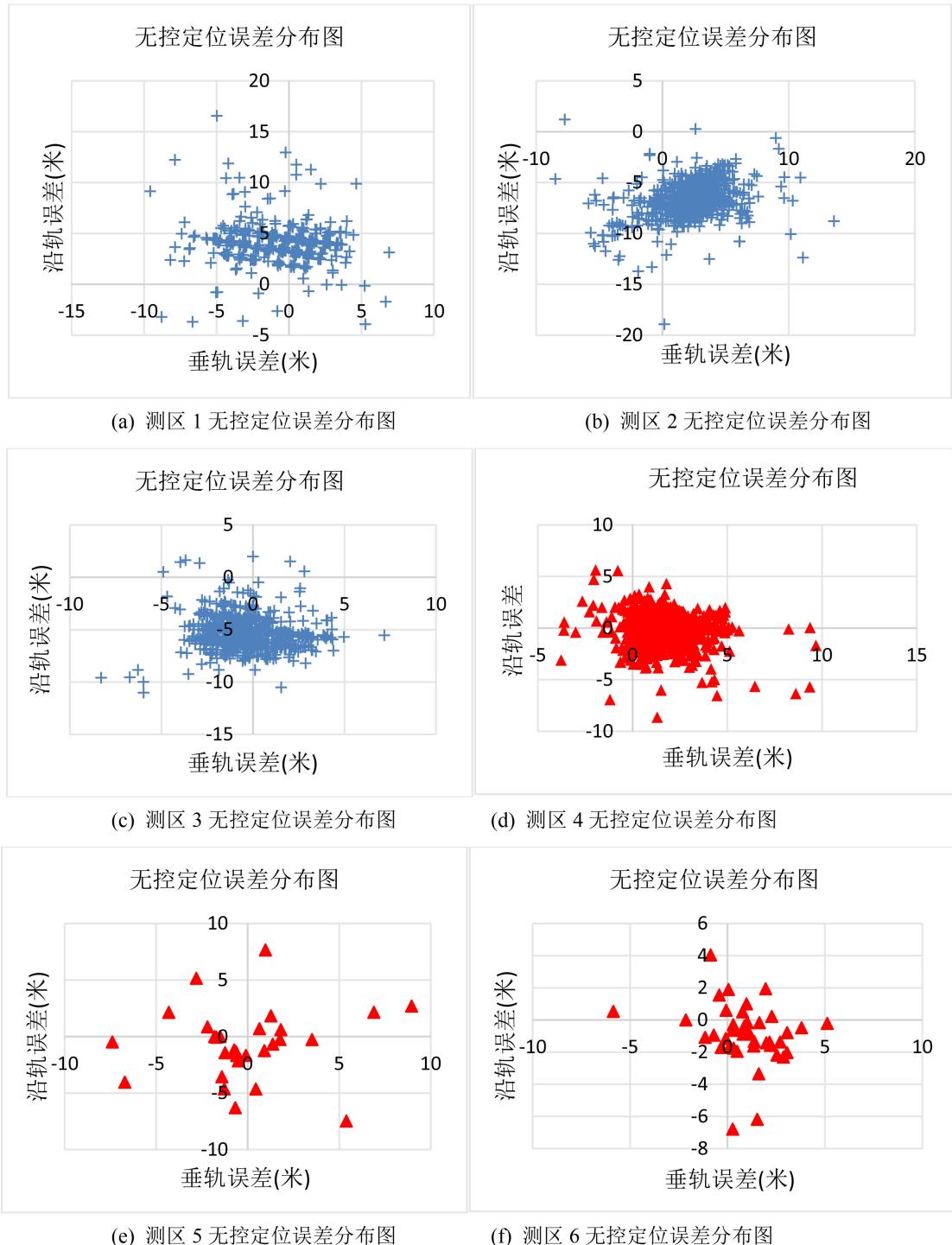


Figure 3. Error distribution of control points in each testing area

图 3. 各测试区控制点误差分布情况

图3中, (a)、(b)、(c)为星敏组合2/3的测区1、2、3的无控定位误差分布图, (d)、(e)、(f)为星敏组合1/2的测区4、5、6的无控定位误差分布图。从表8和图3可以得出, 星敏组合2/3的误差均值为6.27米, 单轴定姿精度优于0.93角秒; 星敏组合1/2的误差均值为3.46米, 单轴定姿精度优于0.69角秒。因此, 两种星敏组合下几何定位精度优于8米, 单轴定姿精度优于1角秒。

4.3. 处理时间比较

传统方法是针对不同星敏组合分别进行定标场的几何定标, 得到不同星敏组合状态的几何定标参数, 几何校正处理时根据星敏组合状态选择对应参数, 或者是解算各星敏安装矩阵。在对定标场成像时, 都需要拍摄各种星敏组合的定标场图像, 例如3个星敏, 组合可能有1/3、1/2、2/3三种组合, 同时对地成像受到天气影响, 往往需要在轨测试期间积累较长时间的数据。而本文方法, 拍摄数据不受天气影响, 若以星敏2为基准, 标定星敏1、3即可, 至少需要2次星敏观测数据, 1周以内即可获取到所需数据。本文方法与传统方法处理时间比较如表9所示。

Table 9. Comparison of processing time between this method and traditional method

表9. 本文方法与传统方法处理时间比较

	对地成像最少次数	是否需要拍摄定标场	是否受天气影响	预计数据获取时间
传统方法	3次, 不同星敏组合拍摄定标场数据	必须	影响	1~3个月
本文方法	2次, 待标定星敏与基准星敏组合 拍摄全球任意位置数据	不需要	不影响	1周

5. 结论

本文提出的低轨小卫星多星敏安装矩阵快速标定方法, 采用常用星敏组合中的其中一个星敏初始安装矩阵为基准, 完成另外一个和其他星敏的安装矩阵快速标定, 并经过多轨不同星敏组合成像图像无控定位精度验证。经过某星座卫星在轨试验数据表明, 该方法获得多星敏安装矩阵可达到任意星敏组合的定姿精度优于1角秒, 无控几何定位精度优于8米, 满足无控几何定位对姿态数据的精度要求。由于不需要地面定标场成像及定标处理, 相对传统方法处理周期短, 快速高效并节省在轨测试时间, 为后续高精度几何定标提供精确的姿态参数, 定姿精度高且需求稳定, 对低轨小卫星星座星群快速几何定标和校正, 以及卫星应用效能发挥具有十分重要的意义。

参考文献

- [1] 刘垒, 张路, 郑辛, 等. 星敏感器技术研究现状及发展趋势[J]. 红外与激光工程, 2007, 36(z2): 529-533.
- [2] 梁斌, 朱海龙, 张涛, 等. 星敏感器技术研究现状及发展趋势[J]. 中国光学, 2016, 9(1): 16-29.
- [3] 陈伟雄, 王林, 郑涛, 等. 惯性平台中星敏感器安装误差标定方法研究[J]. 导航与控制, 2017, 16(5): 71-75.
- [4] 程会艳, 郑然, 武延鹏, 等. 一种提高多探头星敏感器姿态测量精度的方法[J]. 空间控制技术与应用, 2022, 48(4): 78-85.
- [5] 王欣, 蔡善军, 吴亮华, 等. 星敏感器安装误差标定技术研究[J]. 导航定位与授时, 2019, 6(3): 125-130.
- [6] 李新鹏, 孙少勇, 郑循江, 等. 高精度星敏感器安装矩阵在轨实时校准方法[J]. 红外与激光工程, 2018, 47(1): 205-211.
- [7] 申娟, 张广军, 魏新国. 基于卡尔曼滤波的星敏感器在轨校准方法[J]. 航空学报, 2010, 31(6): 1220-1224.
- [8] 庞博, 李果, 汤亮, 等. 一种基于地标的星敏感器低频误差在轨校正方法[J]. 航天器工程, 2018, 27(3): 79-85.
- [9] 王融, 熊智, 刘建业, 等. 一种星敏感器安装误差标定模型仿真研究[J]. 系统仿真技术, 2013, 9(4): 288-291.
- [10] 侯娅贤, 赵汝进, 马跃博, 等. 一种基于自适应滤波的高动态星敏感器在轨校正方法[J]. 光子学报, 2021, 50(2):

155-165.

- [11] 熊凯, 汤亮, 刘一武. 基于地标信息的星敏感器低频误差标定方法[J]. 空间控制技术与应用, 2012, 38(3): 11-15.
- [12] 袁彦红. 星敏感器在轨标定算法研究[D]: [硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.