

## 基于信息矩阵的多视场星敏感器最优构型与融合定姿方法

吴北辰 刘松瀚 张星祥 李国宁 付天骄

### Information matrix-based optimal configuration and fusion attitude determination for multi-fov star sensors

WU Bei-chen, LIU Song-hao, ZHANG Xing-xiang, LI Guo-ning, Fu Tian-jiao

引用本文:

吴北辰, 刘松瀚, 张星祥, 李国宁, 付天骄. 基于信息矩阵的多视场星敏感器最优构型与融合定姿方法[J]. 中国光学, 优先发表. doi: 10.37188/CO.2026-0099

WU Bei-chen, LIU Song-hao, ZHANG Xing-xiang, LI Guo-ning, Fu Tian-jiao. Information matrix-based optimal configuration and fusion attitude determination for multi-fov star sensors[J]. Chinese Optics, In press. doi: 10.37188/CO.2026-0099

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.37188/CO.2026-0099>

## 您可能感兴趣的其他文章

### Articles you may be interested in

#### 干涉星敏感器测角精度影响因素的研究

Influencing factors of angle measurement accuracy of an interferometer star tracker

中国光学 (中英文). 2023, 16(6): 1433 <https://doi.org/10.37188/CO.2022-0232>

#### 基于过压驱动的穆勒矩阵高速测量方法

High-speed measurement of Mueller matrix based on overdriving technique

中国光学 (中英文). 2025, 18(5): 1132 <https://doi.org/10.37188/CO.2025-0055>

#### 融合全局和局部信息的铁谱图像自动对焦算法

An autofocus algorithm for fusing global and local information in ferrographic images

中国光学 (中英文). 2024, 17(2): 423 <https://doi.org/10.37188/CO.2023-0124>

#### 基于高光谱成像技术的涌泉蜜桔糖度最优检测位置

Optimal position for suger content detection of Yongquan honey oranges based on hyperspectral imaging technology

中国光学 (中英文). 2024, 17(1): 128 <https://doi.org/10.37188/CO.2023-0057>

#### 基于单相机的空间目标相对位姿测量系统

Monocular camera-based relative position and orientation estimation system for space targets

中国光学 (中英文). 2025, 18(5): 1111 <https://doi.org/10.37188/CO.2025-0057>

#### 基于转动式二维激光扫描仪和多传感器的三维重建方法

3D reconstruction method based on a rotating 2D laser scanner and multi-sensor

中国光学 (中英文). 2023, 16(3): 663 <https://doi.org/10.37188/CO.2022-0159>

# 基于信息矩阵的多视场星敏感器最优构型与融合定姿方法

吴北辰<sup>1</sup>, 刘松滢<sup>2</sup>, 张星祥<sup>1</sup>, 李国宁<sup>1</sup>, 付天骄<sup>1\*</sup>

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中南大学 数学学院, 湖南 长沙 410083)

**摘要:**针对窄视场、长焦距星敏感器易出现滚动轴精度退化和观测几何病态的问题, 本文建立含观测权重全局 Fisher 信息矩阵模型, 基于 A、D、E 最优性准则推导多视场最优指向关系, 并提出多传感器 Wahba 融合(MSWF)定姿方法。理论分析表明, 等权条件下双视场正交、三视场正交及四视场正四面体构型可优化三轴信息分布。以双视场离轴三反星敏感器为例的仿真表明, 单视场病态轴误差约为其余两轴的 38 倍; 正交双视场结合 MSWF 后, 总体定姿误差较单视场降低 95.4%, 较简单平均融合降低 29.2%, 并能在稀疏星场、随机丢星和动态模糊条件下保持较好的三轴均衡性。结果说明, 多视场构型优化与加权星矢融合可有效缓解单视场观测几何限制, 为高精度姿态确定提供参考。

**关键词:**星敏感器; 信息矩阵; 矢量定姿; 最优构型; 离轴三反

中图分类号: TP394.1; TH691.9 文献标志码: A doi: 10.37188/CO.2026-0099 CSTR: 32171.14.CO.2026-0099

## Information matrix-based optimal configuration and fusion attitude determination for multi-fov star sensors

WU Bei-chen<sup>1</sup>, LIU Song-hao<sup>2</sup>, ZHANG Xing-xiang<sup>1</sup>, LI Guo-ning<sup>1</sup>, Fu Tian-jiao<sup>1\*</sup>

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Changchun 130033, China;

2. School of Mathematics, Central South University, Changsha, Hunan 410083, China)

\* Corresponding author, E-mail: futianjiao@ciomp.ac.cn

**Abstract:** Narrow-FOV, long-focal-length star sensors suffer from roll-axis degradation and ill-conditioned observation geometry. This paper builds a weighted global Fisher information matrix model. A-, D-, and E-optimality criteria are used to derive optimal multi-FOV pointing relations. A multi-sensor Wahba fusion (MSWF) method is then developed. The analysis shows that orthogonal two-FOV and three-FOV configurations, and a tetrahedral four-FOV configuration, improve three-axis information distribution under equal weights. Simulations with a dual-FOV off-axis TMA star sensor show that the ill-conditioned-axis error of a single FOV is about 38 times that of the other axes. The orthogonal dual-FOV configuration with MSWF reduces the total attitude error by 95.4% relative to a single FOV and by 29.2% relative to simple averaging. It also maintains balanced three-axis performance under sparse-star, random-loss, and motion-blur conditions.

收稿日期: xxxx-xx-xx; 修订日期: xxxx-xx-xx

基金项目: 旭光人才计划 (No. E4X011Y6U0)

Supported by

The results show that optimized multi-FOV geometry and weighted star-vector fusion can mitigate the geometric limitation of a single FOV.

**Key words:** star sensor; information matrix; vector attitude determination; optimal configuration; off-axis three-mirror anastigmat

## 1 引言

航天器姿态确定是航天器系统工程的基础,对轨道机动、位姿确定及交会对接等任务均需实时精确掌握<sup>[1]</sup>。航天器常用定姿传感器包括磁传感器、太阳传感器、星传感器和陀螺等,其中星传感器精度最高,可达亚角秒级,是获取高精度姿态的关键设备。星传感器研究始于 20 世纪 50-60 年代,目前已有多种类型产品并成功应用<sup>[2]</sup>。关键技术主要包括星点质心定位、星图识别及姿态解算算法<sup>[3]</sup>。近年来,有不少研究围绕星敏镜头设计、干涉星敏传感器测角、卷帘快门星图像移补偿和星模拟测试等问题开展了系列研究<sup>[4-8]</sup>,表明星敏传感器精度受光机结构、探测器成像方式、星像运动、测试标定条件及数据处理算法共同影响。Arimura 和 Fialho 比较了 6 种质心提取算法的性能<sup>[9]</sup>;星图识别方面,自 20 世纪 70 年代 Junkins 提出三角形算法<sup>[10]</sup>以来, Liebe 等对其进行了改进<sup>[11]</sup>, Mortari 提出基于 k-vector 的 Pyramid 算法以加速星表搜索<sup>[12]</sup>。近年来,深度学习和人工智能方法得到快速发展,如 Zhao Hongrui 提出 CNN 恒星检测与质心定位方法<sup>[13]</sup>, Hepburn-Dickins 提出基于图神经网络的 SIGNN 方法<sup>[14]</sup>,在强噪声下也能实现高精度星图识别。完成星图识别后,可进入姿态解算环节,传统静态确定性算法包括 QUEST、TRAID、SVD、ESOQ<sup>[15-17]</sup>,仅利用单帧信息,动态性能有限;相比之下,动态滤波方法融合多帧观测,可提供最优估计并抑制不确定性。扩展卡尔曼滤波是航天器常用方法,按姿态参数和观测形式可分为 MEKF 和 AEKF,其中 MEKF 应用最广<sup>[3, 18-20]</sup>。当前研究趋势是星敏传感器与动态滤波、陀螺仪、GNSS 等多源传感器融合<sup>[21]</sup>,如 Ting Sun 提出星敏传感器与 MEM 陀螺深度耦合方法<sup>[19]</sup>, Yi 提出基于非线性优化的紧耦合视觉-惯性方法,在相同动态条件下比单用星敏传感器精度提升 50%<sup>[22]</sup>。

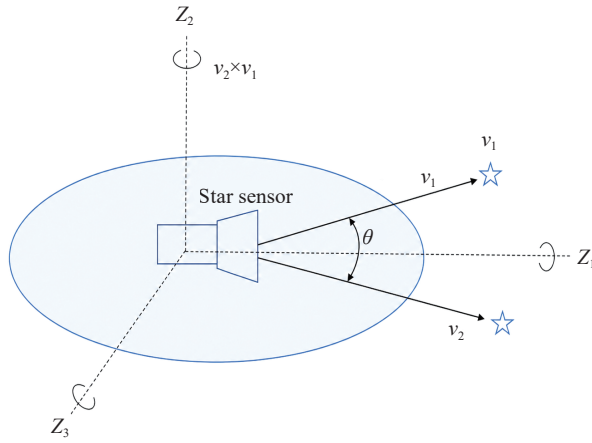
此外,多视场星敏传感器也是一个较被关注的学界方向。多视场星敏传感器通过引入空间冗余和扩大天区覆盖范围,可显著增强系统鲁棒性与稳定性,从而提升姿态测量可靠性<sup>[23]</sup>。目前,多视场星敏传感器的研究主要从硬件和算法两方面展开,对于硬件方面,多视场星敏传感器已有不少工程实践案例,例如法国 Sodern 公司的星敏传感器<sup>[24-25]</sup>,美国 BALL 公司 FSC 701 星敏传感器<sup>[26]</sup>,以及丹麦科技大学的 ASC 星敏传感器<sup>[27]</sup>以及意大利的 Star-Nav III<sup>[28]</sup>。

在算法层面,多探头融合与多视场融合框架是核心研究方向。Xiong<sup>[29]</sup>提出基于星图融合的姿态确定方法,并通过协方差椭圆分析了结构参数对精度的影响; Yang<sup>[30]</sup>基于 Fisher 分布构建单帧测量不确定性模型,形成多视场融合框架,有效降低了姿态误差; Wang<sup>[31]</sup>则对机载多视场星敏传感器构型进行了工程优化,针对大气扰动和地形遮挡等因素提出了面向特定应用的最优布局设计。尽管现有大量的星敏传感器指向构架设计都是双正交或者是三正交设计,但是这些构型大多源于工程经验,多采用数值仿真的方式进行求解,对其最优性的理论论证尚不够充分。针对这一问题,本文尝试将多星敏传感器系统的姿态估计问题纳入 Fisher 信息矩阵与 Cramér-Rao 下界的分析框架。基于 A-最优性、D-最优性和 E-最优性准则,本文推导了等权重条件下多星敏传感器的几类安装构型:当系统包含两个星敏传感器时,光轴夹角为 90°能够达到精度上最优;当包含三个星敏传感器时,两两正交布局有利于缩小误差椭圆体积;当包含四个星敏传感器时,正四面体指向由于各向同性,使得其综合性能最优。在那之后,利用多传感器 Wahba 融合 (MWSF) 策略,结合了实际的双视场离轴三反星敏传感器 (Dual-FOV Off-axis Three-Mirror Anastigmatic Star Sensor, DTMASS) 为对象进行了深入分析。验证了构型优化对精度的相对提升,同时也验证了其在多种工况下的鲁棒性。

## 2 多星敏感器安装构型的优化设计

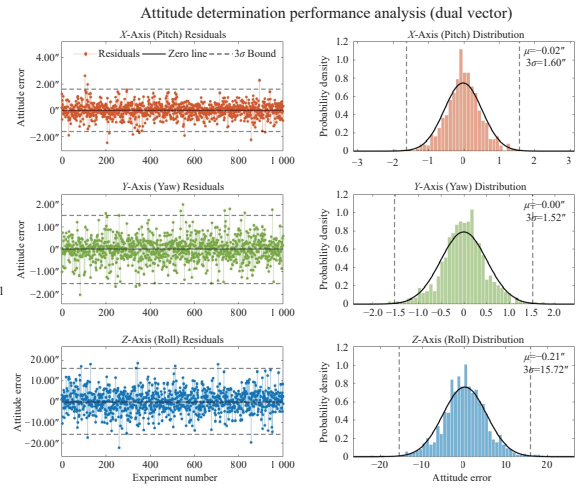
现假设有一星敏感器, 其观测到的  $N$  个星矢为  $\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, \dots, \mathbf{v}_n$ , 这些星矢携带的信息可以使用 Fisher 矩阵表示:

$$\mathbf{F} = \sum_{i=1}^N \omega_i (\mathbf{I} - \mathbf{v}_i \mathbf{v}_i^T), \quad (1)$$

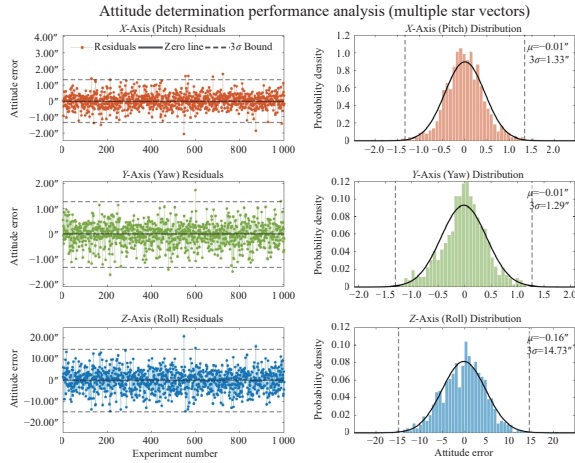


(a) 旋转轴  $Z_1$  为星矢的角平分线,  $Z_2$  为其叉乘方向,  $Z_3$  则和  $Z_1, Z_2$  垂直  
(a)  $Z_1$  bisects star vectors,  $Z_2$  is their cross product,  $Z_3$  is perpendicular to both

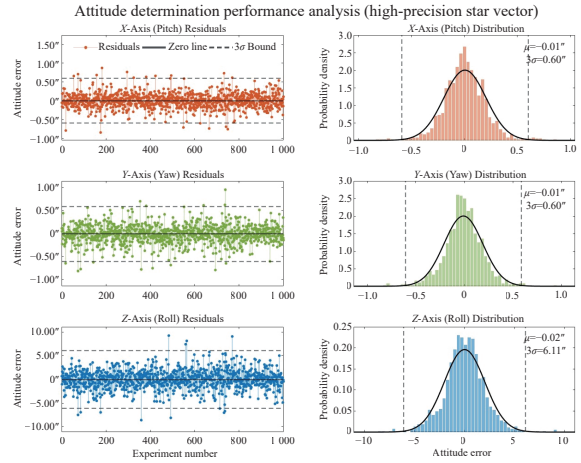
其中  $\mathbf{v}_i$  为观测的第  $i$  个星矢,  $\omega_i$  为星矢的权重,  $\mathbf{I}$  为  $3 \times 3$  的单位矩阵,  $\mathbf{F}$  为 Fisher 信息矩阵。先假设一种情况最为简单的双矢量情况, 设其双矢量角度为  $\theta$ , 其观测精度相同, 为等权重情况, 其如图 1(a)。将卫星本体坐标系的旋转分解为沿着  $Z_1, Z_2$  和  $Z_3$  方向。



(b) 星敏感器双矢量定姿结果仿真  
(b) Dual-vector attitude determination simulation for star trackers.



(c) 在此基础上增多星矢定姿结果仿真  
(c) Simulation of increased-star-vector attitude determination



(d) 在多星矢基础上进一步提高星矢精度的仿真结果  
(d) Simulation of accuracy improvement with multi-star vectors

图 1 星敏感器矢量定姿缺陷的仿真

Fig. 1 Simulation of defects in star tracker vector attitude determination.

在这种情况下星矢可以表示为:

$$\mathbf{v}_1 = [\sin \frac{\theta}{2}, \cos \frac{\theta}{2}, 0]^T; \quad \mathbf{v}_2 = [-\sin \frac{\theta}{2}, \cos \frac{\theta}{2}, 0]^T; \text{ 那}$$

么其信息矩阵  $\mathbf{F}$  可以写成:

$$\mathbf{F} = \frac{1}{\sigma^2} \begin{pmatrix} 2\sin^2 \frac{\theta}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 2\cos^2 \frac{\theta}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{pmatrix}. \quad (2)$$

Shuster 在文献 [32] 中证明, 当观测矢量的权



重取为测量方差的倒数时  $\omega_i = \frac{1}{\sigma_i^2}$ , Wahba 问题等价于极大似然估计。在参数估计理论中,极大似然估计的误差协方差与 Fisher 信息矩阵之间的联系建立在 Cramér-Rao 下界及其渐近有效性理论基础之上。根据 CRLB 定理,对于任意无偏估计量  $\hat{\beta}$ ,其协方差矩阵  $\mathbf{P}(\hat{\beta})$  必须满足如下矩阵不等式:

$$\mathbf{P}(\hat{\beta}) \geq \mathbf{F}^{-1}(\hat{\beta}), \quad (3)$$

其中  $\mathbf{F}(\hat{\beta})$  为无偏估计量  $\hat{\beta}$  的 Fisher 信息矩阵。当估计量为有效估计量,且达到 Cramér-Rao 下界时,上式取等号。对于极大似然估计,在大样本条件

下,无偏估计量  $\hat{\beta}$  具备渐近有效性,因此其  $\mathbf{P}(\hat{\beta})$  趋于无偏估计量  $\hat{\beta}$  的 Fisher 信息矩阵的逆可表示为:

$$\mathbf{P}(\hat{\beta}_{MLE}) \approx \mathbf{F}^{-1}(\hat{\beta}) \quad (4)$$

$\mathbf{P}(\hat{\beta})$  为  $\hat{\beta}$  的协方差矩阵,  $\mathbf{F}(\hat{\beta})$  为  $\hat{\beta}$  的 Fisher 信息矩阵,下标 MLE 表示极大似然估计。由于 Fisher 信息矩阵与样本量呈正相关,因此样本数量越大该近似越精确。为了进一步量化其近似精度,现采用蒙特卡洛仿真来验证该近似方法的准确性和实际效果:

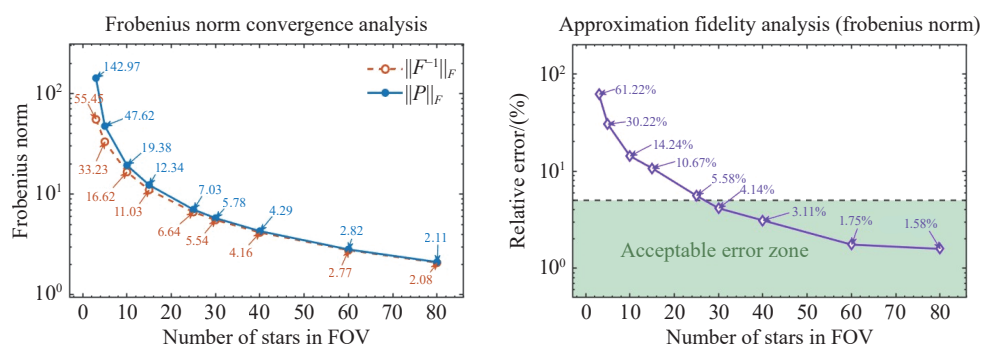


图 2 对于近似的仿真结果

Fig. 2 With respect to the approximate simulation results.

显然,当观测星矢数量大于30时,该近似所引入的精度损失可控制在 5% 以内,处于工程应用可接受范围之内。在星敏感器的实际应用场景中,单帧星图通常能够提取出数十乃至上百颗有效观测星,这一数量级充分满足大样本条件下的渐近近似要求。在典型工况下,该近似不仅在理论上成立,而且在工程实践中具有良好的适用性与可靠性。基于此,在工程实践与姿态误差分析中常用 (4) 式的近似关系,将星敏感器系统的 Fisher 信息矩阵  $\mathbf{F}$  直接近似为星敏感器星矢的误差协方差矩阵  $\mathbf{P}$  的逆。在此近似下,能够较为方便的得出协方差矩阵。进一步,协方差矩阵的迹  $tr(\mathbf{P})$  分别对应三轴精度,这里不难算出其三轴精度为:

$$\sigma_{Z1} = \sqrt{tr(\mathbf{P}_1)} = \frac{\sigma}{\sqrt{2} \sin \frac{\theta}{2}}, \quad (5)$$

$$\sigma_{Z2} = \sqrt{tr(\mathbf{P}_2)} = \frac{\sigma}{\sqrt{2}}, \quad (6)$$

$$\sigma_{Z3} = \sqrt{tr(\mathbf{P}_3)} = \frac{\sigma}{\sqrt{2} \cos \frac{\theta}{2}}, \quad (7)$$

式 (5)-(7) 中,  $\sigma_{Z1}$ 、 $\sigma_{Z2}$  和  $\sigma_{Z3}$  分别为沿  $Z_1$ 、 $Z_2$  和  $Z_3$  轴的姿态误差指标,  $\mathbf{P}_1$ 、 $\mathbf{P}_2$  和  $\mathbf{P}_3$  为协方差矩阵  $\mathbf{P}$  在相应轴向的分量。在三轴姿态测量精度中,仅  $Z_2$  轴的误差独立于矢量夹角,而其余两轴的精度均与之相关。显然,当夹角  $\theta$  较小时,系统将出现病态轴现象,表现为某一轴的误差远大于其他轴,即:  $\sigma_{Z1} \gg \sigma_{Z2} \approx \sigma_{Z3}$ 。

为验证这一现象,本文进行了仿真分析,设定仿真参数如表 1 所示:

表 1 三次蒙特卡洛仿真的星敏感器参数对比

Tab. 1 Comparison of star tracker parameters from three Monte Carlo simulations.

| 仿真参数        | 仅双矢量            | 增多星矢            | 提高星矢精度          |
|-------------|-----------------|-----------------|-----------------|
| 焦距          | 75 mm           | 75 mm           | 150 mm          |
| 像元尺寸        | 5 $\mu\text{m}$ | 5 $\mu\text{m}$ | 5 $\mu\text{m}$ |
| 视场          | 15°             | 15°             | 15°             |
| 定姿矢量数量      | 2               | 5               | 2               |
| 星点提取误差(RMS) | 0.1 pixel       | 0.1 pixel       | 0.05 pixel      |

其仿真结果如图 1.(b) 所示。受视场限制, 双矢量夹角较小; 根据式 (5) 至 (7) 计算, 三轴的理论误差关系为:

$$\sigma_{Z1} \approx 7.663\sigma_{Z3} \approx 7.740\sigma_{Z2} \quad (8)$$

计算结果表明,  $Z_1$  轴 yaw 的精度显著低于其他两轴, 仿真实验结果也证实了这一点。该轴误差较其他轴高出约一个数量级, 与理论计算结果相吻合。

通过在视场范围内提高观测星矢精度、提高探测星等、增加观测星矢数量等手段, 能够在一定程度上提高精度, 但仍会出现弱观测轴, 限制进一步精度提升, 其仿真结果如图 1.(c) 和图 1.(d) 所示。

仿真结果表明, 单纯通过提高视场内的测量精度、探测星等或可用星点数量, 对定姿精度的提升存在上限, 且无法从几何上消除弱观测轴。需要说明的是, 星点坐标提取误差主要由图像信噪比、背景噪声、暗电流噪声、读出噪声、弥散斑尺寸、采样条件、光学系统稳定性及质心提取算法共同决定<sup>[4,6]</sup>, 与星敏传感器采用单视场还是多视场本身无直接因果关系。多视场设计的作用并不是降低单颗星的质心提取误差, 而是在给定单星矢测量精度下扩大星矢空间分布、改善 Fisher 信息矩阵条件数, 从而提升三轴姿态估计的均衡性和鲁棒性。

对于多个星敏传感器, 星敏传感器的指向依旧会影响提取的星矢结果, 从而最终影响姿态定位精度。因此, 也需要尽可能考虑多星敏传感器指向的天区并合理设计以便尽可能的提高精度。为了方便表达, 将这多个星敏传感器观测的星矢已经统一转换到卫星本体坐标系下, 先暂时忽略其各自的安装矩阵误差, 多个星敏传感器之间的观测模型可以表示为:

$$\sum_k \mathbf{r}_k = \sum_{i,j} \left( \mathbf{R}_{bodyi}^{ST} \right)^T \mathbf{v}_i \quad (9)$$

式中,  $\mathbf{R}_{bodyi}^{ST}$  为第  $i$  个星敏传感器相对于卫星本体坐标系的安装矩阵,  $\mathbf{v}_i$  为第  $i$  个星敏传感器在其自身测量坐标系下的光轴指向。设  $\mathbf{r}_k$  为转换至卫星本体坐标系下的星敏传感器光轴方向矢量。在此基础上, 利用前文所提到的式 (1) 来评估多星敏传感器观测系统的估计性能。在性能评估与构型优化过程

中, 权重  $\omega_k$  通常取为对应第  $k$  个星敏传感器测量方差的倒数:

$$\omega_k = \frac{1}{\sigma_{tot,k}^2} \quad (10)$$

其中,  $\sigma_{tot}$  表征该星敏传感器在特定工况下的综合角度不确定度。根据光学测量误差传播模型,  $\sigma_{tot}$  由星点质心提取误差  $\sigma_c$ 、光学系统残余畸变以及其他残余项  $\sigma_{other}$  共同构成:

$$\sigma_{tot}^2 = (\sigma_c \cdot \theta_{ps})^2 + \sigma_{dist}^2 + \sigma_{other}^2 \quad (11)$$

式 (11) 中,  $\sigma_c$ 、 $\sigma_{dist}$  和  $\sigma_{other}$  分别为质心提取误差、残余畸变引起的角度误差和其他残余角误差。式中,  $\theta_{ps}$  为单个像素对应的角分辨率,  $p_k$  为像素物理尺寸,  $f_k$  为镜头有效焦距。为了进一步量化测量不确定度的来源, 质心提取精度  $\sigma_c$  被建模为与恒星像点信噪比相关的函数:

$$\sigma_c \approx \kappa \frac{\sigma_s}{SNR} \quad (12)$$

式 (12) 中,  $SNR$  为恒星像点信噪比。其中  $\kappa$  为比例系数,  $\sigma_s$  为恒星像点能量弥散斑半径。系统的信噪比  $SNR$  由光电转换过程中的各类噪声源共同决定:

$$SNR = \frac{S_{star}}{\sqrt{\sigma_{photon}^2 + n_{bg} + n_{dark} + n_{read}^2}} \quad (13)$$

式中,  $S_{star}$  为目标恒星产生的信号电子数, 而  $n_{bg}$ 、 $n_{dark}$  和  $n_{read}$  分别表示背景噪声、暗电流噪声和读出噪声。此外, 光学残余畸变引起的角度误差可表示为  $\sigma_{dist} = \Delta\delta/f$ , 其中  $\Delta\delta$  为几何校正后的残余偏差。为验证本文所采用误差参数的工程合理性, 以 Gpixel 型号为 HR4016 的 CMOS 为例, 其量子效率约为 82%。对于一颗典型六等星, 在焦距 75 mm、F 数约为 2.5、积分时间为 50 ms 及系统透过率约为 80% 条件下, 像面信号电子数约为  $10^3 e^-$  量级。结合读出噪声 (约  $5 e^-$ )、背景噪声 (约  $100 e^-$ ) 及暗电流噪声 (约  $10 e^-$ ), 可得信噪比约为  $SNR \approx 28$ 。在  $\sigma_s \approx 1.5 pixel$  条件下, 根据上述质心误差模型可估算得到  $\sigma_c \approx 0.06 pixel$ 。因此, 本文仿真中采用  $\sigma_c \approx 0.1 pixel$  为合理且略偏保守的设定。

因此, 在本文的建模与分析中, 将其作为小扰动项处理是合理的。在系统设计阶段, 可依据各星

敏感器的固有光机指标预先计算权重 $\omega_k$ 。本文将该权重视为静态先验参数引入多视场融合模型,通过构建系统的全局 Fisher 信息矩阵  $\mathbf{F}$ ,从物理层面刻画姿态估计的理论精度极限。在传感器优化设计与实验设计领域,基于 A、D 和 E 最优性准则的评价方法已形成较为成熟的理论体系,并被广泛应用于参数估计、系统辨识以及多传感器配置优化问题中<sup>[33-34]</sup>。该类准则通常以估计参数的协方差矩阵或其等效的 FIM 为核心评价对象,为传感器布局与观测结构的优化提供了统一的数学工具。

类似地,在多星敏感器系统中,当来自不同星敏感器的星矢观测被统一融合后,其姿态估计误差可由整体协方差矩阵或 Fisher 信息矩阵描述。因此,上述最优性准则 同样适用于多星敏感器观测几何结构与权重配置的性能评价与优化设计。设融合后的总体信息矩阵 $\mathbf{F}_T$ 所对应的协方差矩阵为 $\mathbf{P}_T$ 仍然满足下列近似:

$$\mathbf{P}_T \approx \mathbf{F}_T^{-1} \quad (14)$$

A、D、E 最优性准则的物理含义:

(1).A 最优

A 最优旨在最小化信息矩阵的逆,即最小化估计误差协方差矩阵的迹:

$$\min \text{trace}(\mathbf{P}_T) \Leftrightarrow \max \text{trace}(\mathbf{F}_T) \quad (15)$$

该准则等价于最小化所有估计参数方差的算术平均值,反映了系统在整个意义下的平均估计精度。在姿态估计问题中,A 最优性强调三轴姿态误差的均值最小化,适用于对整体精度均衡性要求较高的工程场景。

(2).D 最优

D 最优旨在通过最大化信息矩阵 $\mathbf{F}_T$ 的行列式来定义:

$$\max \det(\mathbf{F}_T) \Leftrightarrow \min \det(\mathbf{P}_T) \quad (16)$$

从几何角度看, $\det(\mathbf{P}_T)$ 正比于估计误差椭球体积,因此 D 最优性准则本质上最小化 姿态误差椭球的体积,提升系统的整体不确定度收敛能力。

(3).E 最优 E 最优旨在最大化 Fisher 信息矩阵的最小特征值:

$$\max \lambda_{\min}(\mathbf{F}_T) \quad (17)$$

该准则直接针对系统中最弱估计方向的信息量进行优化,能够有效提升姿态估计中精度最差轴向的性能,因此在高可靠性与鲁棒性要求较高的应用中尤为重要。在理想情况下,若各星矢观测具有相同权重即等精度、等噪声的情况下,则可在解析层面证明多星敏感器系统的最优指向结构满足高度对称性,具体结论如下:

当多星敏感器系统观测到的星矢数量 $k=2$ 时,二者之间夹角为 $90^\circ$ 构成最优设计;当多星敏感器系统观测到的星矢数量 $k=3$ 时,其彼此相互正交构成最优设计;当多星敏感器系统观测到的星矢数量 $k=4$ 时,其最优指向结构为:从正四面体中心指向四个顶点,即四个视轴在空间中构成正四面体对称结构。

上述结果基于对 $\mathbf{P}_T$ 和 $\mathbf{F}_T$ 的 A、D、E 最优性分析得出,详细的数学证明过程见附录。该结论与文献 [35] 的研究结果一致,其仿真结果表明:在 $k=3$ 且光轴彼此正交的情况下,观测星矢量的空间分布最为发散,该布局均能达到最优精度。此外,文献 [29] 分析了三台星敏感器在不同分离角下的定姿性能,结果同样表明正交布局时精度最高,这从侧面佐证了 $k=3$ 时的结论。

为验证所提出优化构型的有效性,本文设计了数值仿真实验。首先,针对双星敏感器构型,分别考虑等权重与不等权重两种融合情形,使两传感器光轴夹角从 $20^\circ$ 连续遍历至 $160^\circ$ ,并对其姿态估计输出精度进行对比分析,以考察不同权重分配与构型参数对构型优化的影响。

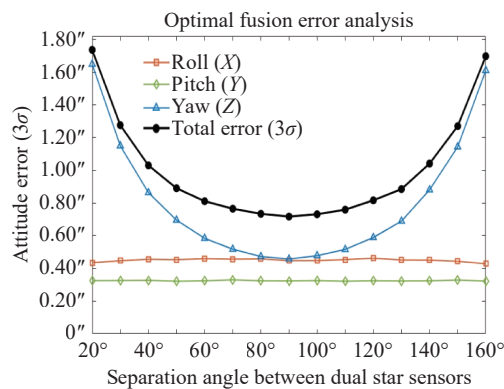
此外,为验证多头部扩展构型的普适性,进一步引入了不等权重的三星敏感器系统。该系统采用的是三个星敏感器光轴之间两两等夹角的对称布局,夹角遍历范围设定为 $20^\circ$ 至 $120^\circ$ 。需说明的是,受三维空间几何约束,三向对称布局的等夹角物理上限为 $120^\circ$ ,其设计的仿真参数和结果如表 2:

仿真结果如图 3 所示,可以看到,无论是等权重双星敏感器还是不等权重双星敏感器,融合姿态均能够缓解单一视场导致的病态轴问题,并提高整体定姿精度。同时,实验数据定量验证了前文理论推导的准确性:在独立视场/光轴数量 $k=2$ 时, $90^\circ$ 夹角配置达到精度极值;在 $k=3$ 时,两两正交布局表现出最佳的定姿性能,说明最优构型设计能够有效均衡三轴精度。

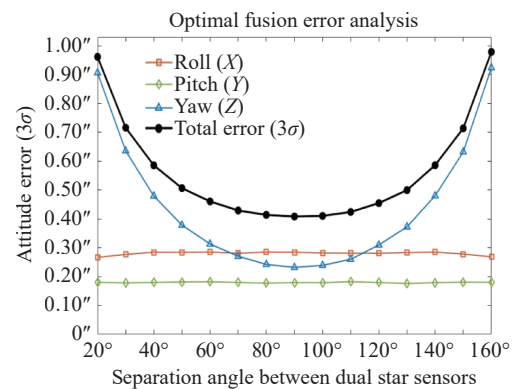
表 2 不同仿真方案下的星敏传感器光学参数与权重配置对比

Tab.2 Comparison of optical parameters and weight configurations of star trackers under different simulation schemes.

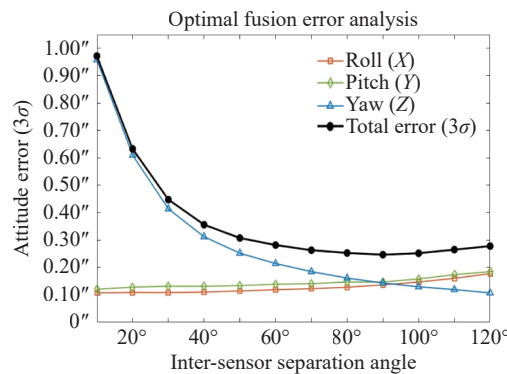
| 仿真方案            | 星敏传感器    | 焦距/mm  | 视场角/deg        | 质心误差/pixel | 像元尺寸/ $\mu\text{m}$ | 权重/%  |
|-----------------|----------|--------|----------------|------------|---------------------|-------|
| 情况一:<br>等权重双正交  | Sensor 1 | 75.00  | $15 \times 15$ | 0.10       | $5 \times 5$        | 50.00 |
|                 | Sensor 2 | 75.00  | $15 \times 15$ | 0.10       | $5 \times 5$        | 50.00 |
| 情况二:<br>不等权重双正交 | Sensor 1 | 75.00  | $15 \times 15$ | 0.10       | $5 \times 5$        | 35.92 |
|                 | Sensor 2 | 100.00 | $15 \times 15$ | 0.08       | $5 \times 5$        | 64.08 |
| 情况三:<br>不等权重三正交 | Sensor 1 | 75.00  | $15 \times 15$ | 0.10       | $5 \times 5$        | 25.12 |
|                 | Sensor 2 | 50.00  | $20 \times 20$ | 0.15       | $5 \times 5$        | 5.01  |
|                 | Sensor 3 | 100.00 | $10 \times 10$ | 0.08       | $5 \times 5$        | 69.87 |



(a) 等权重双星敏传感器分离角度和融合姿态精度之间的关系  
(a) Equal-weight dual star tracker: separation angle vs. fused attitude accuracy



(b) 不等权重双星敏传感器分离角度和融合姿态精度之间的关系  
(b) Unequal-weight dual star tracker: separation angle vs. fused attitude accuracy



(c) 不等权重三星敏传感器分离角度和融合姿态精度之间的关系  
(c) Relationship between separation angle and fused attitude accuracy with unequal-weight three star trackers

图 3 分离角度和构型优化之间的关系

Fig. 3 Relationship between separation angle and configuration optimization.

### 3 多星敏传感器融合定姿与在轨安装

需要特别指出的是,多视场星敏传感器长期在轨工作时,温度变化、结构应力释放和光机装调漂移会使各视场间安装矩阵缓慢变化,形成低频

误差项。与高频微振动相比,这类低频误差更难通过单帧平均或简单滤波消除,是制约系统长期使用精度的主要因素之一。因此,MSWF 应用前需要依赖稳定的在轨标定、热控约束和周期性参数更新,以抑制低频漂移对融合定姿结果的影响。



在轨运行时,外部扰动与内部结构振动会引发复合型微振动,这类高频干扰将直接影响星敏感器的姿态测量精度,从而引起多视场间安装矩阵的标定误差,使各视场观测数据在统一坐标系时出现偏差,导致多源数据融合失效,最终使姿态解算结果误差累积,严重降低姿态确定系统输出精度.因此在卫星上天之后,星敏感器都需要再次在轨标定.这类在轨标定已经有了许多前人的工作,Yan liWang<sup>[36]</sup>等人一种利用地面控制点(GCPs)进行多星敏感器系统安装参数在轨标定的方法.Mark E<sup>[37]</sup>则是利用基于卡尔曼滤波的方法通过状态估计同时解算姿态和安装误差.一种较为直接的办法是通过对天成像通过解算结果来求解出星敏感器之间的安装矩阵关系.假设星敏感器 A 在坐标系内观测到的相较 J2000 坐标系下的姿态矩阵为  $\mathbf{R}_A^{J2000}$ ,星敏感器 B 在坐标系内观测到的姿态矩阵为  $\mathbf{R}_B^{J2000}$ ,那么有:

$$\mathbf{R}_B^A = (\mathbf{R}_A^{J2000})^T \mathbf{R}_B^{J2000}, \quad (18)$$

式 (18) 中,  $\mathbf{R}_A^{J2000}$  和  $\mathbf{R}_B^{J2000}$  分别为星敏感器 A、B 相对于 J2000 坐标系的姿态矩阵,  $\mathbf{R}_B^A$  为从 B 坐标系到 A 坐标系的安装变换矩阵.这种办法简单快捷,但是由于星敏感器姿态矩阵会带来本身的误差,这种办法的安装矩阵姿态会叠加两者的误差,精度不够.这里选用一种在实践中被广泛使用的办法,即利用两个不同姿态拍摄到的恒星之间的星对角距不变原理来进行求解,具体步骤如下<sup>[38]</sup>:假设星敏感器 A 在视场中观测到了某颗恒星,其赤经赤纬记为  $(\alpha_A, \beta_A)$ ,在星敏感器坐标系内的单位方向矢量为  $\mathbf{r}_A$ ;类似的,星敏感器 B 观测到了另外一颗恒星,其赤经赤纬记为  $(\alpha_B, \beta_B)$ ,单位方向矢量为  $\mathbf{r}_B$ .根据星角距不变原理,有:

$$\mathbf{v}_A^T \mathbf{v}_B = \begin{pmatrix} \cos \alpha_A \cos \beta_A & \sin \alpha_A \cos \beta_A & \sin \beta_A \\ \cos \alpha_B \cos \beta_B & \sin \alpha_B \cos \beta_B & \sin \beta_B \end{pmatrix} = \mathbf{r}_A^T \mathbf{R}_B^A \mathbf{r}_B, \quad (19)$$

式 (19) 中,  $\mathbf{v}_A$  和  $\mathbf{v}_B$  为根据赤经、赤纬得到的 J2000 坐标系恒星单位方向矢量,  $\mathbf{r}_A$  和  $\mathbf{r}_B$  为对应星敏感器坐标系下的观测单位方向矢量.在视场内的恒星数量往往不仅仅只有一颗,假设星敏感器 A 在视场内看到了  $i$  颗恒星,而星敏感器 B 在视场内看到了  $j$  颗恒星,那么可以利用这多颗恒星:

$$\begin{pmatrix} \mathbf{v}_1^T \mathbf{v}_1 & \mathbf{v}_1^T \mathbf{v}_2 & \cdots & \mathbf{v}_1^T \mathbf{v}_j \\ \mathbf{v}_2^T \mathbf{v}_1 & \mathbf{v}_2^T \mathbf{v}_2 & \cdots & \mathbf{v}_2^T \mathbf{v}_j \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{v}_i^T \mathbf{v}_1 & \mathbf{v}_i^T \mathbf{v}_2 & \cdots & \mathbf{v}_i^T \mathbf{v}_j \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{r}_{A1} & \cdots & \mathbf{r}_{Ai} \end{pmatrix} \mathbf{R}_B^A \begin{pmatrix} \mathbf{r}_{B1} \\ \vdots \\ \mathbf{r}_{Bj} \end{pmatrix}, \quad (20)$$

式 (20) 中,  $\mathbf{v}_i$  和  $\mathbf{v}_j$  为 J2000 坐标系下的恒星单位方向矢量,  $\mathbf{r}_{Ai}$  和  $\mathbf{r}_{Bj}$  分别为 A、B 星敏感器坐标系下的观测单位方向矢量,  $i, j$  为两视场的观测星序号.由此可以拟合出较为精确的  $\mathbf{R}_B^A$ ,即能够得到从星敏感器 B 到 A 的指向安装矩阵,也就完成了标定.通过大量的长期数据积累,此类方法往往比直接解算精度更加精准.类似的,多个星敏感器系统可以使用一个测量条件好,安装精度高的星敏感器作为基准,来校对其他的星敏感器.现在利用仿真实验来比较两者的精度,假设两星敏感器均为焦距为 75 mm,视场为 15°,包含噪声和畸变在内的星点误差为 0.1 pixel,以其中一个为基准,分别用这两个办法标定安装矩阵并计算精度.

在完成在轨标定之后,多星敏感器系统融合定姿方法通过集成多个光学头部的观测数据,构建出一种高精度的姿态确定体系.每个头部独立进行星点提取、质心定位与星图识别,并通过标定矩阵将所有观测星矢量转换至公共参考系.随后,采用加权最优估计算法融合处理全部星矢量,构成虚拟扩展视场,此举显著提升了姿态测量精度,并有效均衡了传统单视场系统在视轴方向的精度短板.

在星敏感器的光学设计中,提升测量精度通常依赖于更长的焦距,但这往往会导致观测视场的缩小.更长的焦距可显著提升测量精度,但会大幅缩小观测视场,导致星矢高度集中,从而严重恶化绕视轴的病态轴误差.在本系统中,双视场离轴三反光学系统 (Dual-FOV Off-axis TMA Star Sensor, DTMASS) 的视场仅为  $3^\circ \times 3^\circ$ ,焦距 375 mm,根据式 (5) 到 (8) 估算,其病态轴误差高达横滚轴与俯仰轴的近 38 倍,严重制约整体定姿精度;同时,狭窄视场使导航星数量锐减,星图识别算法耗时长、匹配困难,难以适应动态条件.为克服单视场探测在几何观测上的局限性,本系统参考了 D.Mortari<sup>[28]</sup>, Dong Cao<sup>[39]</sup> 以及 Jie Chen<sup>[40]</sup>

提出的孔径分割设计思路。通过在光学前端内置分光棱镜, 将原视场折转为两个相互正交的观测

区域, 实现了前文推导的最优指向配置。

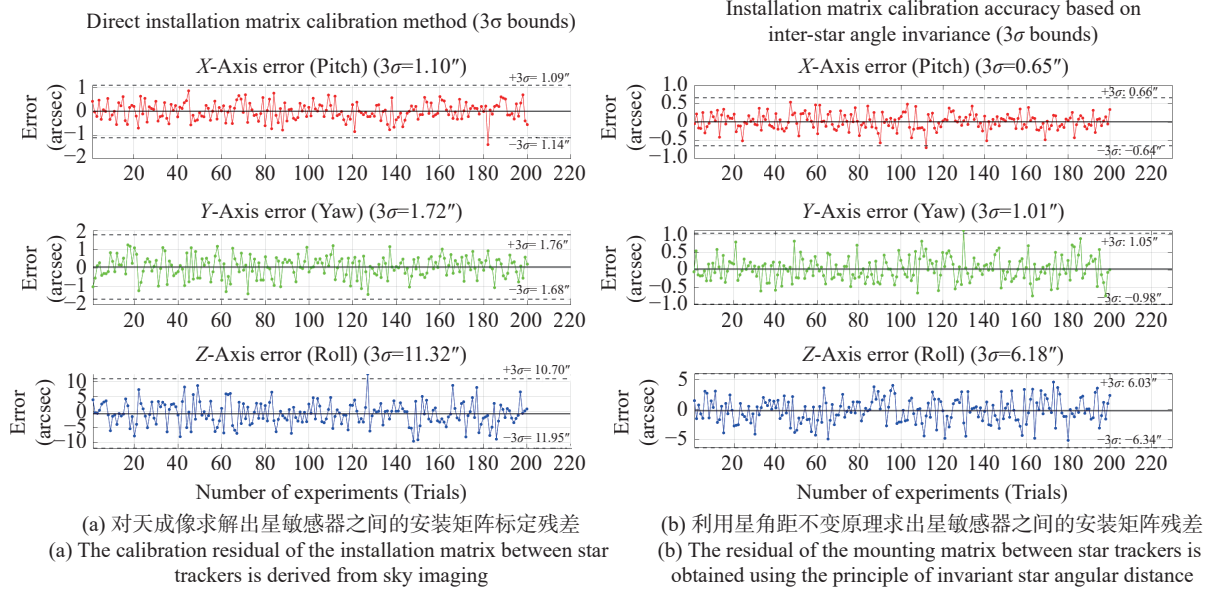


图 4 基于不同办法解算原理的星敏传感器安装矩阵标定残差

Fig. 4 Calibration residual of the star tracker mounting matrix based on different solution principles.

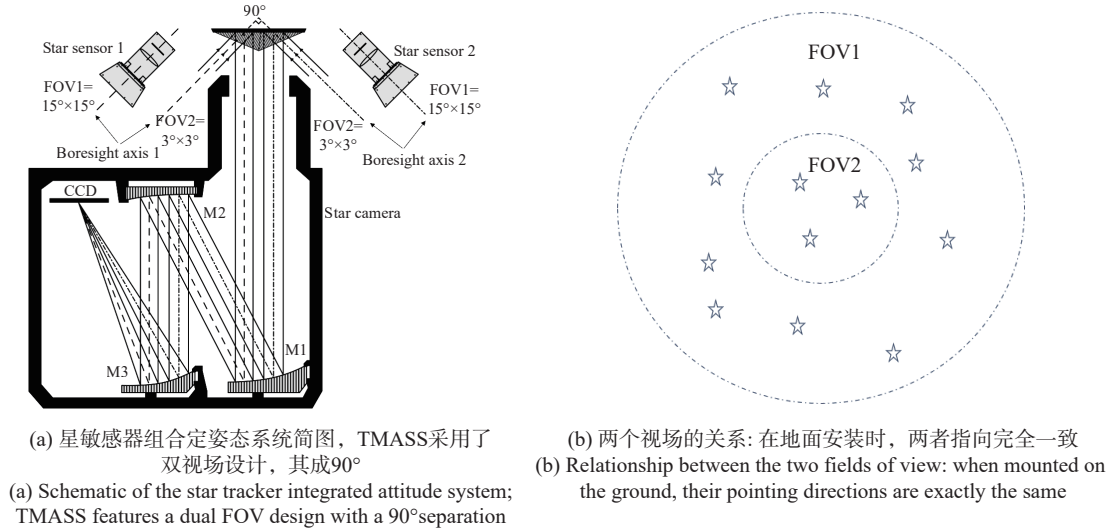


图 5 高精度定姿光学系统

Fig. 5 High-precision optical system for attitude determination.

同时, 平台协同配置两台常规的星敏传感器, 视场 $15^\circ \times 15^\circ$ , 焦距 $75\text{ mm}$ , 其光轴与DTMASS的两个分割视轴严格共轴, 共同指向对应天区, 整体视场分布如图4所示。在轨工作时, 常规星敏传感器凭借广角优势快速捕获大量导航星, 提供初步姿态估计; 结合前期在轨标定获得的高精度安装矩阵, 估算出此时DTMASS的大致指向, 大幅压缩搜索空间并加速星图匹配进程。DTMASS在获取高精度星矢之后利用它们参与解算而常规星敏

传感器不参与最终姿态解算。因此, 该多传感器协同架构有效克服了病态轴误差以及星图匹配识别慢这两个缺陷。对于多探头星相机星图姿态融合确定方案, 受到Wahba问题的启发, 可写成类似的形式<sup>[29]</sup>:

$$J(A_{ST}) = \frac{1}{2} \left| \sum_i \sum_j \omega_i R_{bodyi}^{ST} r_{ij} - \sum_k A_{ST} v_k \right|^2, \quad (21)$$

其中,设损失函数为 $J(A_{ST})$ ,而 $A_{ST}$ 为整个组合姿态定姿的最优估计, $R_{bodyi}^{ST}$ 为第 $i$ 个星敏感器在相对基准星敏感器的标定后的安装矩阵, $r_{ij}$ 为第 $i$ 个星敏感器观测到的第 $j$ 个星矢, $\omega_i$ 为第 $i$ 个星敏感器的权重,而 $v_k$ 是多个星敏感器所观测到的星矢在J2000坐标系下的指向,本文将基于上述多星矢量观测的姿态融合方法称为多传感器 Wahba 融合 (Multi-Sensor Wahba Fusion, MSWF)。为了高效求解该融合问题,本文采用了 QUaternion ESTimator(QUEST) 算法,其求解过程能够避免了直接进行奇异值分解,因此提升 MSWF 策略在处理的实时性。为定量评估 DTMASS 构型优化和 MSWF 对系统精度的提升效果,本文设计了三组对比实验:第一组为仅用 DTMASS 单侧进行输出姿态;第二组为 DTMASS 简单的平均融合方案;第三组为 DTMASS 按照 MSWF 策略,相关的仿真参数设置如下:光学参数如前文所提到的那样,而探测系统配置方面,探测像元尺寸为 $8\mu m$ ,最大探测星等为 11. 为了更真实地模拟星敏感器的实际工作环境,本文最终引入了综合质心误差 $\sigma_{ref} = 0.5 pixel$ . 需要说明的是,该误差项不仅包含了图像传感器的光电噪声和质心提取算法误

差,还等效计入了镜头残余畸变对星点定位的影响,从而能够使得结果更逼近真实。

表中, X、Y、Z 分别表示三轴姿态误差, Total 表示三轴合成误差,  $3\sigma$  表示三倍标准差。仿真结果如图 6 和表 3 所示。从图 6(a) 到 (c) 的残差曲线可以看出, 单个星相机 pitch 轴和 roll 轴精度可达亚秒级, 但小视场会导致星矢过分集中, 使单探头方案出现明显病态轴并制约整体精度。简单平均姿态融合虽然可降低总体误差, 但会将病态轴误差分配到 X 轴和 Z 轴, 使原有高精度轴发生退化; MSWF 则通过加权星矢融合改善观测几何条件, 从而显著均衡三轴精度, 并抑制单一探头精度波动对系统输出的影响。为进一步验证 MSWF 算法及前文所得最优构型在复杂环境下的鲁棒性, 本节针对低星数探测及恒星识别异常等极端工况开展补充仿真。在观测模型中引入随机丢星机制, 分别设置恒星丢失概率为 0、0.04 和 0.08 以模拟探测失效场景。同时, 为定量评估系统在稀疏星场下的性能边界, 将单台星敏感器的有效观测星数分别限制为 4、6 和 8 颗。在保持 DTMASS 原有光机参数不变的前提下, 系统在极端稀疏星场或存在识别干扰时的定姿性能表现如下:

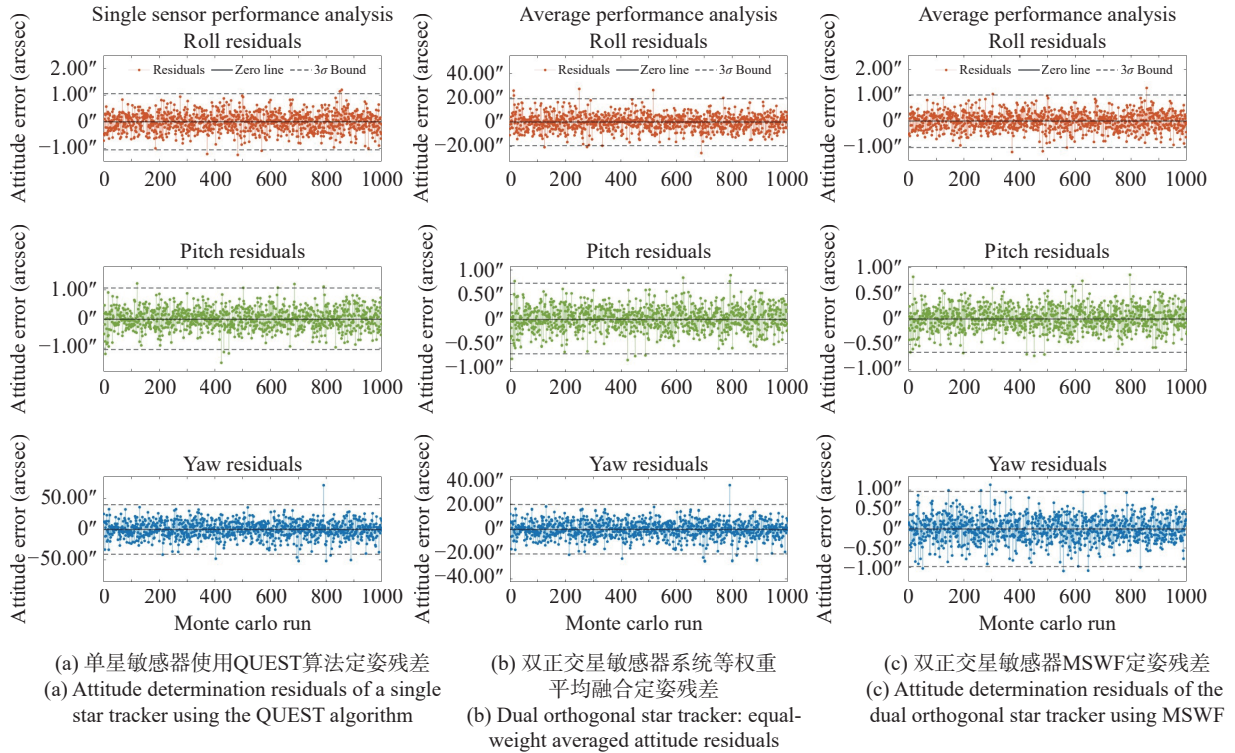


图 6 不同姿态解算方案的定姿精度对比与误差分布特性分析

Fig. 6 Attitude accuracy comparison and error distribution analysis across different solution schemes.



表 3 不同融合定姿方案性能对比

Tab. 3 Performance comparison of different fusion attitude determination schemes.

| 定姿方案   | X (3 $\sigma$ ) | Y (3 $\sigma$ ) | Z (3 $\sigma$ ) | Total (3 $\sigma$ ) | 精度提升  |
|--------|-----------------|-----------------|-----------------|---------------------|-------|
| 单星敏传感器 | 0.245"          | 0.246"          | 8.309"          | 8.317"              | —     |
| 平均融合   | 4.166"          | 0.169"          | 4.164"          | 5.892"              | 29.2% |
| MSWF   | 0.251"          | 0.159"          | 0.239"          | 0.381"              | 95.4% |

仿真结果表明,在随机丢星及稀疏星场工况下,MSWF 算法具有较好的精度稳定性。对比分析可见,单视场星敏传感器的定姿精度受观测星数波动影响较大,其性能随星数的减少呈现下降趋势,如表 4 所示。相比之下,多视场系统利用空间互补的观测几何提供了必要的信息冗余:即便部分探头因环境干扰导致可用星数受限,系统整体仍能维持相对充足的有效观测矢量。这种构型优势降低了定姿过程对单一视场资源的依赖,有效提升了复杂工况下姿态解算的连续性与可靠性。除上述观测资源受限的情况外,航天器在轨执行任务时的机动特性也是影响定姿性能的关键因素。在动态工作条件下,航天器姿态机动会导致恒星像点在曝光期间产生运动模糊,从而降低星点质心提取精度;卷帘快门 CMOS 还可能引入与行曝光时序相关的星图像移误差<sup>[7]</sup>。为了定量评估动态模糊对 MSWF 的影响,本文参考文献 [41-42] 的建模方法,对动态模糊条件下的质心测量误差进行分析。在运动方向上,恒星像点在曝光时间内由于航天器角速度的作用在成像平面上产生拖尾,其像面上的拖尾长度可表示为:

$$l_{pix} = \frac{f\omega\tau}{p}, \quad (22)$$

式 (22) 中,  $l_{pix}$  为拖尾长度,  $\omega$  为航天器角速度,  $\tau$  为曝光时间。其中  $f$  为光学系统焦距,  $p$  为像元尺寸。考虑到星敏传感器在星点提取算法中通常会对拖尾进行一定程度的补偿处理,例如去模糊或轨迹拟合算法,因此引入修正系数  $\alpha$  来表征算法对拖尾的抑制能力,则有效拖尾长度可表示为:

$$l_{eff} = \alpha l_{pix}, \quad (23)$$

式 (23) 中,  $l_{eff}$  为经算法补偿后的有效拖尾长度,  $\alpha$  为去模糊修正系数。在恒定角速度条件下,动态星斑可视为一系列静态星斑在不同时间位置的叠加。由于星斑质心对应于曝光时间的中点位

置,因此运动模糊引入的附加质心误差可用均匀分布的方差来近似表示:

$$\sigma_{dyn}^2 = \frac{l_{eff}^2}{12} + \sigma_{psf}^2, \quad (24)$$

式 (24) 中,  $\sigma_{dyn}$  为动态星斑的等效标准差,  $\sigma_{psf}$  为静态点扩散函数标准差。因此,最终动态模糊误差的叠加后质心提取精度:

表 4 稀疏星场及随机丢星工况下不同定姿方案的性能对比

Tab. 4 Performance comparison of attitude determination schemes under sparse star fields and random star loss.

| (a). 单星敏传感器      |       |                |                |                |         |
|------------------|-------|----------------|----------------|----------------|---------|
| $P_{loss}$       | Stars | X(3 $\sigma$ ) | Y(3 $\sigma$ ) | Z(3 $\sigma$ ) | Total   |
| 0.00             | 4     | 11.918"        | 0.377"         | 11.910"        | 16.853" |
|                  | 6     | 7.868"         | 0.266"         | 7.861"         | 11.125" |
|                  | 8     | 6.119"         | 0.214"         | 6.115"         | 8.653"  |
| 0.04             | 4     | 12.250"        | 0.395"         | 12.268"        | 17.342" |
|                  | 6     | 7.906"         | 0.264"         | 7.908"         | 11.185" |
|                  | 8     | 6.183"         | 0.215"         | 6.177"         | 8.743"  |
| 0.08             | 4     | 12.085"        | 0.381"         | 12.103"        | 17.108" |
|                  | 6     | 7.943"         | 0.264"         | 7.940"         | 11.234" |
|                  | 8     | 6.310"         | 0.217"         | 6.306"         | 8.923"  |
| (b). 双星跟踪器(MSWF) |       |                |                |                |         |
| $P_{loss}$       | Stars | X(3 $\sigma$ ) | Y(3 $\sigma$ ) | Z(3 $\sigma$ ) | Total   |
| 0.00             | 4     | 0.307"         | 0.197"         | 0.301"         | 0.473"  |
|                  | 6     | 0.232"         | 0.156"         | 0.236"         | 0.366"  |
|                  | 8     | 0.196"         | 0.133"         | 0.196"         | 0.308"  |
| 0.04             | 4     | 0.303"         | 0.196"         | 0.304"         | 0.472"  |
|                  | 6     | 0.232"         | 0.155"         | 0.232"         | 0.363"  |
|                  | 8     | 0.199"         | 0.134"         | 0.196"         | 0.310"  |
| 0.08             | 4     | 0.301"         | 0.199"         | 0.302"         | 0.470"  |
|                  | 6     | 0.231"         | 0.157"         | 0.231"         | 0.362"  |
|                  | 8     | 0.197"         | 0.134"         | 0.196"         | 0.308"  |

$$\sigma_c = \frac{\sigma_{dyn}}{SNR}, \quad (25)$$

式 (25) 中,  $\sigma_c$  为动态条件下的质心提取标准差, SNR 为恒星像点信噪比。该模型表明,随着角速度  $\omega$  或曝光时间  $\tau$  的增加,拖尾长度  $l_{pix}$  将线性增大,从而导致动态误差  $\sigma_{dyn}$  快速上升,最终限



制星传感器在高动态环境下的姿态测量精度,其设计的仿真参数如下:

表 5 星传感器仿真主要参数

Tab. 5 Main parameters for star tracker simulation.

| 参数名称    | 数值              | 参数名称    | 数值         |
|---------|-----------------|---------|------------|
| 焦距      | 375 mm          | 质心误差    | 0.1 pixel  |
| 视场角     | 5°              | 角速度     | 0.1–1.5°/s |
| 最大探测星等  | 11              | 曝光时间    | 50 ms      |
| 像元尺寸    | 8 $\mu\text{m}$ | 去模糊因子   | 0.7        |
| PSF 标准差 | 1.5 pixel       | 信噪比 SNR | 10         |

基于表 5 展示的仿真条件,本文定量分析了角速度对系统定姿性能的影响。由于角速度增加会导致恒星像点产生运动模糊,进而增大质心提取误差,各定姿方案的精度均呈现不同程度的下降。由表 6 所示,相比于单探头方案,MSWF 算法在高动态工况下展现出更好的精度稳定性。随着角速度增加,星像拖尾长度加大,导致单星姿态误差迅速上升,而多星融合能够有效抑制这种动态误差,即使在高速条件下,总误差仍保持在可控范围内。单星误差在 Z 轴增长最快,MSWF 通过加权平均减弱了单轴异常对整体姿态的影响。在实际在轨任务中,受航天器姿态机动及空间环境影响,多视场系统中的各子探测器并不总能保持同步工作状态。例如,探头可能因受地球、月球遮挡或太阳迷光干扰而导致探测失效。为进一步验证本文所提 MSWF 算法在探测资源受限工况下的鲁棒性,本节仿真分析了不同数量有效探头对系统定姿精度的影响。仿真实验中,四个星传感器采用本文推导的正四面体最优指向构型进行排列,且单个探头的具体性能参数及初始误差设置均参考表 2,仿真结果如表 7 所示,其中包含了三轴精度残差及参与计算的平均总有效星数。

可以看到,由于四个星传感器按正四面体的结构排列且基本参数相同,因此在四个星传感器均能工作的情况下消除了各向异性,因此该优化构型的三轴精度在仿真中保持一致。而其他情况由于破坏了对称性,三轴精度并不保持一致。当工作探头从 4 个减少至 2 个时,尽管观测星数减少了一半,但由于避免了弱轴的存在,其综合精度仍然高于单星传感器。这表明只要存在两个以上视场提供互补的几何信息,MSWF 就能有效抑制

观测噪声,系统仍能提供稳定可靠的姿态解算结果,展现了姿态融合算法的鲁棒性。而对于前文提到的 DTMASS 来说,若其中一个视场失灵,其整个系统就退化到单星传感器状态,精度会显著下降,其参照表 3。为了进一步量化评估在实际工程装配中,安装残余误差与探测资源退化对系统性能的耦合影响,本节在上述构型基础上引入了不同量级的安装误差。仿真中,各视场安装矩阵的偏差设定为服从高斯分布,其  $3\sigma$  量级范围设定为 0'' 至 5''。通过对比 MSWF 算法与单星传感器在不同安装精度下的定姿残差,可以更直观地观察系统在非理想装配工况下的精度保持能力与鲁棒性。具体实验结果如下表 8 所示:

表 6 不同角速度下 MSWF 与单星姿态解算残差对比

Tab. 6 Comparison of attitude determination residuals between MSWF and single-star methods at different angular velocities.

| (a). MSWF 三轴残差 |                |                |                |                    |
|----------------|----------------|----------------|----------------|--------------------|
| 角速度 (°/s)      | X(3 $\sigma$ ) | Y(3 $\sigma$ ) | Z(3 $\sigma$ ) | Total(3 $\sigma$ ) |
| 0.1            | 0.202"         | 0.144"         | 0.203"         | 0.321"             |
| 0.2            | 0.255"         | 0.182"         | 0.259"         | 0.407"             |
| 0.5            | 0.469"         | 0.341"         | 0.463"         | 0.742"             |
| 1.0            | 0.870"         | 0.620"         | 0.844"         | 1.361"             |
| 1.5            | 1.254"         | 0.886"         | 1.271"         | 1.993"             |
| (b). 单星三轴姿态残差  |                |                |                |                    |
| 角速度 (°/s)      | X(3 $\sigma$ ) | Y(3 $\sigma$ ) | Z(3 $\sigma$ ) | Total(3 $\sigma$ ) |
| 0.1            | 0.202"         | 0.205"         | 6.798"         | 6.804"             |
| 0.2            | 0.256"         | 0.250"         | 7.884"         | 7.892"             |
| 0.5            | 0.471"         | 0.475"         | 15.635"        | 15.649"            |
| 1.0            | 0.874"         | 0.847"         | 27.712"        | 27.738"            |
| 1.5            | 1.254"         | 1.266"         | 43.278"        | 43.315"            |

表 7 不同工作探头数下 MSWF 的定姿精度对比

Tab. 7 Comparison of attitude determination accuracy of MSWF under different numbers of active heads.

| 工作星敏数 | X(3 $\sigma$ ) | Y(3 $\sigma$ ) | Z(3 $\sigma$ ) | Total(3 $\sigma$ ) | star number |
|-------|----------------|----------------|----------------|--------------------|-------------|
| 4     | 0.191"         | 0.190"         | 0.189"         | 0.330"             | 528.51      |
| 3     | 0.231"         | 0.209"         | 0.234"         | 0.390"             | 396.85      |
| 2     | 0.310"         | 0.220"         | 0.351"         | 0.517"             | 262.77      |
| 1     | 0.312"         | 0.311"         | 3.392"         | 3.420"             | 132.99      |

表 8 不同安装误差及工作探头数的姿态定姿精度对比分析

Tab. 8 Comparative analysis of attitude accuracy versus installation errors and active head count.

| (a). 2个星敏传感器工作(MSWF) |        |        |        |        |        |        |
|----------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 评价指标                 | 0      | 0.1    | 0.5    | 1.0    | 2.0    | 5.0    |
| X(3 $\sigma$ )       | 0.070" | 0.128" | 0.516" | 1.029" | 1.974" | 5.113" |
| Y(3 $\sigma$ )       | 0.051" | 0.091" | 0.354" | 0.726" | 1.435" | 3.654" |
| Z(3 $\sigma$ )       | 0.073" | 0.125" | 0.506" | 0.992" | 1.979" | 5.023" |
| Total(3 $\sigma$ )   | 0.113" | 0.201" | 0.804" | 1.603" | 3.142" | 8.045" |
| (b). 单星敏传感器工作        |        |        |        |        |        |        |
| 评价指标                 | 0      | 0.1    | 0.5    | 1.0    | 2.0    | 5.0    |
| X(3 $\sigma$ )       | 0.072" | 0.129" | 0.518" | 1.030" | 1.974" | 5.116" |
| Y(3 $\sigma$ )       | 0.075" | 0.129" | 0.513" | 0.979" | 1.964" | 4.931" |
| Z(3 $\sigma$ )       | 2.486" | 2.524" | 2.512" | 2.658" | 3.101" | 5.543" |
| Total(3 $\sigma$ )   | 2.488" | 2.531" | 2.615" | 3.014" | 4.168" | 9.013" |

仿真数据揭示了系统精度随安装误差量级的演化规律:在亚秒级误差下如0"至0.5",精度主要受最优构型带来的几何增益主导,MSWF 方案的优势显著,三轴及总误差均远低于单探头方案;随误差增至1"至2",安装残余开始成为主要误差源,但融合方案仍保持明显精度优势;当安装矩阵误差达到5"时,多探头融合姿态尤其是三探头仍优于单探头,但优势减弱,这是由于各探头误差的统计不相关性实现了部分误差抵消,而单探头在 Z 轴上的固有弱轴问题进一步放大了误差.这些仿真结果不仅量化了安装误差对姿态精度的影响,

还突显了多探头融合方法在实际工程中的鲁棒性和实用价值,为后续优化设计提供了数据支撑。

需要说明的是,本文仿真以验证构型优化和 MSWF 融合机理为主要目的,仍包含一定理想化假设:星点误差主要采用独立高斯近似,权重在仿真过程中保持静态,安装矩阵误差按给定统计量施加,尚未完整耦合温度梯度、杂散光、光学畸变时变、探测器非线性、星图误匹配以及在轨标定闭环误差。因此,本文结果更适合作为给定误差模型下的相对性能对比和理论性能上界,不能直接等同于长期在轨绝对精度。

## 4 结 论

本文针对高精度航天器姿态确定任务中单视场星敏传感器存在的测量精度各向异性问题,研究了基于 Fisher 信息矩阵的多星敏传感器构型优化理论与数据融合方法。理论分析表明,在等权重条件下,双视场正交、三视场正交和四视场正四面体构型能够改善姿态信息的三轴分布;在给定质心误差、静态权重和已标定安装矩阵等假设下,MSWF 融合策略能够有效缓解单视场病态轴问题,并在低星数、随机丢星、动态模糊和安装误差扰动条件下保持较好的相对鲁棒性。需要强调的是,实际在轨精度仍会受到低频热漂移、结构缓变、杂散光和标定残差等非理想因素影响。后续研究将结合实测星图和在轨标定数据进一步评估构型优化与 MSWF 的工程适用性,并探索其与陀螺仪、IMU 等异构传感器组合的融合应用。

## 参考文献:

- [1] MEKKY T, HABIB A. Spacecraft attitude and orbit determination from the cost and reliability viewpoint: a review[J]. *ASRIC Journal on Natural Sciences*, 2022, 1: 14-35.
- [2] 朱辉. 多视场星敏传感器鲁棒星识别与高精度姿态确定方法研究[D]. 北京: 清华大学, 2018.  
ZHU H. *Robust star identification and high accuracy attitude determination method for multiple field-of-view star sensor*[D]. Beijing: Tsinghua University, 2018. (in Chinese) (查阅网上资料, 未找到本条文献信息, 请确认).
- [3] 梁斌, 朱海龙, 张涛, 等. 星敏传感器技术研究现状及发展趋势[J]. *中国光学*, 2016, 9(1): 16-29.  
LIANG B, ZHU H L, ZHANG T, et al.. Research status and development tendency of star tracker technique[J]. *Chinese Optics*, 2016, 9(1): 16-29. (in Chinese).
- [4] 朱俊青, 沙巍, 方超, 等. 星敏镜头参数化建模辅助设计[J]. *中国光学*, 2021, 14(3): 615-624.  
ZHU J Q, SHA W, FANG CH, et al.. Parametric modeling aided design for star sensor lens[J]. *Chinese Optics*, 2021, 14(3): 615-624.
- [5] 张淑芬, 姜珊, 董磊, 等. 基于衍射光栅的高精度干涉星敏传感器的理论分析[J]. *中国光学*, 2021, 14(6): 1368-1377.  
ZHANG SH F, JIANG SH, DONG L, et al.. High accuracy interferometric star tracker based on diffraction grating[J].

- Chinese Optics*, 2021, 14(6): 1368-1377.
- [6] 阮宇翔, 董磊. 干涉星敏传感器测角精度影响因素的研究[J]. *中国光学*, 2023, 16(6): 1433-1441.  
RUAN Y X, DONG L. Influencing factors of angle measurement accuracy of an interferometer star tracker[J]. *Chinese Optics*, 2023, 16(6): 1433-1441.
- [7] 张博研, 孔德柱, 刘金国, 等. 卷帘快门式 CMOS 探测器的星图像移补偿[J]. *中国光学*, 2020, 13(6): 1276-1284.  
ZHANG B Y, KONG D ZH, LIU J G, *et al.*. Compensation of star image motion for a CMOS image sensor with a rolling shutter[J]. *Chinese Optics*, 2020, 13(6): 1276-1284.
- [8] 许洪刚, 韩冰, 李曼丽, 等. 高精度大视场多星模拟器设计与验证[J]. *中国光学*, 2020, 13(6): 1343-1351.  
XU H G, HAN B, LI M L, *et al.*. Design and verification of high-precision multi-star simulator with a wide field of view[J]. *Chinese Optics*, 2020, 13(6): 1343-1351.
- [9] ARIMURA FIALHO M A. Evaluation of centroiding algorithms for an autonomous star tracker[J]. *The European Physical Journal Special Topics*, 2026, 234(25): 7877-7883.
- [10] JUNKINS J L, WHITE III C C, TURNER J D. Star pattern recognition for real time attitude determination[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 1977, 25(3): 251-270.
- [11] LIEBE C C. Pattern recognition of star constellations for spacecraft applications[J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 1993, 8(1): 31-39.
- [12] MORTARI D, SAMAAN M A, BRUCCOLERI C, *et al.*. The pyramid star identification technique[J]. *Navigation*, 2004, 51(3): 171-183.
- [13] ZHAO H R, LEMBECK M F, ZHUANG A, *et al.*. Real-time convolutional-neural-network-based star detection and centroiding method for CubeSat star tracker[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2025, 61(4): 8172-8184.
- [14] HEPBURN-DICKINS F, JONES M W, EDWARDS M, *et al.*. SIGNN – star identification using graph neural networks[C]. *2025 IEEE/CVF Winter Conference on Applications of Computer Vision (WACV)*, IEEE, 2025: 9063-9072.
- [15] SHUSTER M D, OH S D. Three-axis attitude determination from vector observations[J]. *Journal of Guidance and Control*, 1981, 4(1): 70-77.
- [16] MORTARI D. ESOQ: a closed-form solution to the Wahba problem[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 1997, 45(2): 195-204.
- [17] KLEMA V, LAUB A. The singular value decomposition: its computation and some applications[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1980, 25(2): 164-176.
- [18] GREWAL M S, ANDREWS A P. Applications of Kalman filtering in aerospace 1960 to the present [historical perspectives][J]. *IEEE Control Systems Magazine*, 2010, 30(3): 69-78.
- [19] SUN T, XING F, YOU ZH, *et al.*. Deep coupling of star tracker and MEMS-gyro data under highly dynamic and long exposure conditions[J]. *Measurement Science and Technology*, 2014, 25(8): 085003.
- [20] LI J, WEI X G, ZHANG G J. An extended Kalman filter-based attitude tracking algorithm for star sensors[J]. *Sensors*, 2017, 17(8): 1921.
- [21] MAO X Y, DU X J, FANG H. Precise attitude determination strategy for spacecraft based on information fusion of attitude sensors: gyros/GPS/star-sensor[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2013, 14(1): 91-98.
- [22] YI J H, MA Y B, LONG H F, *et al.*. Tightly coupled visual-inertial fusion for attitude estimation of spacecraft[J]. *Remote Sensing*, 2024, 16(16): 3063.
- [23] MA L H, DAI D K, NI Y M. How to improve the attitude accuracy of the star sensor under dynamic conditions: a review[J]. *Acta Astronautica*, 2025, 233: 42-54.
- [24] BLARRE L, OUKNINE J, ODDOS-MARCEL L, *et al.*. High accuracy SODERN star trackers: recent improvements proposed on SED36 and HYDRA star trackers[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, AIAA, 2006: 6046.
- [25] GELIN B, CHALTÉ C, MAJEWSKI L, *et al.*. Multiple heads management and validation in HYDRA star tracker[C]. *33rd Annual AAS Guidance and Control Conference*, American Astronautical Society, 2010. (查阅网上资料, 未找到本条文献论文集名信息, 请确认).

- [26] RANDALL C R, SPEED J F, BLARRE L. Design and development of the Ball Aerospace flexible space camera FSC-701[C]. *2009 IEEE Aerospace Conference*, IEEE, 2009: 1-7.
- [27] JORGENSEN J L, DENVER T, BETTO M, *et al.*. MicroASC a miniature star tracker[C]. *Proceedings of the 5th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems*, European Space Agency, 2002: ESA SP-516. (查阅网上资料, 未找到本条文献论文集名和出版者信息, 请确认).
- [28] MORTARI D, ROMOLI A. StarNav III: a three fields of view star tracker[C]. *Proceedings, IEEE Aerospace Conference*, IEEE, 2002, 1-47.
- [29] 熊亚舟, 王勇, 陈慧燕. 基于星图融合的多探头星敏传感器姿态确定精度[J]. *中国惯性技术学报*, 2016, 24(5): 612-618.  
XIONG Y ZH, WANG Y, CHEN H Y. Attitude determination accuracy of multi-head star tracker based on star-image fusion[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2016, 24(5): 612-618. (in Chinese).
- [30] YANG J S, JIANG J, LI J, *et al.*. Uncertainty estimation and multi-FOV data fusion for star sensors based on directional statistics[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2024, 73: 1000115.
- [31] 王真, 魏新国, 张广军. 多视场星敏传感器结构布局优化[J]. *红外与激光工程*, 2011, 40(12): 2469-2473.  
WANG ZH, WEI X G, ZHANG G J. Structure optimization for multi-FOV star sensors[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(12): 2469-2473. (in Chinese).
- [32] SHUSTER M D. Maximum likelihood estimation of spacecraft attitude[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 1989, 37: 79-88.
- [33] KAMMER D C. Sensor placement for on-orbit modal identification and correlation of large space structures[C]. *1990 American Control Conference*, IEEE, 1990: 2984-2990.
- [34] JOSHI S, BOYD S. Sensor selection via convex optimization[J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2009, 57(2): 451-462.
- [35] 李健, 张广军, 魏新国. 多视场星敏传感器数学模型与精度分析[J]. *红外与激光工程*, 2015, 44(4): 1223-1228.  
LI J, ZHANG G J, WEI X G. Modeling and accuracy analysis for multiple heads star tracker[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(4): 1223-1228. (in Chinese).
- [36] WANG Y L, WANG M, ZHU Y. On-orbit calibration of installation parameter of multiple star sensors system for optical remote sensing satellite with ground control points[J]. *Remote Sensing*, 2020, 12(7): 1055.
- [37] PITTELKAU M E. Kalman filtering for spacecraft system alignment calibration[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, 24(6): 1187-1195.
- [38] 岳阳阳. 双 CCD 星敏传感器标定方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学研究生院, 2015.  
YUE Y Y. *Calibration method of double-CCD star sensor*[D]. Changsha: Graduate School of National University of Defense Technology, 2015. (in Chinese).
- [39] 曹丹, 陈震, 王新龙, 等. 分视场星相机双光学通道图像数据识别方法[C]. 2014: 342-346. (查阅网上资料, 未找到本条文献信息, 请确认).  
CAO D, CHEN ZH, WANG X L, *et al.*. A method for identifying image data coming from two optical channels in a split field of view star camera[C]. 2014: 342-346. (in Chinese).
- [40] CHEN J, ZHU L W, YANG T, *et al.*. Design method of an off-axis reflective aperture-divided optical system[J]. *Applied Optics*, 2025, 64(26): 7692-7702.
- [41] WEI X G, TAN W, LI J, *et al.*. Exposure time optimization for highly dynamic star trackers[J]. *Sensors*, 2014, 14(3): 4914-4931.
- [42] LUO ZH W, GUO Q, FENG J, *et al.*. Centroid algorithm for high-dynamic star sensor based on key point detection deep learning algorithms[J]. *Optics Express*, 2025, 33(8): 17203-17232.

## 作者简介:



吴北辰(2002—)男, 贵州铜仁人, 硕士在读, 2024年本科毕业于南京航空航天大学, 主要从事光学系统设计等方面的研究。E-mail: [wubeichen24@mails.ucas.ac.cn](mailto:wubeichen24@mails.ucas.ac.cn)



付天骄(1986—)男, 吉林长春人, 博士, 副研究员, 2015年于中国科学院大学获得博士学位, 主要从事嵌入式图像处理、SAR的光学处理、神经网络、空间光学系统高精度成像技术等方面的研究。E-mail: [futianjiao@ciomp.ac.cn](mailto:futianjiao@ciomp.ac.cn)