

基于精密星敏感器的航天器高精度姿态测量标定方法

段宇恒, 管亮

(陆军勤务学院 油料系, 重庆 401331)

摘要: 为了解决传统航天器姿态测量方法中存在的误差率高的问题, 提出基于精密星敏感器的航天器高精度姿态测量标定方法; 首先对使用的精密星敏感器进行设计, 并将在不影响航天器运行的前提下安装在合适的位置上; 通过建立运动坐标系、坐标参数转换和设置姿态参数三个步骤得出航天器运动模型, 在该模型下分析出航天器姿态的基本运动规律、利用精密星敏感器识别并选取航天器空间下的任意三个星点, 最后综合定位的星点和航天器姿态的运动规律, 从不同的角度上确定航天器姿态测量结果, 为了提高航天器姿态测量结果的精度进行标定处理; 通过模拟实验分析得出结论: 与传统测量方法相比, 基于精密星敏感器的航天器高精度姿态测量标定方法的平均误差率降低了 6.0%。

关键词: 星敏感器; 航天器; 姿态测量; 高精度测量; 姿态标定

High Precision Attitude Measurement and Calibration Method of Spacecraft Based on Precision Star Sensor

Duan Yuheng, Guan Liang

(Department of Military facility Facility, Army Logistical University of PLA, Chongqing 401331, China)

Abstract: In order to solve the problem of high error rate in traditional spacecraft attitude measurement method, a high precision attitude measurement calibration method based on precision satellite sensor is proposed. The precision satellite sensors used are designed first and will be installed in appropriate positions without affecting the operation of the spacecraft. Through the establishment of motion system, the parameters of coordinate conversion and attitude parameters of the three steps to get the spacecraft motion model, under the model analysis of the basic motion of spacecraft attitude, using high precision star sensor identification and selection of spacecraft under arbitrary three star, finally integrated positioning of the star and the movement of spacecraft attitude, determine the spacecraft attitude measuring results from different angles, in order to improve the accuracy of the spacecraft attitude measuring results of calibration process. Through the analysis of simulation experiment, the conclusion is drawn that compared with the traditional measurement method, the average error rate of the spacecraft high-precision attitude measurement calibration method based on precision star sensor reduces by 6.0%.

Keywords: star sensor; the spacecraft; attitude measuring; high precision measurement; posture calibration

0 引言

航天器也被称为空间飞行器或者太空飞行器, 航天器的工作原理是按照受控飞行路线运行来围绕地球轨道或外层空间, 按照航天器的工作类型可以将其分为发射航天飞行器的火箭、人造卫星、空间探测器、宇宙飞船、航天飞机以及各种空间站等。一般来讲航天器是属于无动力的运动设备, 通常第二级火箭会为其提供初速度, 接着就依靠航天器在卫星之间的作用力来保证航天器的运动^[1]。航天器通过运载火箭运送到地球外空间的指定位置上, 当运输火箭的燃料耗尽后, 通过自身的控制程序启动自动分离的

措施向地球下落。航天器进入卫星或星球的环绕轨道, 在空间动量的带动下继续向太空目的地移动。航天器的出现与应用使得人类的活动范围逐渐向外扩展, 从地球的大气层扩大到广阔无边的宇宙空间, 并让人类了解到地球之外的世界。由于航天器的运行空间是在地球的大气层之外, 因此可以接收到来自宇宙天体的全部电磁辐射信息, 对天文观测行业带来了新的探索方向。除此之外航天器的引用也引起了人类认识自然与改造自然的能力, 间接的对社会经济和社会生活起到一定程度的影响。

在航天器运行的过程中为了采集到更加精确的信息, 需要严格的控制航天器的位置和姿态, 航天器的姿态控制分为姿态稳定控制和姿态机动控制两个方面。在姿态控制的过程中需要对航天器进行实时姿态测量, 并依据测量结果进行标定, 以其作为姿态控制的参考。航天器姿态测量是确定测量载体、测量仪器或测量有效载荷的轴系在惯性空间中指向的过程, 而航天器姿态的标定就是使用标准的

收稿日期: 2019-08-27; 修回日期: 2019-09-23。

作者简介: 段宇恒(1995-), 男, 重庆人, 硕士, 主要从事军用燃料便携式拉曼光谱仪方向的研究。

管亮(1979-), 男, 重庆人, 博士, 副教授, 主要从事精密仪器与控制方向的研究。

计量仪器对所使用仪器的准确度或精度进行检测是否符合标准,也可以认为是姿态测量结果的校正过程。

由于对航天器的姿态测量标定结果具有一定的精度要求,因此需要使用精密度较高的仪器,国内外针对此方面进行了具体的研究,并得出了一定的研究成果。传统的航天器姿态测量标定方法包括:基于双目视觉的测量标定方法、基于光电自准直技术的测量标定方法以及基于星敏感器的测量标定方法。相比之下基于星敏感器的测量准确性更高、标定速度更快,然而传统方法中的测量标定方法无法得到精度较高的结果,因此需要对传统方法进行优化设计^[2]。使用精密的星敏感器来代替传统的普通星敏感器,这种敏感器利用自身的电路结构,通过探测地球上不同位置的恒星来确定卫星以及航天器的姿态,提供航天飞行器相对于惯性坐标系的三轴姿态。这种精密星敏感器与传统星敏感器相比具有探测灵敏度高、精度高、数据更新率高以及识别效率高的特点,因此在航天器高精度姿态测量标定方法中,选用精密的星敏感器来代替传统的测量设备,可以提升航天器姿态的测量精度和标定准确性。

1 设计与安装精密星敏感器

基于精密星敏感器的航天器高精度姿态测量标定方法的主要设计流程就是在正常运行情况下分析航天器的运动情况,以此为基础利用精密星敏感器对航天器运行环境中的三个以上的恒星进行识别和定位,并分析稳定运行恒星的实时运行姿态,根据对恒星的定位识别结果来测量航天飞行器的具体姿态,并对测量结果进行标定处理,以此来保证测量结果的高精度和准确性。因此首先需要对精密星敏感器进行设计与安装,保证其在宇宙环境下可以进行相关的识别和定位功能^[3]。精明星敏感器的结构包括光学系统、遮光罩结构以及焦平面热组件三个部分,具体的外观结构如图 1 所示。



图 1 星敏感器外观结构图

其中光学系统也就是成像系统,依照照相机的成像原理对光学系统中的镜头组件进行设计。为了保证星敏感器的精密度,采用双高斯型光学结构向远摄型光学结果过度的方式,实现光学系统中的镜头设计,由此一来即可以保证恒星数据的采集图像质量,也可以缩小传统镜头的筒长。与此同时需要保证精密星敏感器镜头的光学畸变率能够达

到 0.2% 左右,确保得到的测量数据在允许标定范围之内^[4]。由于精密星敏感器的运行环境为地球大气圈外的宇宙环境,以此无法判断工作环境中的温度以及电磁波等因素是否会影响星敏感器的识别、定位以及测量的性能,因此尽量保证星敏感器中光学系统的工作温度为 $-30 \sim 45 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 。精密星敏感器中的遮光罩可以降低太阳、月亮、地球等外界光源对敏感器工作的影响。通过改变遮光罩与光学系统的夹角可以更换不停的遮光罩,通过产生杂光漫反射的方式实现遮光的作用。焦平面热组件设计的作用是保持精密星敏感器在宇宙环境中良好的稳定性。仪器装调时温度为 $20 \text{ }^{\circ}\text{C}$,那么最大温差为 $50 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

除了精密星敏感器之外,还需要安装接收器和通信电平转换器,精密星敏感器需要安装在航天飞行器上,而接收器和通信电平转换装置主要安装在地球研究中心当中,使得接收到的姿态测量结果可以直接被处理和应用。

2 建立航天器运动模型

对航天器姿态的测量就是指在空间的指向角度以及角速度情况,为了确定航天器的运动姿态就需要首先对其运行规律进行研究,建立航天器的运动学和动力学方程,并量化为姿态阐述的表示形式。

2.1 建立运动坐标系

为了得到航天器的高精度测量结果,需要建立相应的空间坐标系,并在坐标系内确定姿态的方向。在此次方法设计与研究中建立两个空间坐标系,一个是地心惯性坐标系,也就是以地球的磁场为基础,以地球表面的正北方向作为坐标系中的 y 轴正方向,正东方向为 x 轴的正方向,与 x 与 y 轴形成平面垂直的方向设为 z 轴的正方向,将建立的地心惯性坐标系记为 O_eXYZ 。另外一个坐标系是以航天器为坐标原点 O , OZ_b 轴方向表示航天器垂直指向星体对地面的方向, OX_b 为航天器当前的飞行方向,而 OY_b 为与平面 OX_bZ_b 垂直的方向。地心惯性坐标系不会随航天器的运行方向变化而产生变化,但航天器本体坐标系中,三轴固连与星体上的坐标系会受到航天器的运行而发生相应的变化^[5]。当本体坐标系与质心轨道坐标系之间的 3 个姿态角 φ 、 θ 和 ψ 的取值为 0 时则两个坐标系重合。

2.2 坐标参数转换

航天器中携带的精密星敏感器得到的采集与测量数据结果均为航天器本体坐标系下的结果,当传输到地球表面时,需要将其转换为地心惯性坐标系并在此基础上编写控制程序。因此需要对不同坐标系中相同位置的点进行坐标参数的转换处理。转换矩阵如下:

$$\mathbf{T}_n = \begin{bmatrix} \cos\alpha_2 & 0 & -\sin\alpha_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha_2 & 0 & \cos\alpha_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha_1 & \sin\alpha_1 \\ 0 & -\sin\alpha_1 & \cos\alpha_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\alpha_3 & \sin\alpha_3 & 0 \\ -\sin\alpha_3 & \cos\alpha_3 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

矩阵中 $\alpha_1\alpha_2$ 和 α_3 分别代表两个坐标系之间对应方向上的欧拉角。

2.3 设置姿态参数

设置姿态参数采用数学描述法确定航天器姿态, 是测量航天器姿态的基础, 故此设置姿态参数来描述姿态。姿态参数主要有: 姿态四元数、旋转矢量、方向余弦矩阵、欧拉角等^[6]。通过姿态参数的描述与设置可以得出对航天器的运动规律进行方程描述, 数显姿态测量的量化。

2.4 航天器姿态运动规律

航天器姿态运动规律在建立好的坐标系下, 从运动学和动力学两个角度, 利用姿态参数得出航天器姿态的运动规律。根据运动学方程求得航天器姿态角与其角速度之间的关系, 设航天器的角速度为 ω , 则航天器姿态相对坐标系的转动角速度运动方程可以表示为:

$$\omega = \omega_0 + A_0(\psi, \varphi, \theta)\omega_{oi} \quad (2)$$

式中, ω_0 表示为初始角速度, A_0 为航天器运动系数, ω_{oi} 在坐标系中的运行轨道角速度。综合姿态欧拉角得出描述运动学方程如公式 3 所示。

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \psi \\ \theta \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos\varphi} \begin{bmatrix} (\omega_x \cos\psi + \omega_z \cos\psi) \cos\varphi \\ \omega_y \cos\varphi + (\omega_x \sin\psi - \omega_z \cos\psi) \sin\varphi \\ \omega_z \cos\psi - \omega_x \sin\psi \end{bmatrix} \quad (3)$$

航天器姿态的动力学方程用来描述航天器姿态的变化与外力矩的关系, 其动力学方程可以表示为:

$$\mathbf{H} = \mathbf{N} - [\mathbf{J}^{-1}(\mathbf{H} - \mathbf{h})] \times \mathbf{H} \quad (4)$$

式中, \mathbf{H} 表示的是航天器的转动角动量, \mathbf{N} 为航天器在宇宙环境下所受的外部力矩, \mathbf{h} 为航天器内部运动产生的角动量, \mathbf{J} 为惯性矩阵。通过运动学和动力学姿态方程的建立可以得出航天器姿态的变化规律, 那么通过精密星敏感器对航天器周围恒星的识别和定位, 便可以得到航天器高精度实时姿态测量结果。

3 星敏感器星点识别与提取

为了得到航天器的初始姿态测量结果需要利用精密星敏感器采集三个恒星的坐标, 采集的三个恒星必须为航天器监控的行星, 若采集的恒星是与航天器无关的信息, 则无法得出航天器的初始姿态测量结果。

3.1 创建星库

创建星库的目的是为更好的进行星识别操作, 根据星表中的信息数据通过一定的方式建立户一个与识别方法相符的导航星库。创建的星库主要包括恒星位置的存储和恒星设备特征的存储两个部分。基本星表中恒星的位置信息比较精确, 可以通过恒星的基本星模式来排列星库中的所有恒星信息^[7]。由于在恒星识别的过程中使用三角形识别方法, 因此所存储的星库信息中需要包括参考星到最近邻星的角距、参考星到次最近邻星的角距以及最近邻星和次最近邻星之间的圆心角。利用精密星敏感器采集相关的定位位置信息, 创建出最终的星库, 部分星库信息如表 1 所示。

3.2 导航星选取

在创建的星库当中选取一个导航星, 基本星表中包含一

表 1 三个局部区域的恒心分布星表

| | | 8°×8° | 10°×10° | 12°×12° | 14°×14° | 16°×16° | 18°×18° |
|----|------|-------|---------|---------|---------|---------|---------|
| W1 | Mean | 2.48 | 3.91 | 5.69 | 7.80 | 10.23 | 12.89 |
| | Std | 1.82 | 2.35 | 2.90 | 3.50 | 4.10 | 4.72 |
| | Min | 0 | 0 | 0 | 1 | 1 | 1 |
| | Max | 12 | 16 | 20 | 24 | 28 | 33 |
| W2 | Mean | 2.46 | 3.92 | 5.69 | 7.79 | 10.18 | 12.85 |
| | Std | 1.81 | 2.34 | 2.89 | 3.48 | 4.08 | 4.63 |
| | Min | 0 | 0 | 0 | 1 | 1 | 1 |
| | Max | 13 | 15 | 20 | 24 | 28 | 33 |
| W3 | Mean | 1.41 | 2.54 | 3.86 | 5.61 | 8.09 | 11.19 |
| | Std | 1.54 | 2.12 | 2.89 | 3.66 | 4.03 | 4.73 |
| | Min | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 2 |
| | Max | 8 | 12 | 15 | 18 | 20 | 24 |

定数量的恒星信息, 包括星序号、星名称、星等级等, 对应某一个基本历元的星位置上。由于创建的星库当中包含恒星的数量较多, 其中部分恒星并不适合作为导航星, 因此需要设置一个恒星等级阈值, 根据恒星等级阈值对星库中的信息进行筛选^[8]。为了选择出最优的导航星需要考虑一下选取因素, 包括航天飞行器的飞行任务和飞行规律、精密星敏感器的探测灵敏度以及星图识别的方法和航天器姿态确定的基本原理。首先设置选取阈值, 且阈值的门限需要具备一定的度, 尽可能保证观测性包含在创建的星库当中, 在此基础上尽量缩小选取的恒星数量, 从而降低航天器姿态测量的时间。除此之外需要注意的一点就是导航星与其他恒星之间尽量保证分布均匀, 且导航星之间的角距尽可能大, 以此来保证精密星敏感器焦平面上像点间接分布均匀, 间接的保证航天器姿态解算的精度。将创建的星库当中满足上述条件的恒星判定为导航星, 即为 W。

3.3 星图识别

综合导航星的选择结果利用精密星敏感器进行星图识别, 星图识别就是将星敏感器视场中观测性组成的星图和创建的星库中的导航星组成的星图, 根据识别特征进行匹配可以确定测星与导航星之间的对应关系。在星图识别的过程中至少要选择两个以上的恒星, 并同时定位提取恒星与导航星的位置信息, 通过坐标结果得出航天器的姿态测量结果。因此可以将星图识别分为两个部分, 分别为局部识别和全天识别。精密星敏感器在姿态捕获阶段没有先验姿态信息可以利用, 星图需要在整个宇宙环境当中进行识别^[9]。在识别的过程中将每一个恒星看做为一个单位球, 且任意一个恒星的矢量长度均为 1。将 A 与 B 两颗恒星之间的夹角余弦记为 $\cos(l)$, 而两个恒星亮度与等级之间的关系如式 (5) 所示。

$$mv_B - mv_A = -2.512 \frac{E_B}{E_A} \quad (5)$$

式中, mv_B 与 mv_A 分别代表恒星 A 与 B 的视星等值, 而 E_A 与 E_B 分别代表恒星的照度值。根据星级与照度计算结果在

星图中识别航天器环绕活动的对应恒星结果。

3.4 星点坐标提取

对星点的识别结果以及导航星进行坐标提取,提取的坐标为航天器本体坐标系下的坐标结果,需要经过坐标变换得到最终的坐标提取结果并传输到地球表面。设 g_i 为导航星且其空间坐标为 $g_i(x_i, y_i, z_i)$, 通过精密星敏传感器得到选取恒星与导航星之间的距离数据分别为 x_a 和 x_b , 则其中 a 恒星的区域面积就可以表示为 $g_i(x_{i+1}, x_i)$, 该恒星的质心即坐标位置即可以通过式 (6) 计算。

$$\begin{cases} X_0 = \frac{\sum_{x=1}^m \sum_{y=1}^n F(x,y)x}{\sum_{x=1}^m \sum_{y=1}^n F(x,y)} \\ Y_0 = \frac{\sum_{x=1}^m \sum_{y=1}^n F(x,y)y}{\sum_{x=1}^m \sum_{y=1}^n F(x,y)} \end{cases} \quad (6)$$

式中, $F(x, y)$ 为精密星敏传感器采集图像的背景阈值。由此便可以得出导航星以及任意两个恒星的坐标提取结果, 可以求出两颗恒星的星对角距结果。

4 确定航天器姿态

参考星敏传感器星点识别与提取结果确定航天器的瞬时位置和姿态, 航天器的瞬间位置由定位的导航星与任意两个恒星来决定, 包括升交点赤经、轨道倾角和轨道幅角三个参数来描述。因其自身结构的约束, 星敏传感器的滚动角精密度较偏航角及俯仰角的精密度低约一个量级, 因此需要借助定位识别的恒星来确定高精度的测量结果。首先以恒星的短期姿态为参照, 根据星体的角速度, 通过积分方程可求出其相对应的姿态角。然后以精密星敏传感器为确定航天器姿态的长期参照物, 固定采集信息的频率, 据此得出坐标系内星体的各个姿态参数^[10]。以精密星敏传感器得出的测量结果为基准, 结合恒星星体的判断角度和航天器的基本运行规律, 构成航天器姿态的估计器, 实现航天器姿态的预估和实时更新, 由此也可以得出最终的测量结果, 目标航天器与最近邻角距的实时姿态测量结果如图 2 所示。

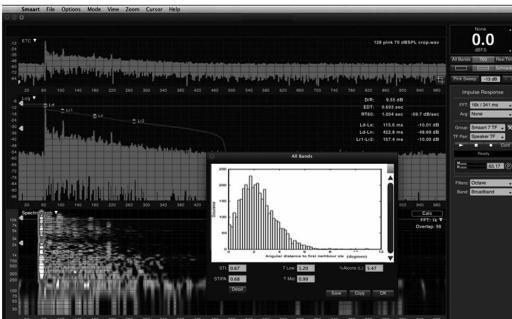


图 2 目标航天器到邻角距姿态测量结果

5 航天器姿态主点标定

由于星敏传感器测量环境较为复杂, 内部的电磁波环境会对测量结果产生影响, 也就是实际航天器的实际测量姿势与理想的航天器测量结果存在一定的偏差, 因此需要通过误差分析, 并根据误差分析结果对航天器姿势测量主点进行标定处理。航天器姿态测量结果的标定处理需要借助设计与安装的精密星敏传感器, 具体的硬件设备与分布情况如图 3 所示。

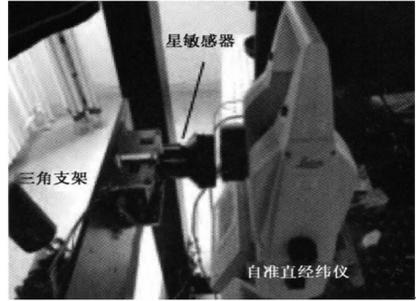


图 3 航天器姿态标定应用设备图

通过在理想条件下已知的参考点质心位置和畸变图像相应星象点质心位置之间对应的关系, 来建立航天器测量图像中畸变坐标与理想坐标之间的映射关系, 从而实现提高测量精度的目的。航天器姿态测量结果的标定修正结果如图 4 所示。

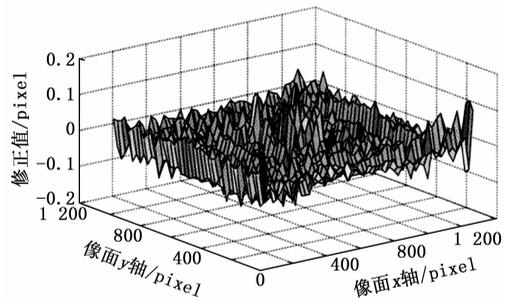


图 4 姿态测量结果标定修正图

6 模拟实验分析

为了验证设计的基于精密星敏传感器的航天器高精度姿态测量标定方法的有效性, 设计模拟实验进行对比分析。由于真实的航天器运行环境较为复杂, 因此需要搭建仿真模拟实验环境进行航天器姿态测量实验分析。安装生成模拟仿真环境构建硬件设备, 其中包括设计完成的精密星敏传感器以及转台等, 将所有的硬件设备按照图中 5 的结构进行安装。

利用随机分布程序生成宇宙随机仿真星库环境, 如图 6 所示。

在仿真环境下, 依照实际的航天器结构以及运行原理, 在计算机中组件模拟航天器, 并将其发送到仿真星库当中。计算机组建的航天器设备结构如图 7 所示。

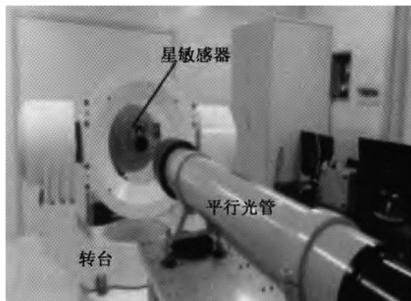


图 5 模拟实验环境示意图

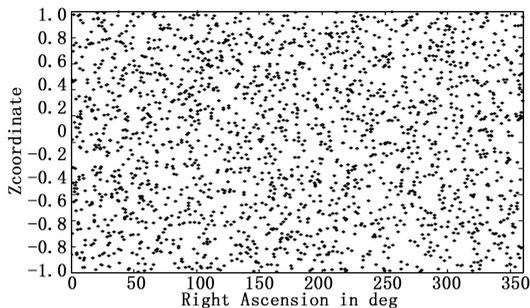


图 6 随机仿真星库示意图

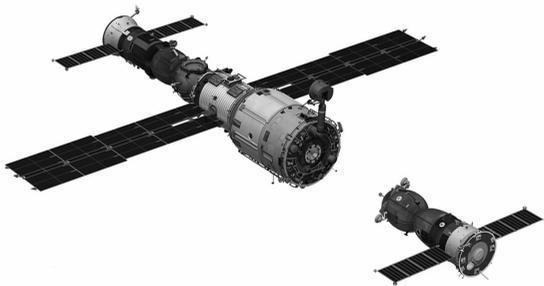


图 7 仿真航天器结构图

在搭建好的实验环境下进行航天器姿态的实时测量与标定。为了保证模拟仿真实验结果的可比性, 设置传统的测量标定方法作为此次实验的对比方法, 且两种测量标定方法测量的航天器相同, 由此来保证实验变量的唯一性。通过设置航天器的运行参数来控制模拟航天器的实际姿态, 并将设置的参数作为实验结果的对比标准。分别向两种方法发送测量标定任务, 地面的接收器得到最终的测量标定结果, 经过与标准数据的对比得出关于测量标定精度的实验结果。实验对比结果分别从航天器偏航角姿态和俯仰角姿态两个方面进行对比, 对比结果如图 8 所示。

从图中的对比曲线可以看出, 在偏航角方面误差走向相似, 但程度不同。经过计算传统测量结果的平均误差为 3.2%, 而基于精密星敏感器的航天器高精度姿态测量标定方法的平均误差率为 2.7%。在俯仰角方面误差走向差异较大, 其中传统测量结果的平均误差为 -5.9%, 而基于精密星敏感器的航天器高精度姿态测量标定方法的平均误差率为 -0.4%。综合两个方面的测量误差结果得出结论: 基于

模拟实验分析结果

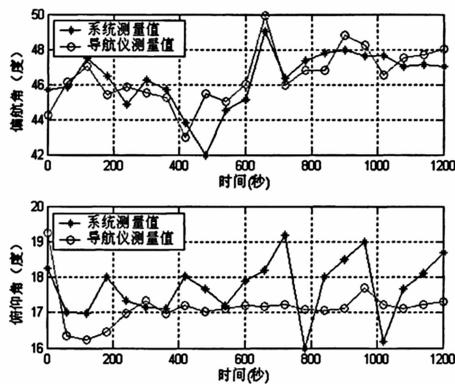


图 8 模拟实验对比曲线

精密星敏感器的航天器高精度姿态测量标定方法的平均误差率比传统方法低 6.0%。

7 结束语

通过基于精密星敏感器的航天器高精度姿态测量标定方法的设计与实现, 有效的降低航天器姿态测量结果的误差, 得到较为精准的测量结果。通过设计方法的应用可以为航天器运行与工作的精准控制提供高精度数据, 因此具有较高的应用价值。

参考文献:

- [1] 雷拥军. 星敏感器姿态测量相对基准偏差在轨标校方法研究 [J]. 空间控制技术与应用, 2017, 38 (6): 77-80.
- [2] 王 谦, 李新洪, 贺广松, 等. 基于 EKF 的航天器姿态确定算法及精度分析 [J]. 计算机测量与控制, 2018, 26 (6): 163-167.
- [3] 郁 丰, 赵 依, 汪永生. 基于点云矩形面特征的故障航天器位姿测量 [J]. 中国惯性技术学报, 2018, 26 (2): 255-260.
- [4] 王 青, 龚立纲, 董朝阳. 基于 PCH 模型的航天器姿态无源控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43 (6): 1061-1071.
- [5] 张和芬, 姜 洋, 余 婧, 等. 基于时变比例系数的陀螺仪/星敏感器组合定姿方法研究 [J]. 上海航天, 2017, 34 (6): 42-49.
- [6] 孙 刚, 杨再华, 万毕乐, 等. “高分二号”上相机和星敏感器相对安装姿态的测量 [J]. 光学精密工程, 2017, 25 (11): 158-165.
- [7] 易 敏, 邢 飞, 孙 婷, 等. 高精度星敏感器标定方法研究 [J]. 仪器仪表学报, 2017, 11 (9): 2154-2160.
- [8] 祁子洋, 伊国兴, 魏振楠, 等. 寡星条件下的半球谐振陀螺与星敏感器组合姿态测量算法 [J]. 导航定位与授时, 2017, 4 (2): 62-65.
- [9] 桑文华, 王刚毅, 赵启坤, 等. 一种高精度小型化星敏感器设计 [J]. 导航与控制, 2017, 16 (6): 202-206.
- [10] 袁晓波, 张 超, 詹银虎. 强跟踪自适应 SRCKF 的卫星姿态确定算法 [J]. 测绘科学, 2018, 43 (3): 6-12.