



同濟大學

TONGJI UNIVERSITY

硕士学位论文

卫星姿态后处理方法及姿态精化下
立体影像对地定位研究

国家杰出青年科学基金资助（编号：41325005）

国家自然科学基金（编号：41771483）

姓名：郭成成

学号：1533341

所在院系：测绘与地理信息学院

学科门类：工学

学科专业：地图制图学与地理信息工程

指导教师：童小华 教授

副指导教师：刘世杰 副教授

二〇一八年三月



同濟大學
TONGJI UNIVERSITY

A dissertation submitted to

Tongji University in conformity with the requirements for
the degree of Master of Engineering

**Analysis of Satellite Attitude Post-Processing
Method and Research on Stereo Geo-Positioning
Under Attitude Optimization**

Science Foundation for Distinguished Young Scholars of China (Grant No. 41325005)

Candidate: Chengcheng Guo
Student Number: 1533341
School/Department: College of Surveying and Geo-informatics
Discipline: Engineering
Major: Surveying and Mapping Science and Technology
Supervisor: Prof. Xiaohua Tong
Deputy supervisor: Asso-Prof. Shijie Liu

March, 2018

卫星姿态后处理方法及姿态精化下立体影像对地定位研究

郭成成

同济大学

学位论文版权使用授权书

本人完全了解同济大学关于收集、保存、使用学位论文的规定，同意如下各项内容：按照学校要求提交学位论文的印刷本和电子版本；学校有权保存学位论文的印刷本和电子版，并采用影印、缩印、扫描、数字化或其它手段保存论文；学校有权提供目录检索以及提供本学位论文全文或者部分的阅览服务；学校有权按有关规定向国家有关部门或者机构送交论文的复印件和电子版；在不以赢利为目的的前提下，学校可以适当复制论文的部分或全部内容用于学术活动。

学位论文作者签名：

年 月 日

同济大学学位论文原创性声明

本人郑重声明：所提交的学位论文，是本人在导师指导下，进行研究工作所取得的成果。除文中已经注明引用的内容外，本学位论文的研究成果不包含任何他人创作的、已公开发表或者没有公开发表的作品的内容。对本论文所涉及的研究工作做出贡献的其他个人和集体，均已在文中以明确方式标明。本学位论文原创性声明的法律责任由本人承担。

学位论文作者签名：

年 月 日

摘要

以卫星为载体的对地观测技术不受地域、国界的限制，能长时间、短周期、大面积的对地进行观测。因此，星载对地观测技术得到了较大的发展，其应用也越来越广泛。随着光学对地观测卫星应用需求的多样化、深入化，对卫星影像的对地定位精度也提出了更高的要求。卫星姿态确定的精度不仅是卫星对地定位信息获取的关键，也是在轨姿态控制的前提，决定着系统任务的成败。卫星姿态确定指的是利用星上姿态敏感器的测量数据以及相应算法来确定星体或星上载荷相对于参考坐标系的指向。星敏感器作为精度最高的姿态敏感器，得到了广泛的关注与应用。目前，高分辨率遥感卫星多采用星敏感器和陀螺联合定姿的方式，星上姿态滤波为卫星提供姿态指向信息。同时将星敏感器及陀螺姿态测量数据下传到地面，通过建立更加严密的姿态滤波算法提升姿态后处理精度，从而提升测绘遥感卫星的几何定位精度。

本文围绕在轨卫星下传的星敏感器和陀螺姿态测量数据处理方法与融合估计模型进行了深入的分析与论证。由于姿态确定精度不仅影响遥感影像的处理精度，也决定着卫星姿态控制和系统任务的成败，提升姿态数据精度对于星上载荷任务的完成具有重要意义。本文提出了高精度的卫星姿态估计处理方案，通过姿态数据后处理算法的应用显著提升了姿态确定的精度，本文的研究工作主要包括以下几个方面：

1. 根据短时姿态数据平稳连续的特性提出了基于随机抽样一致的星敏感器姿态数据预处理方法，有效的剔除了姿态测量粗差并利用拟合模型值进行补充。基于星敏感器光轴夹角对原始星敏感器姿态测量数据误差进行了分析。通过将星敏感器测量的惯性系姿态测量数据转换为轨道系姿态，去除线性趋势项并进行傅立叶变换，分析提取了卫星平台抖动的频率。

2. 对基于星敏感器和陀螺的姿态融合扩展卡尔曼滤波算法和无迹卡尔曼滤波算法进行了原理分析与实现。提出了结合互补滤波与无迹卡尔曼滤波的姿态融合算法，仿真实验证明了算法在姿态估计精度上优于单一滤波，得出了姿态估计精度受星敏感器测姿频率影响的结论。通过将广义的严密陀螺模型应用于姿态滤波估计，在姿态滤波计算的过程中实现了陀螺参数的检校，包括陀螺漂移，尺度因子与安装偏差，从而将传统的 6 维状态量卡尔曼滤波扩展为 15 维状态量卡尔曼滤波，进一步的通过后向 RTS 平滑算法对姿态估计结果进行了优化。

3. 提出了广义陀螺模型下的双向滤波加权平滑姿态估计算法并将其与单向

递推卡尔曼滤波算法和后向卡尔曼平滑算法进行了精度上的比较, 得出了双向滤波加权平滑算法的精度最高, 卡尔曼平滑算法和双向滤波加权平滑算法均能显著提升滤波初期的姿态估计精度的结论。相对于前向扩展卡尔曼滤波方法以及 RTS 平滑方法, 提出的方法的姿态估计精度分别提升约 47% 和 8%。通过姿态滤波仿真实验, 验证了基于广义陀螺模型的滤波方法在不同陀螺参数以及不同姿态机动条件下的姿态估计的有效性, 并对基于广义陀螺测量模型和简单陀螺测量模型下的滤波估计方法的精度以及适用性进行了讨论。

4. 针对线阵 CCD 推扫式传感器的构造特点和成像方式, 建立了高分辨率推扫式卫星影像的严格成像模型。推导了姿态变化对物方偏差的影响关系式。以资源三号三线阵立体影像为例, 分别基于原始姿态数据、融合姿态数据以及资源卫星应用中心后处理的姿态数据进行了对地定位实验, 对其定位精度进行了分析与比较。

最后, 对论文工作进行了总结与展望。

关键词: 严格成像模型, 卫星姿态估计, 双向卡尔曼滤波, RTS 平滑, 严密陀螺模型, 姿态预处理

ABSTRACT

Satellite carrier earth observation technology has great development and wide applications, for it can do earth observations for a long time, short-period and large areas without the limitation of local and national boundaries. The diversely and deeply application requirements of the optical Earth observation which has been commercialized rapidly result to the increasing demand of improving the satellite images position accuracy. The key of the satellite position accuracy is the accuracy of the satellite attitude determination which is a important factor to build the rigorous imaging model of high-resolution satellite image. At the same time, the satellite attitude determination accuracy is the basis of attitude control which determines the success or failure of the system. The objective of high-precision attitude determination is to calculate the space orientation of the satellite body or on-board payload coordinate system based on optimal attitude estimation algorithm with the using of attitude sensors' measurement. Star sensor, as the highest precision attitude sensor, has received extensive attention and application. Currently, high-resolution remote sensing satellite integrates star sensor attitude determination and gyro to measure the attitude with high precision and high frequency. Using magnetometers or sun sensor as backup sensors, for the initial measurement or backup. At the same time, star sensor and gyro attitude measurement data are downlinked to the ground station, enhancing the accuracy of attitude estimation by establishing high precision attitude filtering algorithm. Then, the geometric positioning accuracy of remote sensing satellite image can be improved.

The paper focus on satellite attitude estimation method based on star sensor and gyroscope measurement data. Because of the importance of attitude determination accuracy, a high-precision attitude estimation method is proposed and attitude results can be refined by RTS smoothing method or backward filtering method. The research work of this paper mainly includes the following aspects:

1. According to the steady and continuous characteristics of short time attitude data, the attitude data of star sensor preprocessing method based on random sampling consistent is proposed, which effectively eliminates the gross error of attitude measurement. The attitude data measurement error of star sensor is analyzed by

calculating the optical axis angle of attitude sensors and constructing the reference attitude quaternion. In result, the high frequency error, low frequency error and random error of star sensor are separated and calculated effectively. The attitude measurement data relative to the inertial coordinate system is converted to the attitude data relative to the orbit coordinate system firstly. Then the linear term of attitude is removed and Fourier transformation is carried out. Finally, the jitter frequency of the satellite platform is analyzed.

2. The analysis and implementation of the extended kalman filter algorithm and the unscented kalman filter algorithm based on the star sensor and the gyroscope attitude fusion are carried out. An attitude fusion algorithm combining complementary filtering and unscented kalman filter is proposed. The simulation experiment proves that the algorithm is superior to single filter in attitude estimation accuracy, making a conclusion that the attitude estimation accuracy is influenced by the attitude update frequency of the star sensor. The rigorous gyro model is applied in the process of attitude estimation, realizing the calibration of gyro model parameters, including gyro drift, scale factor and installation deviation parameters, making traditional six state kalman filtering becoming the fifteen state kalman filter. Attitude estimation results are refined based on the backwards kalman smooth algorithm.

3. The accuracy of three kinds of attitude estimation algorithms is compared, including single direction kalman filtering algorithm, backward kalman smoothing algorithm and bidirectional filtering & weighted smoothing algorithm. It is concluded that the accuracy of bidirectional filtering & weighted smoothing algorithm is higher than other algorithms. Kalman smoothing algorithm and bidirectional filtering weighted smoothing algorithm can significantly improve the accuracy of attitude estimation in the early stage of filtering process. Compared with the forward extended kalman filtering method and the RTS smoothing method, the attitude estimation accuracy of the proposed method is improved by about 47% and 8% respectively. The effectiveness of attitude estimation method based on general gyro model under different gyro parameters and attitude maneuver conditions is verified by the simulation experiments of attitude filtering. Attitude filtering methods based on two gyroscope measurement models were also discussed.

4. Considering the characteristics of linear array CCD sensor, a rigorous sensor imaging model based on collinearity equations has been detailed. The mathematical expression between the change of attitude and the change of image points and

corresponding ground points is established. The experiment of positioning under different attitude data is carried out based on ZY-3 stereo remote images and the geo-positioning accuracy of different attitude models is compared and analyzed.

Finally, a summary and prospect of the work of the paper was made.

Key Words: Rigorous Imaging Model, Satellite Attitude Estimation, Bidirectional Kalman Filter, RTS Smoothing, General Gyroscope Model, Attitude Pre-Process

目录

摘要	I
ABSTRACT.....	III
第 1 章 引言	1
1.1 研究背景和意义.....	1
1.2 国内外研究现状	2
1.2.1 星敏感器及其姿态误差分析发展现状.....	2
1.2.2 卫星姿态确定及估计相关研究.....	3
1.3 论文的研究内容和创新点	5
1.4 论文的组织结构	6
第 2 章 卫星的严格成像模型与姿态处理方法	8
2.1 严格成像模型	8
2.1.1 坐标参考系统	8
2.1.2 线阵 CCD 推扫式传感器的构像方程.....	10
2.1.3 基于严格成像模型的空间前方交会	11
2.1.4 姿态轨道模型	12
2.1.5 姿态变化对遥感影像定位精度的影响.....	13
2.2 卫星姿态描述方式及相关基础.....	14
2.2.1 姿态描述方式	14
2.2.2 星载传感器测姿模型	16
2.2.3 姿态运动学方程与动力学方程.....	18
2.3 姿态误差分析及与处理方法	20
2.3.1 基于星敏感器光轴夹角分析方法	20
2.3.2 陀螺测量数据有效性检验.....	21
2.3.3 卫星姿态数据预处理方法.....	22
2.4 基于姿态数据反演卫星平台抖动	23
2.5 本章小结.....	28
第 3 章 基于星敏感器和陀螺的卫星姿态估计方法	29
3.1 静态姿态确定方法	29
3.1.1 Wbaha 问题	29
3.1.2 点对点姿态确定方法	29
3.2 单向递推卡尔曼滤波姿态估计方法.....	30
3.2.1 扩展卡尔曼滤波姿态估计.....	30
3.2.2 无迹卡尔曼滤波姿态估计.....	34
3.2.3 结合互补滤波与无迹卡尔曼滤波的姿态估计.....	36
3.3 姿态估计仿真实验	38
3.3.1 扩展卡尔曼滤波姿态估计实验.....	38

3.3.2 无迹卡尔曼滤波&互补滤波姿态估计实验.....	41
3.4 本章小结.....	44
第4章 基于广义陀螺测量模型的姿态估计方法.....	45
4.1 姿态估计方法.....	45
4.1.1 单向姿态估计流程.....	45
4.1.2 后向 RTS 平滑.....	48
4.1.3 前后向卡尔曼滤波&加权平滑.....	48
4.2 姿态估计仿真实验.....	50
4.2.1 严密陀螺模型下扩展卡尔曼滤波融合仿真实验.....	50
4.2.2 前后向卡尔曼滤波&加权平滑实验.....	57
4.3 本章小结.....	61
第5章 高分辨率遥感卫星姿态后处理与对地定位.....	63
5.1 天绘一号卫星星敏感器精度评价.....	63
5.2 资源三号卫星姿态后处理.....	63
5.2.1 资源三号姿态融合算法.....	63
5.2.2 资源三号姿态融合实验.....	64
5.3 基于严格成像模型的资源三号卫星对地定位.....	68
5.3.1 实验数据.....	68
5.3.2 实验结果及分析.....	69
5.4 卫星姿态处理分析系统原型.....	71
5.5 本章小结.....	73
第6章 结论与展望.....	74
6.1 结论.....	74
6.2 进一步工作的方向.....	75
致谢.....	76
参考文献.....	77
个人简历、在读期间发表的学术论文与研究成果.....	81

第 1 章 引言

1.1 研究背景和意义

高分辨率卫星遥感影像(HRSI)是人类获取高精度地理空间信息的重要来源,在国民经济建设中具有广泛的应用。遥感影像的空间分辨率从上百米提高到厘米级,时间分辨率和光谱分辨率也在不断的提高(唐新明, 2012)。为了更好的服务于社会,创造更大的社会效益,对高分辨率遥感影像的精确处理和方法的研究已是当务之急(龚健雅, 2007)。在过去的十几年里,世界各国掀起了全球高分辨率光学遥感卫星研制的高潮,并相继发射了资源系列、天绘系列、高分系列等卫星,形成覆盖全球的较成熟的高分辨率对地观测系统(王任享, 2013; 王密, 2017)。

卫星影像的高精度几何定位是遥感影像几何处理和地理空间信息获取的基础,是利用卫星影像测制各种比例尺地形图的基本保障。高精度几何定位的关键就是确定卫星影像在成像时的位置和姿态,从而建立起影像与地面对应的数学关系。姿态作为航天摄影测量外方位角元素,其测量精度对遥感影像的几何定位和处理精度影响巨大。1 角秒的姿态测量误差可以引起 600km 轨道高度卫星约 3 米的定位误差,失之毫厘,谬以千里。随着定轨技术的不断发展,精确的时间同步技术及相机参数的高精度检校,卫星姿态传感器测量精度成为制约高分辨率卫星遥感影像几何定位精度的瓶颈。研究星历姿态数据处理方法,获取成像时刻的最优姿态,有利于提升高分辨率卫星遥感影像的处理精度。

星敏感器是目前精度最高的姿态测量敏感器,其精度是太阳敏感器、地平仪、陀螺仪等仪器的十倍甚至几十倍。由于其具有精度高,抗干扰性强,可不依赖其他系统进行独立导航的优势,在卫星姿态测量领域得到了广泛的应用(何家维, 2013)。目前,国内外高分辨率卫星多采用星敏感器和陀螺组合进行卫星姿态确定。星敏感器获取卫星在惯性坐标系下的绝对姿态,陀螺获取卫星惯性姿态角速度,即相对姿态,二者通过组合滤波得到高精度的绝对姿态(熊凯, 2010; 谢俊峰, 2009)。姿态测量敏感器存在系统误差和偶然误差,对星上实时姿态控制以及摄影测量处理会产生影响。研究星敏感器在轨测量误差分析方法以及基于星敏感器和陀螺的姿态估计方法不仅是摄影测量领域面临的重要问题,也是卫星导航控制技术中需要解决的关键问题。

1.2 国内外研究现状

1.2.1 星敏感器及其姿态误差分析发展现状

至今星敏感器的发展经历了三个阶段，雏形，第一代和第二代。第二代星敏感器通过星图识别完成姿态测量，精度高，更新速率快，视场大，星敏感器的精度国内与国外差距较大，在国外航天领域，星敏感器已得到了广泛应用，比较著名的星敏感器研究单位有美国的喷气实验室，洛克希德-马丁公司，意大利伽利略空间技术公司和法国 Sodern 公司（Markley, 2014）。目前已知精度最高的是美国 ball 公司的 hast 星敏感器，其姿态测量精度可达 0.2 秒。表 1.1 列出了国外几种星敏感器的产品指标。

表1.1 国外几种星敏感器的精度比较（陈军，2013）

产品	公司	精度
ASTRO 15	德国jena-optronik gmbh	<1角秒（1倍中误差）pitch/yaw,<10 roll
CNES	法国MMS	<7.2角秒（1倍中误差）pitch/yaw,<36 roll
GNC	意大利officine galieo	<7角秒（1倍中误差）pitch/yaw,<55 roll
A-STR	意大利officine galieo	<7角秒（3倍中误差）pitch/yaw,<30 roll
ASTRO APS	德国jena-optronik gmbh	<2角秒（1倍中误差）pitch/yaw,<15 roll

国内从上世纪八十年代开始研制星敏感器，设计了基于 CCD 和 CMOS APS 的星敏感器，取得了很大进展，主要研究包括哈尔滨工业大学、北京航空航天大学、中国科学院长春光学精密机械与物理研究所、国防科技大学等（谢俊峰，2009）。

受自身因素以及空间环境的影响，星敏感器输出的姿态信息中包含大量的误差，包括粗差，低频误差与高频误差。为提高姿态确定精度，需要对其姿态测量误差进行分离及处理。赖育网等分析了星敏感器姿态测量数据的岁差与章动、光行差和低频误差现象，基于傅立叶变换的 Vondrak 滤波方法对试验卫星四号上星敏感器的低频误差进行了处理，提出了对星敏感器的系统误差，低频误差，高频误差进行提取识别的方法（赖育网，2014）。莫凡等针对资源三号原始姿态数据存在误码、异常值等问题提出了一套由粗到精的原始姿态预处理方法，利用去除粗差后的姿态参与事后姿态确定（莫凡，2016）。李奇针对天绘一号下传姿态数据提出了一套姿态数据预处理方法，包括去重、去噪以及基于多项式的缺失姿态自动修复等步骤（李奇，2014）。

1.2.2 卫星姿态确定及估计相关研究

高分辨率遥感卫星的姿态数据决定着其几何定位的精度，对于高度在500-800km的遥感卫星，若忽略成像过程中其他的误差源，1秒的姿态指向误差会导致3-5米的地面定位精度误差，失之毫厘，谬以千里。随着定轨技术的不断发展，精确的时间同步技术及相机参数的高精度检校，姿态数据误差成为制约高分辨率卫星遥感影像几何定位精度的瓶颈（唐新明，2014）。高分辨率遥感卫星基本都提供高精度的卫星星历和姿态数据，如SPOT5的Doris定轨精度可达分米级，ALOS卫星的定姿精度达到在轨处理1.08秒，地面后处理0.5秒的水平，将这些数据带入HRSI的严密定位模型中，就可以进行高分辨率卫星遥感影像的定位。然而卫星的星历姿态数据不可避免的带有系统误差，影响了高精度的传感器定向，研究星历姿态数据处理的方法，获取成像时刻的最优姿态，有利于对高分辨率卫星遥感影像的处理。

高分辨率光学卫星精密定姿是实现高分辨率光学卫星影像高精度几何定位和处理的重要基础。精密定姿主要研究基于多种姿态敏感器观测信息，设计相应的信息融合最优估计算法，精密确定卫星本体或星上有效载荷坐标系（对地观测传感器）相对某个参考坐标系的姿态参数（Lefferts et al.,1982; Farrell, et al.,1966）。多姿态敏感器组合定姿是高分辨率光学卫星精密定姿的关键，其定姿精度取决于星上配置的多姿态敏感器系统性能与精度以及所设计的信息融合算法。高分辨率光学卫星配置的姿态敏感器包括地球敏感器、太阳敏感器、星敏感器、陀螺以及磁强计等。为实现卫星姿态的精密确定，普遍采用星敏感器与陀螺组合定姿系统（矫媛媛，2007; Shuster, 1981）。

卫星姿态确定精度不仅依赖于姿态传感器的测量精度，也取决于所采用的姿态数据处理方法。为了对卫星姿态进行精确求解，研究者们进行了许多有益的探索。提出了很多姿态解算的算法，如TRIAD, QUEST, FOAM, SVD等基于星敏感器观测矢量解算姿态的解析方法，这些方法无需姿态的先验信息，结果具有明确的物理几何意义，但原则上很难克服参考矢量的不确定性，如姿态敏感器的测量误差，安装误差，偏置误差，难以建立包括这些不确定性在内的定姿模型以及加权处理不同精度的姿态测量观测值（Shuster et al., 1981; Markley et al.,1978, 1993; Mortari et al., 1998）。随着计算机视觉技术的发展，基于图像视觉的方法被用于卫星姿态估计中（Carozza, 2013）。通过与基准地图影像进行特征匹配，将匹配到的图像特征与对应的地物点代入成像模型，由于卫星位置已知，进而可以对卫星姿态进行反演（Kouyama, 2017）。卡尔曼滤波从被提出以来，已经成为状态估计领域的标准工具，对于噪声服从高斯分布的线性问题来说，卡尔曼滤

波方法可以获得最优解 (Kalman, 1960)。基于卡尔曼滤波的姿态估计方法极大的促进了结合星敏感器和陀螺的导航技术的发展。为了解决卡尔曼滤波应用于非线性系统的问题,研究者提出了扩展卡尔曼滤波,其通过泰勒一阶展开线性化非线性系统,是一种次最优的滤波方法 (Anderson, 1979), 并已被广泛应用于不同传感器配置的卫星姿态估计问题中 (Mao, 2013; Esteves, 2016)。扩展卡尔曼滤波方法的非线性状态方程和测量方程可能会导致状态的有偏估计甚至状态估计过程的发散 (Crassidis J et al., 2012)。Sigma 点卡尔曼滤波方法是一种新的滤波器,其并非通过线性化的方式传播状态及方差,而是通过传播一簇聚集在估计值的中心的采样点来计算新的状态值与传播方差。其中差分滤波与无迹卡尔曼滤波是主要的两种方法。无迹卡尔曼滤波通过使用一组确定性分布的离散采样的 Sigma 点来近似状态分布,继而通过无迹变换来计算状态传播的均值与方差 (Van et al., 2001; Julier et al., 2002; Garcia, 2016)。差分滤波基于斯特林内插公式的多变量扩展,利用了多项式拟合的方法进行方差传播 (Ahmadi et al., 2012)。通过对滤波过程的优化,对应的改进卡尔曼滤波姿态估计方法被提出。自适应无迹卡尔曼滤波方法通过在常规的无迹卡尔曼滤波过程中引入自适应矩阵因子来动态的调整状态向量和测量新息的方差权重 (Zhou et al., 2017)。双增益卡尔曼滤波方法通过引入第二个卡尔曼增益因子来充分利用之前的测量信息,以提高姿态估计的精度 (Cao et al., 2107)。通常扩展卡尔曼滤波方法被用来进行卫星姿态的实时估计并作星上姿态控制系统的输入。高分辨率遥感卫星如 IKONOS 和 SPOT, 基于多星敏感器与陀螺进行姿态确定。为了进一步提升下传姿态数据的精度以满足遥感影像几何处理的要求,地面姿态后处理方法被相继提出。扩展卡尔曼滤波方法与 RTS 后向平滑的结合在航空领域被广泛应用,其通过前向的姿态卡尔曼滤波以及后向的固定区间平滑方法来提升姿态估计的精度 (Markley et al., 2014; Lei Q et al., 2017; Qin X et al., 2009)。ALOS 卫星通过应用双向扩展卡尔曼滤波及加权平滑方法对下传星敏感器和陀螺姿态数据进行后处理 (Takanori et al., 2009)。资源三号卫星通过采用双向无迹卡尔曼滤波及加权平滑方法对下传姿态数据进行后处理,显著提升了姿态精度,并将处理后的姿态数据用于后续的遥感影像几何处理 (Tang et al., 2015; Xie et al., 2017)。王密等通过对在轨星敏感器光轴夹角的分析提取星敏姿态观测的低频误差,然后对多星敏观测值进行融合求解卫星本体相对于惯性系的姿态矩阵,构造滤波器,将其与陀螺测量数据进行姿态融合估计最优姿态。最后利用地面控制点反演成像时刻精姿态以验证姿态数据处理方法的有效性 (王密, 2016)。袁修孝等针对高分辨率卫星遥感影像的严格成像模型,利用控制点建立了影像姿态角的系统检校模型,经过姿态角的常差修正,影像定位精度显著提高,极大的消除了系统误差 (袁修孝, 2012)。

1.3 论文的研究内容和创新点

本文以高分辨率遥感卫星姿态数据为研究对象,系统研究了基于星敏感器和陀螺的姿态确定方法,姿态误差分析流程以及卫星姿态测量数据的预处理和后处理方法,对姿态数据应用于遥感影像严格成像模型对地定位进行了深入研究,本文的主要研究内容和成果包括以下几个方面:

(1) 通过分析研究高分辨率卫星遥感影像的成像机理,研究了高分辨率卫星遥感影像严格几何处理模型,实现了对资源三号卫星严格模型的构建,为对地定位提供了模型基础。同时基于成像原理推导了姿态误差对于定位精度的影响公式。

(2) 提出了基于随机抽样一致的姿态数据预处理方法,有效的剔除了测量粗差并利用拟合模型值进行了补充。基于星敏感器光轴夹角对原始星敏感器姿态测量数据误差进行了分析。利用姿态测量数据进行傅立叶变换,分析了卫星平台抖动的频率。

(3) 实现了基于卡尔曼滤波的姿态估计过程,包括扩展卡尔曼滤波与无迹卡尔曼滤波,并提出了基于互补滤波和无迹卡尔曼滤波的姿态融合方法,能够加快收敛速度并提高姿态估计精度。在滤波流程中引入严密陀螺模型,姿态估计的同时实现了陀螺参数的检校,提高了姿态估计的精度。

(4) 采用递推卡尔曼滤波、卡尔曼平滑以及双向滤波加权平均三种算法对基于星敏感器和陀螺的卫星姿态数据进行了融合估计,分析比较了三种算法的姿态确定精度和优缺点。得出了双向滤波加权平均的姿态估计方法优于固定区间卡尔曼平滑方法和单向姿态滤波方法的结论。同时提出了严密陀螺模型下的双向扩展卡尔曼滤波加权平均算法,在仿真姿态数据以及资源三号姿态数据上对算法进行了验证。对严密陀螺模型应用于姿态滤波的适用条件进行了分析与实验验证,并与传统陀螺测量模型进行了比较。

(5) 在资源三号的严格成像模型中引入不同类型的姿态数据,包括原始星敏感器姿态数据,卫星应用中心姿态滤波数据,融合处理姿态数据,基于此进行了立体影像对地定位的计算,利用立体影像对地定位结果评估了原始星敏感器姿态、辅助文件后处理姿态以及本文算法融合姿态的精度。基于上述提出了姿态数据处理方法,在微软 MFC 平台下实现了数据处理与可视化展示的软件原型。

本文的主要技术路线框架如图 1.1 所示:

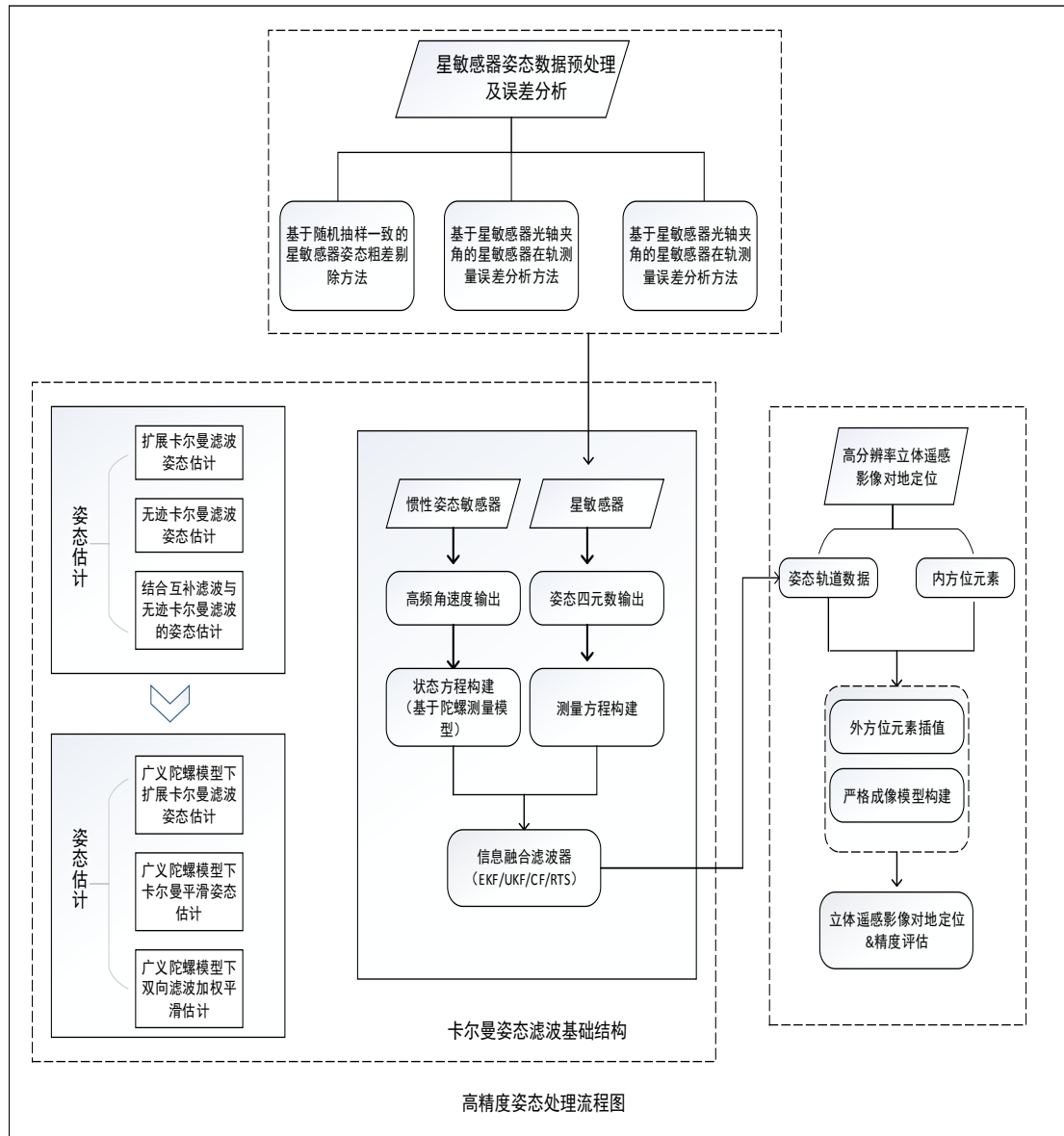


图 1.1 全文技术路线框图

1.4 论文的组织结构

本文围绕高分辨率线阵推扫式卫星传感器的高精度几何处理技术，对星敏传感器姿态测量误差分析方法，姿态数据预处理方法，基于星敏传感器和陀螺的卫星在轨姿态融合方法以及传感器成像模型进行了深入的研究。论文的组织结构如下：

(1) 第一章引言部分旨在介绍论文的研究背景和意义。详细介绍了本文的研究内容，国内外现有的研究现状和目前研究存在的问题，引出了本文的研究思路和技术路线。

(2) 第二章介绍了线阵 CCD 传感器的几何结构和严格成像模型，对姿态偏差引起的遥感影像物方偏差进行了推导。介绍了卫星姿态分析处理时的描述方式以

及星载姿态传感器的测量模型, 卫星姿态误差分析处理方法以及姿态原始测量数据预处理方法, 介绍了基于轨道系姿态数据反演卫星平台抖动的方法。

(3) 第三章介绍了卫星姿态确定方法, 包括静态姿态确定方法以及时序的动态姿态估计方法, 利用仿真姿态数据对提出的姿态滤波估计方法进行了实验。

(4) 第四章介绍了广义陀螺模型下的姿态估计方法, 提出了相应陀螺测量模型下的双向卡尔曼滤波加权平滑算法, 将其与单向滤波方法以及 RTS 平滑方法进行了比较。对两种陀螺测量模型下的姿态滤波估计方法进行了精度与适用性方面的比较与讨论。

(5) 第五章介绍了针对天绘一号卫星和资源三号卫星的姿态精度评估和姿态处理方法, 进行了多种姿态数据下的立体影像定位实验, 最后介绍了姿态处理分析系统原型软件。

(6) 第六章对本文的内容作了总结, 对进一步的工作方向作了展望。

第 2 章 卫星的严格成像模型与姿态处理方法

2.1 严格成像模型

严格几何处理模型通过合适的轨道和姿态模型来拟合影像的外方位元素,从而描述传感器的位置和姿态,依据线阵 CCD 行中心投影的成像特性,利用成像瞬间地面点、传感器镜头透视中心和相应像点在同一条直线上的严格几何关系建立起来的数学模型。作为一种理论上较为严密的数学表达式,它能够真实反映成像瞬间像点坐标与地面点坐标之间严格的几何关系,定位精度较高。

2.1.1 坐标参考系统

高分辨率遥感卫星传感器的定位过程可以通过一系列的空间坐标转换实现,常用的坐标系有影像坐标系、瞬时影像坐标系、传感器坐标系、卫星本体坐标系、空间固定惯性参考系以及地心地固坐标系。首先,在影像坐标系下量测像点坐标,然后经过影像瞬时坐标系将像点坐标转换到传感器坐标,再经过传感器坐标到卫星本体坐标到空间固定惯性参考系,最后转换到地心地固坐标系(袁修孝等,2012)。除此之外,卫星姿态的描述是以参考坐标系为基准,下面对姿态研究及影像定位中涉及到的坐标系进行描述。

(1) 影像坐标系

影像坐标系的坐标用行、列号进行表示,通常将其坐标原点取为影像的左上角,沿着扫描线方向定义为 Y 轴,沿着飞行方向定义为 X 轴。对于影像坐标 (c, r) , c 代表影像的列号(column or sample), r 表示影像的行号(row or line),其坐标是以像素为单位,其中行号表示了各扫描行时间的延续关系。如图 2.1 所示。

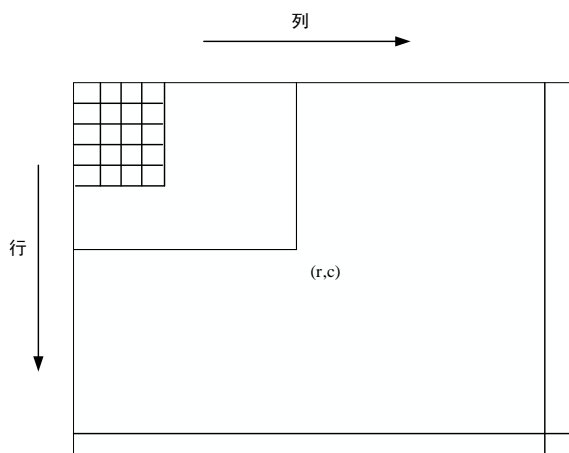


图 2.1 影像坐标系 (刘世杰, 2012)

(2) 成像传感器坐标系

在不存在像主点偏移的理想情况下, 传感器坐标系的原点在 CCD 线阵投影中心, x 轴垂直于扫描行方向指向飞行方向, y 轴平行于扫描行方向, z 轴按照右手系确定。瞬时影像坐标系的坐标是其平面坐标, 若以传感器的焦距为 z 轴, 则可将瞬时影像坐标转换为传感器坐标系的坐标 (余岸竹, 2014)。

(3) 卫星本体坐标系

卫星本体坐标系以卫星质心为原点, 三轴分别平行于卫星的三个主惯量轴, Y 轴沿着平台横轴, X 轴大致指向卫星的飞行方向, Z 轴按照右手系确定, 如图 2.3 所示。

(4) 卫星轨道坐标系

卫星轨道坐标系用来描述卫星在预定轨道内的运动情况, 其原点在卫星质心 (与本体坐标系原点相同); Z 轴由地心指向卫星质心, X 轴在轨道平面内与 Z 轴垂直指向卫星飞行方向, Y 轴由 X 轴、 Z 轴右手系确定, 此坐标系在空中是不断变化的。

(5) 空间固定惯性参考系

空间固定惯性参考系于 1984 年由国际大地测量协会启用, 坐标系的原点为地球质心, Z 轴指向协议天球北极, X 轴指向春分点, Y 轴按照右手规则确定。J2000 坐标系就是一种空间固定惯性参考系, 由于地球绕太阳运动, 春分点和北极点都是变化的。因此, 国际组织规定以 2000 年 1 月 1 日 12 时春分点、北极点为基准, 建立 J2000 协议空间固定惯性系统, 该坐标系是以米为单位 (余岸竹, 2014)。

(6) 地心地固坐标系

地心地固坐标系以地球质心为原点, X 指向格林尼治子午面与赤道面的交

点；Z轴指向北极；Y轴按照右手法则确定。地心地固坐标系有多种定义，由于GPS的广泛使用，国际上大都使用美国于1984年建立的WGS-84坐标系。WGS-84坐标系的Z轴指向BIH（国际时间）1984.0定义的协议地球极（CTP）方向，X轴指向BIH 1984.0的零子午面和CTP赤道的交点，Y轴与Z轴、X轴垂直构成右手坐标系。

(7) 姿态敏感器坐标系

在卫星姿态描述和姿态确定过程中还涉及星敏感器坐标系和陀螺坐标系，用星敏感器的安装矩阵和陀螺的安装矩阵分别来描述星敏感器坐标系和陀螺坐标系与卫星星体坐标系的关系，即在实际应用过程中必须用传感器安装矩阵将姿态敏感器的测量值转换到星体坐标系下。

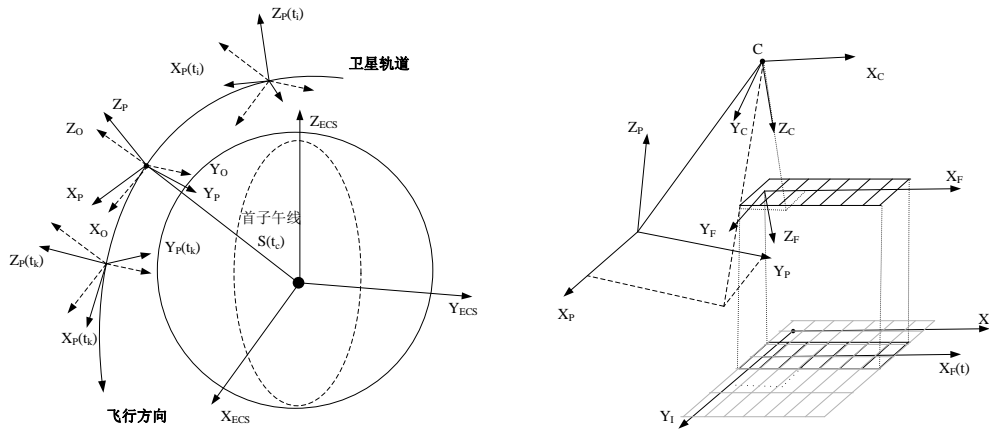


图 2.2 (左)地心地固坐标系,轨道坐标系和卫星平台坐标系; (右)卫星平台坐标系,相机框架坐标系,线阵坐标系,像平面坐标系 (Weser, 2008)

2.1.2 线阵 CCD 推扫式传感器的构像方程

线阵推扫光学卫星采用 TDICCD 线阵列成像，每次曝光获取相机视场内的单行影像，随着卫星与地面的相对运动，相机对地面不同区域进行扫描从而形成地面的二维影像。线阵影像的每一行均是严格行中心投影，其成像满足共线方程 (Toutin, 2004):

$$\begin{aligned} 0 - x_0 &= -f \frac{a_1(X - X_s) + b_1(Y - Y_s) + c_1(Z - Z_s)}{a_3(X - X_s) + b_3(Y - Y_s) + c_3(Z - Z_s)} \\ y - y_0 &= -f \frac{a_2(X - X_s) + b_2(Y - Y_s) + c_2(Z - Z_s)}{a_3(X - X_s) + b_3(Y - Y_s) + c_3(Z - Z_s)} \end{aligned} \quad (2.1)$$

其中 \$(X_s, Y_s, Z_s)\$ 是该行影像成像瞬间摄影中心的位置，即该行影像的外方位线元素。\$(a, b, c)\$ 是由该行影像的外方位角元素构成的旋转矩阵元素，对于整幅线阵 CCD 推扫式影像来说，每一行影像的外方位元素都是不同的，通常用关于时间的多项式进行描述。外方位角元素构成的旋转矩阵实质上是多个旋转矩阵的

组合，如下式所示：

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_S \\ Y_S \\ Z_S \end{bmatrix} + mR_{J2000}^{WGS84} R_{star}^{J2000} R_{body}^{star} R_{cam}^{body} \begin{bmatrix} 0 \\ (y_i - y_0) * \lambda_{ccd} \\ -f \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

即包含了线阵相机到卫星本体的安装矩阵、卫星本体到测姿传感器星敏感器的安装矩阵、星敏感器测姿四元数构成的星敏感器相对于惯性系的旋转矩阵以及由 GPS 时间决定的惯性系相对于地固系的旋转矩阵。在这四个旋转矩阵中，姿态四元数构成的旋转矩阵最为关键，其随着在轨卫星姿态的变化而变化，须对多源姿态传感器的测量值进行后处理融合，以获取这一旋转矩阵的最优估值，进而确定像点对应的地物点坐标。

2.1.3 基于严格成像模型的空间前方交会

由于单幅影像定位存在尺度因子无法确定的情况，须利用多幅影像的同名点光束交会对地面点进行定位。在基于严格模型的遥感影像空间前方交会中，须利用影像的内方位元素以及像素的大小来确定线阵影像像素坐标系到相机坐标系的转换。利用成像行以及行时文件确定成像时间，根据卫星轨道文件和姿态文件确定轨道和姿态模型，进而根据成像时间确定成像瞬间卫星的位置与姿态，进而确定相机坐标系中的视线向量在物方坐标系中的指向。基于上述数据，利用视线向量的空间前方交会计算同名像点的物方位置。对严格成像模型公式进行变换。消除比例因子，如下所示：

$$\begin{cases} \frac{X_E - X_{E1(t)}}{Z_E - Z_{E1(t)}} = \frac{\mu_{1X}}{\mu_{1Z}} \\ \frac{Y_E - Y_{E1(t)}}{Z_E - Z_{E1(t)}} = \frac{\mu_{1Y}}{\mu_{1Z}} \end{cases} \quad \begin{cases} \frac{X_E - X_{E2(t)}}{Z_E - Z_{E2(t)}} = \frac{\mu_{2X}}{\mu_{2Z}} \\ \frac{Y_E - Y_{E2(t)}}{Z_E - Z_{E2(t)}} = \frac{\mu_{2Y}}{\mu_{2Z}} \end{cases} \quad (2.3)$$

其中 μ 为像点视线向量在物方坐标系中的指向，联立上述方程，交会定位求解对应地面点坐标，对方程组进行线性化，如下式：

$$\begin{cases} F_1 = \mu_{1Z}(X_E - X_{E1(t)}) - \mu_{1X}(Z_E - Z_{E1(t)}) \\ F_2 = \mu_{1Z}(Y_E - Y_{E1(t)}) - \mu_{1Y}(Z_E - Z_{E1(t)}) \\ F_3 = \mu_{2Z}(X_E - X_{E2(t)}) - \mu_{2X}(Z_E - Z_{E2(t)}) \\ F_4 = \mu_{2Z}(Y_E - Y_{E2(t)}) - \mu_{2Y}(Z_E - Z_{E2(t)}) \end{cases} \quad (2.4)$$

整理得线性方程组， $AX-K=0$ ，最小二乘求解待定点坐标，其中：

$$A = \begin{pmatrix} \mu_{1Z} & 0 & -\mu_{1X} \\ 0 & \mu_{1Z} & -\mu_{1Y} \\ \mu_{2Z} & 0 & -\mu_{2X} \\ 0 & \mu_{2Z} & -\mu_{2Y} \end{pmatrix} \quad X = \begin{pmatrix} X_E \\ Y_E \\ Z_E \end{pmatrix} \quad K = \begin{pmatrix} \mu_{1Z} X_{E1(t)} \mu & Z_{E1} \\ \mu_{1Z} Y_{E1(t)} \mu & Z_{E1} \\ \mu_{2Z} X_{E2(t)} \mu & Z_{E2} \\ \mu_{2Z} Y_{E2(t)} \mu & Z_{E2} \end{pmatrix} \quad (2.5)$$

则：

$$X = (A^T A)^{-1} A^T K \quad (2.6)$$

多视影像空间前方交会定位的示意图如下：

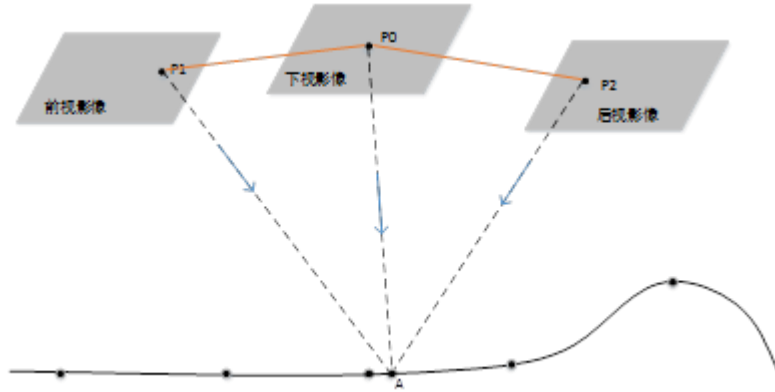


图 2.3 卫星影像空间前方交会示意图

2.1.4 姿态轨道模型

对于线阵推扫式卫星遥感影像而言，影像中任意一行影像独立对应一组不同的轨道和姿态参数，在线阵 CCD 推扫式卫星遥感影像的几何处理中，须建立姿态轨道模型以便推算出任意时刻的姿轨参数。当前高分辨率对地观测遥感卫星的姿轨模型包括多项式模型、拉格朗日定向片模型，分段样条模型等。根据研究表明，使用二次多项式最为合适，线性多项式的精度不够，三次或更高次多项式模型容易导致解算不稳定（Franchis, 2005）。本文在严格成像模型中使用二次多项式模型，如下式所示：

$$\begin{aligned} X_{st} &= a_0 + a_1 \cdot (t - t_0) + a_2 \cdot (t - t_0)^2 \\ Y_{st} &= b_0 + b_1 \cdot (t - t_0) + b_2 \cdot (t - t_0)^2 \\ Z_{st} &= c_0 + c_1 \cdot (t - t_0) + c_2 \cdot (t - t_0)^2 \\ \varphi_t &= d_0 + d_1 \cdot (t - t_0) + d_2 \cdot (t - t_0)^2 \\ \omega_t &= e_0 + e_1 \cdot (t - t_0) + e_2 \cdot (t - t_0)^2 \\ \kappa_t &= f_0 + f_1 \cdot (t - t_0) + f_2 \cdot (t - t_0)^2 \end{aligned} \quad (2.7)$$

式中， $(a_0, b_0, c_0, d_0, e_0, f_0)$ 为起始扫描行的外方位元素， $(a_1, b_1, c_1, d_1, e_1, f_1)$ 为外方位元素的一阶变化率， $(a_2, b_2, c_2, d_2, e_2, f_2)$ 外方位元素二阶变化率， t_0 为该景

影像起始扫描行的时刻， t 为该行影像所对应的时刻。在对地定位实验中，存在着不可避免的系统误差，为了对不同姿态数据的定位精度进行准确的估计，采用姿态角系统误差补偿模型来消除成像过程中存在的系统误差，进而通过修正后的定位精度反映姿态数据的随机误差，来评估姿态融合算法的精度。姿态角系统误差补偿模型如下式所示（张永军，2012；蒋永华，2013；牛常领，2017）：

$$\begin{aligned}\varphi_{st} &= \varphi_t + d_0 + d_1(t-t_0) + d_2(t-t_0)^2 \\ \omega_{st} &= \omega_t + e_0 + e_1(t-t_0) + e_2(t-t_0)^2 \\ \kappa_{st} &= \kappa_t + f_0 + f_1(t-t_0) + f_2(t-t_0)^2\end{aligned}\quad (2.8)$$

其中 d, e, f 为基于控制点数据求解得到的姿态系统误差补偿参数。

2.1.5 姿态变化对遥感影像定位精度的影响

对于现代卫星的姿轨测定系统，卫星线元素的测量精度较高，达厘米级且线元素误差对几何定位精度造成的影响等于线元素本身的误差，而姿态角的变化对几何定位精度的影响要比线元素的影响大得多（王任享等，2011；余俊鹏等，2011；袁修孝等，2012）。因此，研究卫星平台姿态处理方法对于提高卫星影像几何定位精度更有效。下面对姿态角误差引起的高分辨率遥感影像物方定位误差进行分析。从共线方程推导星敏感器测量的姿态角误差对物方精度的影响，不妨设滚动角误差为 $\Delta\alpha$ ，将其带入到严格成像模型中，得：

$$\begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_s \\ Y_s \\ Z_s \end{bmatrix} + m' \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Delta\alpha & \sin \Delta\alpha \\ 0 & -\sin \Delta\alpha & \cos \Delta\alpha \end{bmatrix} R_{star}^{WGS84} R_{body}^{star} R_{cam}^{body} \begin{bmatrix} 0 \\ (y_i - y_0) * \lambda_{ccd} \\ -f \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

进一步化简得：

$$\begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_s \\ Y_s \\ Z_s \end{bmatrix} + \frac{m'}{m} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Delta\alpha & -\sin \Delta\alpha \\ 0 & -\sin \Delta\alpha & \cos \Delta\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X - X_s \\ Y - Y_s \\ Z - Z_s \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

展开为：

$$\begin{aligned}X' &= X_s + \frac{m'}{m}(X - X_s) = X + (1 - \frac{m'}{m})X_s \approx X \\ Y' &= Y_s + \frac{m'}{m}(\cos \Delta\alpha(Y - Y_s) - \sin \Delta\alpha(Z - Z_s)) \approx Y + \frac{\Delta\alpha^2}{2}(Y_s - Y) + \Delta\alpha(Z_s - Z) \\ Z' &= Z_s + \frac{m'}{m}(\cos \Delta\alpha(Z - Z_s) - \sin \Delta\alpha(Y - Y_s)) \approx Z + \frac{\Delta\alpha^2}{2}(Z_s - Z) + \Delta\alpha(Y_s - Y)\end{aligned}\quad (2.11)$$

由于 m'/m 几乎等于 1， $\cos \Delta\alpha \approx 1 - \Delta\alpha^2/2$ ， $\sin \Delta\alpha \approx \Delta\alpha$ 。可知滚动角的变化对物方 X 坐标几乎没有影响，而对物方 Y 坐标和 Z 坐标影响较大，受到滚动角

幅度以及瞬时物方定位坐标和摄影中心位置之差的影响。俯仰角和航偏角的分析方式与横滚角相同，不作进一步分析。

分析旋转矩阵的变化对定位结果的影响，数学上可以归结为李代数求导的问题，我们这里讨论的李代数指的是三维向量，对应的李群为特殊正交群 $SO(3)$ ，其构成的反对称矩阵可以表达旋转矩阵的导数，即存在下述关系（高翔，2017）：

$$\dot{R}(t) = \varphi(t)^\wedge R(t) = \begin{bmatrix} 0 & -\varphi_3 & \varphi_2 \\ \varphi_3 & 0 & -\varphi_1 \\ -\varphi_2 & \varphi_1 & 0 \end{bmatrix} R(t) \quad (2.12)$$

$$R = \exp(\varphi^\wedge) \quad (2.13)$$

这里不妨假设对空间点 p 进行旋转得到 Rp ，对旋转矩阵施加一个微小扰动量，计算旋转之后的坐标点对旋转矩阵的导数，即 $\frac{\partial Rp}{\partial R}$ ，由于旋转矩阵不存在加法，利用旋转矩阵对应的李代数求解导数，这里采用李群-李代数中的左乘扰动模型，如下式所示：

$$\begin{aligned} \frac{\partial(Rp)}{\partial \varphi} &= \lim_{\varphi \rightarrow 0} \frac{\exp(\varphi^\wedge) \exp(\phi^\wedge) p - \exp(\phi^\wedge) p}{\varphi} \\ &\approx \lim_{\varphi \rightarrow 0} \frac{(1 + \varphi^\wedge) \exp(\phi^\wedge) p - \exp(\phi^\wedge) p}{\varphi} \\ &= \lim_{\varphi \rightarrow 0} \frac{\varphi^\wedge Rp}{\varphi} = \lim_{\varphi \rightarrow 0} \frac{-(Rp)^\wedge \varphi}{\varphi} = -(Rp)^\wedge \end{aligned} \quad (2.14)$$

2.2 卫星姿态描述方式及相关基础

2.2.1 姿态描述方式

卫星姿态描述参数是描述卫星三轴平台在特定参考坐标系中的空间指向参数，是高分辨率卫星影像严格成像模型中的外方位角元素。卫星姿态的表达方式主要有方向余弦、欧拉角、四元数以及轴角等方式。方向余弦矩阵不直观、缺乏几何意义，旋转矩阵的每个元素都是对应的两种参考坐标系坐标轴夹角的余弦值，通过 9 个方向余弦值表征三个旋转自由度，冗余度较大。利用欧拉角表征刚体转动的姿态直观性较强，但其存在奇点（章仁为，1998；吕振铎，2013），在俯仰角为 90 度时，第一次旋转与第三次旋转会使用同一个旋转轴，使得系统丢失了一个自由度，即引起著名的万向锁问题。3-1-2 转序对应的姿态矩阵为：

$$A_{312}(\phi, \varphi, \theta) = R_y(\theta)R_x(\varphi)R_z(\phi) = \begin{pmatrix} c\theta c\phi - s\phi s\varphi s\theta & c\theta s\phi + s\phi s\theta c\phi & -c\phi s\theta \\ -c\phi s\phi & c\phi c\phi & s\phi \\ s\theta c\phi + s\phi c\theta s\varphi & s\theta s\phi - s\phi c\theta c\phi & c\phi c\theta \end{pmatrix} \quad (2.15)$$

四元数可以非常方便的表示空间方位以及空间向量间的旋转，并能避免采用欧拉角描述姿态引起的奇异性，很适合用来进行插值等数学运算，因而它在摄影测量学，航天器姿态动力学，捷联惯性导航，等领域的应用越来越广泛（尹剑，2015）。四元数的定义如下式所示：

$$q = \begin{bmatrix} q_0 \\ \hat{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\varphi}{2} \\ e_x \sin \frac{\varphi}{2} \\ e_y \sin \frac{\varphi}{2} \\ e_z \sin \frac{\varphi}{2} \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

其中 q_0 为标量部分， \hat{q} 为矢量部分， φ 为旋转角， e 为旋转轴。由于四元数具有四个分量，相互之间并不独立，通过四元数单位化施加约束，即 $q^T q = 1$ ，其所代表的旋转矩阵如式 2 所示：

$$A(q) = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 1 - 2(q_1^2 + q_3^2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

反之，由旋转矩阵到四元数的转换如下，假设矩阵 $R = \{m_{ij}\}$ ，其对应的四元数由下式给出：

$$q_0 = \frac{\sqrt{\text{tr}(R)+1}}{2}, \quad q_1 = \frac{m_{23}-m_{32}}{4q_0}, \quad q_2 = \frac{m_{31}-m_{13}}{4q_0}, \quad q_3 = \frac{m_{12}-m_{21}}{4q_0} \quad (2.18)$$

值得一提的是，存在多种旋转矩阵到姿态四元数的转换方式，本文的附录会给出精确的转换方法，是通过旋转矩阵构造一个新的矩阵，通过求解该矩阵的最大特征值对应的特征向量获取姿态四元数。对于单位四元数来说，其逆四元数的标量部分不变，矢量部分取负，即沿相反的方向旋转。四元数与俯仰角 θ 、滚动角 φ 、航偏角 k 的转换关系如下式所示（淡鹏，2016）：

$$\begin{cases} \theta = \arctan\left(\frac{2(q_0q_2 - q_1q_3)}{q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2}\right) \\ \varphi = \arcsin[2(q_2q_3 + q_0q_1)] \\ \kappa = \arctan\left(\frac{2(q_0q_3 - q_1q_2)}{q_0^2 - q_3^2 - q_1^2 + q_2^2}\right) \end{cases} \quad (2.19)$$

四元数通过乘法来表征旋转，两个四元数的乘积的矩阵表达形式如下（官云兰，2008）：

$$\begin{aligned} r &= pq \\ r &= Q(p)q = \bar{Q}(q)p \end{aligned}$$

$$Q(p) = \begin{bmatrix} p_0 & -p_1 & -p_2 & -p_3 \\ p_1 & p_0 & -p_3 & p_2 \\ p_2 & p_3 & p_0 & -p_1 \\ p_3 & -p_2 & p_1 & p_0 \end{bmatrix} \quad \bar{Q}(q) = \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & q_3 & -q_2 \\ q_2 & -q_3 & q_0 & q_1 \\ q_3 & q_2 & -q_1 & q_0 \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

在后续的互补滤波姿态融合及前后向卡尔曼滤波姿态融合计算中涉及到姿态四元数的加权平均问题，四元数作为一种旋转的表征方式，其加权平均并非简单的数字加权，这里对姿态四元数的加权平均计算方法进行介绍，流程如下：

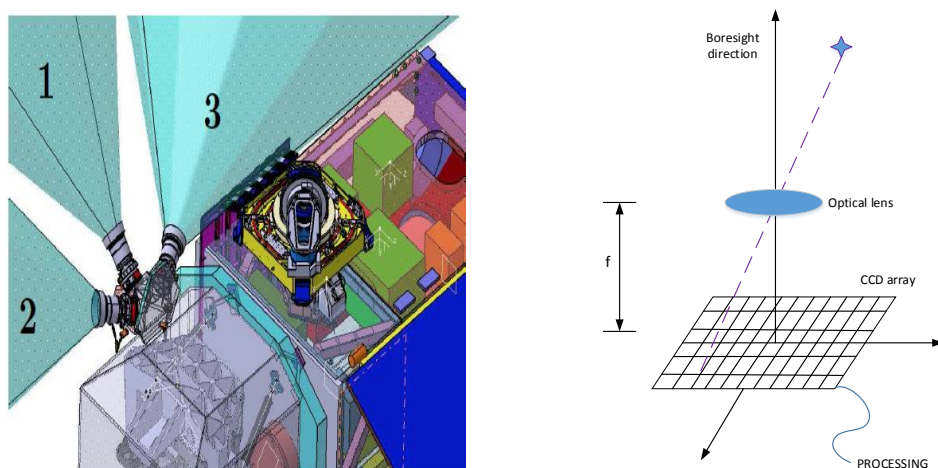
1. 提取要加权计算的四元数以及权重，计算累加矩阵及权重之和，如下式所示：

$$\begin{aligned} M &= M + \omega_i q_i q_i^T \\ \omega_{sum} &= \omega_{sum} + \omega_i \end{aligned} \quad (2.21)$$

2. 计算累加矩阵与权重之和的商，获取归一化矩阵。
3. 对归一化矩阵进行特阵分解，其最大特征值对应的特征向量为加权平均后的姿态四元数。

2.2.2 星载传感器测姿模型

星敏传感器是测姿精度最高，最复杂的姿态传感器之一，通过使用 CCD/CMOS 传感器对星空成像，对拍摄到的星图中的恒星进行中心提取，确定其在星图中的位置，将恒星成像分布模式与导航星表进行比较确定恒星在天球坐标系中的位置，根据恒星在星敏传感器坐标系中的位置与在天球惯性坐标系中的位置对应关系，确定星敏传感器相对于惯性系的指向参数，在根据星敏传感器相对于卫星本体的安装矩阵即可确定卫星本体相对于惯性系的姿态指向参数（刘斌，2011；刘一武，2003）。星敏传感器在卫星上的安装情况与姿态测量原理如图 2.4 所示：



(Karlgaard,2008)

图 2.4 星敏感器安置与姿态测量原理示意图

V_i 是由赤经赤纬构成的恒星在天球坐标系中的指向向量， U_i 是由像点坐标和焦距构成的恒星在星敏感器坐标系中的指向向量，如式所示：

$$V_i = \begin{bmatrix} \cos \alpha_i \cos \delta_i \\ \sin \alpha_i \cos \delta_i \\ \sin \delta_i \end{bmatrix}, U_i = \frac{1}{\sqrt{(x_i - x_0)^2 + (y_i - y_0)^2 + f^2}} \begin{bmatrix} x_i - x_0 \\ y_i - y_0 \\ -f \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

则存在如下关系：

$$U_i = C_i^S V_i + v_{si} \quad (2.23)$$

当同时观测到三颗或三颗以上恒星时即可基于最小二乘法确定惯性系到星敏感器坐标系的旋转矩阵（郑万波，2003）。

星敏感器输出的姿态数据为星敏感器姿态测量坐标系相对于惯性坐标系的姿态四元数，其中星敏感器测量坐标系的原点为 CCD 面阵中心，X 轴指向 CCD 的行方向，Y 轴指向 CCD 的列方向，Z 轴为星敏感器的光轴方向。星敏感器受视场目标星数量、亮度、视场中的位置和热学环境变化等因素影响而产生依轨道周期变化的低频误差，其具有与时间相关的系统性质，其量级可达到几十角秒。其测量的随机噪声，即高频误差，量级为角秒级，一般可以通过引入陀螺数据采用滤波方法来减弱其对姿态确定精度的影响（矫媛媛，2007；田宏，2004）。

星体上陀螺测量值为陀螺相对于惯性系的角速度在本体系的分量，陀螺测量的数学模型为：

$$\begin{cases} \omega_g(t) = \omega(t) + b(t) + v(t) \\ \dot{b}(t) = n(t) \end{cases} \quad (2.24)$$

其中 $w(t)$ 为相对于惯性系的真实角速度, $b(t)$ 为陀螺漂移, $v(t)$ 和 $n(t)$ 为互不相关的高斯白噪声, 分别为测量噪声和随机漂移白噪声。陀螺常值漂移是陀螺输出角速度与真实角速度的常值偏差, 相关漂移采用随机游走模型, 是由高斯白噪声驱动的一阶马尔科夫过程。陀螺漂移的统计特性随时间变化明显, 为了提高姿态确定系统的精度, 必须对陀螺漂移进行实时的估计并加以修正。陀螺角速度测量误差满足如下方程:

$$\begin{cases} E\{v(t)v^T(t)\} = \sigma_v^2 \delta(t-\tau) I_{3 \times 3} \\ E\{n(t)n^T(t)\} = \sigma_n^2 \delta(t-\tau) I_{3 \times 3} \end{cases} \quad (2.25)$$

上述陀螺测量模型仅考虑了陀螺漂移, 在卫星绕轨运行的过程中不可避免的会存在安装参数的改变以及尺度因子的变化, 在此基础上, 引入严密的广义陀螺测量模型 (Pittelkau, 2001):

$$\begin{aligned} \omega &= (I_3 + S^{true}) \omega^{true} + \beta^{true} + v \\ \dot{\beta}^{true} &= \mu \end{aligned} \quad (2.26)$$

其中:

$$S^{true} = \begin{bmatrix} s_1^{true} & k_{U1}^{true} & k_{U2}^{true} \\ k_{L1}^{true} & s_2^{true} & k_{U3}^{true} \\ k_{L2}^{true} & k_{L3}^{true} & s_3^{true} \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

s 为陀螺尺度因子, k 为陀螺安装误差参数, 在姿态卡尔曼滤波的过程中, 对陀螺漂移和偏置误差进行实时的改正, 从而提高滤波估计的精度。

2.2.3 姿态运动学方程与动力学方程

卫星的姿态运动学方程描述了姿态参数的变化与卫星运动角速度的关系, 姿态四元数描述的运动学方程数学表达式如下:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} &= \frac{1}{2} \Omega(w) q = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -w_x & -w_y & -w_z \\ w_x & 0 & w_z & -w_y \\ w_y & -w_z & 0 & w_x \\ w_z & w_y & -w_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \\ &= \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.28)$$

其中 q 为卫星本体相对于惯性系的姿态四元数, q_0 为四元数的标量部分, w 为卫星本体相对于惯性系的角速度在本体系中的分量。对于四元数微分方程的求解

方法有很多，如龙格库塔法，牛顿法，毕卡法，几何法。采用龙格库塔法求解过程如下：

$$\begin{cases} q(t+h) = q(t) + hk_1 \\ k_1 = \frac{1}{2} \omega(t)q(t) \end{cases} \quad (2.29)$$

将一阶龙格库塔带入得姿态四元数的传递方程：

$$\begin{bmatrix} q_0(t+h) \\ q_1(t+h) \\ q_2(t+h) \\ q_3(t+h) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\frac{w_x h}{2} & -\frac{w_y h}{2} & -\frac{w_z h}{2} \\ \frac{w_x h}{2} & 1 & \frac{w_z h}{2} & -\frac{w_y h}{2} \\ \frac{w_y h}{2} & -\frac{w_z h}{2} & 1 & \frac{w_x h}{2} \\ \frac{w_z h}{2} & \frac{w_y h}{2} & -\frac{w_x h}{2} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0(t) \\ q_1(t) \\ q_2(t) \\ q_3(t) \end{bmatrix} \quad (2.30)$$

几何法按照四元数旋转的几何意义对姿态进行传递，计算对应时间间隔内的旋转量(吴廷元，2008)：

$$\begin{aligned} \varphi = \omega \Delta t, \quad e = \begin{bmatrix} \frac{\omega_x}{\omega} & \frac{\omega_y}{\omega} & \frac{\omega_z}{\omega} \end{bmatrix}^T, \quad \omega = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2} \\ \Delta q = \begin{bmatrix} e_x \sin \frac{\varphi}{2} & e_y \sin \frac{\varphi}{2} & e_z \sin \frac{\varphi}{2} & \cos(\frac{\varphi}{2}) \end{bmatrix}^T \end{aligned} \quad (2.31)$$

利用四元数乘法进行姿态更新：

$$\begin{aligned} q_{t+1} &= q_t \otimes \Delta q = \{\Delta q\} q_t \\ \{\Delta q\} &= \begin{bmatrix} \Delta q_4 & \Delta q_3 & \Delta q_2 & \Delta q_1 \\ \Delta q_3 & \Delta q_4 & \Delta q_1 & \Delta q_2 \\ \Delta q_2 & \Delta q_1 & \Delta q_4 & \Delta q_3 \\ \Delta q_1 & \Delta q_2 & \Delta q_3 & \Delta q_4 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.32)$$

其中 q_4 为四元数的标量部分。3-1-2 转动顺序下欧拉角描述的运动学方程数学表达式如下：

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = B(\theta, \psi) \omega \quad (2.33)$$

其中：

$$B(\theta, \psi) = \frac{1}{\cos \theta} \begin{bmatrix} -\sin \psi & 0 & \cos \psi \\ \cos \theta \cos \psi & 0 & \cos \theta \sin \psi \\ \sin \theta \sin \psi & \cos \theta & -\sin \theta \cos \psi \end{bmatrix}, \omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (2.34)$$

从式 2.34 中可以看到，当俯仰角为 90 度时，方程会产生奇异。当卫星姿态动力学研究卫星在外力矩和内力矩的作用下，卫星绕其质心的转动运动，即包括卫星整体的姿态运动以及卫星各部件之间的相对运动。卫星姿态动力学方程是用来描述卫星在内外力矩作用下转动关系的方程。姿态动力学方程形式如下：

$$J \dot{\omega} + \omega \times J \omega = M \quad (2.35)$$

其中 J 是星体的转动惯量， ω 为卫星相对于惯性空间的角速度， M 为卫星受到的总力矩(陈军，2013)。

2.3 姿态误差分析及与处理方法

原始姿态数据在获取，压缩和传输等过程中，由于硬件设备的设计限制、无线信道中的多路径衰变和地面接收时的信息丢包等原因，使得地面接收到的原始姿态数据中混杂着一些误码和异常值。异常姿态数据参与事后姿态卡尔曼滤波会显著影响滤波的精度甚至使得滤波发散而失败，因此有必要在姿态后处理之前对其进行预处理，分析其内在误差分布并对姿态异常值进行去除，从而提高姿态估计的精度。

2.3.1 基于星敏感器光轴夹角分析方法

由星敏感器原始姿态四元数，计算在惯性坐标系中星敏感器主光轴单位矢量，即姿态旋转矩阵的第三列，如下式所示：

$$\begin{aligned} Z_A &= \begin{bmatrix} 2(q_{2A}q_{4A} + q_{3A}q_{1A}) & 2(q_{3A}q_{4A} - q_{2A}q_{1A}) & -q_{2A}^2 - q_{3A}^2 + q_{4A}^2 + q_{1A}^2 \end{bmatrix}^T \\ Z_B &= \begin{bmatrix} 2(q_{2B}q_{4B} + q_{3B}q_{1B}) & 2(q_{3B}q_{4B} - q_{2B}q_{1B}) & -q_{2B}^2 - q_{3B}^2 + q_{4B}^2 + q_{1B}^2 \end{bmatrix}^T \end{aligned} \quad (2.36)$$

两个矢量夹角的计算公式为：

$$\cos(\theta) = \frac{x_1x_2 + y_1y_2 + z_1z_2}{r_1r_2} \quad (2.37)$$

理论上，因为卫星结构即使在发射或运行过程中因为有剧烈的外力作用而有略微变形，但在稳定运行后卫星结构是保持稳定的，即两个星敏感器光轴的夹角客观上应该在空间保持不变，且与地面标定值有固定的差异，如下图中 z_A 和 z_B 的夹角：

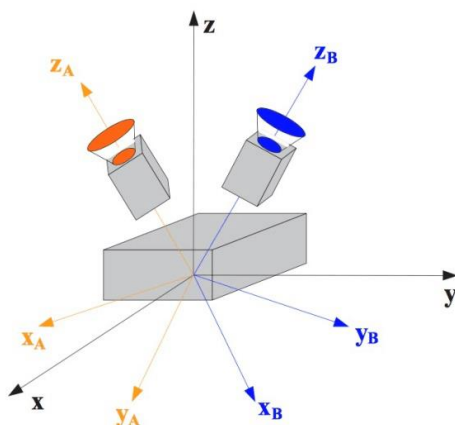


图 2.5 星传感器光轴夹角示意图

但由于地面安装标定误差、卫星结构形变、星传感器测量误差等原因，由两星传感器测量数据所计算的光轴夹角并不是常数。通过对时间序列的夹角的统计分析，可以评估恒星敏感器的测量噪声、安装矩阵标定误差及卫星结构变形所引起的星敏主光轴的指向变化。

2.3.2 陀螺测量数据有效性检验

陀螺数据有效性确认方法是基于陀螺模型和陀螺特性参数，将下传的陀螺原始脉冲数转换为陀螺相对惯性系的姿态角速度。取一段时间内，以星传感器某一时刻输出为基准，对陀螺角速度积分得到该段时间内任一时刻的姿态，将其与对应时刻的星传感器数据进行比对，来确认陀螺输出数据的有效性。陀螺姿态传递通过姿态运动学方程来实现。值得注意的是，姿态传感器的测量值均是传感器姿态而非卫星本体姿态，须通过姿态传感器的安装矩阵利用旋转关系将姿态测量数据变换到卫星本体姿态进行处理。下图为 TH-1 陀螺积分姿态相对星传感器姿态偏差，图中可以明显看出因陀螺漂移引起的姿态偏差越来越大，其常值漂移引起的姿态偏差大约为 0.2d/h ，证明了陀螺测量值的有效性。

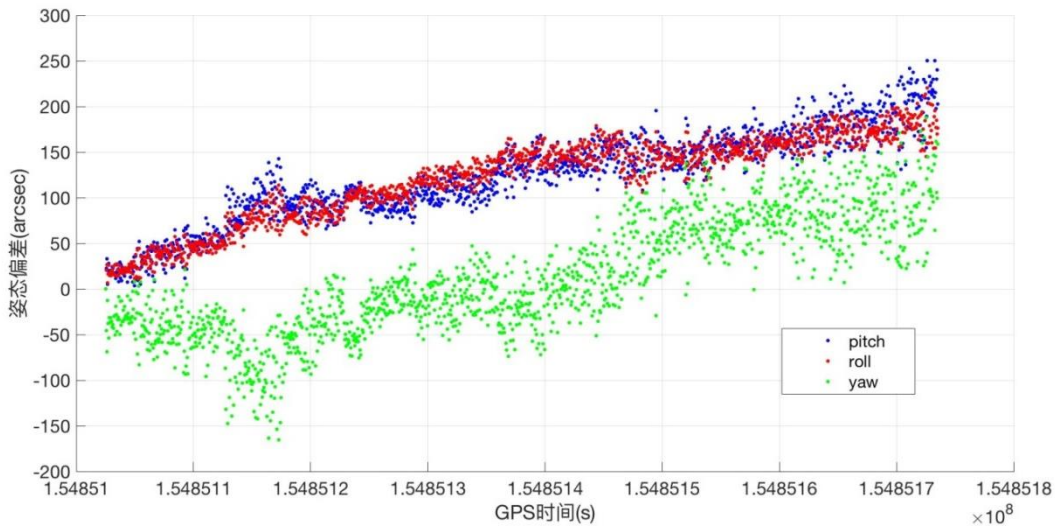


图 2.6 陀螺与星敏感器测姿随时间的偏差

2.3.3 卫星姿态数据预处理方法

天绘一号的原始姿态下传文件中姿态观测数据存在重复项和缺失项,需对其进行去重处理和姿态缺失项的补充。在姿态的跟踪过程中会发现少量的噪声数据和零值,是由于在姿态数据接收的过程中受到了外部数据的影响,例如大风引起的接收机振动以及异常电流脉冲引起的随机噪声(王兴涛, 2012)。实际的姿态数据应该是连续的,其成像时间内满足低阶多项式模型。基于此提出了 RANSAC 方法来去除姿态数据中的粗差并对缺失数据进行填充。RANSAC 是“Random Sample Consensus (随机抽样一致)”的缩写。它可以从一组包含“局外点”的观测数据集中,通过迭代方式估计数学模型的参数。它是一种不确定的算法,有一定的概率得出一个合理的结果。为了提高概率必须提高迭代次数。RANSAC 的基本假设是: 1. 数据由“局内点”组成,例如:数据的分布可以用一些模型参数来解释; 2. “局外点”是不能适应该模型的数据; 3. 除此之外的数据属于噪声。

提出的姿态数据预处理方法流程如下: (1) 对原始姿态数据去重,提取唯一观测值。(2) 从去重后的数据中随机选择三个数据对,包括姿态时间戳以及对应的姿态四元数。(3) 基于选择的数据拟合关于时间与姿态的二阶多项式模型。(4) 设置数据点距离拟合模型的阈值,计算满足模型阈值要求的数据点个数。(5) 对 2-4 重复预先设置值 N_{iter} 次,选择包含了最多 $inlier$ 值的姿态模型,并保存相应的模型参数以及 $inlier$ 数据集合。(6) 最后对原始姿态测量数据中不在 $inlier$ 数据集合里的数据进行剔除并利用拟合模型对相应剔除的姿态数据进行填充。

基于上述方法,对天绘一号卫星影像附属的姿态数据文件进行了预处理,下图为其中一轨道的姿态处理结果。

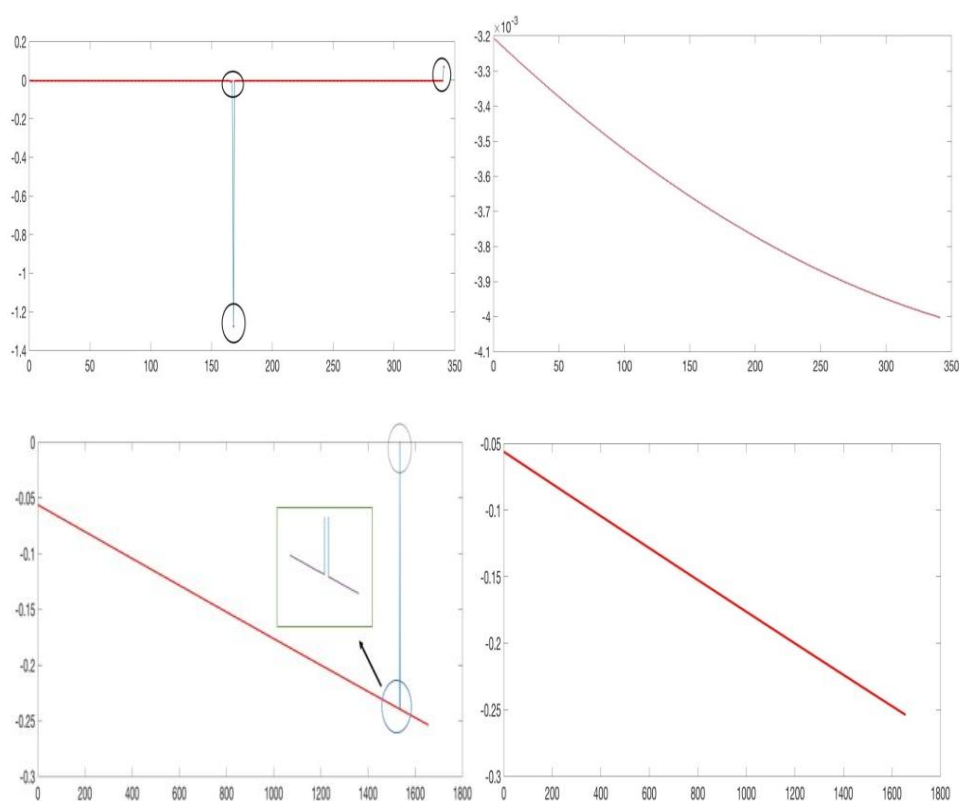


图 2.7 天绘一号 01 星 657 轨异常姿态数据及处理

2.4 基于姿态数据反演卫星平台抖动

姿态抖动是阻碍对地观测卫星的观测图像达到几何精度的主要原因之一。同时，由于太空中的环境阻尼很小，再加上飞轮的高速转子、驱动太阳翼的步进电机等卫星上高速旋转部件转动的因素，将使整个卫星产生复杂的抖动，并且抖动将持续很长时间，从而影响卫星上高精度敏感设备的正常工作。Tong et al. (2014) 基于影像视差探测的方法，发现 ASTER 传感器、LRO-NAC 传感器及 ZY-3 卫星多光谱影像均存在周期性的颤振现象，探测到 ZY-3 多光谱影像受到 0.65Hz 的颤振影响。本文通过在轨姿态测量数据分析在轨卫星姿态抖动情况，对卫星轨道系姿态进行频谱分析，主要步骤如下：

- (1) 根据卫星 GPS 测量数据即卫星的位置与速度计算卫星轨道坐标系相对于 WGS-84 坐标系的旋转矩阵，

$$\begin{aligned} \vec{P}(k) &= [X_k \quad Y_k \quad Z_k]^T, \vec{V}(k) = [V_{xk} \quad V_{yk} \quad V_{zk}]^T \\ \vec{Z}_k &= \frac{\vec{P}(k)}{\|\vec{P}(k)\|}, \vec{X}_k = \frac{\vec{V}(k) \times \vec{Z}_k}{\|\vec{V}(k) \times \vec{Z}_k\|}, \vec{Y}_k = \vec{Z}_k \times \vec{X}_k \end{aligned}$$

则：

$$R_O^{84} = \begin{bmatrix} \bar{X}_k & \bar{Y}_k & \bar{Z}_k \end{bmatrix} \quad (2.38)$$

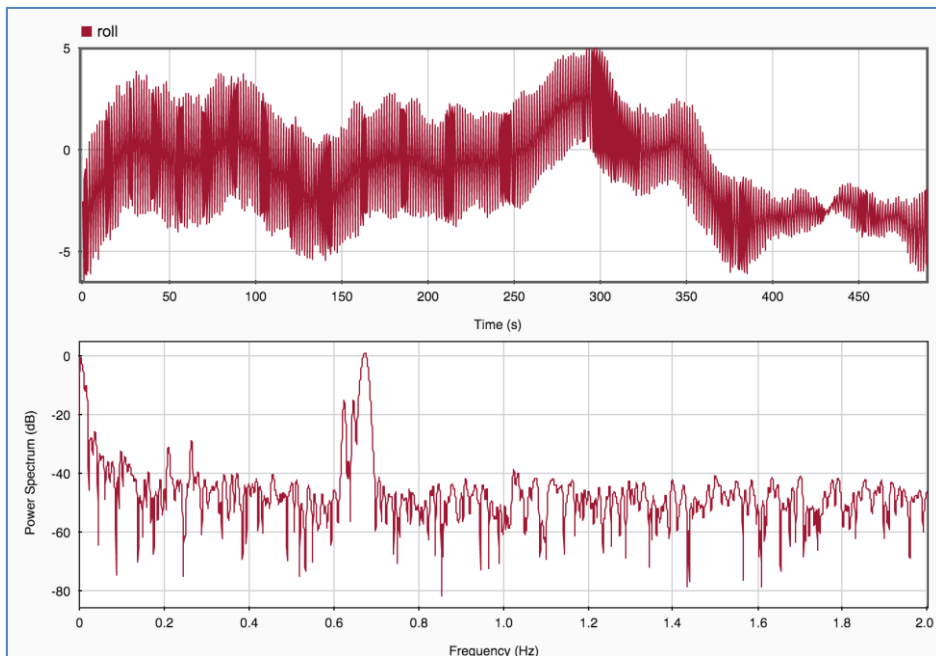
(2) 根据姿态数据的 GPS 时间计算惯性坐标系 J2000 到 WGS-84 的旋转矩阵，此旋转矩阵由岁差，章动，极移等矩阵构成，通过参考 IERS 提供的地球指向参数确定旋转矩阵 R_{J2000}^{84} 。

(3) 根据本体姿态测量四元数构造本体相对于惯性系的旋转矩阵 R_B^I 。

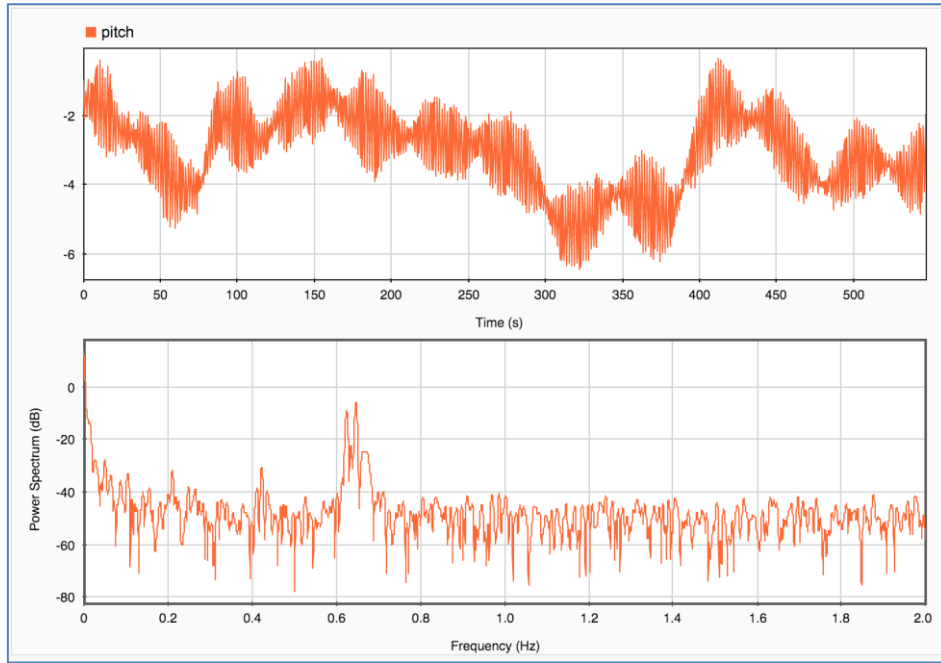
(4) 根据上述矩阵计算本体相对于惯性坐标系的旋转矩阵并转换为姿态角：

$$R_B^O = (R_O^{84})^T R_{J2000}^{84} R_B^I \quad (2.39)$$

对得到的轨道系姿态角进行傅里叶变换，获取其频谱分布。基于资源三号卫星姿态数据，应用上述方法得到的抖动频率结果如下图所示：

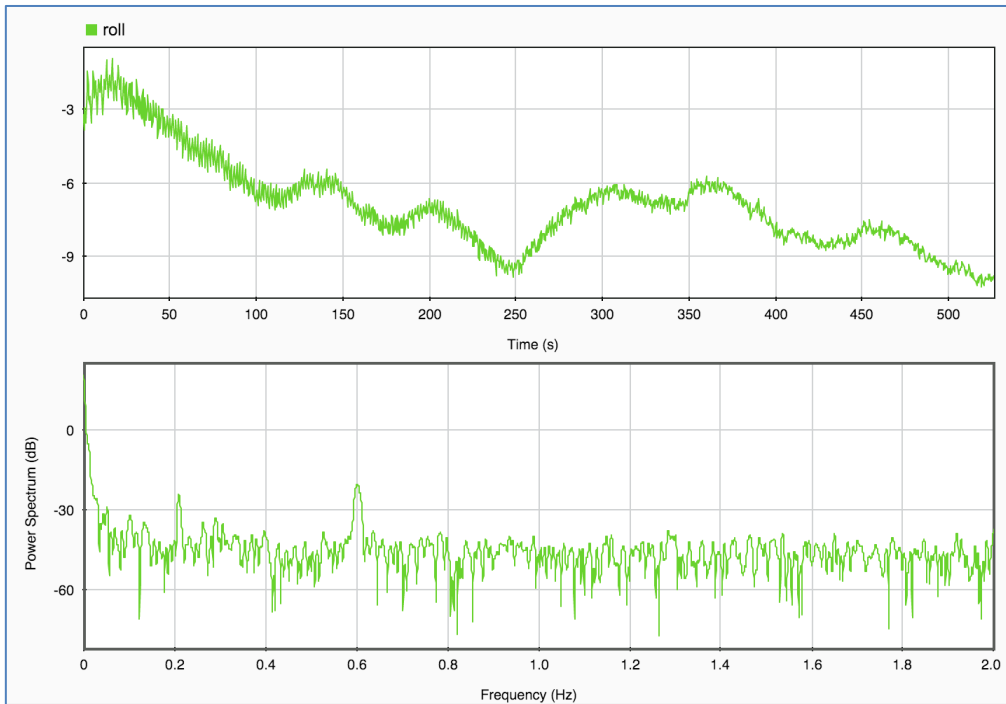


(a) 轨道系下滚动角变化与频谱分析

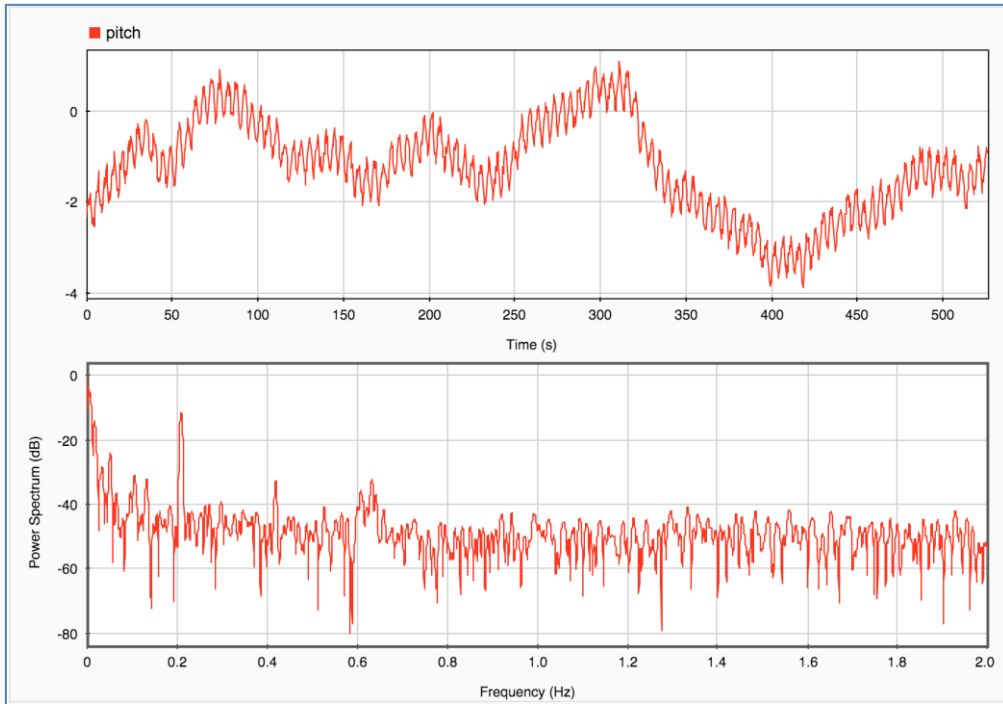


(b) 轨道系下俯仰角变化与频谱分析

图 2.8 成像时间 2012. 02. 03 资源三号



(a) 轨道系下滚动角变化与频谱分析



(b) 轨道系下俯仰角变化与频谱分析

图 2.9 成像时间 2015.05.05 资源三号

从上图中可以看到，资源三号 2012 年 2 月 3 日的轨道系姿态滚动角和俯仰角的主频均为 0.65Hz，与基于视差法的图像颤振探测结果相一致，2015 年 5 月 5 号的轨道系姿态滚动角主频为 0.6Hz，俯仰角主频为 0.2Hz，抖动主频发生变化。值得注意的是，由于测姿频率低，根据奈奎斯特采样定理，从姿态测量数据反演平台抖动的最高频率为测量频率的 1/2，探测范围有限。部分卫星平台上搭载的角位移传感器测姿频率近 1000Hz，可以对高频姿态变化进行探测。同时，抖动的幅值较大，约 4 个角秒，对影像定位精度会产生较大的影响，因此若简单对姿态数据进行二阶多项式拟合会损失姿态测量精度，将姿态颤振作为了测量噪声，从而导致遥感影像几何处理精度的降低。

对获取的资源三号对应时间的陀螺角速度数据进行平台抖动分析，陀螺输出与频谱分析结果如下图所示：

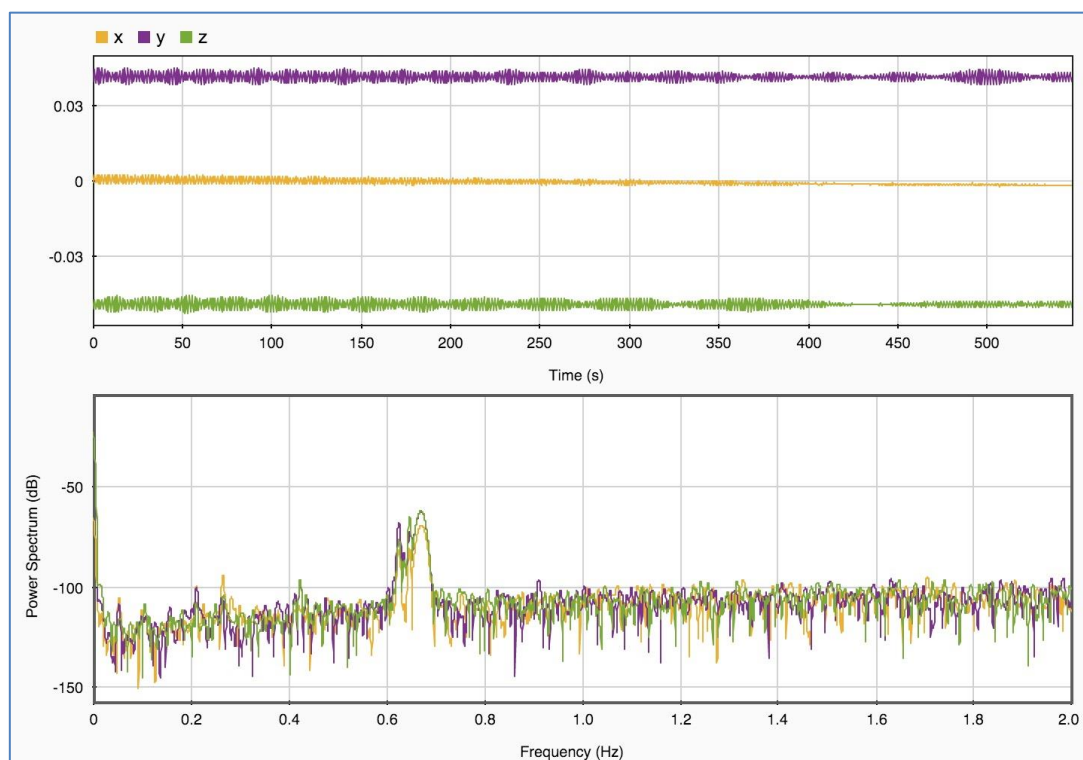


图 2.10 成像时间 2012.02.03 资源三号

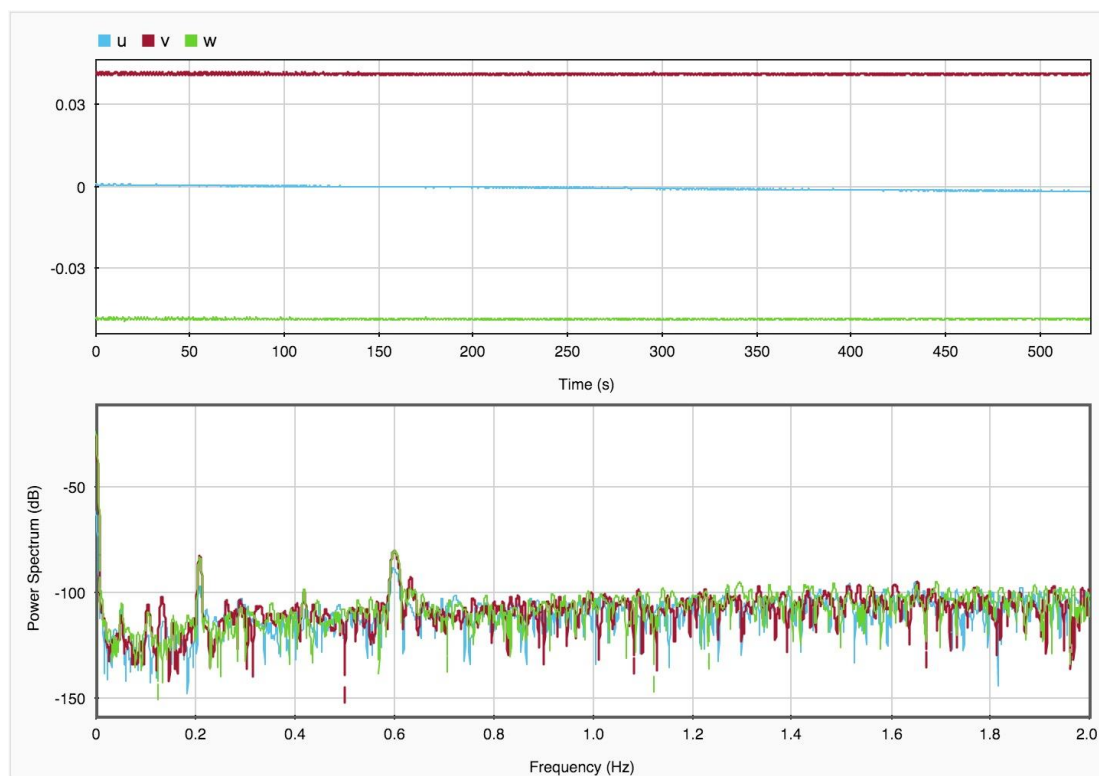


图 2.11 成像时间 2015.05.05 资源三号

从图中可以看到, 基于陀螺数据的平台颤振探测结果与基于轨道系姿态数据的探测结果一致, 2012 年 2 月 3 号的角速度输出变化幅度较大, 源于资源三号卫星在轨初期颤振幅度较大。陀螺测姿频率高, 可以极大的拓展卫星平台颤振探测的带宽, 不失为一种有效的颤振探测方法。

2.5 本章小结

本章系统的介绍了线阵 CCD 推扫式影像的成像方式以及卫星成像严格模型中所涉及各个坐标系, 并介绍了姿态变化对遥感影像物方的影响。

卫星摄影测量往往涉及多个空间坐标系, 不可避免的要用到坐标系间的坐标转换, 并且转换参数的定义及其数学形式会因传感器类型的不同而发生变化。本章介绍了与严格模型建立相关的几种空间坐标系及对地目标定位原理。严格成像模型从传感器的成像机理出发, 以共线条件方程为基础, 利用成像瞬间地面点、传感器镜头透视中心和相应像点在同一直线上的严格几何关系建立起数学模型。

卫星姿态相关基础介绍了在卫星姿态处理分析中使用的描述方式, 包括欧拉角、四元数与方向余弦矩阵等。引入了姿态传感器的测姿模型、姿态运动学方程与姿态动力学方程, 揭示了姿态数据变化的数学联系与所受力矩的关系, 基于此可以建立姿态卡尔曼滤波融合的状态模型并基于姿态传递方程验证了陀螺测量数据的有效性。

姿态误差分析主要先通过利用多个星敏感器之间夹角的稳定性对姿态测量数据进行直接分析, 得到姿态本身的观测精度。提出了基于随机抽样一致的姿态测量数据预处理方法, 去除下传姿态数据中的粗差数据并利用拟合模型数据进行替换。基于姿态测量数据反演卫星平台抖动主要将原始星敏感器姿态测量数据进行坐标系变换, 利用 GPS 测量数据转换为卫星平台相对于轨道系的姿态角即滚动角, 俯仰角与偏航角, 对姿态角进行傅立叶变换分析其变化频率, 探测范围受到姿态传感器测量频率的影响, 带宽有限。利用陀螺角速度数据进行卫星平台抖动探测得到了与姿态数据一致的结论, 陀螺作为一种高带宽的姿态敏感器, 适合成为一种有效便捷的颤振探测手段。

第3章 基于星敏感器和陀螺的卫星姿态估计方法

3.1 静态姿态确定方法

3.1.1 Wbaha 问题

静态姿态确定问题的解决方法主要是基于 1965 年 G.Wahba 提出的一种最小二乘姿态估计问题 (Wahba, 1965), 即寻找最佳旋转矩阵使得两组在不同参考系下的指向向量 v 和 u 能够最佳耦合, 即最小化损失函数, 表达形式如下:

$$J(A) = \sum_1^n a_i \|v_j - Mu_j\|^2 \quad (3.1)$$

其中 M 矩阵是最小二乘意义下的旋转矩阵最优解。对损失函数进行变换得:

$$L(A) = \lambda_0 - tr(MB^T) \quad (3.2)$$

其中 $\lambda_0 = \sum a_i$, $B = \sum a_i v_i u_i^T$, 则最小化损失函数问题转化为最大化矩阵迹问题。存在许多方法可以快速鲁棒的解决姿态确定的 Wbaha 问题, 下面对 TRIAD 方法, SVD 方法和 q 方法作简要介绍。

3.1.2 点对点姿态确定方法

1) TRIAD 方法

TRIAD 方法即双矢量姿态确定方法, 该算法根据两个非平行矢量观测值确定姿态矩阵, 精度不高, 但原理简单, 计算量小, 广泛应用于实际的飞行任务 (Shuster, 1981)。其具体流程如下:

已知两个互不平行的参考矢量在惯性坐标系的指向为 V_1, V_2 , 在卫星本体坐标系下的指向为 U_1, U_2 , 则姿态矩阵 A 满足:

$$U_1 = A * V_1, U_2 = A * V_2 \quad (3.3)$$

在惯性系中建立新的正交坐标系 R , 其三轴单位矢量为:

$$R_1 = V_1, R_2 = V_1 \times V_2 / \|V_1 \times V_2\|, R_3 = R_1 \times R_2 \quad (3.4)$$

同理在卫星坐标系中建立正交坐标系 S , 三轴单位矢量为:

$$S_1 = U_1, S_2 = U_1 \times U_2 / \|U_1 \times U_2\|, S_3 = S_1 \times S_2 \quad (3.5)$$

构造如下矩阵：

$$M_R = (R_1 \ R_2 \ R_3), \quad M_S = (S_1 \ S_2 \ S_3) \quad (3.6)$$

则姿态矩阵 A 为：

$$A = M_S M_R^T \quad (3.7)$$

2) SVD 方法

对 Wbaha 问题中的矩阵 B 作奇异值分解，存在如下关系：

$$B = USV^T = U \text{diag}(s_1, s_2, s_3) V^T \quad (3.8)$$

其中 U, V 为矩阵 B 的左右奇异向量，则旋转矩阵的最优估计值为(Markley, 2000)：

$$A_{opt} = U \text{diag}[1 \ 1 \ \det(U)\det(V)] V^T \quad (3.9)$$

这里只对 SVD 方法的求解过程进行展示，对其计算结果的误差方差阵解算以及数学原理不作深入探究。

3) q 方法

由于四元数在姿态表示上具有很大的优势，具有连续性和无奇异性，因此对旋转矩阵进行四元数参数化，基于此，Davenport 提出了 q Method，计算流程如下：

$$\text{tr}(MB^T) = q^T K q \quad (3.10)$$

$$K = \begin{bmatrix} S - \text{Itr}(B) & z \\ z^T & \text{tr}(B) \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

$$S = B + B^T \quad (3.12)$$

$$z = \begin{Bmatrix} B_{23} - B_{32} \\ B_{31} - B_{13} \\ B_{12} - B_{21} \end{Bmatrix} \quad (3.13)$$

则旋转矩阵对应的最优姿态四元数为 K 矩阵最大特征值对应的特征向量，从而保证了最大化矩阵迹，即最小化 Wahba 问题的损失函数。

3.2 单向递推卡尔曼滤波姿态估计方法

3.2.1 扩展卡尔曼滤波姿态估计

姿态滤波指的是利用先验信息，从一系列测量的观测值中估计出当前状态，即基于系统的假定模型以及带有随机噪声的测量值来估计真实系统状态的最优估值。其在估计状态最优值的过程中可以滤除带有噪声的测量值，相对于静态方

法而言，姿态估计结果更加精确。在姿态非线性递推滤波估计中，扩展卡尔曼滤波为应用最广泛的估计方法。多源数据的卡尔曼滤波融合如图 3.1 所示：

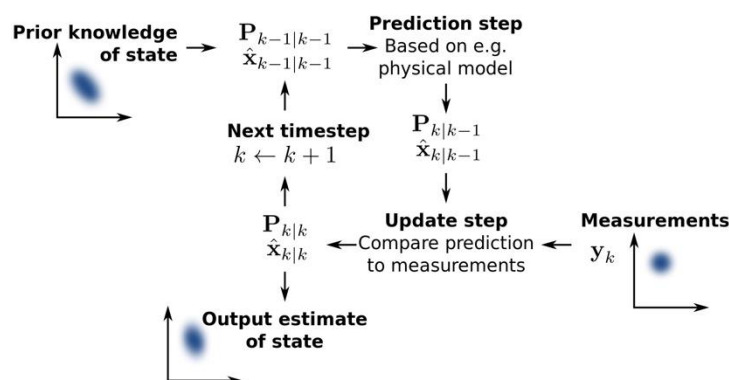


图 3.1 卡尔曼滤波示意图 (Bell, 2014)

首先基于先验的估计量状态模型进行状态值的一步预测并计算预测值噪声方差，然后根据当前时刻关于状态量的直接或间接测量值以及其相应的噪声方差阵对一步估计状态进行更新，更新权重由卡尔曼滤波增益阵决定，在滤波估计的过程中，增益阵会随着状态方差和测量方差的相对变化而变化。最终输出下一时刻的状态最优估计和相应方差阵，并进入滤波的下一迭代估计过程。值得注意的是在卡尔曼滤波估计中，状态方程和测量方程的误差分布均需符合高斯分布 (Grewal M S, 2001)。

对于基于星敏感器和陀螺的姿态估计问题，星敏感器通过星上姿态计算软件直接输出原始测量的姿态四元数，陀螺仪输出三轴陀螺坐标系相对于惯性系的角速度，基于姿态运动学方程将陀螺测量值转化为姿态四元数，姿态四元数更新后，须归一化处理以满足单位四元数的特性。陀螺存在漂移和随机游走，其常值漂移对姿态确定精度的影响与时间正相关，随机漂移对姿态确定精度的影响与根号下时间正相关。由陀螺确定的姿态误差会随着时间发散，通过结合星敏感器测量数据，应用数据融合算法可以有效的提升姿态精度。

基于卡尔曼滤波方法，建立相应的陀螺测量模型，将误差项参数作为状态量进行滤波估计。修正陀螺漂移及误差。下面对姿态估计过程中的卡尔曼滤波进行推导。姿态四元素真值与估值满足如下关系式 (臧强等, 2016)：

$$\boldsymbol{q} = \boldsymbol{q} \otimes \boldsymbol{q}_e \quad (3.14)$$

其中 \boldsymbol{q} 为惯性系到本体系的真实姿态四元数， \boldsymbol{q}_e 为偏差四元数， \boldsymbol{q} 为姿态四元数估值，是由陀螺测量值求解得到估计四元数，对上式求导得：

$$\dot{\boldsymbol{q}} = \dot{\boldsymbol{q}} \otimes \boldsymbol{q}_e + \boldsymbol{q} \otimes \dot{\boldsymbol{q}}_e \quad (3.15)$$

结合姿态运动学方程得：

$$\frac{1}{2}q \otimes [0 \ \omega^T]^T = \frac{1}{2}q \otimes [0 \ \omega^T]^T \otimes q_e + q \otimes \dot{q}_e \quad (3.16)$$

继续化简得：

$$\dot{q}_e = \frac{1}{2}q_e \otimes [0 \ \omega] - \frac{1}{2}[0 \ \omega] \otimes q_e \quad (3.17)$$

在简单陀螺模型下存在：

$$\begin{cases} \omega = \omega_{measure} - b - v \\ \omega = \omega - b \end{cases} \quad (3.18)$$

$$\Delta\omega = \omega - \hat{\omega} = -(b - \hat{b}) - v = -\Delta b - v \quad (3.19)$$

继续化简略去高阶小量可得：

$$\dot{Q}_E = -[\omega \times]Q_E - \frac{1}{2}(\Delta b + v) \quad (3.20)$$

其中：

$$q_e = \begin{bmatrix} q_{e0} \\ Q_e \end{bmatrix}, \dot{q}_{e0} = 0, \Delta \dot{b} = n \quad (3.21)$$

$[\omega \times]$ 为叉乘积矩阵，定义如下：

$$[\omega \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

由式 3.20 可得误差四元数降阶为三个独立变量，从而避免了四元数的非独立性导致的滤波过程中协方差阵的奇异性问题。姿态估计中的滤波器状态方程如下：

$$\begin{bmatrix} \dot{Q}_e \\ \dot{\Delta b} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -[\omega \times] & -\frac{1}{2}I_3 \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q_e \\ \Delta b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}I_3 & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ n \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

即：

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + GW(t) \quad (3.24)$$

式 3.23 为状态转移方程， $W(t)$ 为过程噪声，对状态转移方程进行二阶离散化可得：

$$X_k = \varphi_{k,k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k-1} W_{k-1} \quad (3.25)$$

其中：

$$\begin{cases} \varphi_{k,k-1} = I_{6 \times 6} + F \cdot T + \frac{T^2}{2} F^2 \\ \Gamma_{k,k-1} = (I_{6 \times 6} \cdot T + \frac{T^2}{2} F + \frac{T^2}{6} F^2) G \end{cases} \quad (3.26)$$

建立卡尔曼滤波的测量方程，即建立状态参数与星敏测量值之间的关系：

$$\Delta q_{out} = \Delta q + n_{out} = \begin{bmatrix} I & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta q \\ \Delta b \end{bmatrix} + n_{out} \quad (3.27)$$

$$\Delta Z = HX + V$$

即假定四元数估值与真值之差（偏差四元数）等于星敏测量输出的四元数与预测的四元数之差。基于上述建立的状态方程和测量方程，二者滤波融合的过程如下：

1). 状态预测：

$$\begin{cases} \dot{q} = \frac{1}{2} \Omega(w)q \\ \hat{b}_{k/k-1} = \hat{b}_{k-1} \end{cases} \quad (3.28)$$

2). 滤波更新：

$$\begin{cases} P_{k/k-1} = \varphi_{k,k-1} P_{k-1} \varphi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k-1}^T \\ K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \\ X_k = K_k \Delta Z \\ P_k = (I - K_k H_k) P_{k/k-1} (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T \end{cases} \quad (3.29)$$

3). 修正陀螺常值漂移和姿态四元数：

$$\begin{cases} \hat{b}_k = \hat{b}_{k/k-1} + \Delta \hat{b}_k \\ q_k = q_{k/k-1} \otimes \begin{bmatrix} \sqrt{1 - \|Q_e\|^2} \\ Q_e \end{bmatrix} \end{cases} \quad (3.30)$$

其中 K 为 6×3 的增益矩阵， F 为 6×6 的状态转移矩阵， H 为 3×6 的测量矩阵，这里采用的陀螺模型为只考虑陀螺漂移的非严密模型。滤波流程图如下：

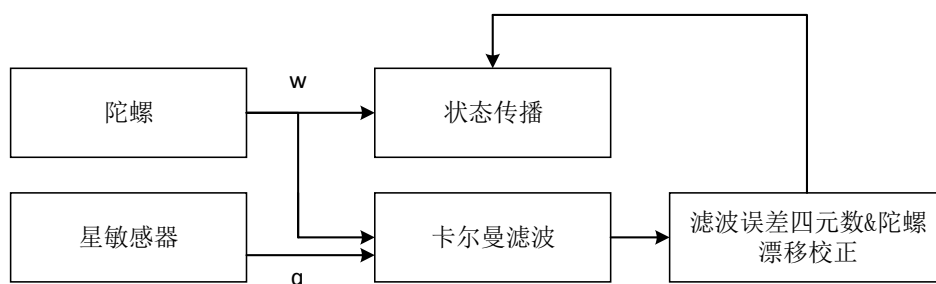


图 3.2 卡尔曼滤波姿态估计流程图

3.2.2 无迹卡尔曼滤波姿态估计

由于扩展卡尔曼滤波方法基于非线性状态方程和测量方程在状态预测值附近的局部线性化近似，在系统的非线性程度较高、状态初始估计误差较大等情况下，局部线性化近似可能会导致有偏估计甚至滤波发散。针对扩展卡尔曼滤波方法的局限性，无迹卡尔曼滤波（UKF）仅对状态的均值和协方差进行估计，Unscented 卡尔曼滤波算法的基础是 Unscented 变换，基本思想是用一组确定性的生成的离散采样点（Sigma Point）来近似代表状态变量的分布（周朝阳，2008）。

无迹卡尔曼滤波中的 Sigma 点完全反映了先验的随机变量的均值与方差，当通过非线性系统模型进行状态传播的时候，其可以精确的获取后验状态的均值与方差，精度相当于二阶泰勒展开。二维高斯随机变量的加权 Sigma 点的分布如图 3.3 所示：

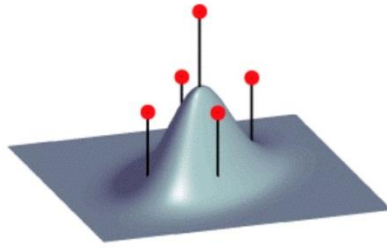


图 3.3 加权 Sigma Point 分布 (Phil Kim, 2011)

Sigma Point 的生成及其权重计算的数学表达如式 3.31：

$$\begin{aligned} \chi_{k-1}^i &= \begin{cases} \hat{x}_{k-1}, i=0 \\ \hat{x}_{k-1} + (\sqrt{(n+\lambda)P_{k-1}}), i=1, \dots, n \\ \hat{x}_{k-1} - (\sqrt{(n+\lambda)P_{k-1}}), i=n+1, \dots, 2n \end{cases} \\ W_i^m &= \begin{cases} \lambda/(n+\lambda), i=0 \\ 1/2(n+\lambda), i=1, \dots, 2n \end{cases} \\ W_i^c &= \begin{cases} \lambda/(n+\lambda) + 1 + \beta - \alpha^2, i=0 \\ 1/2(n+\lambda), i=1, \dots, 2n \end{cases} \\ \lambda &= \alpha^2(n+k) - n \end{aligned} \quad (3.31)$$

其中 χ_{k-1}^i 为 k-1 时刻的第 i 个 sigma-point， \hat{x}_{k-1} 为 k-1 时刻的滤波估计值， P_{k-1} 为 k-1 时刻的滤波估计均方误差矩阵， w_i^m 为第 i 个 sigma-point 的一阶权系数， w_i^c 第 i 个 sigma-point 的二阶权系数，n 为状态变量的维度， α 为比例缩放因子，决定状态量周围 sigma-point 的分布。 β 为状态分布参数，对于高斯分布而言，

$\beta = 2$ 。 κ 为尺度参数，对于多变量而言， $\kappa = 3 - n$ 。通过生成的对前一时刻状态模拟的 Sigma-point 及相应的权重，进而对状态量一步预测的均值和方差进行计算，即无迹变换过程，如下式所示：

$$\begin{aligned}
 x_{k,k-1}^i &= f(x_{k-1}^i) \\
 x_{k,k-1} &= \sum_{i=0}^{2n} W_i^m x_{k,k-1}^i \\
 P_{x,k,k-1} &= \sum_{i=0}^{2n} W_i^c [x_{k,k-1}^i - x_{k,k-1}][x_{k,k-1}^i - x_{k,k-1}]^T + Q_k \\
 z_{k,k-1}^i &= h(x_{k,k-1}^i) \\
 \hat{z}_{k,k-1} &= \sum_{i=0}^{2n} W_i^m z_{k,k-1}^i
 \end{aligned} \tag{3.32}$$

获取状态值的一步预测值和状态值传递的测量值之后，利用状态预测值和测量模型传递的测量值的权阵计算滤波过程中的卡尔曼增益，进而对当前状态的滤波估计值进行计算，如下式所示：

$$\begin{aligned}
 P_{y,k,k-1} &= \sum_{i=0}^{2n} W_i^c [z_{k,k-1}^i - \hat{z}_{k,k-1}][z_{k,k-1}^i - \hat{z}_{k,k-1}]^T + R_k \\
 P_{xy,k,k-1} &= \sum_{i=0}^{2n} W_i^c [x_{k,k-1}^i - x_{k,k-1}][z_{k,k-1}^i - \hat{z}_{k,k-1}]^T \\
 K_k &= P_{xy,k,k-1} P_{y,k,k-1}^{-1} \\
 x_k &= x_{k,k-1} + K_k (z_k - \hat{z}_{k,k-1}) \\
 P_{x,k} &= P_{x,k,k-1} - K_k P_{y,k,k-1} K_k^T
 \end{aligned} \tag{3.33}$$

其中 Q 阵和 R 阵分别是系统噪声和测量噪声的方差阵，系统噪声阵源于状态方程和真实的系统模型之间差异造成的状态预测误差，测量噪声阵源于测量模型和真实输出之间的偏差。二者同时决定了状态滤波估计的鲁棒性和精度。无迹卡尔曼滤波中的 Sigma-point 方法与扩展卡尔曼滤波对状态传递的模拟如图 3.4 所示，图的左侧部分展示了原始状态的均值与方差在经过非线性函数的传递之后真实的状态均值与方差，中间部分表示扩展卡尔曼滤波的状态传递过程，其对非线性过程进行泰勒展开线性化，对高于一阶项的部分进行截断，导致其传递之后的状态方差偏离真实的状态方差且利用均值传递的状态估值偏离真实的状态值，右侧部分为基于 Sigma-point 的无迹卡尔曼滤波的状态估计过程，利用带有权值的 sigma 点反映状态的分布，进而通过状态方程进行传递，传递之后的离散状态值反映了新的状态的分布，其加权求解的一步传递的均值与方差有效的对新的状态值进行了描述，相比于扩展卡尔曼滤波方法有着更高的精度，真实的反映了非线性模型传递之后的状态的分布。

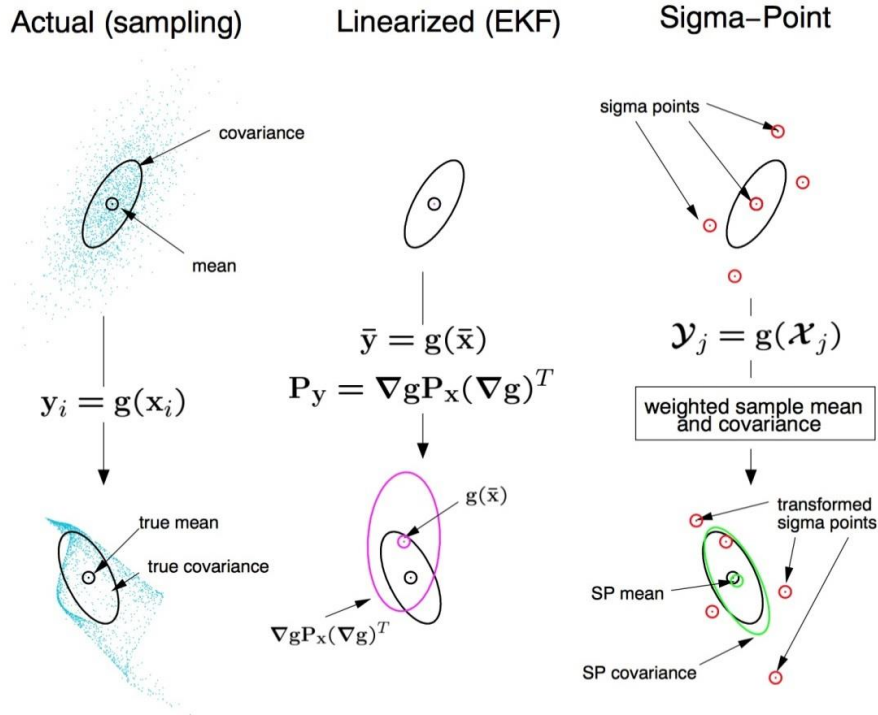


图 3.4 二维情形下的 sigma-point 方法 (Bell et al., 2014)

3.2.3 结合互补滤波与无迹卡尔曼滤波的姿态估计

在传感器融合方面，互补滤波（CF）是卡尔曼滤波的一种代替，相对于卡尔曼滤波，互补滤波更加简单，容易设计且不会产生发散（Phil, 2011）。与此对应，它只能作用在频率特性互补的传感器融合当中，这也是其名称的由来。对两个具有相反频率特性的信号作互补滤波，示意图如下所示：

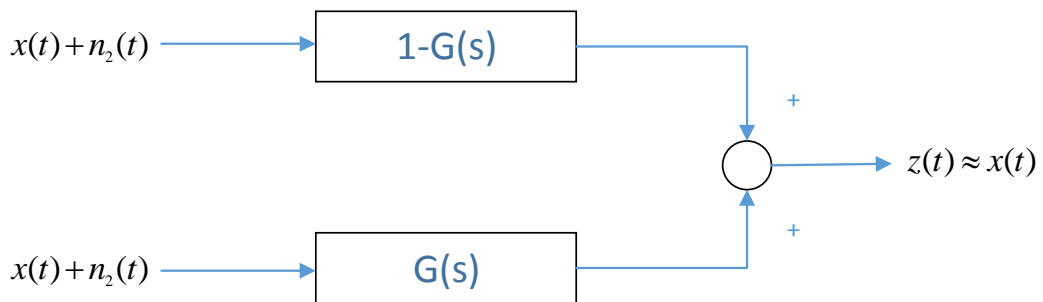


图 3.5 互补滤波信息融合示意图

对信号做拉普拉斯变换，从频率域角度进行计算，存在下式：

$$\begin{aligned}
 Z(s) &= \{1 - G(s)\} \times \{X(s) + N_1(s)\} + G(s) \times \{X(s) + N_2(s)\} \\
 &= X(s) + \{1 - G(s)\} N_1(s) + G(s) N_2(s)
 \end{aligned}
 \tag{3.34}$$

由于 n_1 和 n_2 的噪声频率特性是互补的，便可以对 $G(s)$ 进行设计，使得两部分噪声可以同时去除，使得传感器融合有一个较好的提升。互补滤波并不干扰到原始

测量信号，而对噪声进行有效的去除，同时它是开环结构而非反馈结构，使得该滤波器不会发散，值得注意的是，互补滤波只能作用于频率特性相反的传感器数据融合当中。在基于星敏感器和陀螺的姿态融合问题中，陀螺的测姿频率高，星敏感器的测姿频率低，分别对陀螺数据传递的姿态和星敏感器姿态测量数据应用高通滤波器和低通滤波器，可以有效的减弱陀螺长期漂移噪声的影响以及星敏感器的随机噪声，进而获取有效的姿态融合值，但在实际应用中，需要设置合适的截止频率。二者互补滤波融合的示意图如图 3.6 所示：

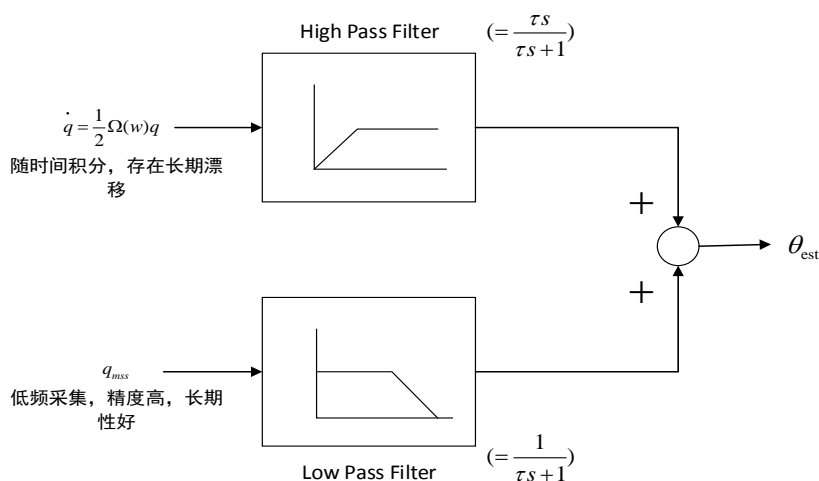


图 3.6 互补滤波示意图

基于互补滤波器的良好特性，提出了将互补滤波器与无迹卡尔曼滤波器有机结合的姿态融合框架，在无星敏感器测量值的时候，利用修正漂移的陀螺角速度进行姿态传递，当获得星敏感器的姿态测量值后，首先将两种姿态测量值放入互补滤波器，获取姿态初步融合值，然后将姿态初步融合值引入无迹卡尔曼滤波器中作为测量方程的测量值，滤波估计姿态偏差四元数以及陀螺漂移偏差，利用偏差四元数对姿态一步预测值进行修正，利用陀螺漂移偏差估值修正陀螺漂移进行下一步的姿态传递，整体流程图如下所示：

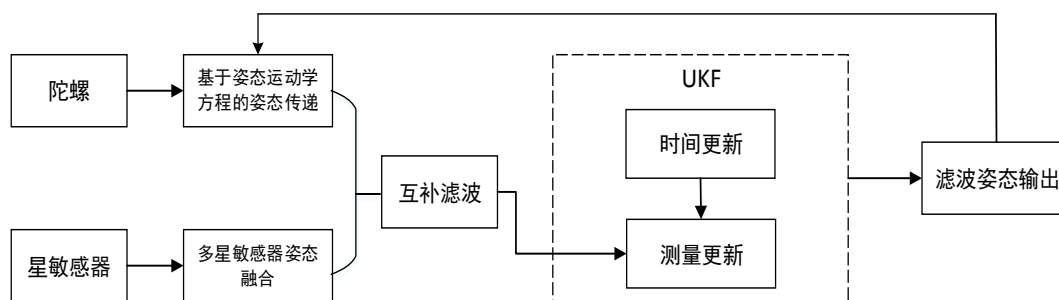


图 3.7 CF&UKF 姿态估计示意图

3.3 姿态估计仿真实验

3.3.1 扩展卡尔曼滤波姿态估计实验

设定仿真参数，基于扩展卡尔曼滤波方法对星敏感器和陀螺姿态测量数据进行融合，仿真参数如表 3.1 所示：

表 3.1 扩展卡尔曼滤波估计仿真参数表

仿真参数	参数值
时间	180s
步长	0.1s
星敏感器频率	4hz
动力学角速度	[0.5 0 0] deg/s
星敏感器噪声	0.00001
陀螺常值漂移	1deg/h
陀螺测量频率	10hz
陀螺漂移噪声标准差	0.001/206265
陀螺测量噪声	0.1/206265

仿真实验设定为以 0.5deg/s 的速度绕 X 轴旋转，初始四元数标量部分为 1，矢量部分为 0，表示未发生旋转，星敏感器测量噪声 0.00001，约为 4.1 秒的姿态测量误差，测量频率设定为 4hz，陀螺测量频率为 10hz，常值漂移为 1deg/h，测量噪声标准差设定为 $0.1/206265 \text{ rad/s}^{1/2}$ ，漂移噪声标准差 $0.001/206265 \text{ rad/s}^{3/2}$ 。根据星敏感器和陀螺的噪声水平构造姿态传感器的测量输出值，其中星敏感器噪声测量值通过对噪声四元数和真实四元数做四元数乘法来获取，陀螺测量值构造方式参考 Reynolds, R.提出的陀螺误差模型。仿真旋转情况下真实四元数如图所示：

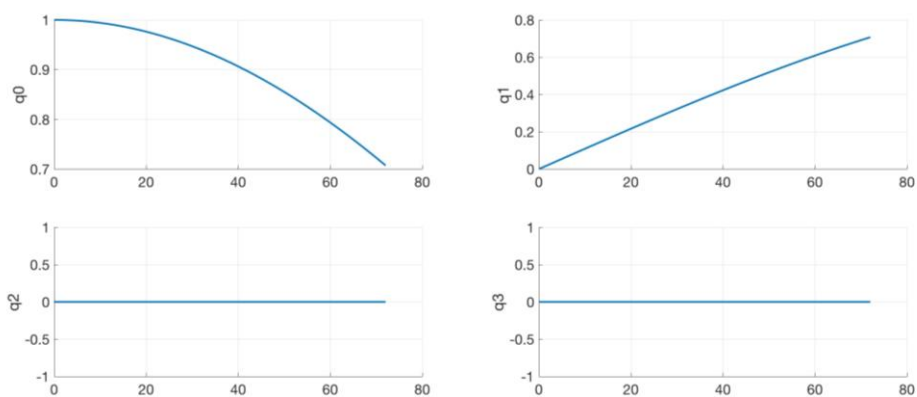


图 3.8 仿真参数下真实四元数

受特定噪声影响下的星敏感器测量值如图 3.9 所示：

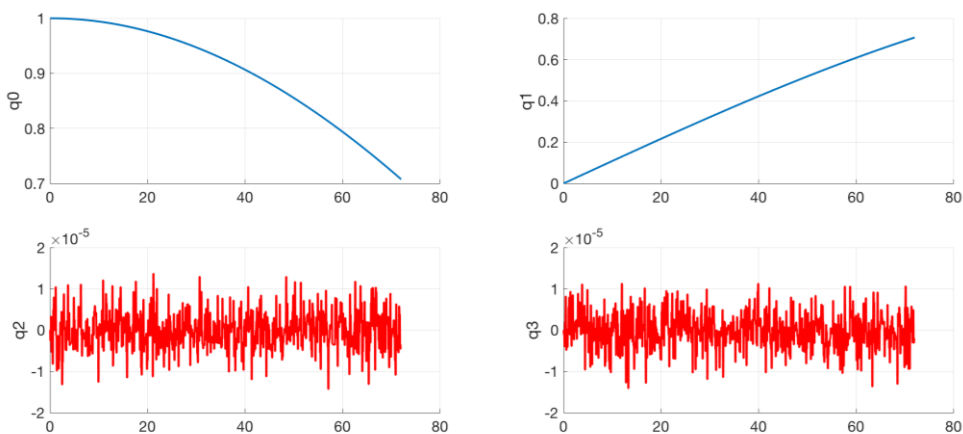


图 3.9 仿真噪声水平下星敏感器测量值

滤波估计后的姿态四元数结果如图 3.10 所示：

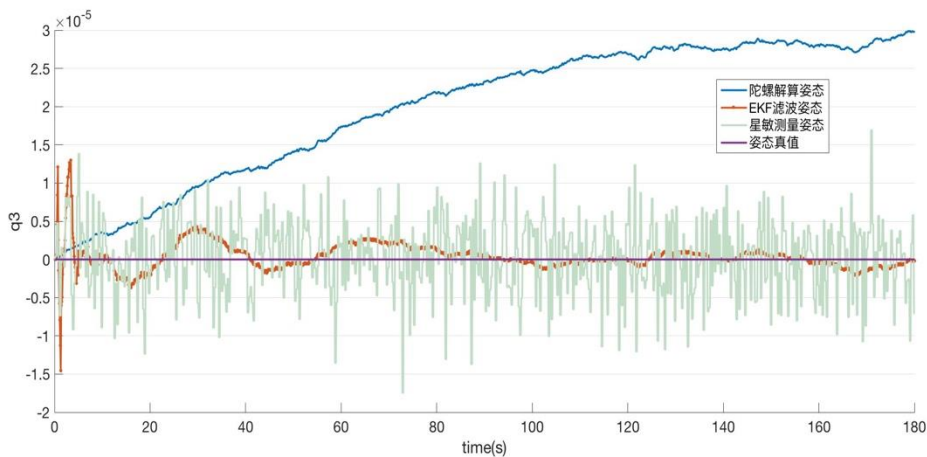


图 3.10 姿态滤波 q3 结果比较

从图中可以看到，由于陀螺漂移的存在，陀螺解算姿态会随着时间而不断发散，星敏感器作为一种绝对姿态测量传感器，其测量值伴随着随机噪声，在仿真中其解算的姿态呈现高斯噪声的随机性。零值线（紫线）为仿真姿态机动中的真实姿态值，而滤波姿态在经过初期的迭代后很快的进入收敛过程，抑制了陀螺的漂移，相对比星敏感器测量值提升了显著提升了姿态精度。值的注意的是，在轨卫星的星敏感器还存在着与轨道周期相关的低频测量误差，在仿真实验中由于仿真时间较短，并未考虑低频测量误差。滤波后的姿态四元数如图 3.11 所示：

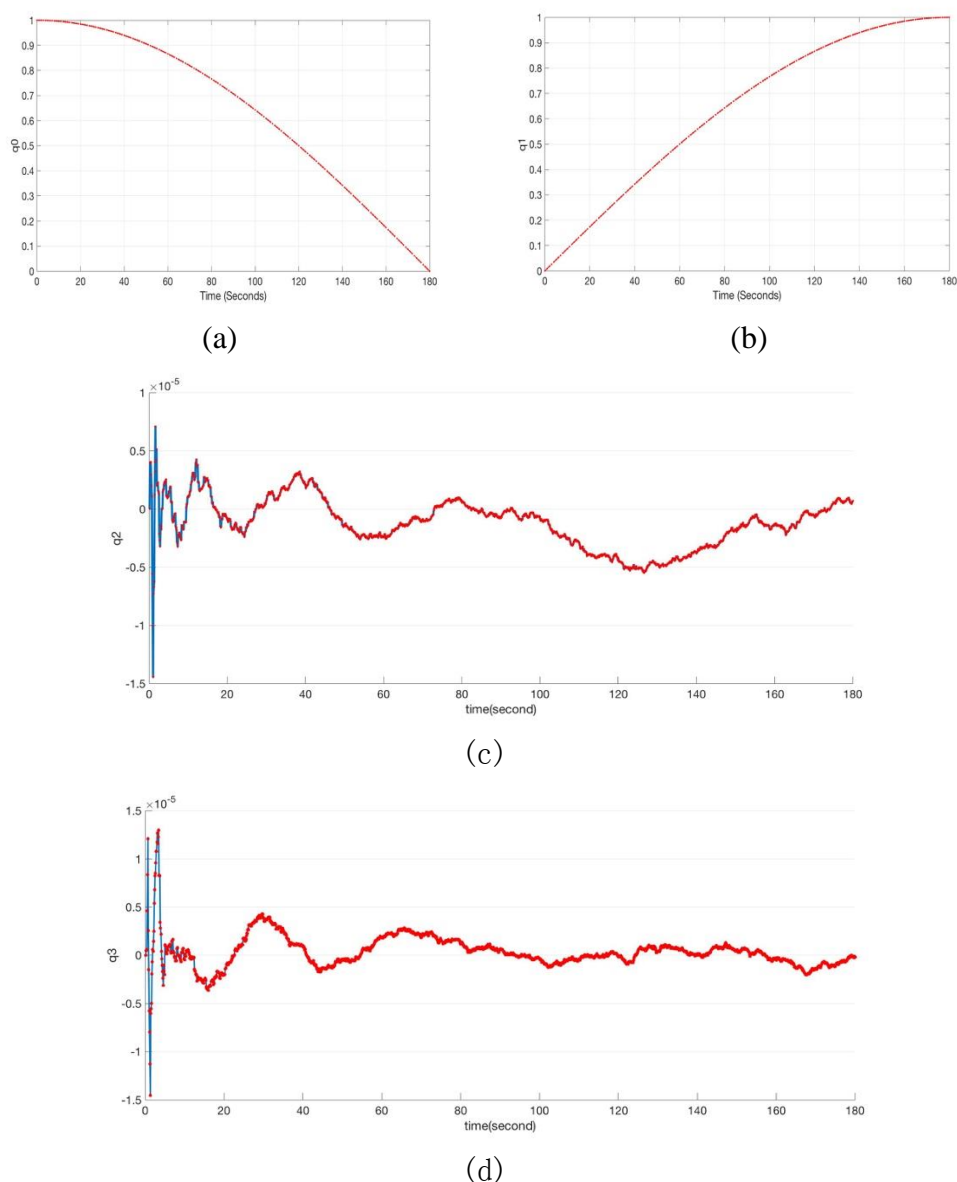


图 3.11 滤波姿态四元数

将滤波姿态四元数转换成滤波姿态欧拉角，根据真实姿态欧拉角计算姿态偏差，其结果如图 3.12 所示：

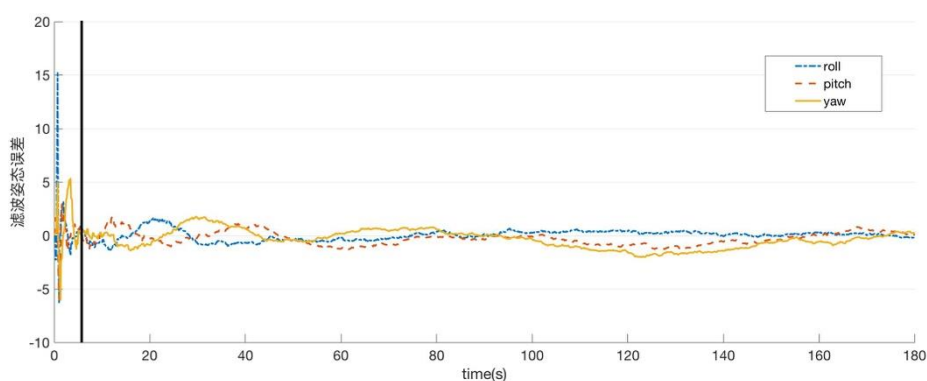


图 3.12 姿态估计欧拉角偏差

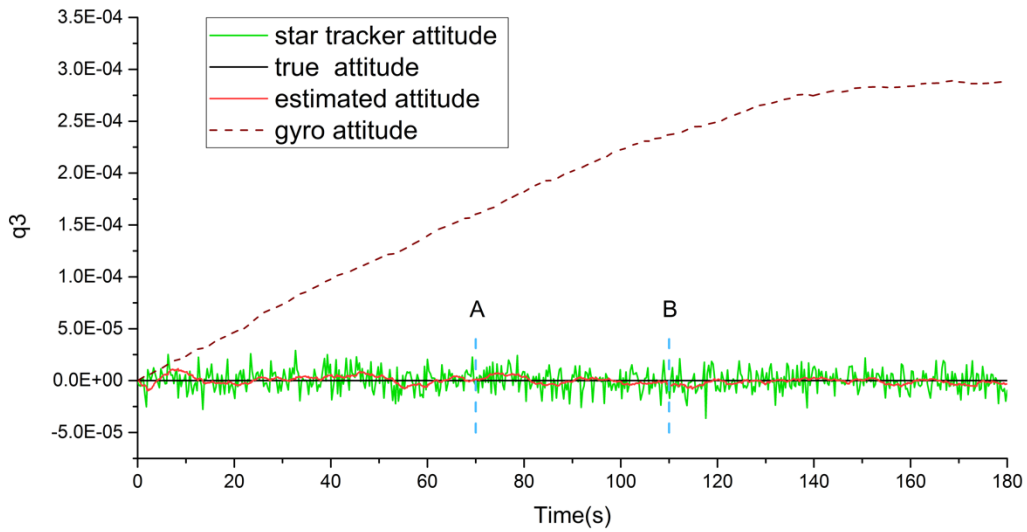
可以看到在约第 60 次迭代时，滤波过程进入收敛状态。值得注意的是由于噪声生成的随机性，每次实验姿态估计精度会有偏差，因此对其进行 1000 次蒙特卡洛实验，统计其精度分布，如表 3.2 所示：

表 3.2 扩展卡尔曼滤波姿态估计精度统计

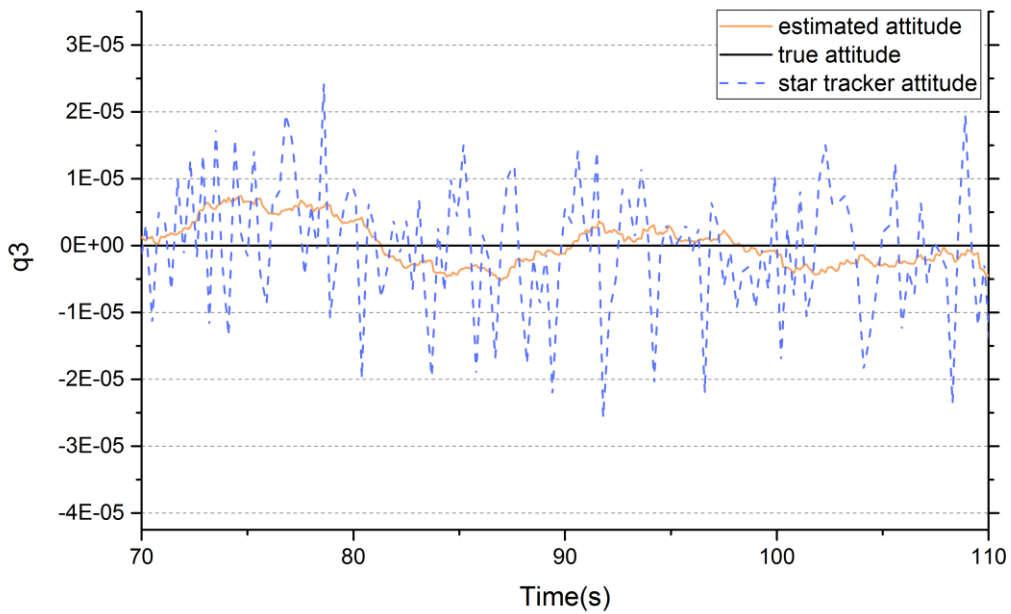
	均值	标准差
roll	0.65"	0.11"
pitch	0.73"	0.14"
yaw	0.72"	0.15"

3.3.2 无迹卡尔曼滤波&互补滤波姿态估计实验

仿真参数与上节保持一致，将姿态估计方法替换为 CF&UKF 滤波结构，姿态四元数 q_3 的估计结果如下图所示：



(a)



(b)

图 3.13 (a) q_3 估计结果对比, (b) A-B 细节对比

从图中可以看到姿态估计方法有效的从漂移的陀螺测量值和有噪声偏差的星敏感器测量值中对姿态进行了估计, 估计值与真值偏差较小, 有效的抑制了陀螺漂移, 压缩了估计结果的噪声且滤波过程更快的进入收敛, 充分吸收了卡尔曼滤波和互补滤波的优势。陀螺漂移估计结果如图 3.14 所示, 估计结果在真值 1deg/h 附近, 证明了方法的正确性。

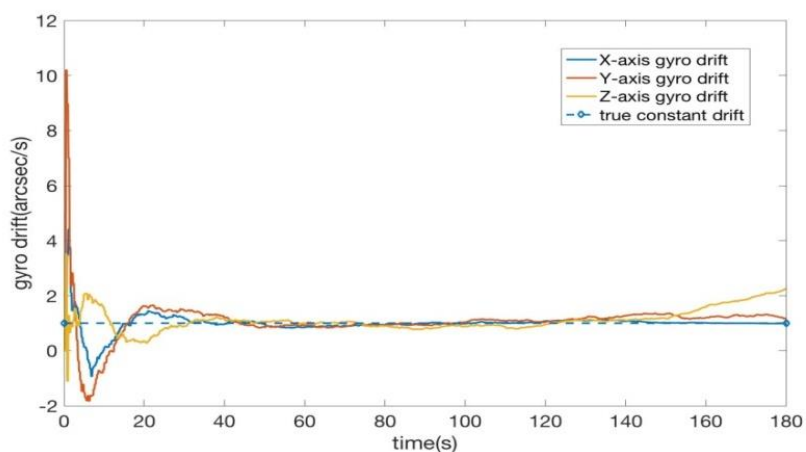


图 3.14 基于提出方法的陀螺漂移估计

计算姿态估计欧拉角偏差，如图 3.15 所示：

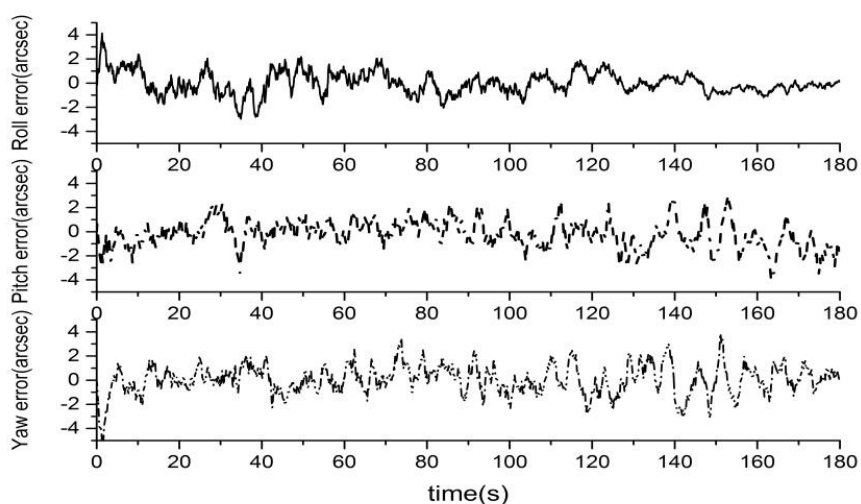


图 3.15 姿态欧拉角估计误差

同样进行 1000 次蒙特卡洛实验，计算姿态估计精度，如表 3.3 所示：

表 3.3 CF&UKF 姿态估计欧拉角偏差

	均值	标准差
roll	0.61"	0.10"
pitch	0.73"	0.13"
yaw	0.73"	0.13"

同样条件下计算无迹卡尔曼滤波估计的姿态精度，如表 3.4 所示：

表 3.4 UKF 姿态估计欧拉角偏差

	均值	标准差
roll	0.65"	0.10"
pitch	0.79"	0.13"
yaw	0.79"	0.13"

相比于扩展卡尔曼滤波及无迹卡尔曼滤波,CF&UKF取得了更高的姿态估计精度,估计结果更加稳定,在上述仿真数据下,结合互补滤波与无迹卡尔曼滤波的姿态估计方法相对于无迹卡尔曼滤波其滚动角估计精度提升约6%。

3.4 本章小结

本章具体介绍了姿态确定方法与姿态估计方法,阐述了姿态状态估计的基本流程。提出了基于互补滤波和无迹卡尔曼滤波的姿态估计方法。建立仿真实验,验证了滤波算法的有效性。同样仿真参数下,提出的CF&UKF方法的精度显著优于扩展卡尔曼滤波方法,稍好于无迹卡尔曼滤波方法,且由于闭环结构的互补滤波的引入,使得估计算法具有更好的整体收敛性质,精度相对于无迹卡尔曼滤波其滚动角估计精度提升约6%。

第4章 基于广义陀螺测量模型的姿态估计方法

4.1 姿态估计方法

4.1.1 单向姿态估计流程

传统的六个状态姿态卡尔曼滤波同时对陀螺漂移和瞬时姿态进行估计,其假设姿态传感器陀螺在姿态估计的过程中安装矩阵不会发生变化。但传感器的偏置是不可避免的并会导致姿态估计精度的降低。陀螺测量中存在的误差源于陀螺漂移,标度因数误差以及输入轴偏差,陀螺标度因数误差包括线性误差,非对称误差,温度敏感误差与磁场敏感误差四个部分。线性误差与输入旋转角的大小相关,温度敏感误差是陀螺的内在参数,取决于所使用的材料以及陀螺设计。偏置误差源于陀螺测量单元的安装误差并受到发射时振动以及颤振的影响。陀螺漂移导致的误差主要受到温度以及其他参数的影响,包括一个固定成分以及随机成分(Joglekar, 2006)。

因此将严密的广义陀螺测量模型引入卡尔曼滤波,在姿态滤波估计的过程中对陀螺尺度因子,偏置误差等参数同时进行估计以获取修正后的陀螺角速度,进而对姿态参数进行估计。在姿态滤波的过程中实现了陀螺参数的检校,状态参数由原来的六个维度扩充到十五个维度,包含三个姿态欧拉角偏差参数,三个陀螺漂移修正量,三个陀螺尺度因子改正量,六个陀螺安装参数修正量。严密陀螺测姿模型如式 4.1 所示:

$$\begin{aligned}\omega &= (I_3 + S^{true})\omega^{true} + \beta^{true} + v \\ \dot{\beta}^{true} &= n\end{aligned}\quad (4.1)$$

其中 β 为陀螺随机漂移, S 为偏置矩阵, w^{true} 为陀螺角速度真值, w 为陀螺角速度测量值, v 为随机测量噪声, μ 为陀螺漂移噪声,陀螺漂移由常值漂移和随机漂移构成,其漂移满足一阶马尔科夫过程。在严密陀螺模型下,估计的状态量为:

$$\Delta x(t) = [\Delta\theta(t) \quad \Delta\beta(t) \quad \Delta s(t) \quad \Delta k_u(t) \quad \Delta k_l(t)] \quad (4.2)$$

其满足状态传递方程:

$$\dot{\Delta x}(t) = F(t)\Delta x(t) + G(t)W(t) \quad (4.3)$$

其中:

$$F(t) = \begin{bmatrix} -[w(t) \times] & -(I_3 - S) & -diag(w - \beta) & -U & -L \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

$$G(t) = \begin{bmatrix} -(I_3 - S) & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_3 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_3 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_3 & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_3 \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

$$U = \begin{bmatrix} w_2 - \beta_2 & w_3 - \beta_3 & 0 \\ 0 & 0 & w_3 - \beta_3 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

$$L = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ w_1 - \beta_1 & 0 & 0 \\ 0 & w_1 - \beta_1 & w_2 - \beta_2 \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

则严密陀螺模型下姿态递推滤波估计流程如图 4.1 所示：

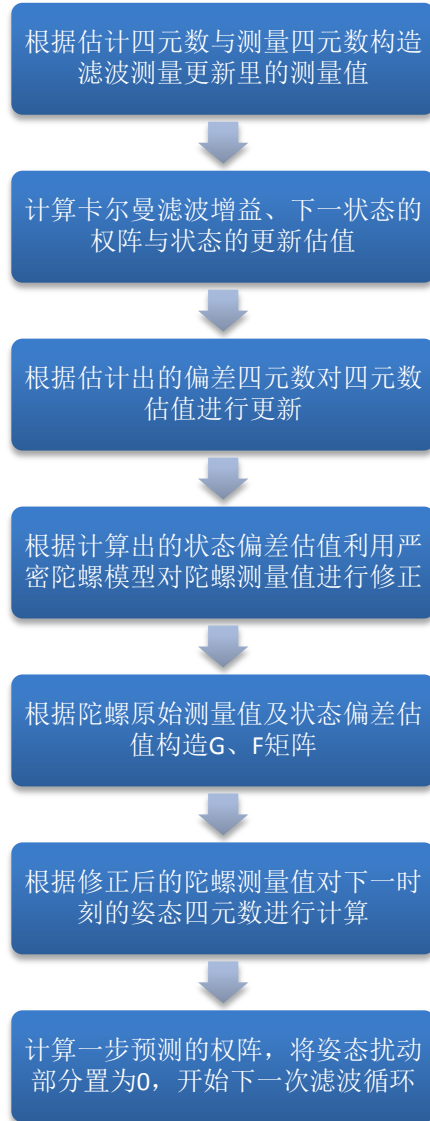


图 4.1 严密陀螺模型下姿态估计流程

根据广义陀螺测量模型，可得陀螺输出的估值为：

$$w(t) = (I_3 - S(t))(w(t) - \beta(t)) \quad (4.8)$$

滤波过程的基本思想是通过陀螺漂移、尺度因子以及其他陀螺参数的估计来获得陀螺真实输出的估值。然后应用姿态运动学方程获取下一时刻的姿态四元数估值。值得注意的是，广义陀螺测量模型下的姿态滤波不仅可以对星上陀螺参数进行有效的检校，而且能获得准确姿态估计结果。其中陀螺参数有效估计的前提是卫星姿态须有一定的机动变化。事实上，若卫星绕着一个固定的轴旋转且角速度的大小为常值的情况下，则陀螺参数在观测上无法分离，无法进行独立的参数估计，标度因数以及安装偏差的作用等同于陀螺漂移（Joglekar, 2006）。这样的

情况下严密陀螺模型下的姿态滤波无法对陀螺参数进行有效的估计,其姿态滤波结果等同于只考虑陀螺漂移的传统滤波方法。

4.1.2 后向 RTS 平滑

在线性动态系统中,前向迭代为卡尔曼滤波,反向迭代为卡尔曼平滑,对于离线数据处理而言,经过卡尔曼平滑的处理可以获得比卡尔曼滤波更高的精度。卡尔曼平滑可以分为三类,包括固定点平滑,固定滞后平滑及固定区间卡尔曼平滑。固定区间平滑使用固定时间间隔的观测序列,在所有的内部点上进行状态估计,是一种最常用的批估计平滑器,适用于姿态估计问题,这里采用的固定区间平滑方法为容积(Rauch-Tung-Striebel)平滑器,如下式所示:

$$\begin{aligned} x_{sN} &= x_N \\ P_{sN} &= P_N \end{aligned} \quad (4.9)$$

(这里将前向的最后一个状态值作为后向平滑的初始值)

$$\begin{aligned} K_k &= P_k^+ \varphi_k^T (P_{k+1}^-)^{-1} \\ x_{sk} &= x_k^+ + K_k (x_{s(k+1)} - x_{k+1}^-) \\ P_{sk} &= P_k^+ - K_k (P_{k+1}^- - P_{s(k+1)}) K_k^T \end{aligned} \quad (4.10)$$

其中 P_k^+ 为 k 时刻前向卡尔曼滤波状态估值的权阵, φ_k 为 k 时刻的状态转移矩阵, P_{k+1}^- 为 $k+1$ 时刻状态一步转移的权阵,由此计算反向卡尔曼平滑的增益矩阵, x_k^+ 为 k 时刻前向卡尔曼滤波状态的估值, $x_{s(k+1)}$ 为 $k+1$ 时刻反向卡尔曼平滑状态估值, x_{k+1}^- 为 k 时刻到 $k+1$ 时刻状态的转移值。值的注意的是,在姿态滤波估计系统中,这里采用的是间接卡尔曼滤波估计,估计状态量为扰动状态。从计算过程上说,卡尔曼平滑需要先正向迭代进行卡尔曼滤波,再反向迭代进行卡尔曼平滑。由于卡尔曼平滑用到了全局的观测量,因此需要前向滤波中每一过程的状态估计值与权阵,状态阵。平滑算法的优势在于其误差协方差总是小于单独的前向或后向过程,即相对于单一卡尔曼滤波,其精度会进一步提升,缺点是无法进行实时的处理,只能进行数据离线计算。

4.1.3 前后向卡尔曼滤波&加权平滑

姿态估计问题中,可以采用前后双向卡尔曼滤波平滑估计的方法进行姿态计算,在这种方法中,平滑估计量被表示为基于过去数据的前向估计和基于未来数据的后向估计的加权和。前向和后向估计可以借助于卡尔曼滤波器进行计算。前向姿态估计卡尔曼滤波上文已有介绍,后向估计过程与前向类似,前向按照时间

递增的序列估计姿态，后向按照递减的时间序列进行估计。后向滤波的姿态四元数估值初值选择为星敏感器的最后时刻测量值，状态参数的初始权阵与前向滤波的初始权阵一致，后向滤波初始状态参数置为零向量。在后向卡尔曼滤波中，姿态数据沿着与前向相反的方向进行传递，在利用姿态运动学方程进行姿态传递的时候，需要对陀螺数据对应的旋转矩阵取逆以进行姿态反向传递。值得注意的是，前后向滤波中的各个时刻状态参数的估值和权阵需要被记录，从而进行后续的加权平滑计算。后向滤波中的状态方程系数阵如下式所示（Pan, 1994）：

$$\varphi_b = (\varphi_f)^{-1} \quad (4.11)$$

$$\Gamma_b = -(\varphi_b)^{-1}\Gamma_f \quad (4.12)$$

其中下标 f 代表前向滤波过程，下标 b 代表后向过程。

对前向卡尔曼滤波的各个时刻状态估计值和后向卡尔曼滤波的状态估计值进行加权平滑，权重选择基于状态估值的方差阵。通过加权平均来最小化平均值状态估值的方差阵，其对应的算法如下：

$$q_{fb}(k) = \Psi(q_b(k))q_f(k) \quad (4.13)$$

$$\Delta x_{fb}(k) = \left[\text{sgn}(q_{fb4}) \begin{bmatrix} 2q_{fb1} & 2q_{fb2} & 2q_{fb3} \end{bmatrix} (\beta_f(k) - \beta_b(k))^T \Delta S \right]^T$$

$$\Delta S = \left[(\hat{s}_f(k) - \hat{s}_b(k))^T \quad (k_{U_f}(k) - k_{U_b}(k))^T \quad (k_{L_f}(k) - k_{L_b}(k))^T \right]$$

$$P_s(k) = (P_f^{-1}(k) + P_b^{-1}(k))^{-1} \quad (4.14)$$

$$\Delta x_s(k) = \left[\Delta \theta_s^T(k) \quad \Delta \hat{b}_s^T(k) \right]^T = P_s(k)P_f^{-1}(k)\Delta x_{fb}(k) \quad (4.15)$$

$$\Delta q_s(k) = \left[\begin{array}{c} \frac{1}{2} \Delta \theta_s^T(k) \\ 1 \end{array} \right] / \text{norm} \left(\left[\begin{array}{c} \frac{1}{2} \Delta \theta_s^T(k) \\ 1 \end{array} \right] \right) \quad (4.16)$$

$$q_s = \Psi'(q_b(k))\Delta q_s(k), \quad \hat{b}_s = \hat{b}_b(k) + \Delta \hat{b}_s(k) \quad (4.17)$$

$$\hat{s}_s = \hat{s}_b(k) + \Delta \hat{s}_s(k), \quad k_{U_s} = k_{U_b}(k) + \Delta k_{U_s}(k), \quad k_{L_s} = k_{L_b}(k) + \Delta k_{L_s}(k)$$

即利用前后向滤波的姿态四元数和陀螺漂移构造偏差量，进而求解偏差量中前向滤波估计的比重，最后利用前向滤波的比重对后向滤波姿态四元数和陀螺漂移进行修正，得到双向加权平滑后的状态估值。从公式中可以看到，双向滤波结果作为前向滤波与后向滤波的加权平均值，可以更好的平衡姿态估计中的观测信息与动力学模型信息。

4.2 姿态估计仿真实验

4.2.1 严密陀螺模型下扩展卡尔曼滤波融合仿真实验

在之前的仿真实验中，模拟姿态转动实验只假设载体在绕着 X 轴进行常值转动，导致姿态估计结果中滚动角精度要优于俯仰角与偏航角。在基于严密陀螺模型的扩展卡尔曼滤波融合仿真实验中，采用了三轴同时转动的方式，角速度向量构成如下式所示：

$$w = 0.1 * \frac{\pi}{180} * [\sin(0.01t) \quad \sin(0.002t) \quad \cos(0.001t)]$$

这里采用了正弦条件下的角速度变化以便满足陀螺参数的充分观测条件，从而对陀螺参数进行有效的估计，并对复杂运动下的姿态估计进行计算分析。仿真实验中施加了 6 秒的星敏感器姿态测量误差，其对应的欧拉角姿态偏差如图 4.2 所示：

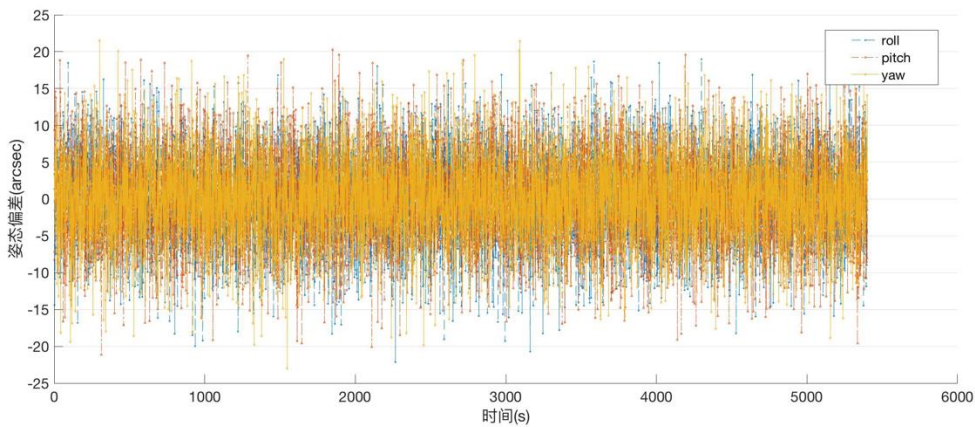


图 4.2 星敏感器姿态测量偏差

仿真参数如表 4.1 所示：

表 4.1 严密陀螺模型的 EKF 仿真参数

仿真参数	参数值
时间	90min
步长	1s
星敏感器频率	1hz
星敏感器噪声	6 arcsec
陀螺常值漂移	0.1deg/h

陀螺测量频率	1hz
陀螺漂移噪声标准差	$\sqrt{10} * 1e-10 \text{ arcsec/s}^{3/2}$
陀螺测量噪声标准差	$\sqrt{10} * 1e-7 \text{ arcsec/s}^{1/2}$
陀螺比例因子	1500/1000/1500 (ppm)
陀螺上部安装偏差	1000/1500/2000 (ppm)
陀螺下部安装偏差	500/1000/1500 (ppm)

滤波估计结果如下图所示:

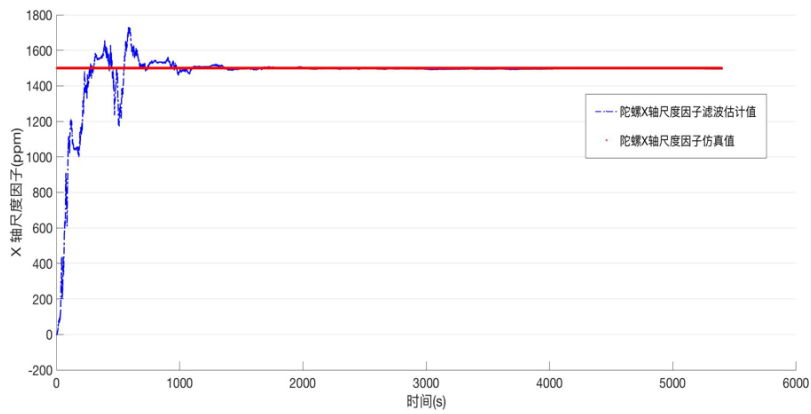


图 4.3 滤波估计的 x 轴尺度因子

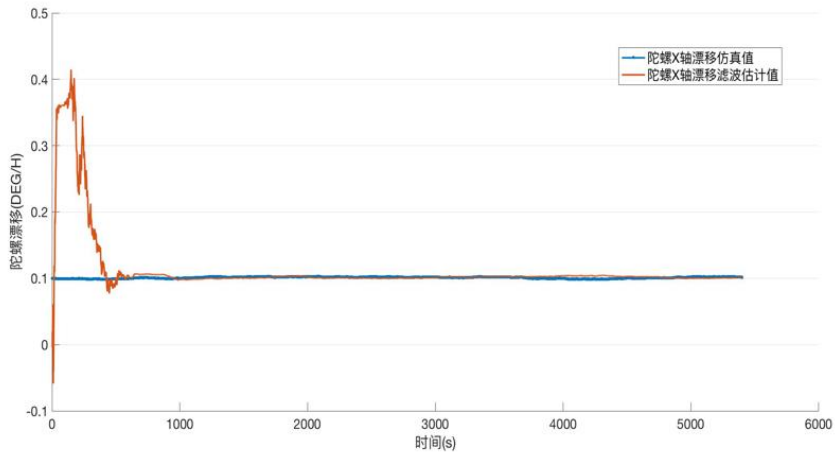


图 4.4 滤波估计的 x 轴陀螺漂移

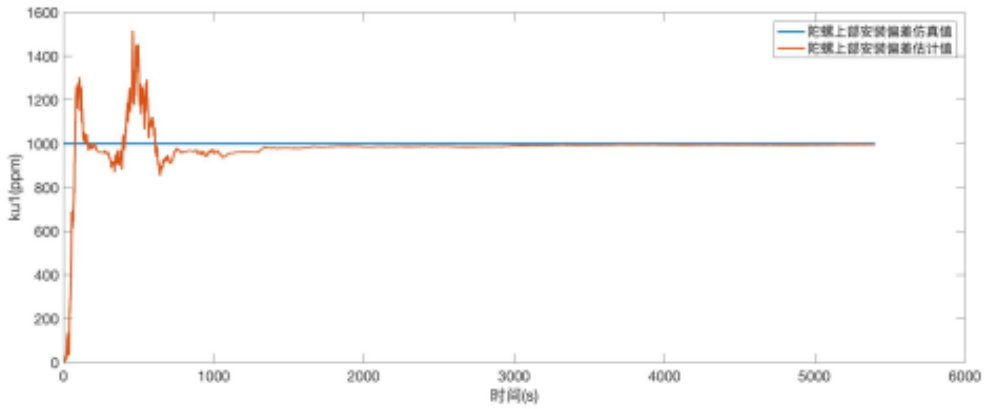


图 4.5 滤波估计的陀螺安装偏差

由上文中的滤波参数结果图中可以看到，在前向卡尔曼滤波的过程中，状态参数经过短暂的波动后进入了滤波收敛状态，状态参数估计值与设定的真值几乎一致，验证了估计模型的有效性与正确性。但其仍需要一定时间才能收敛，使得类卡尔曼滤波方法在开始阶段的姿态估计精度较差，开始阶段的姿态估计精度主要取决于状态模型的精度，随着滤波时间的增加，利用的观测信息越来越多，状态模型误差的影响逐渐得到控制，滤波开始收敛并且姿态估计的精度得到了提高。滤波估计姿态欧拉角偏差如图 4.6 所示：

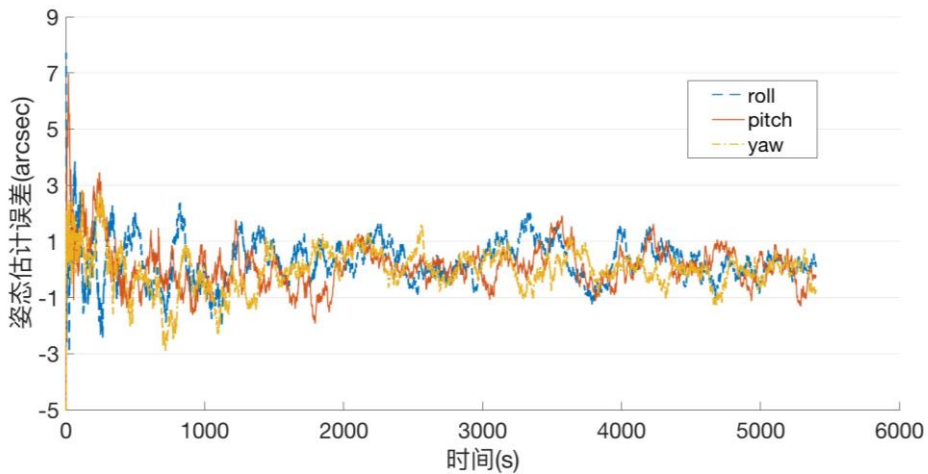


图 4.6 姿态滤波估计值与姿态真值的偏差

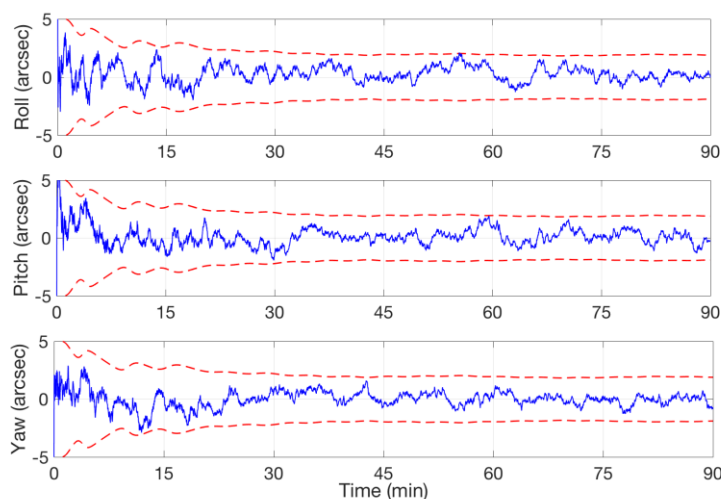


图 4.7 姿态估计误差与三倍中误差上下限示意图

收敛后姿态欧拉角幅值在 2 秒左右，其滚动角均方根误差为 0.82 秒，俯仰角均方根误差为 0.83 秒，偏航角均方根误差为 0.73 秒，姿态计算精度均显著高于原始姿态测量值且各个模型参数估计值均与仿真真值接近，验证了模型的合理性。其中陀螺参数的估计结果如表 4.2 所示：

表 4.2 前向扩展卡尔曼滤波陀螺参数估计

参数	仿真真值	估计值
β_1 (deg/h)	0.1	0.1196 ± 0.0637
β_2 (deg/h)	0.1	0.1253 ± 0.0766
β_3 (deg/h)	0.1	0.1257 ± 0.0587
s_1 (ppm)	1500	1470 ± 141.5
s_2 (ppm)	1000	957.5 ± 166.8
s_3 (ppm)	1500	1434 ± 150.0
k_{u1} (ppm)	1000	961.3 ± 148.2
k_{u2} (ppm)	1500	1426 ± 173.4
k_{u3} (ppm)	2000	1905 ± 264.0
k_{l1} (ppn)	500	512.9 ± 70.02
k_{l2} (ppm)	1000	982.2 ± 101.4
k_{l3} (ppm)	1500	1431.9 ± 254.4

进行 1000 次蒙特卡洛实验，统计姿态估计精度，如表 4.3 所示：

表 4.3 严密陀螺模型下姿态估计偏差

	均值	标准差
roll	0.87"	0.07"
pitch	0.87"	0.07"
yaw	0.87"	0.08"

在三轴同时旋转的情况下，姿态欧拉角估计精度一致，且显著高于原始传感器姿态测量精度，估计结果稳定。将卡尔曼平滑引入基于严密陀螺模型的 EKF 过程，如图 4.8 所示：

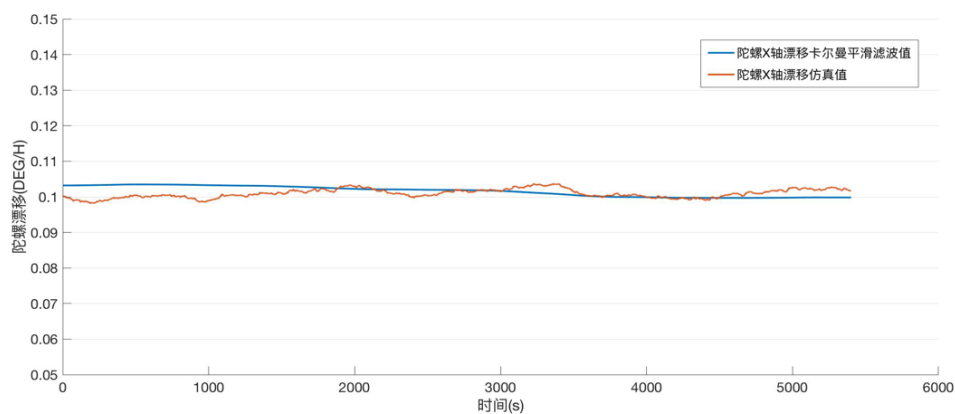
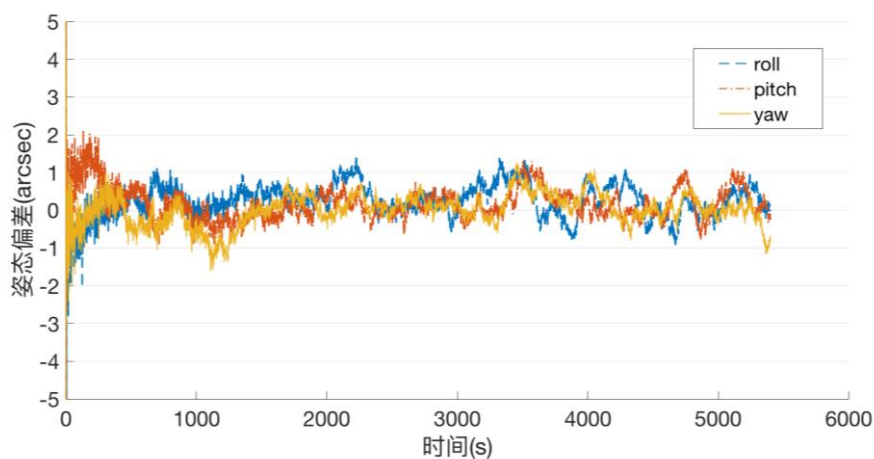


图 4.8 施加反向卡尔曼平滑的陀螺 x 轴漂移滤波值

由图 4.8 可知，在施加反向卡尔曼平滑后，由于考虑了滤波过程中的所有信息，全过程的参数估计更加平稳，去除了滤波初始过程中参数的大幅度变化，使得整个估计过程中参数值均保持有效。施加后向平滑后的姿态估计结果如图 4.9 所示：



(a)

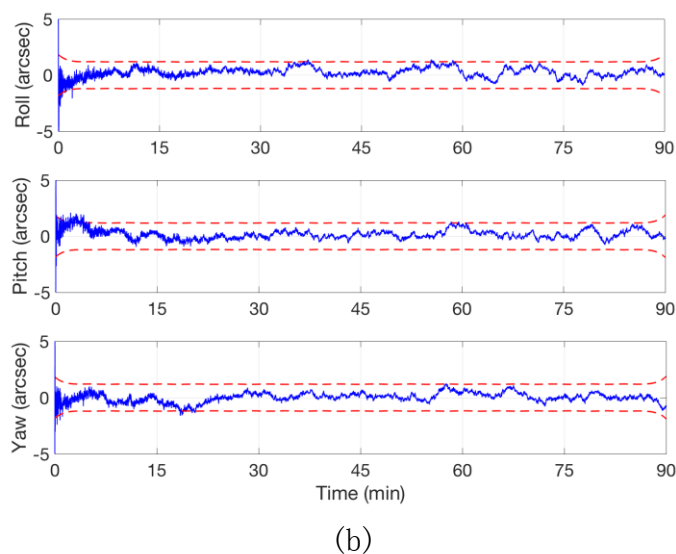


图 4.9 严密陀螺模型 EKF 之后施加后向卡尔曼平滑的姿态偏差

其滚动角均方根误差为 0.44 秒，俯仰角均方根误差为 0.59 秒，偏航角均方根误差为 0.48 秒。由于增加了滤波开始阶段的观测信息，固定区间平滑结果显著提高了滤波开始阶段姿态估计精度，在滤波稳定后，观测信息和状态模型信息达到了平衡，容积卡尔曼平滑结果在稳定后的姿态精度上提高有限。反向平滑时基于前向滤波方差阵对前向滤波估计值进行了进一步的优化。参数估计值在全过程上保持了平稳的特性，但存在着计算量大，无法实时进行状态估计的缺点。基于 RTS 平滑的陀螺参数估计结果如表 4.4 所示：

表 4.4 RTS 平滑的陀螺参数估计

参数	仿真真值	估计值
β_1 (deg/h)	0.1	0.0910 ± 0.0007
β_2 (deg/h)	0.1	0.0939 ± 0.0016
β_3 (deg/h)	0.1	0.1049 ± 0.0054
s_1 (ppm)	1500	1492 ± 0
s_2 (ppm)	1000	1002 ± 0
s_3 (ppm)	1500	1498 ± 0
k_{u1} (ppm)	1000	995.1 ± 0
k_{u2} (ppm)	1500	1502 ± 0
k_{u3} (ppm)	2000	1994 ± 0
k_{l1} (ppn)	500	492.5 ± 0
k_{l2} (ppm)	1000	998.9 ± 0
k_{l3} (ppm)	1500	1493 ± 0

进行 1000 次蒙特卡洛实验，统计姿态估计精度，如表 4.5 所示：

表 4.5 严密陀螺模型下 RTS 平滑姿态估计偏差

	均值	标准差
roll	0.50"	0.04"
pitch	0.49"	0.04"
yaw	0.50"	0.04"

在上述仿真条件下，RTS 平滑的姿态估计精度相较于前向滤波提升约 43%，精度的大幅度提升源于其在状态估计的过程中利用了包括估计时刻以后的全过程的观测信息。与此同时，单向扩展卡尔曼滤波仅利用了估计时刻及以前的观测信息，因而卡尔曼平滑获得了更高的姿态确定精度。

若原始陀螺数据中包含了尺度因子和安装偏差造成的误差，则基于严密陀螺模型的姿态卡尔曼滤波估计结果将显著优于简单模型，在上述实例中，若在相应的陀螺参数及陀螺输出下采用常规陀螺模型，三轴姿态角偏差大于 40 秒，源于陀螺模型错误导致的偏差。值得注意的是，不考虑陀螺尺度因子和安装偏差的简单陀螺模型相当于是严密陀螺模型的特例，在尺度因子和安装偏差极小的情况下，严密陀螺模型退化为简单模型，两种模型的姿态估计结果是一致的。下表统计了两种模型在陀螺标度因子和安装偏差均为零值的条件下，相同仿真参数下采用单向递推滤波方法姿态估计结果。

表 4.6 无标度因数误差以及安装偏差下姿态估计偏差

	均值	标准差	均值	标准差
	严密陀螺模型		常规陀螺模型	
Roll	0.72"	0.06"	0.70"	0.06"
pitch	0.71"	0.06"	0.71"	0.06"
yaw	0.71"	0.06"	0.71"	0.06"

若使用的陀螺角速度数据保持稳定，无明显的姿态机动，则在如表 3.5 同等的仿真条件下，两种陀螺测量模型会保持一致的姿态估计精度。源于在角速度保持稳定的情况下，基于严密陀螺模型姿态滤波中的陀螺标度因子误差以及安装偏差将无法被有效估计，其对陀螺输出的贡献等同于陀螺漂移，因此与只考虑陀螺漂移的传统陀螺模型姿态估计精度一致。利用仿真实验进行验证，不妨设过程中陀螺角速度如下：

$$w = 0.1 * \frac{\pi}{180} * [0.1 \quad 0.1 \quad 0.1]$$

对两种模型下单向递推滤波的姿态估计精度结果进行统计：

表 4.7 稳定角速度条件下姿态估计偏差

	均值	标准差	均值	标准差
	严密陀螺模型		常规陀螺模型	
Roll	0.72"	0.06"	0.70"	0.06"
pitch	0.70"	0.07"	0.71"	0.07"
yaw	0.72"	0.06"	0.71"	0.06"

可以看到尽管存在较大的标度因数误差以及陀螺安装偏差,但在角速度基本为常值的情况下,两种陀螺模型对应的姿态估计精度是一致的,对陀螺参数的估计均转化为对陀螺漂移的估计。其中基于严密陀螺模型的单向姿态滤波对陀螺标度因数的估计结果如图 4.10 所示:

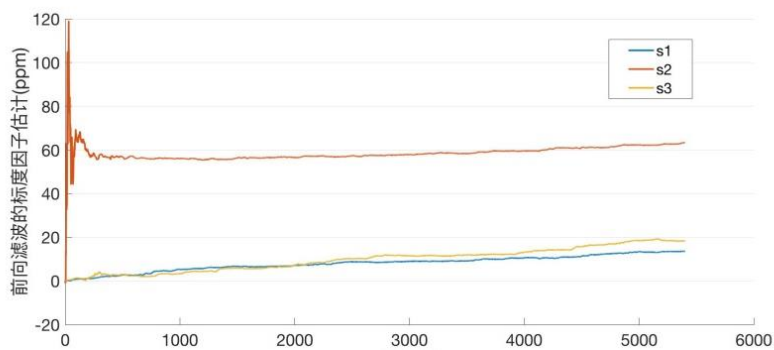


图 4.10 陀螺标度因数误差估计结果

从图中可以看出,在陀螺角速度输出稳态的情况下,严密陀螺测量模型下标度因子误差等陀螺参数将无法得到准确的估计结果。

4.2.2 前后向卡尔曼滤波&加权平滑实验

同样的仿真条件下,对星敏感器陀螺数据进行后向卡尔曼滤波,后向滤波过程的 X 轴陀螺漂移估计如图 4.11 所示:

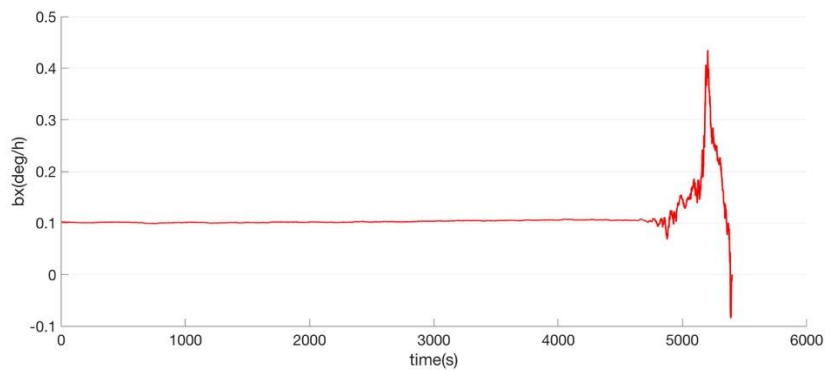


图 4.11 后向卡尔曼滤波 X 轴陀螺漂移

Y轴和Z轴的陀螺漂移情况与X轴基本一致。后向滤波过程的尺度因子估计结果如图4.12所示:

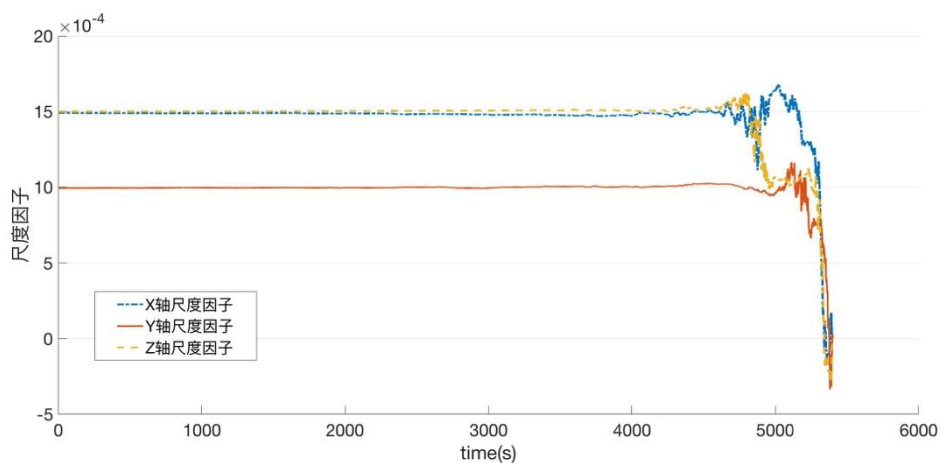


图 4.12 陀螺尺度因子参数估计结果

后向滤波过程的下部偏差安装参数估计结果如图4.13所示:

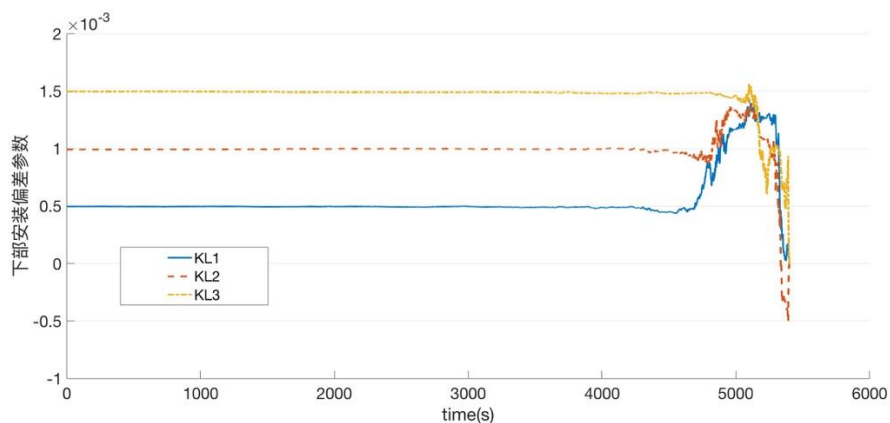


图 4.13 陀螺下部安装偏差估计结果

从图中状态参数估计结果可以看到,后向滤波经过了初始的参数迭代后迅速收敛到真值,与前向滤波过程相反。前后向滤波的陀螺Y轴漂移如图4.14所示:

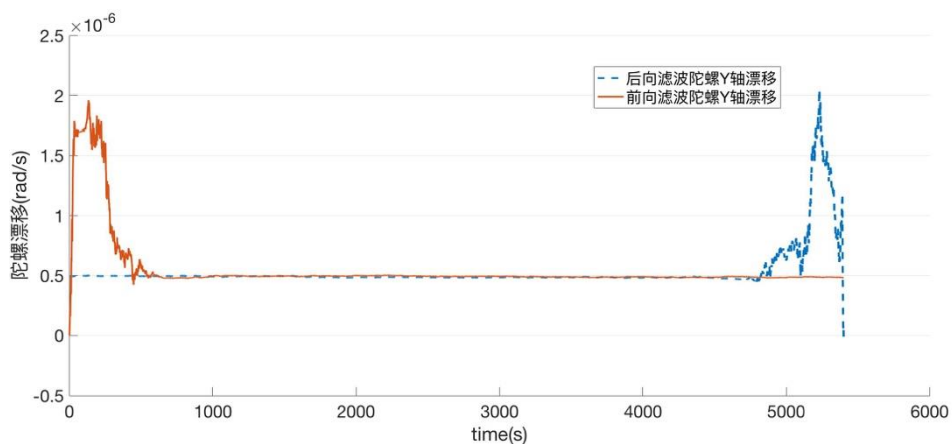


图 4.14 前后向滤波陀螺 Y 轴漂移估计

前后向滤波过程的偏差四元数如图所示：

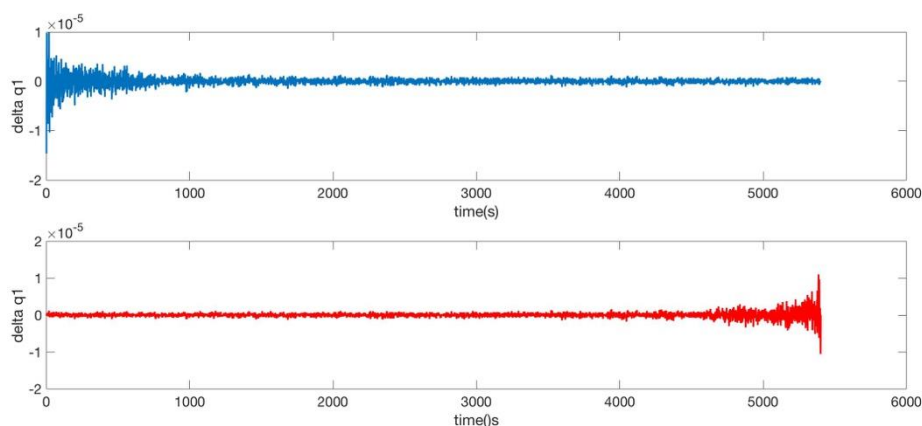


图 4.15 前后向卡尔曼滤波的偏差四元数

双向滤波方法对陀螺参数的估计结果如表 4.8 所示：

表 4.8 双向加权平滑的陀螺参数估计

参数	仿真真值	估计值
β_1 (deg/h)	0.1	0.0910 ± 0.0015
β_2 (deg/h)	0.1	0.1067 ± 0.0026
β_3 (deg/h)	0.1	0.1046 ± 0.0010
s_1 (ppm)	1500	1497 ± 0.04
s_2 (ppm)	1000	999.9 ± 0.03
s_3 (ppm)	1500	1488 ± 0.04
k_{u1} (ppm)	1000	1002 ± 0.03
k_{u2} (ppm)	1500	1499 ± 0.05
k_{u3} (ppm)	2000	1989 ± 0.06
k_{l1} (ppn)	500	496.5 ± 0.05
k_{l2} (ppm)	1000	993.6 ± 0.04
k_{l3} (ppm)	1500	1495 ± 0.03

1000 次随机蒙特卡洛实验统计后向卡尔曼滤波估计精度，结果如表 4.9 所示：

表 4.9 后向扩展卡尔曼滤波姿态估计精度

	均值	标准差
roll	0.86"	0.07"
pitch	0.82"	0.06"
yaw	0.91"	0.07"

双向滤波加权平滑后的姿态估计结果如表 4.10 所示：

表 4.10 双向加权平滑姿态估计精度

	均值	标准差
roll	0.47"	0.05"
pitch	0.46"	0.04"
yaw	0.47"	0.04"

基于提出的广义陀螺模型下双向滤波估计方法显著提升了姿态估计精度。相对于前向扩展卡尔曼滤波方法，姿态估计精度提升约 47%，相对于 RTS 平滑方法，姿态估计精度提升约 8%。双向滤波后的陀螺漂移如图 4.16 所示：

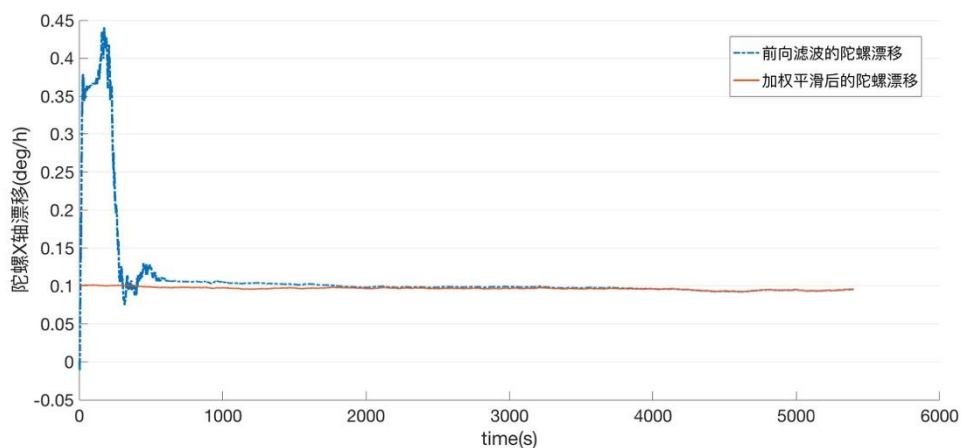


图 4.16 加权平滑后的陀螺漂移

双向滤波加权平滑后的姿态估计偏差如图 4.17 所示：

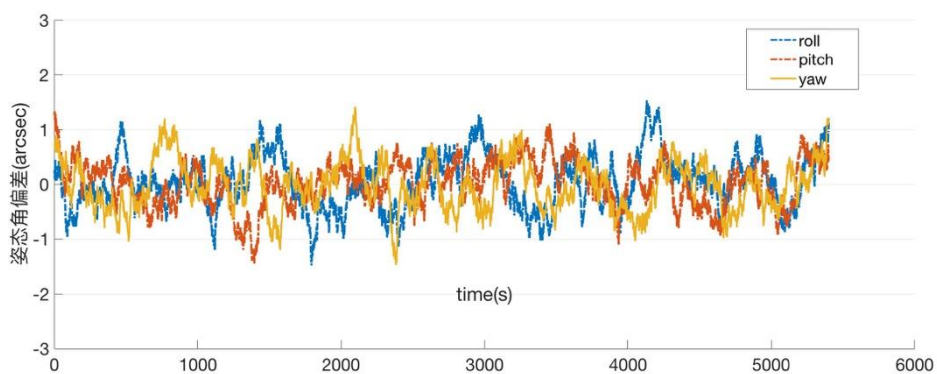


图 4.17 姿态欧拉角估计偏差

三种估计方法的姿态估计精度结果如图 4.18 所示：

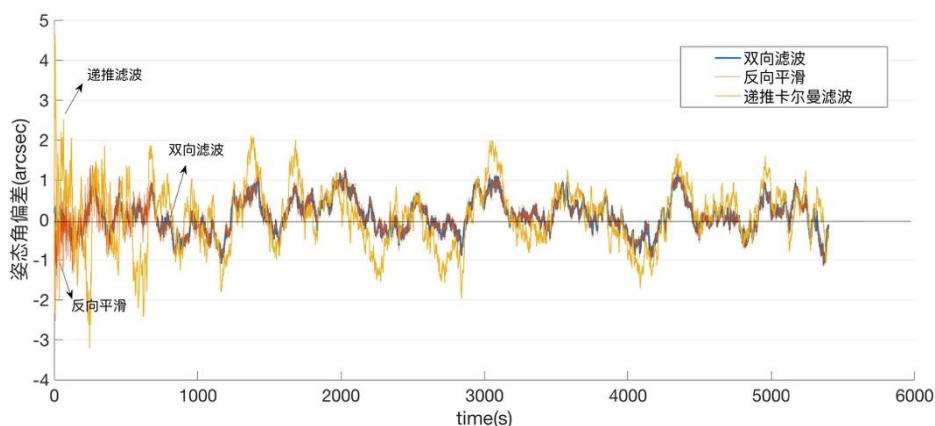


图 4.18 姿态估计结果精度比较

从图 4.18 可以看出，在双向加权平滑的作用下，滤波状态参数在整个过程中保持在真值附近。与单向滤波结果相比较，显著提升了滤波开始阶段的状态估计精度，更好的平衡了滤波过程中的观测信息和模型信息。同时，三种姿态估计方法即单向扩展卡尔曼滤波方法，卡尔曼平滑以及双向卡尔曼滤波加权平滑均能显著提升姿态估计精度，其中卡尔曼平滑和双向滤波方法能显著提升滤波初始阶段的状态估计精度，使得滤波过程更佳平稳收敛，双向滤波加权平滑的姿态估计精度最高，优于后向卡尔曼平滑方法，其不仅提升了滤波初始阶段的态度精度，而且提高了滤波稳定后的姿态估计精度。

4.3 本章小结

本章在上章的基础上优化了积分陀螺测量模型，将严密陀螺模型引入姿态滤波估计。建立仿真实验，对多种姿态估计方法进行了分析比较。基于严密陀螺模型的态度估计在精度上优于简单陀螺模型，实现了姿态估计的同时对陀螺参数进行了有效的检校。在姿态前向滤波的基础上，基于滤波过程中存储的状态方差阵进行后向卡尔曼平滑的姿态估计取得了更高的姿态后处理精度。接着在前向扩展卡尔曼滤波的基础上反向进行了后向卡尔曼滤波，基于加权平滑算法对前后向姿态参数进行了加权平均，同样的仿真参数下姿态估计精度高于 0.5 秒。得出了双向滤波加权平均算法的精度优于姿态固定区间卡尔曼平滑和姿态前向卡尔曼滤波的结论。通过进行两种陀螺模型下姿态融合仿真实验，可以得出通用陀螺模型下的滤波估计要优于传统陀螺模型。当不存在陀螺标度因数误差以及安装偏差的情况下，两种模型的态度估计精度几乎一致。当存在陀螺参数偏差，角速度输出保持稳态时，两种模型的态度估计精度几乎一致。当存在陀螺参数偏差，姿态发生机动即陀螺角速度输出变化较大时，基于通用陀螺模型的态度估计精度要显著

优于传统模型。因此，本文提出的基于严密陀螺模型的双向滤波加权平均的姿态估计方法具有显著的优越性。

第5章 高分辨率遥感卫星姿态后处理与对地定位

5.1 天绘一号卫星星敏感器精度评价

实验姿态数据为天绘1号01星1462轨三线阵1A级影像135景影像对应的辅助数据，包括三个星敏感器的姿态数据。计算表明星敏感器1、2的光轴夹角均值73.0200度，标准差5.35秒，星敏1、3夹角均值30.3413度，标准差8.20秒，星敏2、3光轴夹角均值74.9153度，标准差7.61秒。在轨星敏感器夹角变化如图5.1所示，其值为各历元光轴夹角与均值之差，以对其测量精度进行反映。

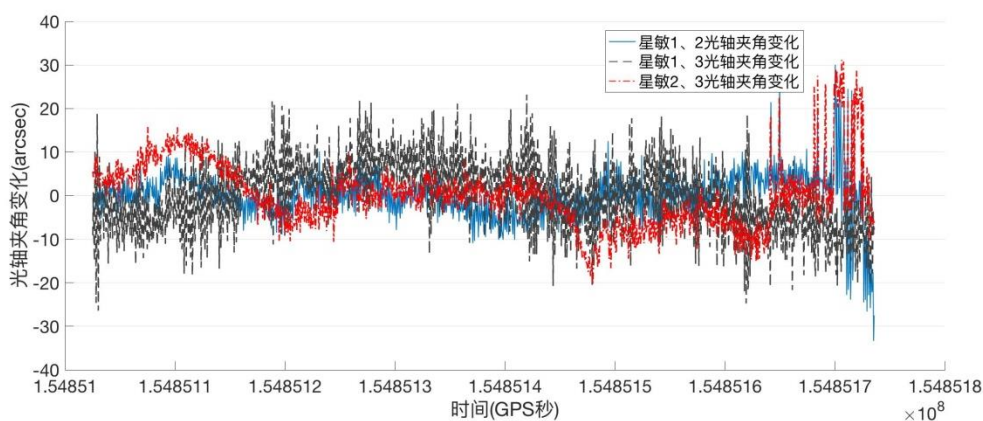


图 5.1 在轨星敏感器夹角变化

其光轴夹角变化范围(-20, 20)角秒，天绘一号ASTRO 10星敏感器的光轴测量精度为5角秒，根据误差传播定律，其光轴夹角夹角误差应优于7秒，基于上图可以发现星敏感器光轴夹角变化幅度大且不稳定，反映出在轨星敏热变形大，测量精度存在问题，故单纯采用星敏数据作为姿态应用与直接对地定位误差较大。

5.2 资源三号卫星姿态后处理

5.2.1 资源三号姿态融合算法

2012年1月发射的资源三号卫星是我国第一颗民用高分辨率立体测图卫星，主要用于卫星测绘和资源调查，能够长期、连续、快速、稳定地获取全球范围内的高分辨率三线阵立体影像和多光谱影像，可用于生产全国基础地理信息1:50000比例尺的测绘产品以及1:25000比例尺的地图修测与更新(李德仁, 2012; 李凌云, 2015)。为获得成像时刻的外方位元素，资源三号搭载高精度的测轨定

姿设备,采用星上双频 GPS 数据在轨测量卫星外方位线元素以及地面后处理的双频 GPS 数据精确测量外方位线元素,线元素测量数据的采样频率为 1Hz,在轨定位精度优于 10 米。资源三号的姿态测量系统采用多组陀螺和三台高精度星敏感器组合定姿的方式,由于陀螺量测的角元素的相对精度较高,而星敏量测的绝对精度较高,采用星敏感器和陀螺组合测量的方式精确测定卫星平台在 J2000 惯性坐标系下的姿态,组合姿态测量的采样频率为 4Hz(谢俊峰,2011)。

基于资源三号原始星敏感器和陀螺测量数据以及提出的广义陀螺模型下双向滤波加权平滑姿态估计方法,建立了资源三号卫星的星敏感器陀螺姿态数据融合方法框架,如表 5.1 所示:

表 5.1 ZY-3 姿态后处理算法

基于星敏感器和陀螺的姿态后处理算法
输入: 星敏感器对本体的安装矩阵、星敏感器姿态测量数据、陀螺对本体的安装矩阵、陀螺惯性角速度测量数据、先验的星敏感器测量噪声、先验的陀螺测量噪声与漂移噪声
过程:
1. 将星敏感器安装矩阵转换为旋转四元数,与星敏感器姿态测量四元数相乘得本体姿态四元数
2. 基于陀螺角速度坐标转换公式,利用陀螺安装矩阵获得卫星本体相对惯性系的角速度
3. 根据姿态传感器的先验噪声水平设定卡尔曼滤波估计的测量噪声阵与过程噪声阵
4. 将 1-3 的数据引入严密陀螺模型下的前向卡尔曼滤波器进行姿态估计
5. 根据前向估计结果进行后向卡尔曼平滑,获取平滑后的姿态四元数
6. 后向滤波估计,对姿态估计值进行双向加权平滑
输出: 陀螺漂移、陀螺时刻的卫星本体姿态估计值(前向卡尔曼滤波,卡尔曼平滑,双向滤波加权平均)

基于姿态融合算法,计算资源三号卫星相应历元下的最优姿态,进而应用于遥感影像处理与对地定位。

5.2.2 资源三号姿态融合实验

根据资源三号星敏感器原始测量数据,统计计算星敏感器光轴夹角,下图为资源三号 2015 年 5 月 5 日星敏感器 2 和 3 的光轴夹角统计结果:

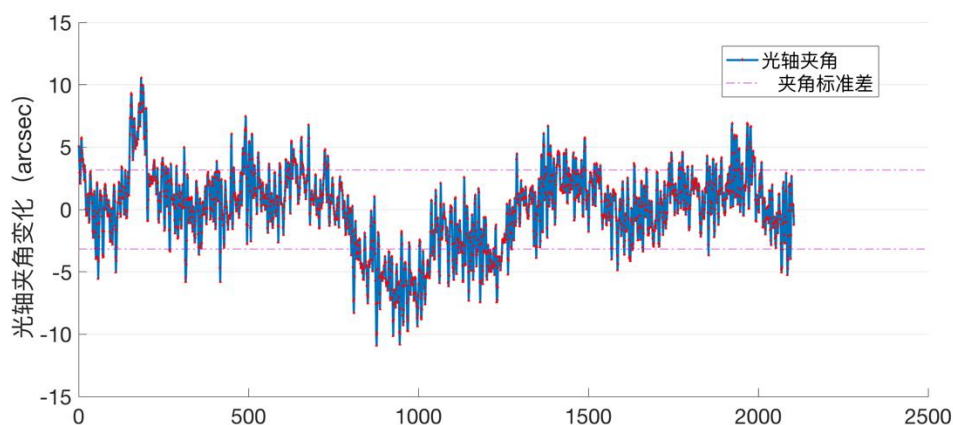


图 5.2 基于原始星敏感器测量数据的光轴夹角统计结果

上图为光轴夹角减去夹角序列均值的结果，其中光轴夹角均值 73.7564 度，夹角变化中误差为 3.17 秒，是两个星敏感器测量误差的综合反映。基于统计结果可以发现两星敏感器的光轴夹角变化稳定，处于误差允许范围内，反映出星敏感器支架温控措施良好，热变形较小。

利用前向扩展卡尔曼滤波算法对星敏感器姿态测量数据进行优化，滤波融合后对星敏感器 2 和 3 的光轴夹角进行统计，其中光轴夹角均值 73.7577 度，夹角变化中误差为 2.41 秒，相对于原始星敏感器测量数据，滤波姿态数据精度有了一定的提升。基于星敏感器 2 的测量数据以及陀螺角速度数据进行前向卡尔曼滤波估计的三轴陀螺漂移如图 5.3 所示：

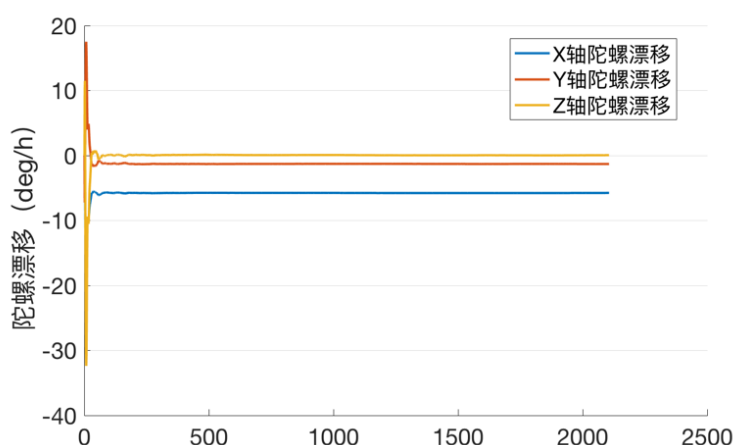


图 5.3 资源三号卫星陀螺漂移估计

其中 X 轴陀螺漂移约为 5.7 deg/h，Y 轴陀螺漂移约为 1.2 deg/h，Z 轴陀螺漂移约为 0。从图中可以看出，经过前向滤波处理，解算的漂移大小随时间呈稳态变化，在经过滤波初期的迭代后状态量进入收敛状态，验证了算法的有效性。系统状态

误差参数变化趋势是判定滤波器性能的重要指标，姿态误差四元数表示利用陀螺预测的姿态与修正后姿态的偏差量，陀螺漂移误差表示利用星敏感器修正的陀螺漂移量，滤波稳定后的误差量随时间变化如图 5.4 所示：

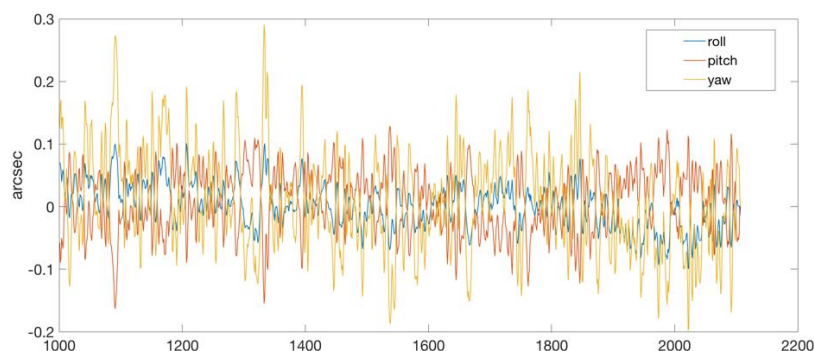


图 5.4 前向滤波收敛后的姿态状态量估计误差

利用卡尔曼平滑算法对资源三号星敏感器陀螺数据进行处理，固定区间平滑的光轴夹角标准差为 2.02 秒，从侧面说明姿态测量精度通过平滑后得到的有效的提高。RTS 卡尔曼平滑后的陀螺漂移如图 5.5 所示：

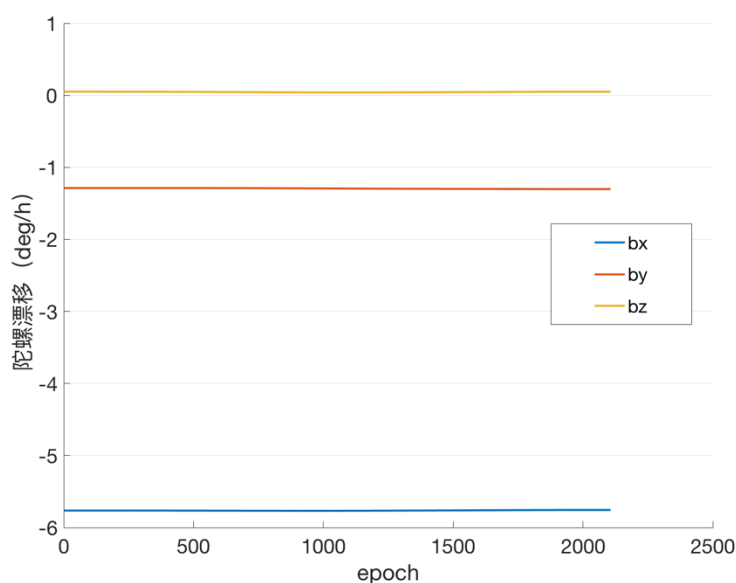


图 5.5 后向卡尔曼平滑的陀螺漂移估计值

利用双向滤波加权平滑算法对星敏感器姿态测量数据进行优化，滤波融合后对光轴夹角进行统计，其中光轴夹角变化中误差 2.01 秒，其与卡尔曼平滑算法的精度基本一致。光轴夹角标准差的降低源于卡尔曼滤波不仅可以获得动态估计下的最优状态，还能对测量噪声进行去除使得姿态估计结果更加平滑。加权平均后的姿态估计结果如图 5.6 所示：

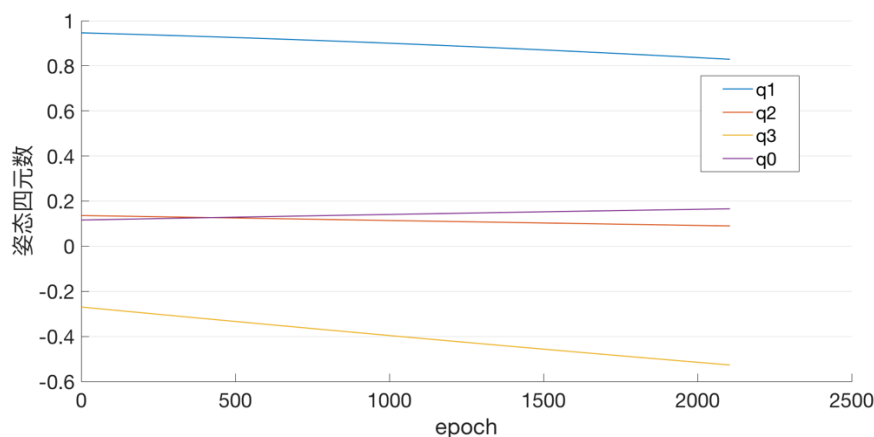


图 5.6 双向滤波估计的各时相姿态四元数

值的注意的是，在基于本文提出的严密陀螺模型下的双向扩展卡尔曼滤波姿态估计中，资源三号陀螺的尺度因子和安装偏差估计结果均接近于 0，如图 5.7 所示，其单位为百万分之一（ppm）：

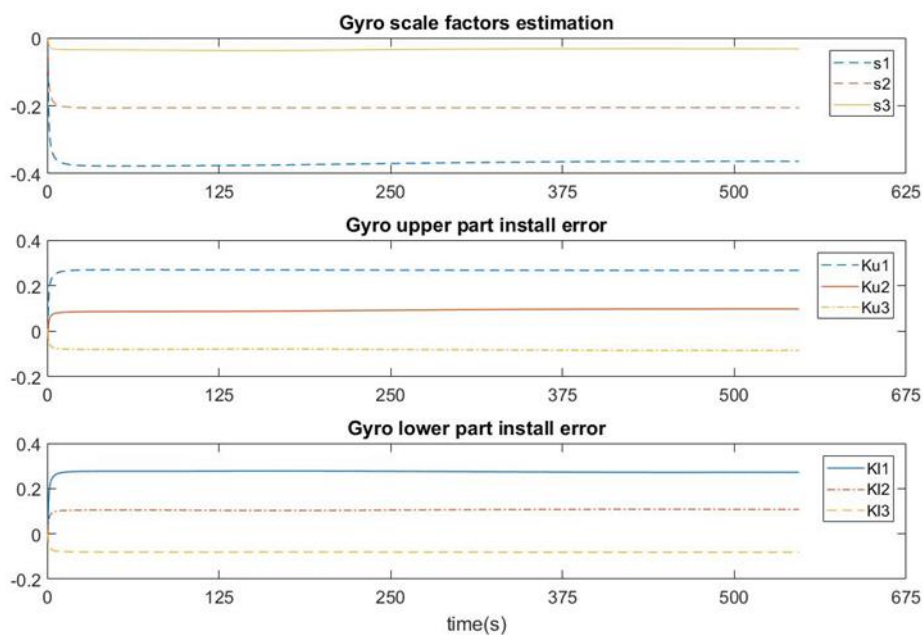


图 5.7 资源三号双向滤波的陀螺参数估计

由于使用的资源三号陀螺的角速度输出值基本一致，反映了卫星的稳态运行情况，广义陀螺模型下的姿态滤波算法无法对其陀螺参数进行有效的估计，在这样的情况下，本文算法与只考虑陀螺漂移的 6 状态量双向扩展卡尔曼滤波估计算法精度一致，对陀螺标度因数误差以及安装偏差的估计均转化为对陀螺漂移的估计。资源三号陀螺角速度输出如图 5.8 所示：

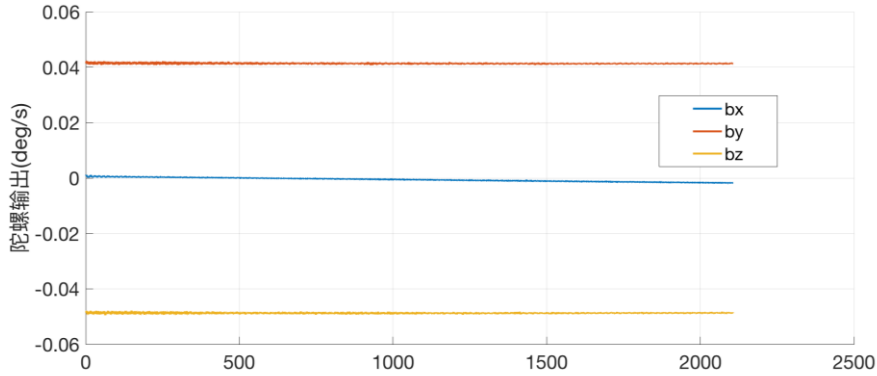


图 5.8 资源三号双向滤波的陀螺参数估计

在陀螺参数需要检校的情况以及姿态机动的情况下，本文算法将显著优于简单陀螺模型下的滤波估计算法，因为基于严密陀螺模型的系统状态模型更加符合真实状态模型。

5.3 基于严格成像模型的资源三号卫星对地定位

5.3.1 实验数据

本实验采用资源三号卫星拍摄的嵩山地区的同轨立体三线阵前视和后视影像作为立体像对，影像拍摄于 2012 年 2 月 3 号，前后视原始影像有 4 片 CCD 组成，每一片 CCD 影像大小为 4096×16384，测区前后视影像如图 5.9 所示：

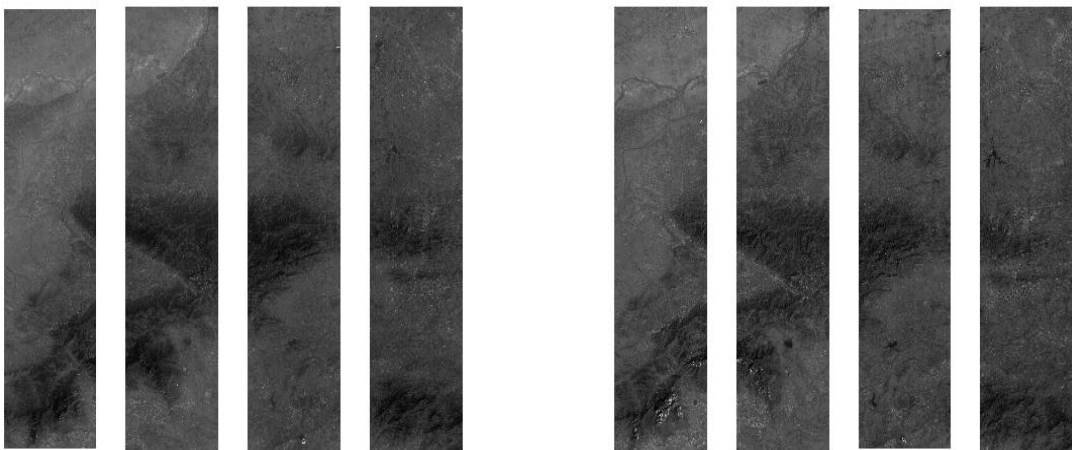


图 5.9 前视和后视 CCD 影像

实验过程中，共使用 42 个控制点，这些点的坐标由 GPS 实测得到，精度在 5cm 以内，大都分布在道路交叉或者拐角易于辨识的地方，控制点分布如图

2.7 所示。实验利用所测控制点坐标作为真实值，来检测资源三号卫星直接对地定位精度。测区控制点分布如图 5.10 所示：

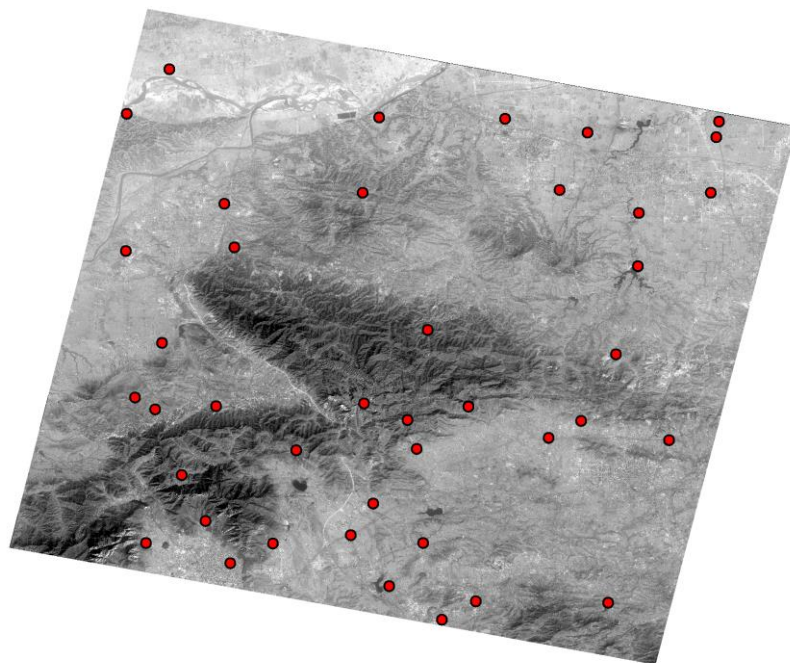


图 5.10 测区控制点分布

5.3.2 实验结果及分析

利用检校后的相机与本体的安装矩阵以及资源卫星中心后处理得到的姿态对前后视立体影像进行前方交会定位，定位结果如下所示：

表 5.2 严格模型地面点定位精度（单位：m）

	WGS84 地心直角坐标系			
	X	Y	XY(平面)	Z(高程)
均方误差	11.367	7.536	13.638	12.940

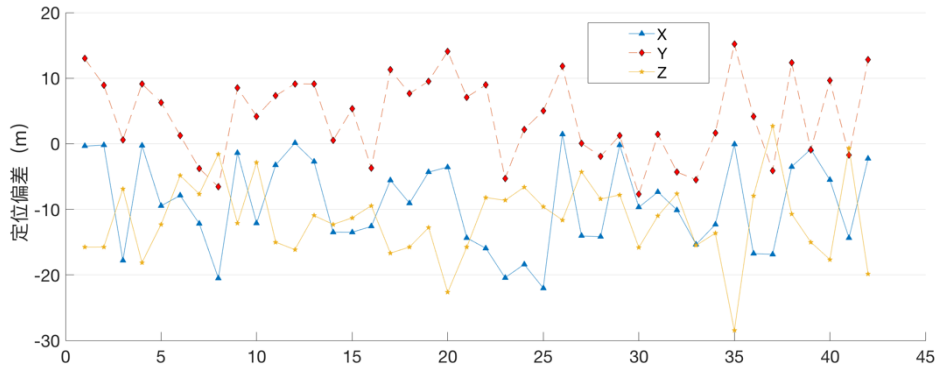


图 5.11 定位偏差

为了准确的对姿态处理精度进行评估，需要去除成像过程中的系统性误差。由于星传感器安装误差的存在，成像载荷与星传感器的相对姿态会发生变化，为了防止高精度的姿态测量信息被安装误差淹没，通过姿态角系统误差修正算法来去除成像过程中的系统误差。利用选取的 10 个控制点以及姿态角系统误差改正算法修正姿态中包含的系统误差，再利用附属文件中的后处理姿态进行对地定位，结果如下：

表 5.3 严格模型地面点定位精度（单位：m）

	WGS84 地心直角坐标系			
	X	Y	XY(平面)	Z(高程)
均方误差	6.615	3.744	7.601	6.029

将三种姿态数据用于立体影像对地定位，总体统计结果如表 5.4 所示：

表 5.4 严格模型地面点定位精度（单位：m）

Geographical Coordinates	Attitude	Minimum(m)	Maximum(m)	RMSE
X	1	0.281	19.712	8.254
	2	0.052	12.742	6.631
	3	0.101	12.640	6.615
Y	1	0.033	25.438	10.349
	2	0.078	9.050	3.765
	3	0.038	9.093	3.744
Z	1	0.151	28.982	10.111
	2	0.245	18.220	6.093
	3	0.103	18.007	6.029

其中‘1’代表原始星传感器测量姿态，‘2’代表基于本文方法融合后的姿态四元数，‘3’为资源卫星应用中心处理的姿态。可以看出经过处理后的姿态数据的对地定位精度与资源卫星中心后处理姿态数据的精度一致，源于在资源三号卫

星姿态融合估计中，陀螺的尺度因子和安装误差几乎为 0，严密陀螺模型退化为简单陀螺模型，使得两种后处理的姿态数据保持了同等的精度，均优于原始姿态数据的定位精度。

5.4 卫星姿态处理分析系统原型

在 MFC 平台下基于 VC++ 开发建立了姿态处理的原型工具软件，姿态仿真部分实现了扩展卡尔曼滤波，互补滤波，无迹卡尔曼滤波等姿态估计方法并进行图形化展示，如图 5.12 所示：

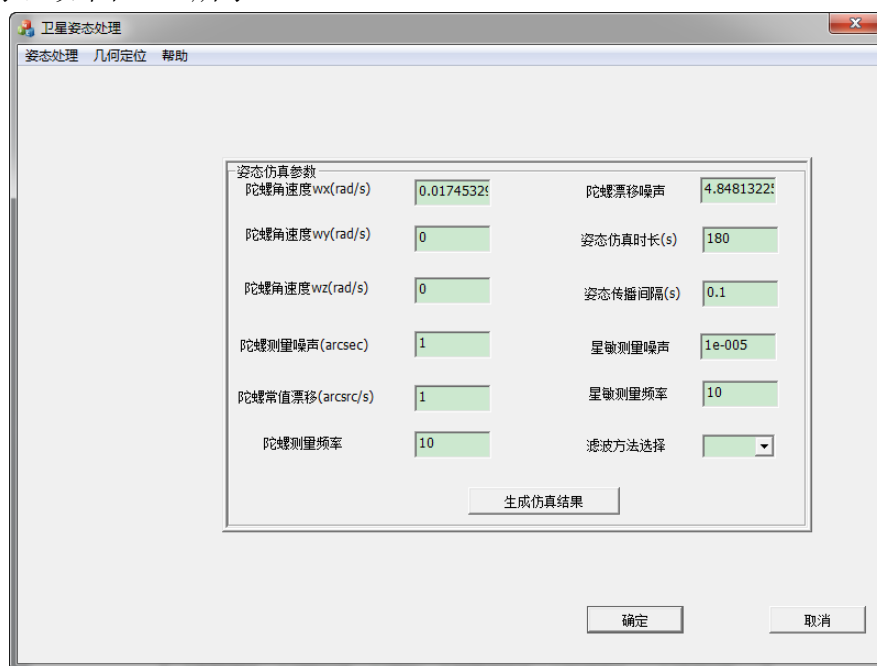


图 5.12 姿态仿真

实现了天绘一号姿态相关数据的读取展示，基于光轴指向夹角的误差分析及姿态融合相关功能，如图 5.13 所示：

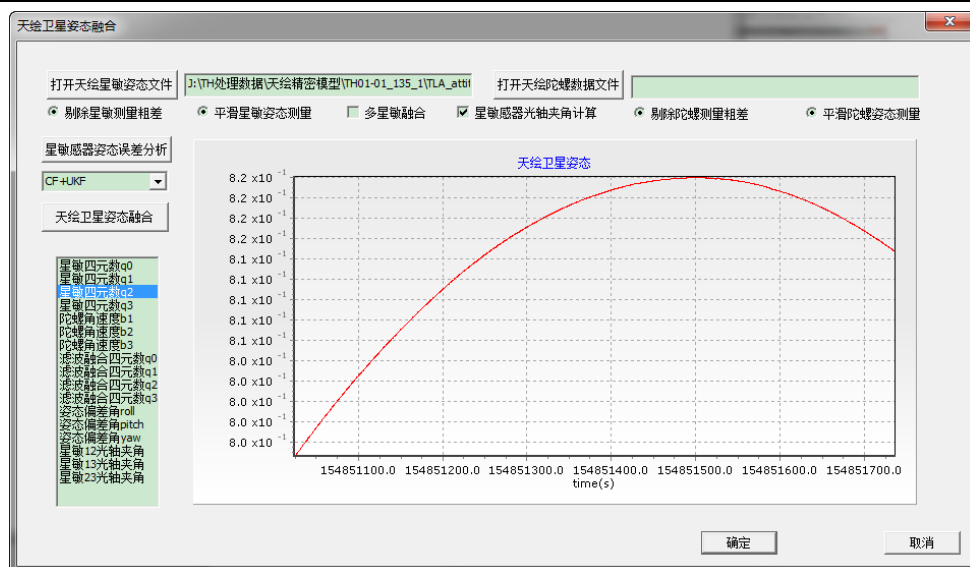
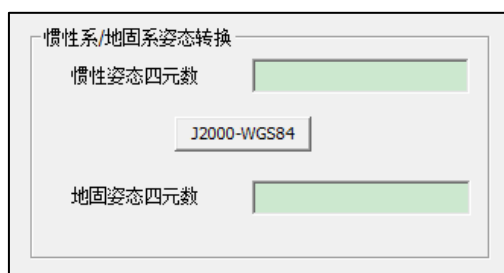


图 5.13 卫星姿态处理

实现了惯性系姿态四元数和地固系姿态四元数的相互转换及资源三号的立体影像对地定位的功能，如下图所示：



(a)



(b)

图 5.14 姿态坐标系转换与资源三号立体影像对地定位

5.5 本章小结

利用光轴夹角变化的方法对天绘一号卫星的姿态测量精度进行了分析,从结果上反映出在轨星敏感器热变形大,测量精度存在问题。建立了基于严密陀螺模型的双向卡尔曼滤波的资源三号星敏感器陀螺姿态融合算法,利用光轴夹角指向验证了融合算法的有效性,从原始的光轴夹角中误差 3.17 秒提升到 2.01 秒,源于在双向滤波的过程中,其不仅可以获得动态估计下的最优状态,还能对噪声进行过滤,使得姿态估计结果进行平滑。进而将融合后的姿态数据应用于立体影像的严格成像模型进行对地定位。在此基础上,开发了姿态仿真验证以及姿态数据误差分析软件。

第 6 章 结论与展望

6.1 结论

姿态估计问题是许多领域的关键性问题,包括卫星控制、对地定位、无人机、运动跟踪等方面。本文的研究工作主要针对基于星敏感器和陀螺的姿态融合算法研究以及卫星下传姿态预处理及后处理方法研究,旨在提升姿态数据精度以满足后续处理要求,本文的研究工作和成果主要包括以下几个方面。

(1) 针对线阵 CCD 推扫式传感器的构造特点和成像方式,探讨了严格成像模型下姿态变化对遥感影像定位精度的影响公式,提出了原始星敏感器姿态测量数据预处理方法,可以有效的对姿态粗差进行检测及剔除。建立了基于卫星姿态观测数据反演平台抖动的流程。

(2) 阐述了当前姿态估计的两类方法,包括静态姿态确定方法与姿态滤波估计方法,对基于星敏感器和陀螺的扩展卡尔曼滤波算法和无迹卡尔曼滤波算法作了仿真实验与精度比较。在无迹卡尔曼滤波的基础上,提出了结合互补滤波与无迹卡尔曼滤波的姿态估计方法,在收敛性和精度上相对于无迹卡尔曼滤波方法有一定的提高。

(3) 将严密的广义陀螺测量模型引入姿态估计的状态方程,滤波状态量从包含陀螺漂移和偏差四元数的六个状态量扩充为包含陀螺尺度因子和安装偏差的十五个状态量,在姿态估计的同时陀螺参数得到了检校。将严密陀螺模型引入姿态双向滤波加权平均的姿态估计过程,显著提升了姿态估计精度。对包括递推卡尔曼滤波,固定区间平滑和双向滤波三种姿态估计方法进行了比较,得出了双向卡尔曼滤波方法最优的结论,其不仅提高了滤波初期的姿态估计精度,滤波稳定后的姿态估计精度也会有提高。对通用陀螺测量模型以及传统陀螺测量模型下的姿态滤波估计算法进行了比较,实验表明在姿态角速度稳定的前况下,严密陀螺模型下的姿态估计算法无法对陀螺标度因数误差以及安装偏差参数进行有效的检校,两种陀螺测量模型的估计精度一致。在陀螺偏差参数几乎为零的情况下,严密陀螺模型退化为传统模型,两种模型的姿态估计精度一致。在姿态存在机动且存在陀螺参数偏差的情况下,基于严密陀螺模型的姿态滤波算法显著优于传统模型,其可以在姿态估计的同时对陀螺参数进行检校。

(4) 建立了基于本文算法的资源三号下传的星敏感器陀螺姿态融合算法流程,基于指向夹角中误差对算法有效性进行了验证。进而通过将融合后的姿态数据引入资源三号线阵影像的严格成像模型,基于立体影像对地定位精度对融合后

的姿态精度进行了验证。开发了卫星姿态处理软件，实现了姿态误差分析与融合估计等功能。

6.2 进一步工作的方向

本文在已有理论成果的基础上，对下传的卫星姿态数据预处理方法和基于星敏感器和陀螺的卫星姿态估计方法进行了分析和探索，取得了一些有益的建议和结论。由于作者学术水平尚浅，加之真实实验数据验证还不够充分，还有许多问题值得研究：

(1) 本文只对下传姿态数据的预处理方法和姿态融合算法进行了探讨，并未对完整的姿态确定 workflow 进行研究，包括星表建立，星图识别，质心提取，姿态确定等步骤。

(2) 基于卡尔曼滤波的姿态融合算法需要获得传感器的噪声水平特性先验值，在噪声水平未知的情况下，如何有效的进行姿态估计值得进一步的研究。在将星敏感器姿态测量数据以及陀螺测量数据转化为本体系姿态数据时，获取的转换矩阵并非严格正交，由此所带来的误差并未分析。

(3) 本文仅对基于星敏感器和陀螺的姿态估计算法进行了研究，对与其他姿态传感器如地磁敏感器、太阳敏感器等姿态传感器的信息融合算法有待于进一步研究。

致谢

时光如白驹过隙，不知不觉间研究生阶段已经走到了终点，人生的篇章即将开始新的一页，内心充满无限的向往与迷惘，回首过往的研究生岁月，在遇到坎坷困难的时候，总会受到大家的关怀与帮助，让我不胜感激。

感谢我的导师童小华教授。您在学术上的博学严谨、工作中精益求精、为人处世的踏实正派都深深的影响着我，没有您高屋建瓴的指导，我无法顺利完成本文的工作；想起多少个深夜里您埋头工作的身影，将会一直激励着我拼搏向前。生活不只眼前的苟且，还有远方的理想与自我价值的实现。感谢我的副导师刘世杰老师，感谢您在我的研究方向上给予我莫大的帮助与鼓励，还有生活中的关心与照料，字字珠玑的教诲让人难忘；感谢课题组的陈鹏老师、谢欢老师和张松林老师，金雁敏老师，柳思聪老师，许雄老师对我的教导和帮助；

同时我还要感谢课题组的同学们给予的帮助和关怀，感谢魏超博士、刘向锋师兄、栾奎峰师兄、刘爽师兄、赵文明师兄、罗新师兄、郑守住师兄、马小龙师兄、高飒师兄、宋二非师兄、董浩然师兄、王芳师姐、王润杰师姐、曹文师姐、潘海燕师姐、郭亮亮师兄、杜莉师姐、张顺师兄、杨小猛师兄，陈雷师兄，让我感到了课题组如家般的氛围；特别感谢张学师兄、李凌云师兄、叶真师兄、孙文正师兄、王凤香师姐、牛常领师兄在学术道路上给予我的指点和帮助，带我入门；感谢我的同门周奇、胡林涛、郦韵雯、赵昂、苏舒、宋璐萍，希望今后都有各自精彩的人生；感谢章鑫、李扬、韩杰、杜文佳、胡明等师弟师妹，带给了课题组新的希望。

感谢国家测绘地理信息局资源卫星应用中心的谢俊峰老师和莫凡师兄提供资源三号卫星实验数据，感谢所有评审专家在百忙之中对本文的审阅。

感谢同济大学，七年的同济生活如今历历在目，这里有着青春的回忆与成长的泪水，感谢同济给予我的一切。

感谢我的女友陈方圆，你的关心与支持是我前进的动力，遇到你是我人生最大的幸运。

特别感谢我的父母，谢谢你们为我所做的一切，在我迷茫的时候给我指引，在我忧伤的时候听我倾诉，谢谢你们对我的爱，我也永远爱你们。

郭成成 2018年3月于同济大学

参考文献

- [1]Ahmadi M, Khayatian A, Karimaghaee P. Attitude estimation by divided difference filter in quaternion space[J]. *Acta Astronautica*, 2012, 75(2):95-107.
- [2]AIAA. ASTRO 15 Star Tracker Flight Experience and Further Improvements Towards the ASTRO APS Star Tracker - AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit (AIAA)[J]. *Elevator World*, 2008, 35.
- [3]AIAA. High-Bandwidth Attitude Determination Using Jitter Measurements and Optimal Filtering[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. 2009.
- [4]AIAA. Sigma-Point Kalman Filters for Nonlinear Estimation and Sensor-Fusion—Applications to Integrated Navigation[C]. 2004.
- [5]Bae S. Glas Spacecraft Attitude Determination Using CCD Star Tracker and 3-AXIS Gyros[J]. 1999.
- [6]Cao L, Yang W, Li H, et al. Robust Double Gain Unscented Kalman Filter for Small Satellite Attitude Estimation[J]. *Advances in Space Research*, 2017, 60.
- [7]Carozza L, Bevilacqua A. Error analysis of satellite attitude determination using a vision-based approach[J]. *Isprs Journal of Photogrammetry & Remote Sensing*, 2013, 83(83):19-29.
- [8]Chen B, Geng Y, Yang X. High precision attitude estimation algorithm using three star trackers[C]. *Intelligent Control and Automation. IEEE*, 2012:4168-4173.
- [9]Chen Y, Qiu Z, Xie Z, et al. Detection of attitude constant error and in-orbit calibration for the three-line CCD sensor of the ZY-3 satellite[J]. *International Journal of Remote Sensing*, 2017, 38(23):7333-7356.
- [10]Crassidis, J.L.; Markley, F.L. Unscented filtering for spacecraft attitude estimation. *Am. Inst.Aeronaut. Astronaut.* 2003, 26, 536–542.
- [11]Esteves F M, Nehmetallah G, Abot J L. Low-cost attitude determination system using an extended Kalman filter (EKF) algorithm[C]. *SPIE Defense + Security*. 2016:98421K.
- [12]Franchis C D, Meinhardt-Llopis E, Greslou D, et al. Attitude Refinement for Orbiting Pushbroom Cameras: a Simple Polynomial Fitting Method[J]. 2015, 2015.
- [13]Garcia R V, Kuga H K, Zanardi M C. Unscented Kalman filter for spacecraft attitude estimation using modified Rodrigues parameters and real data[J]. *Computational & Applied Mathematics*, 2016, 35(3):835-846.
- [14]Grewal M S, Andrews A P. *Kalman filtering: theory and practice*[M]. Prentice-Hall, 2001.
- [15]Hajiyev C, Guler D C. Review on gyroless attitude determination methods for small satellites[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 90:54-66.
- [16]Holland D. A., Boyd D. S. and Marshall P. Updating topographic mapping in Great Britain using imagery from high-resolution satellite sensors[J]. *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing*, 2006, 60(3): 212-223.
- [17]In-orbit Geometric Calibration and Validation of ZY-3 Three-line Cameras Based on CCD-detector Look Angles. *Photogrammetric Record*, 2015, 30(150): 211-226.
- [18]Joglekar H, Venkateswarlu A. Gyro Scale-Factor Error and Misalignment Estimation for a

- Spacecraft[C].AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. 2006.
- [19]Kalman, R.E. A new approach to linear filtering and prediction problem. *J. Basic Eng.* 1960, 82,95–108.
- [20]Kim P. Kalman Filter for Beginners: With MATLAB Examples[J]. 2011.
- [21]Kouyama T, Kanemura A, Kato S, et al. Satellite Attitude Determination and Map Projection Based on Robust Image Matching[J]. *Remote Sensing*, 2017, 9(1):90.
- [22]Mao X, Du X, Fang H. Precise attitude determination strategy for spacecraft based on information fusion of attitude sensors: Gyros/GPS/Star-sensor[J]. *International Journal of Aeronautical & Space Sciences*, 2013, 14(1):91-98.
- [23]Markley F L, Crassidis J L. *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*[J]. *Space Technology Library*, 2014, 33.
- [24]Markley F L. Attitude Error Representations for Kalman Filtering[J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2003, 109(2):133-151.
- [25]Markley F L. Optimal Attitude Matrix from Two Vector Measurements[J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2008, 31(3):765-768.
- [26]Ouaknine J. Reduction of Low Frequency Error for SED36 and APS based HYDRA Star Trackers[J]. 2006, 621:112.
- [27]Pan H, Zou Z, Zhang G, et al. A Penalized Spline-Based Attitude Model for High-Resolution Satellite Imagery[J]. *IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing*, 2016, 54(3):1849-1859.
- [28]Pan S. A RECURSIVE UPDATE METHOD OF TWO-FILTER SMOOTHED ESTIMATES[J]. *Acta Automatica Sinica*, 1994, 20(1).
- [29]Pittelkau, M.E.: Kalman filtering for spacecraft system alignment calibration. *J. Guid. Contr.Dynam.* 24(6) (2001).
- [30] Shuster M D, S. D. O H. Three-axis attitude determination from vector observations[J]. *J Guidance Control Dynam*, 1981, 4(1).
- [31]T. Toutin. Review article: Geometric processing of remote sensing images: models, algorithms and methods[J]. *International Journal of Remote Sensing*, 2004, 25(10):1893-1924.
- [32]Takanori, I. Precision attitude and position determination for Advanced Land Observing Satellite(ALOS). *Proc. SPIE 2009*, 34, 1845–1848.
- [33]Tan N D, Vinh T Q, Tuyen B T. A New Approach for Small Satellite Gyroscope and Star Tracker Fusion[J]. *Indian Journal of Science & Technology*, 2016, 9(17).
- [34]Tang X, Xie J, Wang X, et al. High-Precision Attitude Post-Processing and Initial Verification for the ZY-3 Satellite[J]. *Remote Sensing*, 2015, 7(1):111-134.
- [35]Tong X., Ye Z., Xu Y., et al. Framework of Jitter Detection and Compensation for High Resolution Satellites[J]. *Remote Sensing*, 2014, 6(5): 3944-3964.
- [36]Toutin T. Review article: Geometric processing of remote sensing images: models, algorithms and methods[J]. *International Journal of Remote Sensing*, 2004, 25(10):1893-1924.
- [37]Wahba, G.: A least-squares estimate of satellite attitude. *SIAM Rev.* 7(3), 409 (1965)
- [38]Wang M, Cheng Y, Long X, et al. On-Orbit Geometric Calibration Approach for High-Resolution Geostationary Optical Satellite GaoFen-4[J]. *International Archives of the Photogrammetry Remote Sensing & S*, 2016, XLI-B1:389-394.
- [39]Wang M, Fan C, Pan J, et al. Image jitter detection and compensation using a high-frequency

- angular displacement method for Yaogan-26 remote sensing satellite[J]. *Isprs Journal of Photogrammetry & Remote Sensing*, 2017, 130:32-43.
- [40]Wang M, Fan C, Yang B, et al. On-Ground Processing of Yaogan-24 Remote Sensing Satellite Attitude Data and Verification Using Geometric Field Calibration:[J]. *Sensors*, 2016, 16(8).
- [41]Wang M, Zhu Y, Jin S, et al. Correction of ZY-3 image distortion caused by satellite jitter via virtual steady reimaging using attitude data[J]. *Isprs Journal of Photogrammetry & Remote Sensing*, 2016, 119:108-123.
- [42]Weser T., Rottensteiner F., Willneff J., et al. Development and testing of a generic sensor model for pushbroom satellite imagery[J]. *The Photogrammetric Record*, 2008, 23(123): 255-274.
- [43]Xiaohua Tong, Lingyu Li, Shijie Liu, Yusheng Xu, Zhen Ye, Yanmin Jin, Fengxiang Wang. Detection and estimation of ZY-3 three-line array image distortions caused by attitude oscillation[J]. *Photogrammetry and Remote Sensing*. 2015. 291-309.
- [44]Xinming Tang & Junfeng Xie (2012) Overview of the key technologies for high-resolution
- [45]Xiong K, Liang T, Lei Y. Multiple model Kalman filter for attitude determination of precision pointing spacecraft[J]. *Acta Astronautica*, 2011, 68(7):843-852.
- [46]Ying Z, Mi W, Pan J, et al. Detection of ZY-3 Satellite Platform Jitter Using Multi-spectral Imagery[J]. *Acta Geodaetica Et Cartographica Sinica*, 2015, 44(4):399-406 and 413.
- [47]Yuan R, Song N, Jin J. Autonomous estimation of angle random walk of fiber optic gyro in attitude determination system of satellite[J]. *Measurement*, 2012, 45(6):1362-1366.
- [48]陈军. 基于星敏传感器/陀螺的卫星姿态确定技术研究[D]. 国防科学技术大学, 2013.
- [49]陈鹰. 遥感影像的数字摄影测量[M]. 同济大学出版社, 2003.
- [50]淡鹏, 王丹, 郭延臣. 星敏数据转换为参考系欧拉角姿态的方法[J]. *电讯技术*, 2016,56(12):1340-1345.
- [51]高翔. 视觉 SLAM 十四讲从理论到实践[M]. 电子工业出版社, 2017.
- [52]龚健雅. 对地观测数据处理与分析研究进展[M]. 武汉大学出版社, 2007.
- [53]官云兰, 程效军, 周世健,等. 基于单位四元数的空间后方交会解算[J]. *测绘学报*, 2008,37(1):30-35.
- [54]何家维. 高精度全天时星敏传感器关键技术研究[D]. 中国科学院大学, 2013.
- [55]贾博, 姜挺, 余岸竹, 江刚武. 资源三号卫星姿态四元数系统误差检验方法[J]. *测绘工程*, 2014, 23(5): 10-12.
- [56]贾桂敏. 姿态变化对遥感推扫式三线阵立体测量精度的影响研究[D]. 天津大学, 2013.
- [57]矫媛媛. 基于星敏传感器/陀螺组合测量的卫星姿态确定方法研究[D]. 国防科学技术大学, 2007.
- [58]李德仁, 王密. “资源三号”卫星在轨几何定标及精度评估[J]. *航天返回与遥感*, 2012, 33(3):1-6.
- [59]李德仁. 我国第一颗民用三线阵立体测图卫星-资源三号测绘卫星[J]. *测绘学报*, 2012, 41 (3): 317-322.
- [60]李凌云, 高分辨率立体测图卫星姿态颤振探测与估计的理论方法研究[D]. 同济大学,
- [61]李奇, 王鹏波, 邓国臣. 卫星姿态数据的自动处理[J]. *遥感信息*, 2014, 29(2).
- [62]林玉荣, 邓正隆. 无陀螺卫星姿态的二阶插值非线性滤波估计[J]. *宇航学报*, 2003, 24(2):173-179.
- [63]刘斌. 高分辨光学卫星空地一体化定姿及姿态抖动下影像几何处理方法研究[D]. 武汉:武

- 汉大学, 2011.
- [64]刘世杰. 线阵 CCD 推扫式卫星遥感影像几何处理模型与误差分析[D]. 同济大学博士学位论文, 2012.
- [65]刘一武, 陈义庆. 星敏感器测量模型及其在卫星姿态确定系统中的应用[J]. 空间控制技术与应用, 2002, 24(3):162-167. [65]吕振铎. 卫星姿态测量与确定[M]. 国防工业出版社, 2013.
- [66]莫凡, 谢俊峰, 何昭宁,等. 资源三号卫星原始姿态数据预处理方法探讨[J]. 测绘科学,2016, 41(1):127-132.
- [67]牛常领, 童小华, 刘世杰. 资源三号卫星姿态检校方法[J]. 遥感信息, 2017, 32(1):23-27.
- [68]庞博, 黎康, 汤亮,等. 星敏感器误差分析与补偿方法[J]. 空间控制技术与应用, 2017,43(1):17-24.
- [69]秦显平, 杨元喜. 平方根滤波/平滑/双向滤波在 LEO 星载 GPS 定轨中的应用[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2009, 34(10):1176-1180.
- [70]田宏. 影响星敏感器姿态计算精度的因素分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2004(5):14-17.
- [71]王密. 高分辨率光学卫星遥感影像高精度几何处理与应用[M].科学出版社, 2017.
- [72]王鹏波, 刘保成, 吴芳莉,等. 天绘一号卫星姿态数据的自动处理[C]// 中国遥感大会. 2012.
- [73]王任享, 胡莘, 王建荣. 天绘一号无地面控制点摄影测量[J]. 测绘学报, 2013, 42(1):1-5.
- [74]王任享, 王建荣, 胡莘. 光学卫星摄影无控定位精度分析[J]. 测绘学报, 2017, 46(3):332-337.
- [75]王任享, 三线阵 CCD 影像卫星摄影测量原理[M]. 测绘出版社, 北京, 2006.
- [76]王任享. 天绘一号卫星无地面控制点摄影测量关键技术及其发展历程[J]. 测绘科学,
- [77]王兴涛, 李迎春, 李晓燕. “天绘一号”卫星星敏感器精度分析 [J]. 遥感学报, 2012,16(s1):90-93.
- [78]吴廷元. 基于恒星和地心矢量观测的微小卫星定姿方案及算法研究[D]. 南京航空航
- [79]谢俊峰, 唐新明, 莫凡,等. 资源三号国产星敏感器事后定姿方案设计与系统实现[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2017, 42(4):434-440.
- [80]谢俊峰. 卫星星敏感器定姿数据处理关键技术研究[D]. 武汉大学, 2009.
- [81]尹剑, 陈红, 杨萌,等. 捷联姿态计算中方向余弦与四元数法分析比较[J]. 兵器装备工程学报, 2015, 36(9):106-110.
- [82]余岸竹. 遥感卫星摄影测量参数动态检测关键技术研究[D]. 解放军信息工程大学, 硕士学位论文, 2014.
- [83]袁修孝, 余翔. 高分辨率卫星遥感影像姿态角系统误差检校[J]. 测绘学报,
- [84]袁修孝, 曹金山, 汪韬阳, 王密, 余俊鹏, 季顺平, 吴颖丹, 余翔, 高分辨率卫星遥感精确对地目标定位理论与方法[M]. 科学出版社, 北京, 2012.
- [85]臧强, 高晶敏, 杨鸿波,等. 基于四频差动激光陀螺/星敏感器的卫星定姿算法[J]. 电光与控制, 2016(3):87-91.
- [86]张剑慧, 秦永元, 龙瑞. 捷联惯导系统双矢量定姿方法研究[J]. 计算机测量与控制,
- [87]章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京航空航天大学出版社, 1998.
- [88]郑万波, 夏亮, 郝志航. 基于星敏感器的卫星瞬时姿态计算方法[J]. 吉林大学学报(信息科学版), 2003, 21(1):27-30.
- [89]周朝阳. 基于陀螺和星敏感器的卫星姿态确定研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2008.

个人简历、在读期间发表的学术论文与研究成果

个人简历:

郭成成, 男, 1994 年 1 月生。

2015 年 6 月毕业于同济大学测绘工程专业, 获学士学位。

2015 年 9 月入同济大学读硕士研究生。

已发表论文:

[1]Guo, C., Tong, X., Liu, S., Lu, X., Chen, P., & Jin, Y., et al. (2017). High-precision attitude estimation method of star sensors and gyro based on complementary filter and unscented kalman filter. , XLII-3/W1, 49-53.

[2]郭成成, 周奇, 海港. 基于无线通信基站的室内三维定位问题[C]. 枫林学苑. 上海: 同济大学出版社. 2017.03.

[3]刘世杰, 郭成成, 王穗辉, 童小华. 基于多层中轴点拟合的古塔变形检测[J], 同济大学学报自然科学版, 2018.3.

[4]Liu S, Tong X, Wang F, et al. Attitude Jitter Detection Based on Remotely Sensed Images and Dense Ground Controls: A Case Study for Chinese ZY-3 Satellite[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations & Remote Sensing, 2016, PP(99):1-7. (第五作者)

[5]Guang Yang, Fangyuan Chen, Chengcheng Guo. Calculation and evaluation of construction land reduction potential based on correction model[A]. Proceedings of the 2nd International Conference on Information Science, Computer Techonology and Transportation(ISCTT 2017)[C].2017:10.378-384.

参与的主要研究项目:

[1] 同济大学高速视频摄影测量软件开发, 2015.7-2015.9

[2] 国家国际科技合作项目, “全球地表覆盖数据产品协同验证”, 2015.04-2017.04

[3] 国家重点研发计划, “分布式微纳遥感网高精度载荷数据融合与反演技术”, 2017.06-2020.12

在读期间所获奖励:

[1]2016 年 11 月, 获中海达研究生奖学金

[2]2016 年 12 月, 获第十三届全国研究生数学建模竞赛 二等奖

[3]2016 年 12 月, 获同济大学 2016-2017 学年优秀学生

[4]2017 年 12 月, 获同济大学 2017-2018 学年优秀学生