

中图分类号：V249.32+8

论文编号：

北京航空航天大学
硕士学位论文

深空探测巡视器惯性/视觉
组合导航方法研究

作者姓名 徐勇志

学科专业 仪器科学与技术

指导教师 宁晓琳 副教授

培养学院 仪器科学与光电工程学院

Research on INS/VNS/VNS Integrated Navigation Method for Planetary Exploration Rover

A Dissertation Submitted for the Degree of Master

Candidate: Xu Yongzhi

Supervisor: Ning Xiaolin

School of Instrumentation Science & Opto-electronics Engineering,
Beihang University, Beijing, China

中图分类号：V249.32+8

论文编号：

硕 士 学 位 论 文

深空探测巡视器惯性/视觉
组合导航方法研究

作者姓名	徐勇志	申请学位级别	工学硕士
指导教师姓名	宁晓琳	职 称	副教授
学科专业	仪器科学与技术	研究方向	导航、制导与控制
学习时间自	2012 年 9 月 12 日	起 至	2014 年 12 月 14 日止
论文提交日期	2014 年 12 月 1 日	论文答辩日期	2014 年 12 月 14 日
学位授予单位	北京航空航天大学	学位授予日期	年 月 日

关于学位论文的独创性声明

本人郑重声明：所呈交的论文是本人在指导教师指导下独立进行研究工作所取得的成果，论文中有关资料和数据是实事求是的。尽我所知，除文中已经加以标注和致谢外，本论文不包含其他人已经发表或撰写过的研究成果，也不包含本人或他人为获得北京航空航天大学或其它教育机构的学位或学历证书而使用过的材料。与我一同工作的同志对研究所做的任何贡献均已在论文中作出了明确的说明。

若有不实之处，本人愿意承担相关法律责任。

学位论文作者签名：

日期： 年 月 日

学位论文使用授权书

本人完全同意北京航空航天大学有权使用本学位论文（包括但不限于其印刷版和电子版），使用方式包括但不限于：保留学位论文，按规定向国家有关部门（机构）送交学位论文，以学术交流为目的赠送和交换学位论文，允许学位论文被查阅、借阅和复印，将学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，采用影印、缩印或其他复制手段保存学位论文。

保密学位论文在解密后的使用授权同上。

学位论文作者签名：

日期： 年 月 日

指导教师签名：

日期： 年 月 日

摘 要

深空探测巡视器的高精度自主导航是完成探测任务的基本保障。目前巡视器通常采用的自主导航方法包括惯性导航、视觉导航、天文导航和车轮里程计等，车轮里程计由于滑移问题已逐渐只用作备份。惯性导航具有短时姿态精度高、导航参数完备、数据更新快和误差模型较为精确的优点，但位置误差发散严重。视觉导航具有位置精度较高、体积小的优点，但其姿态精度较低、计算量大、且位置精度随航向角误差增大而非线性发散。天文导航获得星敏感器相对惯性系的绝对角度信息，没有惯性导航和视觉导航的误差累积问题。因此，惯性导航、视觉导航和天文导航具有很好的优势互补特性，对于长时间长距离的巡视器自主导航任务，惯性/视觉组合导航方法及惯性/视觉/天文组合导航方法是目前巡视器自主导航方法的研究热点。

本文首先研究了传统惯性/视觉组合导航方法（INS/VNS）并进行了优化，然后在INS/VNS的研究成果基础上进一步研究了惯性/视觉/天文组合导航（INS/VNS/CNS）方法。具体工作包括：

（1）研究了世界坐标系下的惯性导航和双目视觉导航基本原理，并对双目视觉导航的误差传递特性进行了详细分析。视觉导航的误差源包括内外参标定误差、特征点提取和匹配误差、相机相对巡视器的安装误差，三维重建过程的误差传递没有解析的表达形式。将视觉导航的单步位置误差分解为位置误差累积项和位置误差与姿态误差耦合项，通过仿真证明耦合项是主要组成部分。

（2）根据量测量将 INS/VNS 模型分为三类：视觉相对运动参数（QT-INS/VNS）、惯性与视觉相对运动参数差（dQT-INS/VNS）和视觉特征点坐标（FPc-INS/VNS）。通过月面仿真和地面实验分析得到传统 dQT-INS/VNS 方法在三类方法中具有最好的综合导航特性。然后针对 dQT-INS/VNS 模型的两个问题分别提出了改进方法：1）量测模型中惯性姿态误差定义与平台失准角定义不一致，导致惯性与视觉相对旋转差的误差表达式中需要做近似处理。事实上，当航向角较大时，该近似处理的误差可超过平台失准角大小，不可忽略。通过利用含误差的惯性姿态已知的特点，建立了不需要进行该近似处理的改进量测模型。2）传统 INS/VNS 模型不考虑视觉常值误差，通过视觉导航误差特性

分析，建立了量测量与视觉相对运动参数常值误差的关系，估计并补偿视觉常值误差从而提高导航精度。月面仿真和地面实验均表明所提出的改进方法相比传统方法可有效提高导航精度。在以上惯性/视觉组合模型的研究基础之上，分别提出了相应的惯性/视觉/天文组合导航模型，并通过月面仿真和地面实验验证了其有效性。

(3) 设计并实现了基于惯导轨迹发生器和月面虚拟视景软件的月面仿真系统。

关键词：巡视器，惯性导航，视觉导航，天文导航，组合导航

Abstract

High accuracy autonomous navigation of planetary exploration rovers is the basic guarantee to accomplish the mission. The commonly used autonomous navigation methods currently include inertial navigation, vision navigation, celestial navigation and wheel odometry. Wheel odometry is only used as backup navigation system due to the slippage problem. Inertial navigation can achieve high accuracy attitude in a short time, output all navigation parameters of high frequency, and the inertial error model is relatively accurate. However, the position errors of inertial navigation heavily diverge. By contrast, vision navigation can achieve relatively high accuracy position with small volume binocular cameras. However, its attitude accuracy is low and the computation is very large, and its position errors diverge nonlinearly with the increase of yaw error. Celestial navigation obtains the absolute angle from the star sensor in the inertial frame, which does not accumulate error like in the other methods mentioned before. In summary, inertial navigation, vision navigation and celestial navigation complement each other's advantages. Inertial and vision integrated navigation (INS/VNS), and inertial, vision and celestial integrated navigation (INS/VNS/CNS) are appropriate autonomous navigation methods for the long time and long distance rover mission.

This dissertation deeply studies the traditional INS/VNS integrated navigation method, and then studies the corresponding INS/VNS/CNS method based on the new INS/VNS method. The specific work is as follows:

(1) Research the basic principle of INS in the world frame and binocular vision navigation. Analyze the error delivery characteristics of vision navigation in detail. The VNS error sources include binocular calibration error, feature point extract and match error, and the install error of left camera on the rover. The error delivery characteristics in the process of 3D reconstruction cannot be analytically expressed. The one step VNS position error can be decomposed into position error accumulate part and position error and attitude error coupling

part. The coupling part is validated as the main error component by simulation. .

(2) INS/VNS methods can be divided into three types according to the different measurements: vision relative motion parameters (QT-INS/VNS), inertial and vision relative motion parameters difference (dQT-INS/VNS), and vision feature point coordinates. The navigation performance of traditional dQT-INS/VNS method is found to be the best in terms of comprehensive performance in the three types by moon-based simulation and earth-based experiment. Then two shortcomings of the traditional dQT-INS/VNS model are analyzed and the corresponding improved models are presented. 1) The inconformity between the inertial attitude error definition in the measurement model and the misalignment angle, makes an approximation in the inertial relative rotation quaternion. However, the approximation error can exceed the misalignment angle when the yaw is large, which cannot be ignored. By utilizing the known inertial attitude with error, an improved measurement model which can avoid the approximation is presented. 2) As the traditional dQT-INS/VNS does not consider the constant vision error, , a new dQT-INS/VNS model which estimates the constant vision relative motion errors is presented by error analysis of vision system. The moon-based simulations and earth-based experiments both demonstrate that the two improved models can achieve higher navigation accuracies.

(3) Design and realize the moon-based simulation system, which is composed of INS trace generator and moon surface visual scene program.

Key words: Planetary Exploration Rover, Inertial Navigation System, Visual Navigation System, Celestial Navigation, Integrated Navigation

目录

第一章 绪论	1
1.1 研究背景及意义	1
1.2 国内外研究现状	3
1.2.1 深空探测巡视器导航方法发展现状	4
1.2.2 巡视器惯性导航方法发展现状	8
1.2.3 巡视器视觉导航方法发展现状	9
1.2.4 惯性/视觉/天文组合导航方法的研究现状	12
1.3 论文主要工作及内容安排	16
第二章 惯性导航和视觉导航的基本原理	18
2.1 常用坐标系	18
2.2 惯性导航系统原理	23
2.2.1 世界坐标系下的捷联惯性导航力学编排方程	24
2.2.2 惯性导航误差方程	26
2.3 视觉导航方法	28
2.3.1 特征点归一化图像坐标的获取方法	29
2.3.2 三维重建方法	30
2.3.3 运动估计方法	32
2.3.4 视觉导航的误差累积特性	36
2.4 本章小结	38
第三章 惯性/视觉组合导航方法	39
3.1 以相对运动参数差为量测量的 INS/VNS 方法	39
3.1.1 状态模型	40
3.1.2 基于相对运动参数差的量测量	40
3.1.3 基于相对运动参数差的传统量测模型	42
3.1.4 量测模型误差分析	44

3.1.5 月面仿真与地面实验.....	46
3.2 以相对运动参数差为量测量的 INS/VNS 量测模型改进方法	53
3.2.1 改进的量测模型.....	53
3.2.2 月面仿真与地面实验.....	54
3.3 估计视觉相对运动参数误差的 INS/VNS 改进方法	58
3.3.1 状态方程.....	58
3.3.2 量测方程.....	59
3.3.3 月面仿真.....	60
3.4 以视觉三维特征点坐标为量测量的 INS/VNS 方法	63
3.4.1 量测模型.....	64
3.4.2 月面仿真.....	65
3.5 以视觉相对运动参数为量测量的 INS/VNS 方法	68
3.5.1 状态方程.....	68
3.5.2 量测量.....	错误!未定义书签。
3.5.3 量测方程.....	69
3.6 本章小结	70
第四章 惯性/视觉/天文组合导航方法	72
4.1 以相对运动参数差为量测量的 INS/VNS/CNS 方法.....	72
4.1.1 量测量.....	73
4.1.2 量测模型.....	73
4.1.3 月面仿真.....	74
4.2 以视觉三维特征点坐标为量测量的 INS/VNS/CNS 方法.....	77
4.2.1 量测量.....	77
4.2.2 量测模型.....	78
4.2.3 月面仿真.....	78
第五章 月面仿真与地面实验系统.....	82
5.1 月面仿真系统	82

5.1.1 世界坐标下的惯导轨迹发生器	82
5.1.2 双目视觉仿真系统	83
5.2 地面实验系统.....	86
5.3 本章小结.....	87
总结与展望	88
工作总结	88
后续研究展望	89
参考文献	91
攻读硕士学位期间取得的学术成果	96
致谢	97

图目录

图 1 NASA“勇气号”火星巡视器及其组合导航敏感器	5
图 2 “好奇号”火星巡视器	6
图 3 “玉兔号”月球巡视器	7
图 4 导航坐标系示意图	18
图 5 视觉导航坐标系示意图	23
图 6 世界坐标系下捷联惯性导航原理框图	24
图 7 双目视觉导航流程示意图	28
图 8 三角测量原理示意图	31
图 9 以相对运动参数差为量测的 INS/VNS 流程	40
图 10 ΔP 与 $\Delta \phi$ 分析曲线	46
图 11 月面仿真 SINS、VNS 和 dQT1-IV 位置、速度和姿态估计误差	49
图 12 月面仿真 dQT1-IV 加计合陀螺漂移估计误差	49
图 13 地面实验典型图片	50
图 14 地面实验 SINS、VNS 和 dQT1 轨迹	51
图 15 地面实验 SINS、VNS 和 dQT1 位置和姿态误差	52
图 16 月面仿真 dQT2-IV 位置和姿态估计误差	55
图 17 月面仿真 dQT2-IV 加计和陀螺漂移估计误差	55
图 18 地面实验 dQT2 位置和姿态误差	57
图 19 月面仿真 dQT2-IV 和 dQT3-IV 位置和姿态估计误差	62
图 20 以视觉三维特征点坐标为量测量的 INS/VNS 流程	63
图 21 月面仿真 FPc 位置和姿态估计误差	66
图 22 月面仿真 FPc 位置和姿态估计误差	67
图 23 以视觉相对运动参数为量测的 INS/VN 流程	68
图 24 以相对运动参数差为量测量的 INS/VNS/CNS 流程	73
图 25 月面仿真 dQT2-INS/VNS/CNS 位置、姿态和速度误差	75
图 26 月面仿真 dQT2-IVC 加计和陀螺漂移估计误差	75

图 27 以视觉三维特征点为量测量的 INS/VNS/CNS 流程.....	77
图 28 月面仿真 FPc-INS/VNS/CNS 位置、姿态和速度误差	79
图 29 月面仿真 FPc-INS/VNS/CNS 加计和陀螺漂移估计误差	80
图 30 惯性/视觉/天文数据采集仿真系统	82
图 31 月面典型图像	84
图 32 视景仿真系统中的 3D 场景	84
图 33 视景仿真系统中的 3D 场景	85
图 34 视景仿真系统的轨迹编辑	86
图 35 视景仿真软件拍摄的典型图样	86
图 36 KITTI 数据采集平台	87

表目录

表 1 Rocky7 使用的陀螺和加速度计性能指标	9
表 2 LN-200 中陀螺和加速度计的性能指标	9
表 3 ΔP 和 $\Delta\phi$ 分析参数设置	45
表 4 月面仿真 SINS、VNS 和 dQT1-IV 最大位置和姿态误差	50
表 5 月面仿真 SINS、VNS 和 dQT1-IV 终点位置和姿态误差	50
表 6 地面实验 SINS、VNS 和 dQT1 终点位置和姿态误差	53
表 7 月面仿真 SINS、VNS、dQT1-IV 和 dQT2-IV 最大位置和姿态误差	56
表 8 月面仿真 SINS、VNS、dQT1-IV 和 dQT2-IV 终点位置和姿态误差	56
表 9 地面实验 SINS、VNS、dQT1-IV 和 dQT2-IV 组合终点位置和姿态误差	57
表 10 月面仿真 SINS、VNS、dQT2-IV 和 dQT3-IV 最大位置和姿态误差	62
表 11 月面仿真 SINS、VNS、dQT2-IV 和 dQT3-IV 终点位置和姿态误差	63
表 12 月面仿真 SINS、VNS、dQT1-IV、dQT2-IV 和 FPc-IV 最大位置和姿态误差	67
表 13 月面仿真 SINS、VNS、dQT1-IV、dQT2-IV 和 FPc-IV 终点位置和姿态误差	68
表 14 月面仿真 SINS、VNS、dQT2-IV 和 dQT2-IVC 最大位置和姿态误差	76
表 15 月面仿真 SINS、VNS、dQT2-IV 和 dQT2-IVC 终点位置和姿态误差	76
表 16 月面仿真 SINS、VNS、FPc-IV 和 FPc-IVC 最大位置和姿态误差	80
表 17 月面仿真 SINS、VNS、FPc-IV 和 FPc-IVC 终点位置和姿态误差	81

第一章 绪论

1.1 研究背景及意义

1957 年前苏联发射第一颗人造地球卫星拉开了人类深空探测的序幕, 1958 年美国发射人类第一个月面巡视器“先驱者 0 号”(Pioneer 0) 标志着人类具备了在行星表面探测的能力, 随后世界各航天大国竞相展开深空探测活动。随着 2004 年 1 月 23 日, 探月工程一期正式批获立项, 我国也逐渐步入航天大国的阵列^[1]。我国的嫦娥三号探测器搭载玉兔号巡视器与 2013 年 12 月 2 日发射^[2], 并于当月 14 日成功软着陆于月球雨海西北部。我国嫦娥五号探测器于 2014 年 10 月 24 日发射, 并于 11 月 1 日成功返回。

深空探测是人类为了了解地球以外的宇宙知识所开展的探索活动, 既是人类在好奇的天性驱使下自古以来就梦想着进行的活动, 也是人类为了得到更美好生活所做的努力。深空探测活动充满了未知, 需要依靠人类科技不断进步去推进, 尤其是计算机技术的进步使得深空探测的困难不断被攻克, 同时在深空探测活动中所产生的新技术也推动者其他领域的发展。人类在 50 余年的深空探测历程中取得了一系列的进步与成果, 为人类研究宇宙演化、生命起源、深入了解我们赖以生存的太阳系等作出了巨大的贡献^[3]。

行星探测巡视器是研究月球、火星等行星表面最重要的手段之一, 而巡视器的导航定位是完成探测任务关键技术, 是当前的研究热点, 并有待不断调高的巡视器核心技术之一。巡视器导航定位的主要难点来自于行星表面的陌生环境以及巡视器距离地面测控站太远, 导致很多地面常用的导航方法不适用。常见的导航定位方法包括: 惯性导航、视觉、天文导航、地磁导航、无线电导航、里程计、超声波等方法。由于月面磁场微弱, 无法使用地磁导航, 大气稀薄, 也无法使用超声波定位, 现阶段也不存在类似地面 GPS 的卫星无线电定位系统。早期的巡视器定位主要依靠无线电测控的方式, 仅能达到几十米到几百米的定位精度, 且受到地球和各天体的公转和自转运动影响, 存在无法测控的区域或时段, 而且即使在可测控时段, 由于地球和探测天体之间距离遥远, 从测量数据下传到控制信息上传之间也存在较长的时间延迟。这种基于地面测控的导航方法在导航精度、实时性、覆盖性、可靠性等诸多方面受到限制, 难以满足深空探测巡视器对高精度实时导航的迫切需求。因此, 深空探测巡视器的自主导航技术已成为一项急需研究的关键技术。可用于深空探测巡视器的自主

导航方法主要包括：惯性导航、视觉导航、车轮里程计和天文导航。

早期的巡视器自主导航手段主要依靠车轮里程计与航向仪相结合的方法通过积分推算出位置^[4]，车轮里程计利用车体运动部件的机械或电磁装置来推算运动参数，它们都存在精度较差和数据稳定性不高的缺陷，且受车体倾斜和车轮状态的影响较大，定位精度一般为行驶距离的 10%-20%^[5]。针对火星土壤存在稀松的颗粒状沙土和岩石的情况，当巡视器行驶在陡峭斜坡或沙地地形中，车轮打滑或空转会造成难以估计的位置误差。例如在美国的火星巡视器（Mars Exploration Rover, MER）“勇气号”（Spirit）着陆区的哥伦比亚山、“机遇号”（Opportunity）着陆区的鹰坑（Eagle Crater）和耐力坑（Endurance Crater）上坡过程中，均出现过严重的打滑现象，其中在哥伦比亚山上坡时出现过高达 125% 的打滑^[6]。由于每一次打滑产生的误差均会累积到车轮里程计的航位推算结果中，导致车轮里程计的位置误差会不断积累。同时又由于车轮里程计是一种实现简单且在坚实地面较为可靠的导航方法，美国的“勇气号”、“机遇号”以及“好奇号”火星车采用分时独立的方式，将车轮里程计作为某个阶段的导航方式^[7, 8]。由于月面土壤更为松软且存在较多坡、坑等地形，中国的“玉兔号”仅将车轮里程计的结果作为视觉导航的初始参考信息^[9]。

惯性导航是利用惯性测量单元（Inertial Measurement Unit, IMU）测量巡视器在 3 个方向上的运动角速度和加速度，经过积分运算，进而获得巡视器的即时位置、速度和姿态等导航参数^[10]，是一种相对导航方法。惯性导航具有数据更新频率快、短时精度高、导航参数完备等优点。惯性导航最主要的缺点是误差随时间积累，其中姿态误差随陀螺仪漂移而线性积累，位置误差随加速度计漂移而非线性积累且受姿态误差影响较大。由于巡视器运行速度通常非常缓慢，例如，“勇气号”和“机遇号”火星巡视器的典型行驶速度为 3.75cm/s^[11]，又由于高精度 IMU 的成本高且体型通常较大，不仅导致惯性导航无法在巡视器上独立使用，也大大限制了惯性导航在巡视器组合导航系统中所达到的效果。“好奇号”所携带的 IMU 精度仅为陀螺仪常漂 0.1°/h 和加速度计常漂 100μg，其中惯性导航主要用于提供姿态角^[7]。“玉兔号”中通过捷联惯性解算获得的位置精度在大部分情况下能达到 10%，主要用于为视觉导航提供初始参考，并加速最优重叠图像的选择^[9]。

视觉导航是指利用安装在巡视器上的视觉传感器采集的图像信息，获取巡视器当前

状态下的周围环境信息,通过图像处理和分析,对环境信息进行三维重建,确定巡视器在该环境中的位置和姿态信息,并由此识别出环境中的障碍物,进而规划出更加优化的行走路径^[12]。视觉导航系统(Visual Navigation System, VNS)具有可靠性高、能提供丰富的图像信息、抗干扰能力强等优点,且体积小、重量轻,对于短距离的障碍检测和路径规划非常有效,其提供的丰富图像信息还可以实现避障和重建三维地形图等功能。因此,当巡视器在恶劣地形中存在较大漂移时,可以利用视觉里程计对车轮里程计进行有效地修正以提高位置估计精度^[13]。但视觉导航存在数据更新频率低、作用距离小、姿态精度相对较低等缺点,在 MER 火星巡视器一段 25m 的行驶中,姿态误差接近 5°。Olson 证明了在仅依靠视觉信息进行长距离导航时,由于姿态误差随时间逐渐累积,导航系统的位置误差随距离呈超线性快速增长的趋势^[14],并且当运动幅度过大导致图像重叠区域较小或图像的特征点较少时,可能导致视觉导航的精度变差甚至失效^[15]。

天文导航是一种通过利用天体敏感器观测天体来确定巡视器位置和姿态的自主导航方式,具有导航精度不受时间、距离的影响,抗干扰能力强以及可同时提供位置和姿态信息等优点,但其短时导航精度受测量精度的限制,且易受天气条件影响,在地理坐标系中的位置与姿态相耦合,定位精度严重受到水平测量精度的限制,因此,位置确定精度较低,难以满足巡视器在运动情况下高精度定位的要求。

综上所述,不同的导航系统都有各自的优缺点,利用多种导航方法并基于信息融合技术进行组合导航,可以实现它们之间的取长补短和优势互补,不仅可以最大限度地提高导航的精度和可靠性,也能够有效提高系统的故障诊断和隔离能力,是今后的发展方向。惯性导航和视觉导航是两种适用于巡视器运动时高精度导航的自主导航方式,但在长时间和长距离条件下,它们均难以独立完成巡视器的高精度、高可靠性的导航任务,由于它们在信息来源和更新频率上的互补特性,且巡视器常采用“走走停停”的工作模式,因此利用视觉信息不断修正惯导误差,可以提高导航的精度和可靠性。随着计算机视觉的发展,惯性/视觉组合导航已成为当前的研究热点,国内外针对机器人^[16]、无人机、巡视器^[9, 17]、着陆器等的惯性/视觉组合导航开展了积极的研究。

1.2 国内外研究现状

美国 NASA 下属喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)代表了深空探测

巡视器相关技术领域的最高水平，已经研究并发射了一系列的火星探测巡视器，近期的代表性巡视器包括“勇气号”、“机遇号”和“好奇号”。我国第一个月面巡视器“玉兔号”^[2]于 2013 年 12 月 2 日发射，目前已成功完成预定任务。本文首先分别以“勇气号”、“机遇号”和“好奇号”为代表阐述国外深空探测巡视器导航方法的最新研究成果，然后基于“玉兔号”表述国内目前所采用的巡视器导航方法。

惯性导航、视觉导航、天文导航及相关组合导航方法均为应用广泛的导航方法，且在深空探测方面的应用与在其他领域的应用有很多共通之处。深空探测惯性/视觉/天文组合导航方法的发展也依赖于各独立导航方法的进步，因此本文将分别介绍惯性导航、视觉导航与天文导航方法的研究现状。

在深空探测巡视器导航系统时，惯性导航由于位置发散严重，主要用于获取姿态信息，视觉导航可提供精度较高的位置信息和精度不高的姿态信息，而天文导航仅用于得到姿态信息。因此，可完备用于巡视器定姿定位的导航方法组合有：视觉导航、惯性/视觉组合导航、惯性/视觉/天文组合导航三种方法。惯性/视觉/天文三组合的导航方法当前暂未发现相关研究姿态，以下主要介绍惯性/视觉组合导航方法的研究现状。

1.2.1 深空探测巡视器导航方法发展现状

2003 年发射、2004 年着陆火星的“勇气号”和“机遇号”（统称为 MER）火星巡视器上，配备的导航敏感器包括相机、IMU、里程计和太阳敏感器，用于巡视器自主导航和障碍检测及路径规划，如图 1 所示。MER 火星巡视器的导航系统包括三种工作模式^[11]：当巡视器静止时，利用加速度计提供俯仰角和横滚角，利用太阳敏感器提供航向信息；当巡视器上的机械臂等可移动设备工作时，利用陀螺和加速度计来推算姿态；当巡视器行驶时，利用陀螺推算姿态，利用车轮里程计确定位置，在可能存在滑移的情况，利用视觉里程计来修正位置。

MER 火星巡视器上共配备了九个相机^[18]，其中 3 对相机用于导航，另外三个相机则进行科学探测。两组完全相同的相机安装在车体前后两端，称为避险摄像机，所拍摄的图像用于近距离的障碍检测和前进路径的规划，前端避险摄像机还具有为巡视器上机械臂的运动及目标石块实现定位的功能。桅杆顶部安装的一对立体黑白摄像机称为导航摄像机，其建立的 20m 范围内的三维地形图用于障碍规避和路径规划，另外，桅杆顶部还安装了用于科学观测的一对彩色全景相机。实际运行中，“勇气号”使用立体视觉来

检测障碍的距离占总路程的 28%，视觉里程计占 16%。在 1 米的距离内，避险摄像机的测距误差优于 1cm；在 20 米范围内，导航摄像机的测距误差小于 15%；在 20 到 100 米范围内，全景摄像机的测距误差小于 25%，符合任务要求。

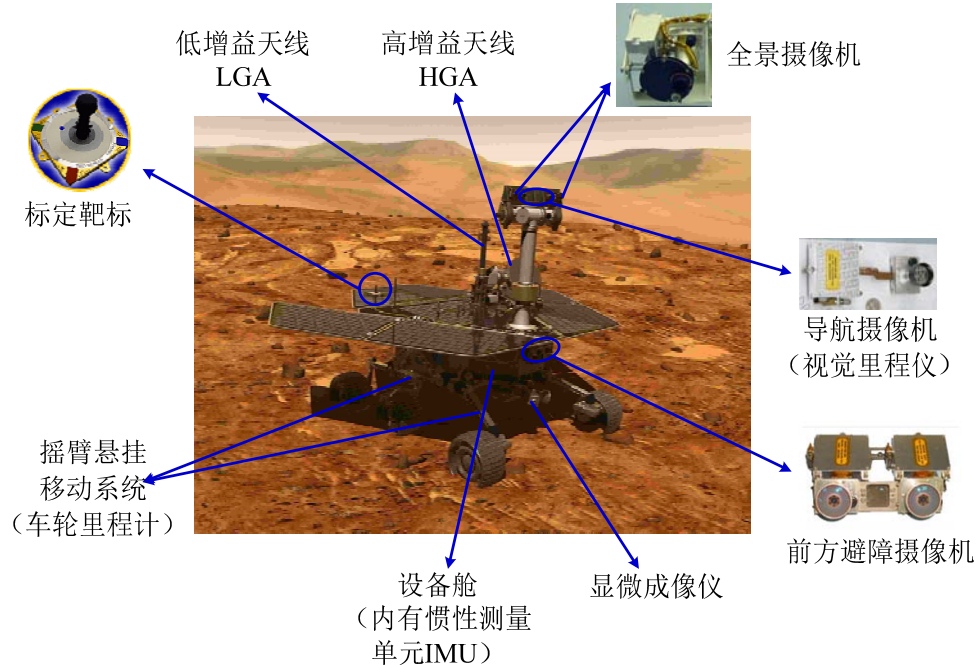


图 1 NASA“勇气号”火星巡视器及其组合导航敏感器

“好奇号”火星巡视器^[7]是美国火星科学实验室（Mars Science Laboratory, MSL）任务的一个核心环节，已于 2012 年 8 月 6 日成功登陆火星，如图 2 所示。“好奇号”共有 12 个工业相机，其中 4 个导航相机、8 个避险相机，它们的设计均与 MER 巡视器的相同，与 MER 不同的是，“好奇号”的另外 3 对相机作为备份，提供冗余。工业相机主要用于巡视器导航、避险和机械臂的定位。与 MER 巡视器相同，“好奇号”提供三种主要的导航模式：一是盲行，巡视器根据相机对局部区域的成像来确定一条没有障碍或危险的安全路径，路径的长度通常受地形的可视性和相机对危险的分辨能力限制，在这种模式下，使用车轮里程计测量巡视器的行驶距离。二是视觉里程计，也叫滑行检查模式，巡视器每运行大约 10m 即停止，利用导航相机获取垂直于行驶方向的图像，将最近获取的图像与上一段距离之前获取的图像进行比较，寻找相似特征以确定其行驶距离，可以提供更加准确的距离信息，由于巡视器很可能出现打滑或空转，这样能够使巡视器在下一步行驶之前确认是否被困而不致处境恶化。三是使用障碍规避和全职的视觉里程计，与第二种模式最主要的不同是巡视器大约每行驶 1.5m 即停止，然后执行视觉里程计算法。障碍规避需要巡视器大约每隔 3m 停车一次，使用避险相机获取图像，然后巡视器

对图像进行分析寻找潜在的危险，通过板载处理算法对路径的安全性和该路径方向行驶的需求程度进行权衡，进而选择一条安全路径，这种模式在巡视器需要高精度接近目标或其行驶在易打滑或非常陡峭的地形中时非常有用。在平坦沙地上，盲行模式的典型速度是 140m/h，障碍规避是 45m/h，视觉里程计结合障碍规避则是 20m/h。在姿态确定方面，利用 IMU 来估计巡视器相对于重力方向的俯仰角和滚转角，且在巡视器行驶过程中，利用陀螺来推算姿态，同时通过利用导航相机对太阳位置的观测来获取航向信息，以获得完备的巡视器姿态参数。



图 2 “好奇号”火星巡视器

“玉兔号”月面巡视器携带的导航敏感器主要包括相机和 IMU，外形及传感器布置如图 3 所示。“玉兔号”共安装了 3 个立体相机：全景、导航和避障相机^[17]。其中全景和导航相机安装于同一根相机横杆上，统称为桅杆相机，分别用来对不同距离的地物进行成像。Pancam 视场角为 $19.7^\circ \times 14.5^\circ$ ，主要完成地质、地形、地貌等探测功能。Navcam 视场角为 $45^\circ \times 45^\circ$ ，通过拍摄中、近距离物体，利用视觉导航方法实现定姿定位功能。Hazcam 被安装在巡视器器车头，视场角为 $120^\circ \times 120^\circ$ ，通过近距离成像实现避障以及布设在机械臂上仪器前的近距离测量功能。“玉兔号”巡视器的导航方法中包含了惯性导航和视觉导航，在巡视器着月点定位时采用惯性导航与视觉导航相结合的方法，在行进过程中采用视觉导航方法^[19]。

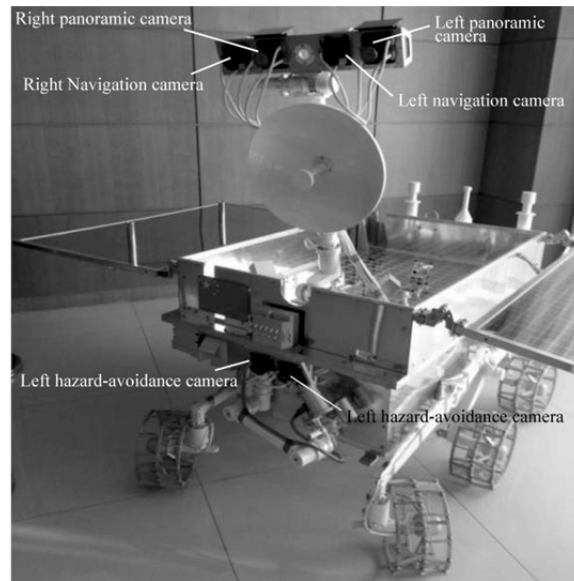


图3 “玉兔号”月球巡视器

“玉兔号”着月点定位过程中先进行惯性导航，惯性导航的结果一方面为视觉导航的最优重叠图像选择提供依据，另一方面也作为定位模型的位姿初值引入到视觉导航迭代计算过程中。其中惯性导航通过对加速度和角速度进行捷联解算，得到的位置精度在大部分情况下可达到 10%。所采用视觉导航是基于特征点匹配的方法，先提取和匹配不同时刻左相机拍摄图像的 SIFT 特征点，再判断左相机提取和匹配成功特征点分别是否在右相机图像中存在同名特征点。然后根据前后两个时刻四幅图均匹配成功的特征点进行运动估计，得到这两个时刻间巡视器的相对平移矢量和相对旋转矩阵。最后对相对运动参数进行积分得到巡视器相对初始时刻的位置和姿态。“嫦娥三号”发射前，在月面模拟场中进行了 10 次着月点定位模拟实验，平均定位精度接近整个行驶里程的 1%。

“玉兔号”巡视器在行驶过程中主要采用基于特征点的视觉定位导航方法。在月面模拟场中进行了 11 组 2~7m 距离均匀分布的导航实验，11 组定位精度均优于 4%，且相对定位精度不随距离增加而增大或降低，这是由于视觉导航定位误差主要源于特征点提取和匹配误差。实验中定位精度偏低的实验主要是由于特征点个数少于 6 个，当选择合适图片使得匹配成功特征点个数大于 8 时一般可实现由于 2% 的定位精度。

“玉兔号”巡视器是我国已发射的唯一行星探测巡视器，代表了我国导航定位技术所达到的水平。虽然我国在这方面起步较晚，但借助计算机和图像技术的发展，从导航精度上已经达到国外早期水平。但与“勇气号”、“好奇号”等一年以上探测任务的巡视器相比，“玉兔号”导航方法在稳定性和长时间导航误差累积等难度更低。随着我国探

月工程和火星探测等深空探测任务的实施和开展,我国对深空探测巡视器的自主导航技术也进行了积极的研究和探索,目前北航、哈工大、西工大、航天五院、中科院等科研单位都在对巡视器的自主导航方法进行研究。

1.2.2 巡视器惯性导航方法发展现状

惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)是一种自主式相对导航系统,其工作原理建立在牛顿定律的基础上,利用陀螺仪建立空间坐标基准,即导航坐标系,利用加速度计感知重力加速度与载体运动加速度在本体坐标系下的矢量和,并通过坐标变换将其转换到导航坐标系,然后通过两次积分,最终获得载体的位置、姿态、速度等运动参数。惯性导航系统完全依靠自身的惯性敏感器件来敏感载体的运动,不依赖外界信息,不对外辐射能量,完全自主,因此具有抗干扰能力强、隐蔽性好等的优点。此外,惯导系统还具有短时精度高、数据输出连续、导航信息完备和稳定性好的优点,是航空航天飞行器最重要的导航系统。

美国在 60 年代的 Apollo 登月计划中就成功应用了捷联式惯导系统。目前,光纤陀螺的精度已达到 $0.0002^{\circ}/h$,精度最高的静电陀螺漂移可达到 $10^{-6}/h$ 。对于深空探测巡视器上的应用而言,与其他适用于巡视器的敏感器(主要是车轮编码器、太阳敏感器或星跟踪器和相机)相比,惯性敏感器具有能够输出惯性参考系下的绝对测量信息的优势,但缺点是由于敏感器存在常值误差导致运动参数随时间漂移,因此,需要定期重置。在选用时需要将对惯性测量单元的精度需求与其他可用导航方式(相对导航敏感器,如相机、激光测距仪等)进行权衡,一般需要高精度或中等精度的加速度计,精度等级为 $0.1mg-0.01mg$ 。为了达到 0.5° 的航向角误差,对各轴加速度计的指标要求为偏置、偏置稳定性和噪声均小于 $0.1mg$,标度因数误差小于 $100ppm$ ^[20]。Rocky7 巡视器样机上使用了 Systron Donner 公司的型号为 QRS-11 角速率传感器和 Lucas Schaevitz 公司的型号为 LSMP-2 的加速度计^[21],具体性能指标如表 1 所示。MER 火星巡视器采用了美国 Litton 公司的 LN-200 惯性测量单元,由 3 个正交安装的固态光纤陀螺和 3 个正交安装的基于 MEMS(Micro-Electronic Mechanical System)的固态硅微加速度计组成。工作环境温度为 $-54^{\circ}C \sim 71^{\circ}C$,重约 $0.75kg$,体积为 $889dia \times 863.6h\ mm$,输出功率为 $12W$,角速度测量范围为 $\pm 11459^{\circ}/s$,角加速度测量范围 $\pm 100000^{\circ}/s^2$,加速度测量范围为 $70g$ 。具体性能指标如表 2 所示。

表 1 Rocky7 使用的陀螺和加速度计性能指标

QRS-11 角速率陀螺		LSMP-2 加速度计	
量程	$\pm 100^\circ/\text{sec}$	分辨率	10~50 μg
输入电压	$\pm 5\text{V} \pm 3\%$	测量范围	$\pm 0.5\text{g} \sim \pm 20\text{g}$
短时零偏稳定性(常温 100ms)	$\leq 0.01^\circ/\text{sec}$	零点输出	0.01g~0.05g
噪声(DC to 100 Hz)	$\leq 0.01^\circ/\text{sec}/\sqrt{\text{Hz}}$	工作温度	-55° C~95° C

表 2 LN-200 中陀螺和加速度计的性能指标

光纤陀螺		硅微加速度计	
零偏/ $^\circ \cdot \text{h}^{-1}$	1~10	零偏/mg	0.2-1
零偏稳定性/ $^\circ \cdot \text{h}^{-1}$	<0.1	零偏稳定性/ μg	—
随机游走/ $^\circ \cdot \text{h}^{-1/2}$	0.04-0.15	随机游走/ $\mu\text{g} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$	50
标度因数误差/ppm	100-500	标度因数误差/ppm	300-5000

然而惯性导航的机理又决定了其自身无法弥补的缺点。在对加速度和角速度积分时，加速度计和陀螺漂移也被积分导致误差不断累积，因而纯惯性导航系统难以满足巡视器长时间和长距离运动情况下的高精度导航需求。通过提高惯性器件精度的手段来提高惯性导航精度，研制经费高、研发周期长、技术和工艺水平要求高，最终导致高精度纯惯性导航系统成本极其昂贵。因此，以惯性导航为主导航系统与其他导航方式相结合的组合导航成为一个重要的研究方向。

1.2.3 巡视器视觉导航方法发展现状

据统计，人类有 80%的信息来源于视觉对环境信息的感知。巡视器要在陌生的非结构化环境中安全工作，必须由视觉系统对周围环境进行感知。随着巡视器智能化程度的提高，视觉导航已成为深空探测巡视器的必备导航方式。

根据视觉系统的配置不同，视觉导航可以分为基于着陆器视觉的导航技术和基于巡视器视觉的导航技术两大类^[22]。前者用于巡视器在着陆器视野内行驶时，利用安装于着陆器上的相机拍摄巡视器及其所处周围环境的图像，通过对周围环境变化进行分析，从而实现巡视器的定位。该方法由于受着陆器视野的限制，无法满足巡视器远距离行驶和探测的需要，因此，基于巡视器视觉的导航是视觉导航的发展趋势。根据配置的摄像机数目不同，后者大致可分为单目视觉和双目视觉。单目视觉不能获取空间场景的深度信息，还需要其他辅助手段来获得视景的绝对尺度信息；双目视觉可以利用三角测量原理

获得环境的三维空间信息，在巡视器的运动估计和障碍规避中有着广泛的应用。

双目视觉导航是指通过对拍摄图像进行分析，从而获得导航参数。主要包括光流法、同时定位与地图构建（Simultaneous Localization and Mapping, SLAM）和视觉里程计（Visual Odometry, VO）三类。光流法的研究起始于 Horn 和 Schunck^[23]及 Lucas 和 Kanade^[24]，光流法通过图像序列估计目标或特征点的运动，可通过视场中固定特征点的运动情况估计载体的运动，光流法中计算两帧图像间各像素点的运动矢量过程计算量较大。近年来，随着计算机处理能力的提高，光流法在运动估计中具有广阔的应用前景。SLAM 算法最初由 Smith 和 Chesselman^[25]提出，其基本思想是根据视觉系统绘制未知环境的三维地形图，并利用该地图进行巡视器的定位，通过将优化算法用于后续的位姿估计和地图更新可以降低累积误差，提高导航精度和地图精度。但由于巡视器需要维护一张很大的特征点数据库，且除巡视器位姿以外，待优化参数还包括特征点三维坐标，因此，需要很大的存储容量和庞大的计算量。视觉里程计通过前后立体图像对之间的场景变化来估计巡视器的位置和姿态变化，进行巡视器的运动估计，计算量相对较小，获得了广泛的应用。视觉里程计算法最初由 Moravec 提出^[26]，由 Matthies 于 1989 年改进。视觉里程计的主要流程包括特征提取、立体匹配与特征跟踪、三维重建，然后将成功匹配的立体图对之间的运动估计作为一个三维空间的位姿估计问题来求解。下面主要介绍其研究现状。

Maimone 等^[11]的立体视觉里程计算法已应用于 MER 任务中的火星巡视器“勇气号”和“机遇号”上。利用 Förstner 或 Harris 兴趣算子来进行角点检测，使用广义归一化互相关(Pseudo-normalized Correlation, PNC)来进行特征点立体匹配，为了获得亚像素定位精度，用一个双二次多项式来拟合 3×3 邻域的相关系数，以多项式的峰值作为相关峰值，然后计算特征点对应的三维坐标。对相邻时刻获得的两对立体图像进行特征跟踪，前一对图像中提取的特征点通过车轮里程计提供的粗略运动信息投影到第二对图像中，然后通过基于模板相关的搜索确定特征点在第二对图像中的精确二维像素坐标，并重建得到特征点的新三维坐标。鲁棒运动估计分两步来完成：首先，利用随机采样一致性（Random Sample Consensus, RANSAC）算法^[27]与奇异值分解（Singular Value Decomposition, SVD）^[28]相结合的最小二乘估计作低精度的估计；其次，利用筛选出的内点数据进行最大似然估计。该方法在 JPL 的 Rocky8 巡视器上进行了实验验证，在 24m

的火星地形路程中,绝对位置误差小于 2.5%,在 29m 的山谷路程中,位置误差小于 1.5%,每种情况的姿态误差都小于 5°。

Olson^[14]等研究了一种移动机器人在长距离行驶时的鲁棒导航方法。使用 Förstner 兴趣算子提取特征点,通过立体匹配和三角测量获得特征点在摄像机坐标系下的位置,同时提供一个协方差矩阵来表达位置估计中的误差。将特征点的位置误差视为高斯分布,采用最大似然估计和迭代优化来估计巡视器的位置。同时,该文证明了仅依靠视觉里程计的自主运动估计系统的位置误差会随着行驶距离的增加超线性增长,当加入一个绝对方向敏感器(例如罗盘或太阳敏感器)时,误差增长趋势则为行驶距离的近似线性函数,大大提高了长距离导航性能。在一个包含 210 对图像的大约 20m 行驶中,该方法处理的最终误差约为全程的 1.2%。

Nister 等^[29]使用 Harris 算法提取图像中特征点,然后根据视差范围约束进行特征点的匹配,并使用互对应一致性检查来确定最佳匹配,在此基础上进行三维重建获得特征点的三维坐标,最后使用 RANSAC 算法和迭代优化来确定两帧之间相机的刚体变换。该视觉里程计算法在一个移动机器人平台上进行了实验,在全程分别为 185.88m、266.16m、365.96m 的情况下,视觉里程计的距离估计误差分别为 1.07%、4.86%和 1.63%。文献^[30]亦提取图像中的 Harris 角点特征,根据极线几何约束进行立体匹配与特征跟踪,运动估计中首先利用线性最小二乘法 and RANSAC 相结合求出巡视器相对运动参数的估计值,并以此作为初值利用 Levenberg-Maquardt 非线性优化算法估计得到巡视器的更精确运动参数。文献^[31]采用了基于最小平方中值定理(Least Median of Squares, LMedS)的立体视觉里程计,实验结果表明,该方法对误匹配具有很好的鲁棒性。

光束法平差^[32-35]通过非线性优化算法最小化空间点在若干幅连续图像平面上的反投影误差,以获得最优的运动参数。使用的图像数量越多,光束法平差获得的相对运动参数精度越高,但优化参数的维数越高,计算量越大^[36, 37]。在实时应用中,可加入滑动窗口控制处理的图像帧数,实现局部优化,Sünderhauf 等^[38]采用的立体视觉里程计使用了稀疏光束法平差(Sparse Bundle Adjustment, SBA),将滑动窗口(Sliding Window)SBA 方法应用于左右立体图像对中的特征,并结合运动阈值滤波方法完成运动估计。文献^[39]根据三维重建获得的三维点集采用 Horn 提出的四元组算法,将非线性优化问题转化为线性问题估算初始的运动参数,然后采用局部双目光束法平差方法得到优化运动参数。

在行驶距离为 41.25m 的实验中, 基于 SIFT 算法和 CenSurE 算法的视觉里程计最终的累积位置误差分别为全程的 0.63% 和 2.84%, 但后者的运算时间少。

传统的视觉里程计是根据三角测量原理重建获得的特征点空间三维坐标在三维欧式空间进行运动估计。但由于重建过程为非线性变换, 因而空间点在深度方向上的误差分布不均匀, 且噪声特性为各向异性, 利用数量较少的三维特征点集进行运动估计时的效果较差, 往往无法得到最优估计^[40]。Nister 等证明了采用 2-D-to-2-D^[41] 和 3-D-to-2-D^[42] 的方法能够获得更好的估计精度, 2-D-to-2-D 方法通过分解由匹配特征点像素坐标求解的本质矩阵得到相对运动参数, 而 3-D-to-2-D 方法则以特征点反投影误差作为目标函数最小化获得相对运动参数。另外, 文献[44,45,46]根据视差空间噪声各向同性的特点, 提出了一种基于视差空间的立体视觉里程计鲁棒算法, 在 13.95m 的公路跑车实验中, 最终的位置误差为全程的 1.24%。

1.2.4 惯性/视觉/天文组合导航方法的研究现状

根据是否利用环境先验信息, 视觉导航算法大致分为两类。第一类是使用环境的先验信息, 例如在环境中设置人工陆标, 通过在运动过程中对陆标拍摄与匹配, 可以估计巡视器相对陆标的位置和姿态, 基于此可实现飞行器自主着陆、目标跟踪和相对导航。另一种典型情况是基于地图的视觉导航方法^[43, 44], 通过使用图像配准技术, 无人飞行器 (Unmanned Air Vehicles, UAV) 的绝对位置可以从地理参考的卫星图像中估计出来, 该类方法中, 巡视器的位置、速度和姿态可以得到无漂估计。但这类方法用于深空探测巡视器则存在一定的局限性, 要利用地图匹配或陆标识别就需要事先获取待探测行星的详细地图和陆标数据库^[45], 且当图像分辨率与地图分辨率差别较大时会导致精度下降。第二类是未知环境中的导航问题, 我们工作的重心在于行驶在未知环境中的车辆位姿估计问题, 利用连续帧图像间跟踪到的静止特征点和 IMU 测量信息来估计车辆的轨迹。

未知环境中惯性/视觉组合导航的主要任务是利用连续帧图像间跟踪到的静止特征点和 IMU 的测量信息来估计巡视器的位置、速度、姿态等导航参数。根据组合方式的不同, 目前惯性/视觉组合导航方法主要分为修正法和融合法, 在修正法中, 两种导航子系统独立工作实现一定的信息冗余, 采用一种导航敏感器对另一种导航敏感器进行定期重置的方法实现组合, 融合法则将两种敏感器的量测信息采用某种方式进行最优的组合, 是当前的研究热点。

根据视觉信息的处理方式不同,融合法的惯性/视觉组合导航方法主要分为两类:基于 SLAM 算法的组合导航方法和基于视觉自运动估计 (Ego-motion Estimation) 的组合导航方法^[46]。前者将特征点的三维坐标和相机的位姿一起作为状态进行估计,当行驶轨迹为闭环路径或巡视器两次经过同一地点时即可消除位置误差的漂移,这种方法考虑到相机位姿与特征点三维坐标的相关性,可以达到较高的估计精度,但由于将大量的特征点引入状态会使得计算量增加。后者在状态向量中维护一定滑动窗口长度的相机位姿,通过选取特征点作为量测量来建立这些位姿之间的约束关系作为量测方程^[47],因此,基于自运动估计方法的计算量比基于 SLAM 算法的小很多。这类方法的一种特殊情况是仅将当前时刻和上一时刻的运动状态作为状态向量,采用相对运动参数或包含相对运动信息的有关参数来作为量测信息。

根据相机个数的不同,目前研究较多的基于自运动估计的惯性/视觉组合导航方法中所使用的大多为单目视觉和双目视觉。单目相机的主要缺点是根据连续跟踪的单目图像仅能获得 3 个旋转参数和 2 个平移参数,而无法得到深度信息,也就是单目视觉的尺度模糊性问题。与单目相比,基于双目视觉的运动估计相对简单,更加稳定,性能也更高,且可以直接确定 6 自由度的相对运动参数,不存在尺度模糊性问题。

目前国内外在单目视觉/惯性组合导航方面进行了大量的研究,量测量的形式也多种多样,但量测量中都包含相对运动信息(旋转矩阵和平移矢量)。极几何约束是视觉中一种重要的约束关系,又称共面约束,是单目视觉/惯性组合导航中常用的量测关系^[48, 49],又称为共面约束,文献[48]研究了基于视觉量测信息的微小型飞行器自主导航问题。状态量为飞行器本体速度、飞行器相对惯性系的角速度、三轴姿态角和位置,状态模型为飞行器运动学模型。直接利用特征点的极约束关系作为量测模型。采用隐性扩展卡尔曼滤波 (Implicit Extended Kalman Filter, IEKF) 估计飞行器的状态参数。但由于实际所用的量测量为连续两帧图像中特征点位置的隐函数,因此,测量噪声不再满足高斯白噪声假设。此外,文献[49]提出了一种未知环境中基于单目视觉/惯性的小型无人飞行器组合导航方法,将包含两个时刻之间相对运动信息的单应性矩阵构成 9×1 维的列向量作为量测向量,通过零阶保持器近似建立了单应矩阵仅与当前状态有关的量测方程,并使用 EKF 进行滤波估计。另一类常用的方法是将过去若干个时刻的相机位姿扩展到状态向量中进行估计。文献[50, 51]提出了一种视觉辅助惯性的高精度着陆算法,采用行星固连坐

标系为全局坐标系,状态向量包括飞行器的当前运动状态以及相机过去 N 个时刻的位置和姿态,根据所处高度的不同,同时利用了两类视觉信息:与行星表面三维地图匹配得到的已知先验信息的特征点和相邻两幅图像中跟踪到的未知先验信息的特征点,并分别建立了量测方程,采用 EKF 进行状态估计。在发射场飞行测试实验中,最终的速度估计误差为 0.16m/s ,位置误差为 6.4m 。文献[52, 53]提出了一种基于 EKF 的视觉辅助惯性实时导航的算法。状态向量包括 IMU 的状态和过去若干拍摄时刻摄像机的位置和姿态。量测向量选取为特征点图像像素坐标,并根据同一特征点在不同时刻图像中的坐标与摄像机姿态之间存在的约束关系建立了量测方程,最后使用 EKF 进行状态估计。该方法具有的计算复杂度与特征点个数仅呈线性关系,并且在真实环境中尺度变化大的情况能够进行高精度的姿态估计。该算法在室外环境中进行了实验,在 9 分钟的行驶中,共拍摄了 1598 幅图像,全程 3.2km ,最终的位置误差大约 10m ,也就是行驶距离的 0.31% ,最终的姿态精度优于 $1^\circ (3\sigma)$,速度误差优于 0.35m/s 。文献[54]对文献[55]中的 MSCKF 算法进行了改进,首先通过对基于 EKF 的线性化模型可观测性分析表明其雅克比矩阵的计算方法会不可避免地引起估计误差和均方差不一致性,从而导致精度下降,因此提出了三点修改以保证航向角可观测性的正确性。文献^[56, 57]对惯性辅助视觉的高精度标定方法做了深入的研究,并实现了较好的效果。

目前基于双目视觉/惯性组合导航方法的研究相对较少,且量测量基本上是基于立体视觉运动估计获得的相对量测信息。文献^[58]提出了一种机器人的惯性/视觉组合导航方法,以位置和姿态四元数为状态向量,根据立体图像利用稀疏光束法平差获得的高精度运动参数作一步预测,利用加速度计确定的横滚角和俯仰角以及陀螺确定的航向角作为量测信息进行 EKF 滤波,以减小视觉里程计中姿态角误差的增长。该方法中,立体视觉系统作为主导航系统,从而导致更新频率相对较低,且在假设加速度总体均值为零的前提下估计俯仰角和横滚角,不满足该条件时的估计误差将提高。文献^[59]提出了一种视觉辅助惯性的机器人组合导航方法,直接以导航参数作为状态量,以视觉系统输出的相对旋转欧拉角和位移矢量作为量测量,采用将上一时刻的位置和姿态增广到状态向量的方法来解决量测量与两个时刻的状态值有关的问题,双目视觉系统输出的相对运动参数经过局部光束法平差处理,采用 EKF 进行数据融合,在一次树林实验和两次街道行驶实验中的位置误差占全程距离的比例分别为 0.19% 、 0.05% 和 0.86% 。采用直接法状态模

型的还有文献^[60]，其量测量的选取亦与文献^[59]类似，但直接法的主要缺点是将非线性运动学模型作为状态模型，在通常采用的 EKF 滤波中会带来线性化误差，从而降低估计精度，且要求较高的数据更新频率。间接法则是以导航状态的误差作为状态向量，以描述惯导系统误差传递特性的线性方程为状态模型，在提高模型精度同时，允许滤波器工作在较低的频率上。文献^[61]研究了探测器着陆阶段的惯性/视觉组合导航方法，采用一个高度计来辅助单目相机获得 6 自由度相对运动参数，以相邻两个时刻的误差状态和惯性器件误差为状态向量，以相对位移测量误差和相对姿态测量误差为量测量建立了线性量测方程，通过状态增广的方法来解决量测量依赖于上一时刻的状态值的问题，但由于量测噪声存在时间相关的问题，因此滤波结果仍不是最优的，针对这一问题，文献^[62]将量测误差增广到状态向量中进行估计，同时将上一时刻的状态值也增广到状态向量中来解决量测信息与两个时刻的状态都有关的问题，采用 EKF 进行融合，最后使用 Pioneer II 机器人进行了行驶距离约为 165m 的实验，本文方法的终点位置误差约占全程的 0.4%，而不考虑量测噪声相关性时的终点误差则为 0.54%。但状态维数的增加会导致计算量增大。文献^[63]的思路与文献^[61]类似，仅在假设陀螺的误差可以忽略不计的情况下对状态向量和量测向量进行了简化，误差状态仅包括速度误差、位置误差和加速度计偏置，观测量为相对位置误差，然后采用 EKF 进行状态估计。但对于巡视器上使用中低精度惯导的情况来说，往往难以满足该假设。文献^[64]采用世界坐标系作为导航坐标系，以位置误差、速度误差、姿态角误差以及惯性器件误差作为状态向量，以姿态微分方程和加速度计确定的俯仰角、横滚角之差和 IMU 和立体视觉系统确定的相对旋转姿态角误差和平移矢量误差作为量测量，通过将上一时刻的位置误差和姿态角误差增广到状态向量中建立了相对量测量的线性量测方程，但状态维数的增加同样会导致计算量增大。

综上所述，目前应用于巡视器上的导航方法仅仅是根据巡视器的运动状态不同将两种或多种传感器分时配合使用或简单组合，而没有采用滤波估计的方法，这是由于受到巡视器上处理器计算能力的限制，基于信息融合的组合导航方法尚未得到应用。惯性/视觉组合导航的研究大多采用单目相机，且对象以无人机、着陆器等居多。而对于未知环境中的惯性/双目视觉组合导航方面，通常以相对运动参数或其误差为量测量，针对视觉量测信息依赖于两个时刻的状态、不满足时间无关的条件从而导致标准卡尔曼滤波无法处理的问题，都采用将上一时刻的全部或部分状态值增广到状态向量中的状态增广算

法来解决但状态维数的增加会造成计算量增大。此外，由于视觉提供的相对运动参数通过运动估计间接得到，计算过程为非线性且会引入计算误差，导致量测信息精度下降，且存在测量噪声时间相关的问题。因此，本文从状态量和量测量的选取以及模型建立的角度对未知环境中的惯性/双目视觉组合导航方法进行深入研究。

1.3 论文主要工作及内容安排

本论文针对深空探测巡视器惯性/视觉/天文组合导航方法进行研究。首先介绍了相关导航坐标系、世界坐标系下的惯性导航基本原理、双目视觉导航基本原理；其次，根据量测量对惯性/视觉组合导航进行分类，分别介绍了三种类型的传统 INS/VNS 模型，通过月面仿真和地面实验分析比较这三类导航方法；最后，重点研究以惯性和视觉相对运动参数差为量测量的 INS/VNS 模型，根据传统模型的两个不足提出了两种改进方法并通过月面仿真和地面实验进行验证。论文内容安排如下：

第一章，绪论。阐述了深空探测和巡视器导航方法研究的意义，并以“勇气号”、“好奇号”和“玉兔号”三中典型的行星巡视器介绍了巡视器导航方法的国内外研究现状，随后说明了本论文的研究内容和章节安排。

第二章，惯性导航和视觉导航基本原理。介绍了惯性导航和视觉导航涉及的九个导航坐标系的定义。从 INS/VNS 模型建立的角度选择世界坐标系作为惯性导航的导航坐标系，推导了世界坐标系下的惯性导航力学编排方程，并给出了惯导力学误差方程。然后介绍了双目视觉导航方法的基本原理，包括特征点提取、三维重建和运动估计三个部分。其中三维重建的结果和运动估计可输出视觉相对运动参数可作为组合导航量测信息。最后对视觉导航的误差累积特性进行的理论和仿真分析。

第三章，惯性/视觉组合导航方法。首先分析了惯性导航和视觉导航进行组合的优势与思路，信息融合的过程关键在于量测量的选取。通过量测量的选择可大概分为三类组合导航方法：以视觉相对运动运动参数为量测的 QT 法、以惯性和视觉相对运动参数差为量测的 dQT 法和以视觉特征点坐标为量测的 FPc 法。其次分别介绍了这三种类型的传统 INS/VNS 模型，通过月面仿真和地面实验导航结果分析，发现 dQT 法的综合性能最好。最后，针对传统 dQT 法的量测模型近似处理较大和不考虑视觉常值误差的问题，分别提出两种改进的 INS/VNS 模型，并通过月面仿真和地面实验验证其有效性。

第四章，惯性/视觉/天文组合导航方法。在第三章研究的惯性/视觉组合导航方法基础上，引入了一个星光矢量量测信息，建立了该星光矢量量测模型。通过月面仿真和地面实验分析了该星光矢量量测信息对导航结果的影响。

第五章，月面仿真与地面实验系统。介绍了本文设计的月面仿真系统和所采用的地面实验系统。该月面仿真系统主要包括惯导轨迹发生器和虚拟视景仿真软件两部分，分别进行了详细描述。地面实验系统采用 KITTI 数据集中的惯性与视觉数据，简要介绍了主要实验参数。

最后，总结与展望。对本论文的主要研究内容和结论进行了概括和总结，并指出了尚待解决的问题和下一步的研究方向。

第二章 惯性导航和视觉导航的基本原理

针对巡视器的运动特点和行星或月球表面的特殊环境,本章介绍了以世界坐标系为导航坐标系的捷联惯性导航基本原理及双目视觉导航的算法流程。首先,介绍了惯性导航和视觉导航中涉及的常用坐标系,然后,推导了世界坐标系中捷联惯导解算的力学编排方程和并给出了相应的误差方程,然后,阐述了双目视觉导航算法的具体流程,并按照视觉量测信息的获取顺序讲述了本文采用的视觉导航的具体算法。最后从单步累积误差的角度分析了视觉导航的误差累积特性。

2.1 常用坐标系

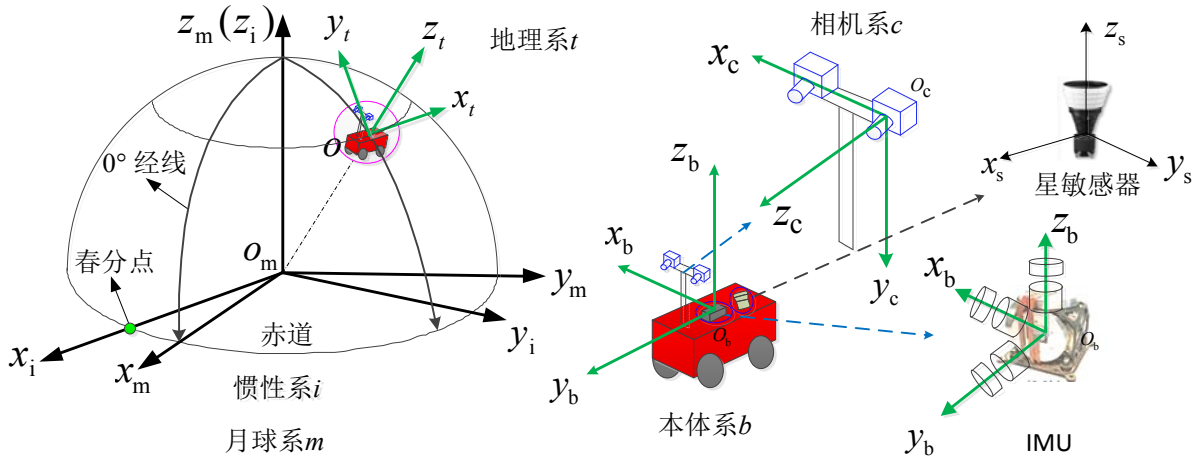


图 4 导航坐标系示意图

本文涉及九个坐标系:惯性坐标系(i 系),月球固连坐标系(m 系),地理坐标系(n 系),巡视器本体坐标系(b 系),世界坐标系(w 系),摄像机坐标系(c 系),图像物理坐标系($O-XY$),图像像素坐标系(o_p-uv),星敏感器坐标系(s 系)。图 4 示意了以上各坐标系的关系。

(1) 惯性坐标系(i 系)

惯性坐标系的原点位于月球质心 o_m , z_i 轴垂直于赤道平面, 且与月球自转角速率矢量的方向一致, x_i 轴在赤道平面内并指向春分点方向, y_i 轴与 x_i 轴和 z_i 轴均垂直, 并构成右手直角坐标系。

(2) 月球固连坐标系(m 系)

月球固连坐标系的坐标原点位于月球质心 \mathbf{o}_m , $\mathbf{P}_{c,i} = \mathbf{R}_{c_{k-1}}^{c_k} \mathbf{P}_{p,i} + \mathbf{T}_{c_{k-1}}^{c_k} + \mathbf{e}$ 轴垂直于赤道平面, 且与月球自转角速率矢量的方向一致, \mathbf{x}_m 轴在赤道平面内并指向零度经线方向, \mathbf{y}_m 轴垂直于 \mathbf{x}_m 轴和 $\mathbf{P}_{c,i} = \mathbf{R}_{c_{k-1}}^{c_k} \mathbf{P}_{p,i} + \mathbf{T}_{c_{k-1}}^{c_k} + \mathbf{e}$ 轴所在的平面, 并构成右手直角坐标系。从月球惯性坐标系到月球固连坐标系的坐标转换矩阵 \mathbf{R}_i^m 为

$$\mathbf{R}_i^m = \begin{bmatrix} \cos(t_{\text{SHA}}) & -\sin(t_{\text{SHA}}) & 0 \\ \sin(t_{\text{SHA}}) & \cos(t_{\text{SHA}}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

式中, t_{SHA} 是春分点格林时角, 可通过观测时间查找天文历表获得。

(3) 地理坐标系(n 系)

地理坐标系为当地东北天坐标系, 其原点位于巡视器质心 \mathbf{o} , \mathbf{x}_n 轴沿月球参考椭球的卯酉圈方向并指向东向, \mathbf{y}_n 轴沿月球参考椭球的子午圈方向并指向北向, \mathbf{z}_n 轴沿月球参考椭球的外法线方向指向天顶。从地理坐标系到月球固连坐标系的坐标转换矩阵 \mathbf{R}_n^m 为

$$\mathbf{R}_n^m = \mathbf{R}_x(90^\circ - L) \mathbf{R}_z(90^\circ + \lambda) = \begin{bmatrix} -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\sin L \cos \lambda & -\sin L \sin \lambda & \cos L \\ \cos L \cos \lambda & \cos L \sin \lambda & \sin L \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

式中, $\mathbf{R}_x(90^\circ - L)$ 和 $\mathbf{R}_z(90^\circ + \lambda)$ 分别表示绕 x 轴和 z 轴的旋转矩阵, L, λ 分别为巡视器所在位置的纬度和经度。

(4) 巡视器本体坐标系(b 系)

巡视器本体坐标系与巡视器刚性固联, 坐标原点位于巡视器质心 \mathbf{o} , $\mathbf{x}_b \mathbf{o} \mathbf{y}_b$ 平面与巡视器甲板平面平行, \mathbf{x}_b 轴指向巡视器右方, \mathbf{y}_b 轴沿巡视器对称轴方向指向车体前方, \mathbf{z}_b 轴垂直于 $\mathbf{x}_b \mathbf{o} \mathbf{y}_b$ 平面并指向上方, 构成右手直角坐标系。根据3-1-2旋转顺序得到的巡视器本体坐标系相对于世界坐标系的坐标转换矩阵 \mathbf{R}_w^b 为

$$\mathbf{R}_w^b = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \psi \sin \theta & \cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi \sin \theta & -\cos \theta \sin \gamma \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \psi \cos \theta & \sin \theta \\ \cos \psi \sin \gamma + \cos \gamma \sin \psi \sin \theta & \sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \cos \psi \sin \theta & \cos \theta \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

式中， θ, γ, ψ 分别表示巡视器的俯仰角、横滚角和航向角。

(5) 世界坐标系(w 系)

世界坐标系是与行星表面环境相固联的三维直角坐标系，常作为基准坐标系来描述摄像机的位置，并用于描述环境中其他任何物体的位置。本文定义初始时刻的东北天坐标系为世界坐标系，并作为组合导航系统的导航坐标系。

姿态角表征本体系相对导航系之间的角度关系，本文中本体坐标系相对世界坐标系的姿态角定义如下：

俯仰角（ θ ）——载体纵轴 y_b 与 $x_w y_w$ 平面（初始时刻水平面）之间的夹角，在 $y_b z_w$ 平面中测量，抬头为正（ $-\pi/2 \sim \pi/2$ ）；

横滚角（ γ ）——载体横轴 x_b 与 $x_w y_w$ 平面（初始时刻水平面）之间的夹角，在 $x_b z_w$ 平面中测量，左边抬起为正（ $-\pi/2 \sim \pi/2$ ）；

航向角（ ψ ）——载体纵轴 y_b 与 y_w 轴（初始时刻北向）之间的夹角，在 $x_w y_w$ 平面内测量，逆时针为正（ $0 \sim 2\pi$ ）。

由以上定义可得本体系相对于世界系的姿态矩阵 \mathbf{R}_w^b ：

$$\mathbf{R}_w^b = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \psi \sin \theta & \cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi \sin \theta & -\cos \theta \sin \gamma \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \psi \cos \theta & \sin \theta \\ \cos \psi \sin \gamma + \cos \gamma \sin \psi \sin \theta & \sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \cos \psi \sin \theta & \cos \theta \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

设载体在世界坐标系的位置为 \mathbf{r}_{wb}^w ，令 $\mathbf{T}_{bw}^b = -\mathbf{R}_w^b \mathbf{r}_{wb}^w$ ，则空间一点在本体系坐标

$[x_b, y_b, z_b]^T$ 与在世界系坐标 $[x_w, y_w, z_w]^T$ 的关系为：

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_w^b & \mathbf{T}_{bw}^b \\ \mathbf{0}^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_w \\ y_w \\ z_w \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

(6) 摄像机坐标系(c 系)

坐标原点位于摄像机光心 o_c ， x_c 轴与像素的行平行并指向右方， y_c 轴与像素的列平行并指向下方， z_c 轴与图像平面垂直，沿摄像机光轴并指向景物方向，构成右手直角坐标系。本文中双目视觉系统的摄像机坐标系原点定义在左相机光心。

摄像机安装角 $[\theta_c \ \gamma_c \ \psi_c]$ 定义：

俯仰安装角 (θ_c) —— 相机光轴 z_c 与 $x_b y_b$ 平面之间的夹角，在 $z_c z_b$ 平面中测量，光轴朝 z_b 方向为正 ($-\pi/2 \sim \pi/2$)；

倾斜安装角 (γ_c) —— 相机横轴 x_c 与 $x_b y_b$ 平面之间的夹角，在 $x_c z_b$ 平面中测量， x_c 指向 z_b 反方向为正 ($-\pi/2 \sim \pi/2$)；

偏航安装角 (ψ_c) —— 相机光轴 z_c 与 y_b 轴之间的夹角，在 $x_b y_b$ 平面内测量，绕 z_b 逆时针为正 ($0 \sim 2\pi$)。

由以上定义可得摄像机坐标系相对于本体系的安装矩阵 R_b^c ：

$$R_b^c = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \gamma_c \cos \psi_c - \sin \gamma_c \sin \psi_c \sin \theta_c & \cos \gamma_c \sin \psi_c + \sin \gamma_c \cos \psi_c \sin \theta_c & -\cos \theta_c \sin \gamma_c \\ -\cos \theta_c \sin \psi_c & \cos \psi_c \cos \theta_c & \sin \theta_c \\ \cos \psi_c \sin \gamma_c + \cos \gamma_c \sin \psi_c \sin \theta_c & \sin \gamma_c \sin \psi_c - \cos \gamma_c \cos \psi_c \sin \theta_c & \cos \theta_c \cos \gamma_c \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

当 $[\theta_c \ \gamma_c \ \psi_c] = [0 \ 0 \ 0]$ 时：

$$R_b^c = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

设摄像机在本体坐标系的位置为 r_{bc}^b ，令 $T_{cb}^c = -R_b^c r_{bc}^b$ ，则空间一点在摄像机系坐标

$[x_c, y_c, z_c]^T$ 与在本体系坐标 $[x_b, y_b, z_b]^T$ 的关系为：

$$\begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_b^c & T_{cb}^c \\ \mathbf{0}^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

或

$$\mathbf{X}^b = \mathbf{R}_c^b \mathbf{X}^c + \mathbf{T}_{bc}^b \quad (2.9)$$

结合(2.5)得:

$$\begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_b^c & \mathbf{T}_{cb}^c \\ \mathbf{0}^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{R}_w^b & \mathbf{T}_{bw}^b \\ \mathbf{0}^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_w \\ y_w \\ z_w \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

(7) 图像物理坐标系(O - XY)

图像物理坐标系又称像平面坐标系,是以物理单位(一般是毫米)表示的平面直角坐标系,坐标原点 O 为摄像机光轴与成像平面的交点, X 轴和 Y 轴分别沿着图像像素阵列的 u 轴和 v 轴方向。从摄像机坐标系到图像物理坐标系的转换关系为

$$\begin{cases} x = f \frac{x_c}{z_c} \\ y = f \frac{y_c}{z_c} \end{cases} \quad (2.11)$$

式中, (x, y) 为像点的图像物理坐标, f 为摄像机焦距。

公式(2.11)表示了摄像机成像的透视投影关系, 又称针孔成像模型。

(8) 图像像素坐标系(o_p - uv)

图像平面与光轴垂直,与摄像机光心相距一个焦距。图像像素坐标系是一个平面直角坐标系,以像素为单位,坐标原点 o_p 位于图像平面左上角, u 轴和 v 轴分别平行于摄像机坐标系的 x_c 轴和 y_c 轴且方向相同,像素坐标 (u, v) 是像点在像素阵列中的列数和行数。从图像物理坐标系到图像像素坐标系的转换关系为

$$\begin{aligned} u &= \frac{x}{dx} + u_0 \\ v &= \frac{y}{dy} + v_0 \end{aligned} \quad (2.12)$$

式中, (u_0, v_0) 为摄像机光轴与图像平面交点的像素坐标, dx 、 dy 分别表示每个像素在图像平面横轴和纵轴方向的物理尺寸。

坐标系(5)~(8)为视觉导航中常用的坐标系,它们之间的位置关系示意图如图 5 所示。

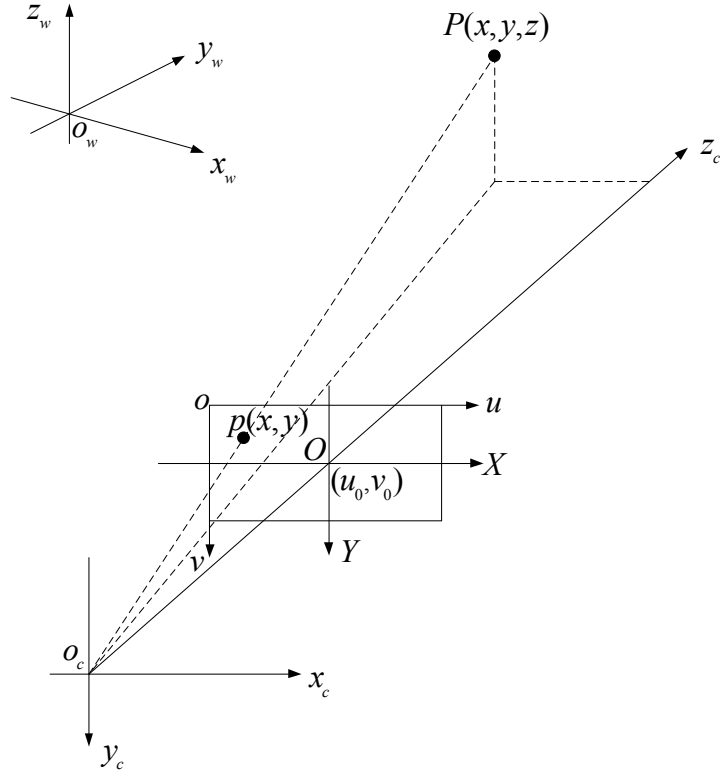


图 5 视觉导航坐标系示意图

(9) 星敏感器坐标系(s 系)

星敏感器坐标系与星敏感器固连，坐标原点位于星敏感器光心， x 轴沿成像平面指向右侧， z 轴指向光轴方向。

2.2 惯性导航系统原理

捷联式惯性导航系统通过惯性测量单元（IMU）感知的加速度和角速度信息，解算得到载体相对导航坐标系的位置和姿态。导航坐标系通常有地理系、行星固连坐标系、游动坐标系等方式，本文中 choice 行星固连的世界坐标系作为导航坐标系。

由于 IMU 感知的运动信息时相对于惯性系的，且加速度计感知的比力信息中包含了行星重力加速度，陀螺仪感知的角速度信息中包含了地球自转及公转角速度。为了从 IMU 数据中提取载体的运动加速度和角速度，需要将加速度计输出的比力信息中包含的行星表面运动加速度和由行星自转导致的科氏加速度剔除，将陀螺仪数据中的行星自转角速度剔除。同时，由于 IMU 的数据是在本体系中获取的，而解算导航系位置姿态需要基于导航系的加速度和角速度，因此需要实时将 IMU 数据转换到导航系。已知 IMU 的常值漂移时，在导入 IMU 数据到捷联解算流程前将该常值漂移补偿。世界坐标系下

的捷联惯性导航解算流程如图 6 所示。

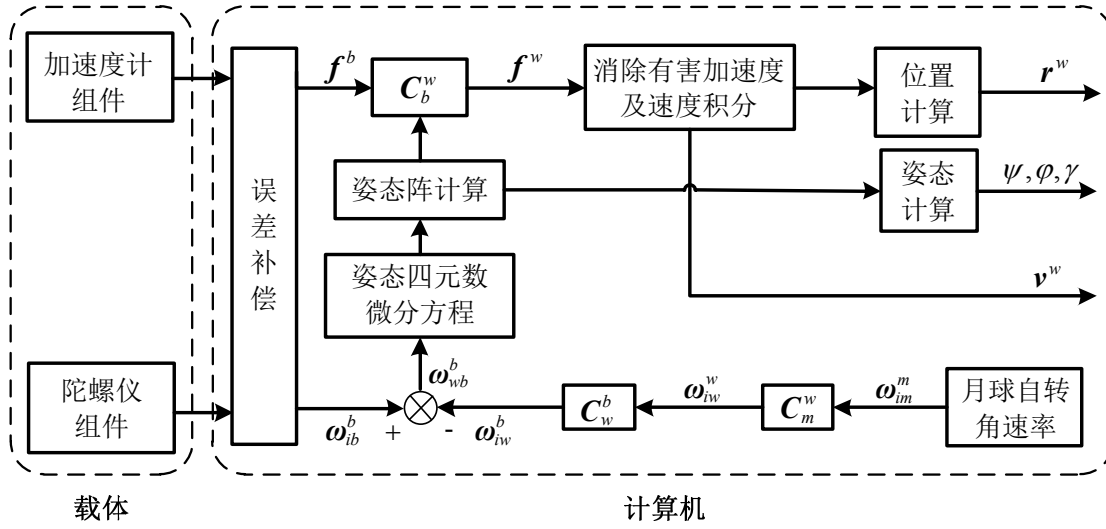


图 6 世界坐标系下捷联惯性导航原理框图

2.2.1 世界坐标系下的捷联惯性导航力学编排方程

惯性导航算法是通过求解惯性导航系统的力学编排方程来实现的，惯导力学编排方程的推导是基于牛顿力学定律而建立的。通过分析 IMU 数据与载体在导航系内的运动加速度、角速度以及速度的关系可得到世界坐标系下的捷联惯性导航力学编排方程^[65, 66]。

(1) 相对世界坐标系的运动描述

载体相对世界坐标系的的位置、速度、加速度分别为 \mathbf{r}_{wb} 、 \mathbf{v}_{wb} 、 $\dot{\mathbf{v}}_{wb}$ ，相对惯性系的加速度为 \mathbf{a}_{ib} 、 \mathbf{r}_{wb} 、 \mathbf{v}_{wb} 、 $\dot{\mathbf{v}}_{wb}$ 之间关系为：

$$\mathbf{v}_{wb} = \left. \frac{d\mathbf{r}_{wb}}{dt} \right|_w \quad (2.13)$$

$$\dot{\mathbf{v}}_{wb} = \left. \frac{d\mathbf{v}_{wb}}{dt} \right|_w \quad (2.14)$$

\mathbf{a}_{ib} 与 \mathbf{r}_{wb} 之间有如下关系：

$$\mathbf{a}_{ib} = \left. \frac{d^2\mathbf{r}_{wb}}{dt^2} \right|_i \quad (2.15)$$

\mathbf{a}_{ib} 与 $\dot{\mathbf{v}}_{wb}$ 之间有如下关系：

$$\left. \frac{d\mathbf{r}_{wb}}{dt} \right|_i = \left. \frac{d\mathbf{r}_{wb}}{dt} \right|_w + \boldsymbol{\omega}_{iw} \times \mathbf{r}_{wb} = \mathbf{v}_{wb} + \boldsymbol{\omega}_{iw} \times \mathbf{r}_{wb} \quad (2.16)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{ib} &= \left. \frac{d^2 \mathbf{r}_{wb}}{dt^2} \right|_i = \left. \frac{d}{dt} \right|_i (\mathbf{v}_{wb} + \boldsymbol{\omega}_{iw} \times \mathbf{r}_{wb}) \\ &= \left. \frac{d\mathbf{v}_{wb}}{dt} \right|_w + 2\boldsymbol{\omega}_{iw} \times \mathbf{v}_{wb} + \boldsymbol{\omega}_{iw} \times (\boldsymbol{\omega}_{iw} \times \mathbf{r}_{wb}) \\ &= \dot{\mathbf{v}}_{wb} + 2\boldsymbol{\omega}_{iw} \times \mathbf{v}_{wb} + \boldsymbol{\omega}_{iw} \times (\boldsymbol{\omega}_{iw} \times \mathbf{r}_{wb}) \end{aligned} \quad (2.17)$$

(2) 比力方程

加计直接测量得到的数据称为比力 (\mathbf{f}), \mathbf{f} 的物理意义为载体相对惯性系的加速度与重力加速度之差:

$$\mathbf{f} = \mathbf{a}_{ib} - \mathbf{G} \quad (2.18)$$

\mathbf{G} 是载体所在星体表面一点相对惯性系的加速度, 包括星体引力和自转的作用:

$$\mathbf{G} = \mathbf{g} + \boldsymbol{\omega}_{im} \times (\boldsymbol{\omega}_{im} \times \mathbf{r}_{mb}) \quad (2.19)$$

由于

$$\boldsymbol{\omega}_{im} = \boldsymbol{\omega}_{iw} \quad (2.20)$$

$$\mathbf{r}_{mb} = \mathbf{r}_{wb} + \mathbf{r}_{mw} \quad (2.21)$$

$$\mathbf{v}_{mb} = \left. \frac{d\mathbf{r}_{mb}}{dt} \right|_m = \left. \frac{d\mathbf{r}_{wb}}{dt} \right|_m + \boldsymbol{\theta} = \mathbf{v}_{wb}$$

得

$$\mathbf{G} = \mathbf{g} + \boldsymbol{\omega}_{iw} \times (\boldsymbol{\omega}_{iw} \times \mathbf{r}_{wb}) \quad (2.22)$$

将(2.17)和(2.22)代入(2.18)得比力方程为:

$$\mathbf{f} = \dot{\mathbf{v}}_{wb} + 2\boldsymbol{\omega}_{iw} \times \mathbf{v}_{wb} - \mathbf{g} \quad (2.23)$$

比力方程表征加计直接测量所得数值在捷联解算过程中的意义。

(3) 速度方程

由比力方程得到速度方程如下:

$$\dot{\mathbf{v}}_{wb} = \mathbf{f} - 2\boldsymbol{\omega}_{iw} \times \mathbf{v}_{wb} + \mathbf{g} \quad (2.24)$$

速度方程的解算表达式为:

$$\dot{\mathbf{v}}_{wb}^w = \mathbf{C}_b^w \mathbf{f}^b - 2\boldsymbol{\omega}_{iw}^w \times \mathbf{v}_{wb}^w + \mathbf{C}_e^w \mathbf{C}_t^e \mathbf{g}^t \quad (2.25)$$

捷联解算中通过速度方程更新速度：

$$\mathbf{v}_{wb}(t+1) = \mathbf{v}_{wb}(t) + \dot{\mathbf{v}}_{wb} \times T \quad (2.26)$$

再由速度积分更新位置：

$$\mathbf{r}_{wb}(t+1) = \mathbf{r}_{wb}(t) + \mathbf{v}_{wb} \times T \quad (2.27)$$

(4) 姿态更新

本文中采用四元数微分方程更新姿态，设 \mathbf{q}_w^b 为表征世界坐标系到本体系姿态的单位四元数，则相应的姿态四元数为：

$$\dot{\mathbf{q}}_w^b = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}_{wb}^b) \mathbf{q}_w^b \quad (2.28)$$

其中

$$\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}_{wb}^b) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{wbx}^b & -\omega_{wby}^b & -\omega_{wbz}^b \\ \omega_{wbx}^b & 0 & \omega_{wbz}^b & -\omega_{wby}^b \\ \omega_{wby}^b & -\omega_{wbz}^b & 0 & \omega_{wbx}^b \\ \omega_{wbz}^b & \omega_{wby}^b & -\omega_{wbx}^b & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\omega}_{wb}^b = \boldsymbol{\omega}_{ib}^b - \mathbf{R}_w^b \boldsymbol{\omega}_{iw}^w$$

$\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 由陀螺仪直接测量得到。

综上可得基于世界坐标系的捷联惯性导航力学编排方程为：

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{q}}_w^b = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}_{ib}^b - \mathbf{C}_w^b \boldsymbol{\omega}_{iw}^w) \mathbf{q}_w^b \\ \dot{\mathbf{r}}_{wb} = \mathbf{v}_{wb} \\ \dot{\mathbf{v}}_{wb} = (\mathbf{C}_w^b)^T \mathbf{f}^b - 2\boldsymbol{\omega}_{iw}^w \times \mathbf{v}_{wb} + \mathbf{g}^w \end{cases} \quad (2.29)$$

2.2.2 惯性导航误差方程

世界坐标系下的惯性导航误差方程可由公式(2.29)推导得到^[67]，将陀螺误差和加速度计误差都作为随机常值来考虑。

(1) 失准角微分方程

平台失准角 $\boldsymbol{\phi}$ 定义为：

$$I - [\phi \times] = R_b^w R_{w,INS}^b \quad (2.30)$$

式中 $[\phi \times]$ 为 ϕ 的反对称矩阵, R_b^w 为 b 系相对 w 系的真实姿态矩阵, $R_{w,INS}^b$ 为惯性姿态矩阵。令 q_w^b 表示真实姿态四元数, $q_{w,INS}^b$ 表示惯性姿态四元数, 则将式(2.30)转化为四元数形式可得四元数姿态误差 Δq_{INS} 为:

$$\Delta q_{INS} = \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi \end{bmatrix} = q_{w,INS}^b \circ q_b^w \quad (2.31)$$

ϕ 的计算方法为:

$$\dot{\phi} = -\Omega_w^w \phi + R_b^w \varepsilon + R_b^w w_g \quad (2.32)$$

式中, $\varepsilon = [\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$ 为陀螺常值漂移, w_g 表示陀螺随机漂移, 为 3×1 维列向量, Ω_w^w 为由角速率 ω_{iw}^w 构成的反对称矩阵, 可以表示为

$$\Omega_w^w = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{iwz}^w & \omega_{iwy}^w \\ \omega_{iwz}^w & 0 & -\omega_{iwx}^w \\ -\omega_{iwy}^w & \omega_{iwx}^w & 0 \end{bmatrix}$$

(2) 速度误差方程

速度误差 δv 定义为:

$$\delta v = v_{INS} - v \quad (2.33)$$

其中 v_{INS} 为惯性解算的速度, v 为真实的速度。根据惯性力学模型可得 δv 微分方程为:

$$\delta \dot{v}^w = -F^w \phi - 2\Omega_{iw}^w \delta v^w + R_b^w \nabla + R_b^w w_a \quad (2.34)$$

式中, $\delta v^w = [\delta v_x^w, \delta v_y^w, \delta v_z^w]^T$ 为世界坐标系中的速度误差, $\nabla = [\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z]^T$ 为加速度计常值零偏, w_a 表示加速度计随机偏置, 为 3×1 维列向量, F^w 为由 f^w 构成的反对称矩阵, f^w 为世界坐标系下的比力矢量, 可由加速度计直接测量得到的比力 f^b 进行坐标转换获得, 其表达式为 $f^w = R_b^w f^b$ 。

(3) 位置误差方程

位置误差 δr 定义为:

$$\delta \mathbf{r} = \mathbf{r}_{INS} - \mathbf{r} \quad (2.35)$$

位置误差微分方程为:

$$\delta \dot{\mathbf{r}}^w = \delta \mathbf{v}^w \quad (2.36)$$

式中, $\delta \mathbf{r}^w = [\delta \mathbf{r}_x^w, \delta \mathbf{r}_y^w, \delta \mathbf{r}_z^w]^T$ 为世界坐标系下的位置误差。

由公式(2.32)~(2.36)可得, 世界坐标系下的惯导误差方程可以表示为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\phi}} = -\boldsymbol{\omega}_{iw}^w \times \boldsymbol{\phi} + \mathbf{R}_b^w \boldsymbol{\varepsilon} \\ \delta \dot{\mathbf{v}} = -(\mathbf{R}_b^w \mathbf{f}^b) \times \boldsymbol{\phi} - 2\boldsymbol{\omega}_{iw}^w \times \delta \mathbf{v} + \mathbf{R}_b^w \nabla \\ \delta \dot{\mathbf{r}} = \delta \mathbf{v} \end{cases} \quad (2.37)$$

2.3 视觉导航方法

双目视觉导航是指利用双目视觉系统对周围环境进行连续拍摄获取立体图像序列, 然后对获取的立体图对进行特征提取、立体匹配、特征跟踪、三维重建和运动估计等处理步骤进而确定巡视器的位置与姿态等运动参数的一种导航方法^[68-70]。双目视觉导航算法的流程如图 7 所示。

第一步, 图像获取。图像获取是指利用 CCD 摄像头、数字相机和视频采集卡等视频采集设备探测周围环境得到各像素点灰度和颜色投影, 是双目立体视觉的物质基础, 另外, 采集图像时要综合考虑光照强度、景物特征、摄像机性能以及视点差异等因素的影响。为简化处理, 本论文采用了平行双目立体视觉系统。

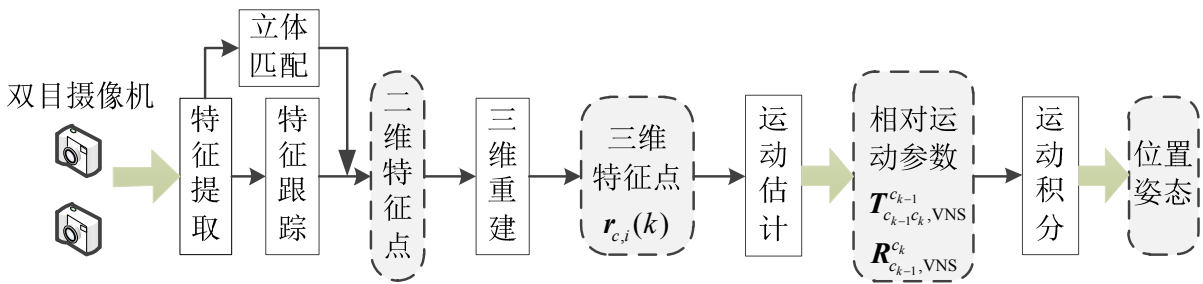


图 7 双目视觉导航流程示意图

第二步, 特征提取。特征提取是指提取图像中便于匹配识别的特征基元, 常见特征包括点、线或区域等。目前, 由于还没有一种用于特征提取的普适理论, 因此匹配特征具有多样性。为了保证后续的匹配可靠性、稳定性以及匹配速度, 选择合适的图像特征很重要。

第三步，立体匹配。立体匹配是指建立两幅图像中提取的特征基元间的一一对应关系，将同一个三维空间点在不同图像中的投影点对应起来的处理过程。立体匹配是图像处理中最重要也最困难的问题，特别是在复杂图像场景下，如何提高算法的匹配精确度和鲁棒性，降低计算复杂度，都是亟待研究的问题。

第四步，三维重建。三维重建是利用摄像机成像模型和立体图对特征点之间的匹配关系，根据三角测量原理恢复场景三维信息的过程。影响重建精度的因素主要有摄像机和双目视觉系统的标定误差、特征提取定位精度与匹配精度以及数字量化效应等。

第五步，特征跟踪与运动估计。特征跟踪是指在相邻两个时刻由同一摄像机拍摄的两幅图像之间寻找匹配特征点的过程，运动估计是指根据特征点在两个时刻摄像机坐标系中的三维信息，通过相应算法计算相对运动参数，进而确定巡视器位置和姿态的过程。

在上述双目视觉导航的处理流程中，可以相继获得特征点归一化图像坐标、前后两帧的相对平移矢量和相对旋转矩阵以及相对起始点的位置和姿态等间接测量信息，是惯性/视觉组合导航中的常用量测量。直接以位置、姿态为量测量的浅组合方法不能充分利用视觉量测信息，组合导航得到的精度较低，而特征点图像坐标与相对旋转姿态角和平移矢量中同样包含了巡视器的位置和姿态信息，且作为深层的视觉量测信息，避免了量测误差的累积，具有更好的组合效果。本论文后续提出的惯性/视觉组合导航方法中采用特征点归一化图像坐标和相对运动参数作为量测信息，下面根据图像处理的流程依次介绍两种量测量的获取方法。

2.3.1 特征点归一化图像坐标的获取方法

特征提取与匹配跟踪是图像处理中最关键的一步，由于月球和行星表面环境的特殊性，通常采用易于提取和匹配的点特征用于运动估计。特征点的提取精度和正确匹配率直接反映了量测信息的优劣，影响后续组合导航的性能。一般情况下，月球或行星表面纹理稀少、土壤疏松，在没有岩石或车辙等明显目标的情况下，则提取的特征点数量较少且稳定性差，例如“好奇号”火星车上的视觉处理系统就将车辙作为特征点进行识别^[7]，因此，尽可能选择合适的特征提取与匹配算法来保证特征点的数量与质量，以提高运动估计的精度。SIFT (Scale Invariant Feature Transform) 算法是一种尺度不变特征变换算法，对光照、平移、视角以及旋转均具有不变性，且能够提取大量分布均匀的特征点，因此，本文采用 SIFT 特征提取与匹配算法^[71]，在匹配时，加入唯一性约束 (uniqueness

constraint)、互对应约束 (mutual correspondence constraint) 以及视差范围约束 (disparity limit constraint), 以提高匹配正确率, 获得大量分布均匀的特征点。特征跟踪是对前后帧同名图像中的特征点进行匹配的过程, 用于获得同一空间点在前后帧图像中对应的投影点, 其方法与立体匹配相似。

然后, 根据标定得到的摄像机内参数, 将匹配成功特征点的像素坐标变换为归一化图像坐标。设通过图像处理算法直接得到的特征点图像像素坐标为 (u, v) , 由于图像像素坐标系的原点在成像平面的左上角, 归一化图像坐标的原点为图像中心, 因此, 首先利用摄像机内参数求出特征点的畸变归一化图像坐标。其公式为

$$\begin{cases} x_d(1) = (u - c_x) / f_x - \alpha_c x_d(2) \\ x_d(2) = (v - c_y) / f_y \end{cases} \quad (2.38)$$

式中, $x_d(1)$ 和 $x_d(2)$ 为畸变归一化图像坐标 x_d 的两个分量, $f_x = f / dX$ 、 $f_y = f / dY$ 分别为 u 轴归一化焦距和 v 轴归一化焦距, dX, dY 分别为 X 轴和 Y 轴方向的像元物理尺寸, f 为摄像机焦距, (c_x, c_y) 为成像平面主点坐标, α_c 为倾斜因子。

由于图像特征点是光学成像产生非线性畸变后的投影点位置, 因此, 需要将畸变的归一化图像坐标根据双目标定的畸变参数通过空间变换补偿畸变, 从而得到补偿畸变后的归一化图像坐标。一般情况下只考虑径向畸变和切向畸变, 因为高阶的畸变参数相对来说影响很小, 可以忽略不计, 因此, 仅考虑径向畸变参数 k_1, k_2, k_3 和一、二阶切向畸变参数 p_1, p_2 。采用的摄像机畸变模型如下^[72]

$$x_d = (1 + k_1 d^2 + k_2 d^4 + k_3 d^6) x_n + \begin{bmatrix} 2p_1 xy + p_2(d^2 + 2x^2) \\ p_1(d^2 + 2y^2) + 2p_2 xy \end{bmatrix} \quad (2.39)$$

式中, $x_n = (x, y)$ 为归一化图像坐标, $d = \sqrt{x^2 + y^2}$ 是投影点到图像中心的径向距离, 畸变参数 $[k_1, k_2, p_1, p_2, k_3]$ 可由标定获得, 且通常情况下 $k_3 = 0$ 。

根据 x_d 和标定所得的摄像机内参数利用公式(2.39)迭代即可求得特征点的归一化图像坐标 x_n , 作为视觉量测信息。

2.3.2 三维重建方法

本文采用基于特征点三维坐标点集的运动估计算法, 因此, 在运动估计之前, 首先要获得特征点的三维坐标。在双目视觉系统标定完成后, 根据 2.3.1 节中获得的匹配特

征点的归一化图像坐标，即可进行三维重建，最后，根据特征跟踪和三维重建得到图像特征点对应的空间点在两个时刻摄像机坐标系下的三维坐标集合进行运动估计。

双目立体视觉的三角测量原理如图 8 所示。

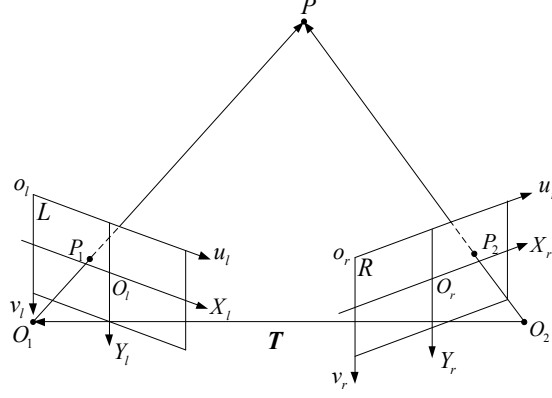


图 8 三角测量原理示意图

P 表示空间点， O_1, O_2 分别表示左、右摄像机光心， P_1, P_2 分别为空间点 P 在左、右摄像机成像平面上的投影。L 和 R 分别表示左、右像平面， $O_1X_lY_l$ 和 $O_rX_rY_r$ 分别为左、右摄像机图像物理坐标系， $o_lu_lv_l$ 和 $o_ru_rv_r$ 分别为左、右摄像机图像像素坐标系，根据特征点在左、右像平面上的归一化图像坐标 $\mathbf{x}_n^l = [x^l, y^l]^T$ 和 $\mathbf{x}_n^r = [x^r, y^r]^T$ ，可得 $\overrightarrow{O_1P}$ 和 $\overrightarrow{O_2P}$ 在相应摄像机坐标系下的矢量方向分别为

$$\begin{aligned} U_1 &= [x^l, y^l, 1]^T \\ U_2 &= [x^r, y^r, 1]^T \end{aligned}$$

在 ΔO_1O_2P 中满足如下关系式：

$$\frac{|PO_1|}{\sin(\angle PO_2O_1)} = \frac{|PO_2|}{\sin(\angle PO_1O_2)} = \frac{|O_1O_2|}{\sin(\angle O_1PO_2)} \quad (2.40)$$

设从左摄像机坐标系到右摄像机坐标系的坐标变换矩阵为 C_1^r ，平移矢量为 T_1^r ，他们可由双目立体视觉系统标定获得，将 U_1 转化到右摄像机坐标系中，则有如下关系成立：

$$\begin{aligned} |O_1O_2| &= |T_1^r| \\ \cos(\angle PO_2O_1) &= \frac{T_1^r \cdot U_2}{|T_1^r| |U_2|}, \cos(\angle PO_1O_2) = \frac{-T_1^r \cdot (C_1^r U_1)}{|T_1^r| |C_1^r U_1|}, \cos(\angle O_1PO_2) = \frac{U_2 \cdot (C_1^r U_1)}{|U_2| |C_1^r U_1|} \end{aligned} \quad (2.41)$$

由于同一个角的正余弦平方和为 1，将公式(2.40)和(2.41)联立即可求出 $|PO_1|$ 和 $|PO_2|$ 的值。则空间点 P 在左摄像机坐标系的三维坐标可表示为

$$\mathbf{P}^{c_1} = |\mathbf{PO}_1| \cdot \mathbf{U}_1 \text{ 或 } \mathbf{P}^{c_1} = (\mathbf{C}_1^r)^T (|\mathbf{PO}_2| \cdot \mathbf{U}_2 - \mathbf{T}_1^r)$$

考虑实际中存在的误差，对上述两式求平均得

$$\mathbf{P}^{c_1} = [|\mathbf{PO}_1| \cdot \mathbf{U}_1 + (\mathbf{C}_1^r)^T (|\mathbf{PO}_2| \cdot \mathbf{U}_2 - \mathbf{T}_1^r)] / 2 \quad (2.42)$$

根据公式 $\mathbf{P}^{c_r} = \mathbf{C}_1^r \mathbf{P}^{c_1} + \mathbf{T}_1^r$ 即可求得空间点 P 在右摄像机坐标系中的三维坐标 \mathbf{P}^{c_r} 。

2.3.3 运动估计方法

(1) 运动估计基本原理

根据三维重建得到的图像特征点对应的空间点在两个时刻摄像机坐标系下的三维坐标集合即可进行运动估计，下面重点介绍本文采用的基于特征点相机坐标系三维坐标点集的相对运动参数估计和运动积分算法。

由 $k-1$ 时刻和跟踪得到 k 时刻特征点的世界坐标系坐标不变，其摄像机坐标系坐标的变化是由摄像机相对环境运动导致的，因此可推得到 $k-1$ 时刻到 k 时刻摄像机相对世界坐标的运动信息 $\mathbf{R}_{c_{k-1}}^{c_k}$ 和 $\mathbf{T}_{c_{k-1}c_k}^{c_{k-1}}$ 。设摄像机 k 时刻在世界坐标系的姿态矩阵为 $\mathbf{C}_w^{c_k}$ ，位置为 \mathbf{r}_{wc_k} ，则 $\mathbf{R}_{c_{k-1}}^{c_k}$ 和 $\mathbf{T}_{c_{k-1}c_k}^{c_{k-1}}$ 和定义如下：

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{c_{k-1}}^{c_k} &= \mathbf{C}_w^{c_k} \mathbf{C}_w^{c_{k-1}T} \\ \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k}^{c_{k-1}} &= \mathbf{C}_w^{c_{k-1}} (\mathbf{r}_{wc_k} - \mathbf{r}_{wc_{k-1}}) \end{aligned} \quad (2.43)$$

假设相邻两个时刻之间巡视器的位姿变化为刚体运动，跟踪到的匹配特征点个数为 n ， $k-1$ 时刻和 k 时刻摄像机坐标系下的三维坐标分别为 $\{\mathbf{P}_{p,i} | i=1, \dots, n\}$ 和 $\{\mathbf{P}_{c,i} | i=1, \dots, n\}$ 。考虑到特征提取的定位误差，运动估计模型可以表示为

$$\mathbf{P}_{c,i}(k) = \mathbf{R}_{c_{k-1}}^{c_k} [\mathbf{P}_{c,i}(k-1) - \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k}^{c_{k-1}}] + \mathbf{e} \quad (i=1 \dots n) \quad (2.44)$$

式中， \mathbf{e} 为测量误差。解方程(2.44)可得到 $\mathbf{R}_{c_{k-1}}^{c_k}$ 和 $\mathbf{T}_{c_{k-1}c_k}^{c_{k-1}}$ 。

定义 $k-1$ 时刻到 k 时刻本体系相对世界坐标系的运动为：

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k} &= \mathbf{C}_w^{b_k} \mathbf{C}_w^{b_{k-1}T} \\ \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_k} &= \mathbf{C}_w^{b_k} (\mathbf{r}_{wb_k} - \mathbf{r}_{wb_{k-1}}) \end{aligned} \quad (2.45)$$

其中， $\mathbf{C}_w^{b_k}$ 和 \mathbf{r}_{wb_k} 分别为 k 时刻本体系相对世界坐标系的姿态和位置。

结合(2.43)、(2.44)和(2.45)可得：

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k} &= \mathbf{R}_c^b \mathbf{R}_{c_{k-1}}^{c_k} \mathbf{R}_b^c \\ \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}} &= \mathbf{R}_c^b \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k}^{c_{k-1}} + (\mathbf{R}_{b_k}^{b_{k-1}} - \mathbf{I}) \mathbf{T}_{bc}^b \end{aligned} \quad (2.46)$$

由上式可见， $\mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k}$ 和 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}}$ 与摄像机的安装位置 \mathbf{T}_{bc}^b 和角度 \mathbf{R}_b^c 相关。通过对 $\mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k}$ 和 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}}$ 积分即得到视觉导航的位置和姿态结果：

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_w^{b_k} &= \mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k} \mathbf{R}_w^{b_{k-1}} \\ \mathbf{r}_{wb_k} &= \mathbf{r}_{wb_{k-1}} + \mathbf{R}_w^{b_k} \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_k} \end{aligned} \quad (2.47)$$

$\mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k}$ 和 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}}$ 也常直接作为组合导航中的运动信息。

(2) 运动估计优化方法

由于实际中存在特征点的误匹配和跟踪错误以及特征提取算法本身存在定位误差，因此，本文采用能有效去除误匹配点影响的鲁棒算法和非线性优化算法相结合的运动估计方法。本文采用的巡视器运动估计方法包括两个过程：首先，采用最小平方中值定理方法(LMedS)结合奇异值分解^[28]求解相对运动参数的预估值，作为非线性优化算法的迭代初值，从而有效地剔除误匹配对和筛选出用于非线性迭代优化的内点数据。然后，根据筛选的内点数据，采用 Levenberg-Maquardt 算法进行非线性迭代优化，从而得到巡视器的精确运动参数。

Setp 1：最小平方中值定理

最小平方中值定理算法(LMedS)首先由 Rousseeuw 和 Leory 提出^[73]，从理论上说，该方法在离群点数目接近 50%的情况下，也能够估计出正确的参数值，鲁棒性极强。最小平方中值法通过求解下列非线性最小化问题来估计待求参数。

$$(\tilde{\mathbf{R}}_{c_{k-1}}^{c_k}, \tilde{\mathbf{T}}_{c_{k-1}}^{c_k}) = \min \text{med}_i \mathbf{r}_i^2 \quad (2.48)$$

式中， $i=1, \dots, n$ ， $\mathbf{r}_i = \mathbf{P}_{c,i} - (\mathbf{R}_{c_{k-1}}^{c_k} \mathbf{P}_{p,i} + \mathbf{T}_{c_{k-1}}^{c_k})$ 为第 i 个特征点的残差， $\tilde{\mathbf{R}}_{c_{k-1}}^{c_k}$ 和 $\tilde{\mathbf{T}}_{c_{k-1}}^{c_k}$ 为由最小平方中值定理方法得到的 $k-1$ 时刻到 k 时刻摄像机坐标系之间的旋转矩阵和平移矢量。

具体步骤如下：

- 1) 随机从包含 n 个匹配点对的集合中随机抽取 m 个数据样本，每个数据样本均由 q 个匹配点对组成，这里取 $q=3$ ，如果三点共线则重新选取。
- 2) 选择其中的一个样本，利用奇异值分解法计算出相对运动参数 $(\mathbf{R}_j, \mathbf{T}_j)$ ，下标 j 代表样本的序号， $j=1, \dots, m$ 。

3) 分别计算相对运动参数 (R_j, T_j) 对应的 n 个匹配点的残差的平方，从中找到所有残差的平方的中值， $M_j = \text{med} r_i^2 (i = 1, \dots, n)$ 。

(4) 重复执行步骤(2)和(3) m 次，可以获得 m 个中值，从中找出最小的中值记为 M_{\min} 。

计算鲁棒标准方差：

$$\hat{\sigma} = 1.4826(1 + 5/(n - q))\sqrt{M_{\min}} \quad (2.49)$$

对于满足 $r_i^2 \leq (2.5\hat{\sigma})^2$ 的匹配对，则认为匹配正确，由此可将大部分的误匹配特征点对去除掉。然后，对筛选过后的匹配对集合求解最小二乘 $\min \sum_i^n r_i^2$ ，得到初始估计值

$$\tilde{R}_{c_{k-1}}^{c_k}, \tilde{T}_{c_{k-1}}^{c_k}。$$

假设摄像机坐标系与巡视器本体坐标系的原点重合，则 $k-1$ 时刻到 k 时刻巡视器本体坐标系之间的旋转矩阵 $\tilde{R}_{b_{k-1}}^{b_k}$ 和平移矢量 $\tilde{T}_{b_{k-1}}^{b_k}$ 分别为

$$\begin{aligned} \tilde{R}_{b_{k-1}}^{b_k} &= R_c^b \tilde{R}_{c_{k-1}}^{c_k} R_b^c \\ \tilde{T}_{b_{k-1}}^{b_k} &= R_c^b \tilde{T}_{c_{k-1}}^{c_k} + (\tilde{R}_{b_{k-1}}^{b_k} - I) T_{bc}^b \end{aligned} \quad (2.50)$$

式中， R_b^c 和 T_{bc}^b 分别为摄像机相对巡视器本体坐标系的安装旋转矩阵和平移矢量。

将获得的巡视器本体相对运动参数 $\tilde{R}_{b_{k-1}}^{b_k}$ 和 $\tilde{T}_{b_{k-1}}^{b_k}$ 作为后续非线性优化迭代的初值。

Setp 2: Levenberg-Maquardt 优化算法

由于特征提取本身存在的定位误差，由上述鲁棒运动估计算法不能获得最优的相对运动参数，因此，在上述方法求出的相对运动参数初值的基础上，利用 Levenberg-Maquardt 非线性迭代优化算法求出最终的相对运动参数。

旋转矩阵 $R_{b_{k-1}}^{b_k}$ 对应的姿态四元数和平移矢量 $T_{b_{k-1}}^{b_k}$ 共包含 7 个未知参数，将其构成 7 维未知向量 $\mathbf{x} = [q, T] = [q_0, q_1, q_2, q_3, t_x, t_y, t_z]^T$ ，则 Levenberg-Maquardt 非线性优化算法通过最小化目标函数 $G(q, T)$ 来实现。

$$G(q, T) = \sum_{i=1}^n \|P_{c,i} - (R_b^c R_{b_{k-1}}^{b_k} R_c^b P_{p,i} + R_b^c T_{b_{k-1}}^{b_k})\|^2 \quad (2.51)$$

令 $f_i(\mathbf{x}) = P_{c,i} - (R_b^c R_{b_{k-1}}^{b_k} R_c^b P_{p,i} + R_b^c T_{b_{k-1}}^{b_k})$ ，则 Levenberg-Maquardt 算法的计算步骤如下：

(1) 给定初值 \mathbf{x}_0 ，初始参数 $\alpha_1 > 0$ ，增长因子 $\beta > 1$ ，允许误差 $\varepsilon > 0$ ，计算 $G(q, T)^{(1)}$ ，

置 $\alpha = \alpha_1, k = 1$ 。其中， k 表示迭代运算的次数。

(2) 计算

$$A_k = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial q_0} & \frac{\partial f_1(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial q_1} & \frac{\partial f_1(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial q_2} & \frac{\partial f_1(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial q_3} & \frac{\partial f_1(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial t_x} & \frac{\partial f_1(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial t_y} & \frac{\partial f_1(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial t_z} \\ \frac{\partial f_2(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial q_0} & \frac{\partial f_2(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial q_1} & \frac{\partial f_2(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial q_2} & \frac{\partial f_2(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial q_3} & \frac{\partial f_2(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial t_x} & \frac{\partial f_2(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial t_y} & \frac{\partial f_2(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial t_z} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial f_n(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial q_0} & \frac{\partial f_n(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial q_1} & \frac{\partial f_n(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial q_2} & \frac{\partial f_n(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial q_3} & \frac{\partial f_n(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial t_x} & \frac{\partial f_n(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial t_y} & \frac{\partial f_n(\mathbf{x}^{(k)})}{\partial t_z} \end{bmatrix}_{3n \times 7}$$

$$\mathbf{f}^{(k)} = [f_1(\mathbf{x}^{(k)}), f_2(\mathbf{x}^{(k)}), \dots, f_n(\mathbf{x}^{(k)})]^T$$

(3) 解方程（列主元素高斯法）

$$(A_k^T A_k + \alpha_k I) \mathbf{d}_k = -A_k^T \mathbf{f}^{(k)}$$

求得 \mathbf{d}_k , $\mathbf{x}^{(k+1)} = \mathbf{x}^{(k)} + \mathbf{d}_k$, 并对更新后的四元数进行归一化处理。

(4) 计算 $G(\mathbf{x}^{(k)})$ 和 $G(\mathbf{x}^{(k+1)})$ 。如果 $G(\mathbf{x}^{(k+1)}) < G(\mathbf{x}^{(k)})$, 执行如下步骤①, 否则, 执行如下步骤②。

① 判断若 $\left\| \frac{G(\mathbf{x}^{(k+1)}) - G(\mathbf{x}^{(k)})}{G(\mathbf{x}^{(k)})} \right\| \leq \varepsilon$, 则 $\bar{\mathbf{x}} = \mathbf{x}^{(k)}$; 否则, 置 $\alpha = \alpha / \beta$, 转至步骤(2)。

② 判断若 $\left\| \frac{G(\mathbf{x}^{(k+1)}) - G(\mathbf{x}^{(k)})}{G(\mathbf{x}^{(k)})} \right\| \leq \varepsilon$, 则 $\bar{\mathbf{x}} = \mathbf{x}^{(k)}$; 否则, 置 $\alpha = \alpha \beta$, 转至步骤(2)。

由于相对运动参数的误差特性每时每刻都会发生变化, 因此, 在每一拍摄时刻求解相对运动参数的同时, 相应地求出该组参数对应的误差协方差矩阵。

根据 Fisher 信息矩阵的定义, 相对运动参数的误差协方差矩阵为:

$$\mathbf{R} = \sigma^2 (\mathbf{J}^T \mathbf{J})^{-1} \quad (2.52)$$

式中, \mathbf{J} 为目标函数 G 在相对运动参数估计值处的雅克比矩阵, σ 为当前时刻特征点重投影误差的标准差, 令 $f_i(\mathbf{x}) = P_{c,i} - (R_b^c R_{b_{k-1}}^{b_k} R_c^b P_{p,i} + R_b^c T_{b_{k-1}}^{b_k})$, 则

$$\mathbf{J} = \frac{\partial G}{\partial \mathbf{x}} = \sum_{i=1}^n 2 f_i(\mathbf{x})^T \frac{\partial f_i(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \quad (2.53)$$

由上述方法求出的旋转矩阵 $R_{b_{k-1}}^{b_k}$ 对应的姿态四元数和平移矢量 $T_{b_{k-1}}^{b_k}$ 作为视觉量测

信息， \mathbf{J} 为其误差协方差矩阵。

2.3.4 视觉导航的误差累积特性

视觉导航具有导航误差随路程累积的特性，且位置误差随航向角发散会发生非线性增长。本小节将通过理论和实验分析并验证相关结论。

设本体系相对世界系的真实位置矢量维 \mathbf{r}_{wb_k} 和姿态矩阵为 $\mathbf{R}_w^{b_k}$ ，相应视觉导航估值分别为 $\hat{\mathbf{r}}_{wb_k}$ 和 $\hat{\mathbf{R}}_w^{b_k}$ ，估计误差为 $\Delta\mathbf{r}_{wb_k}$ 和 $\Delta\mathbf{R}_w^{b_k}$ 。从 $k-1$ 时刻到 k 时刻，本体系相对世界坐标系真实的相对运动参数为 $\mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k}$ 和 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_k}$ ，相应的视觉导航估值为 $\hat{\mathbf{R}}_{b_{k-1}}^{b_k}$ 和 $\hat{\mathbf{T}}_{b_{k-1}b_k}^{b_k}$ ，估计误差为 $\Delta\mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k}$ 和 $\Delta\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_k}$ 。导航位置、姿态和相对运动信息估计误差具体定义如下：

$$\Delta\mathbf{r}_{wb_k} = \hat{\mathbf{r}}_{wb_k} - \mathbf{r}_{wb_k} \quad (2.54)$$

$$\Delta\mathbf{R}_w^{b_k} = \mathbf{R}_w^{b_k T} \hat{\mathbf{R}}_w^{b_k}$$

$$\Delta\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_k} = \hat{\mathbf{T}}_{b_{k-1}b_k}^{b_k} - \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_k} \quad (2.55)$$

$$\Delta\mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k} = \hat{\mathbf{R}}_{b_{k-1}}^{b_k} \mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k T}$$

因此

$$\hat{\mathbf{r}}_{wb_k} = \mathbf{r}_{wb_k} + \Delta\mathbf{r}_{wb_k} \quad (2.56)$$

$$\hat{\mathbf{R}}_w^{b_k} = \mathbf{R}_w^{b_k} \Delta\mathbf{R}_w^{b_k}$$

$$\hat{\mathbf{T}}_{b_{k-1}b_k}^{b_k} = \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_k} + \Delta\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_k} \quad (2.57)$$

$$\hat{\mathbf{R}}_{b_{k-1}}^{b_k} = \Delta\mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k} \mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k}$$

则视觉导航运动积分公式(2.47)可写为：

$$\hat{\mathbf{R}}_w^{b_k} = \hat{\mathbf{R}}_{b_{k-1}}^{b_k} \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} = \Delta\mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k} \mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k} \mathbf{R}_w^{b_{k-1}} \Delta\mathbf{R}_w^{b_{k-1}} = \Delta\mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k} \mathbf{R}_w^{b_k} \Delta\mathbf{R}_w^{b_{k-1}} \quad (2.58)$$

$$\hat{\mathbf{r}}_{wb_k} = \hat{\mathbf{r}}_{wb_{k-1}} + \hat{\mathbf{R}}_w^{b_k T} \hat{\mathbf{T}}_{b_{k-1}b_k}^{b_k} = \mathbf{r}_{wb_{k-1}} + \Delta\mathbf{r}_{wb_{k-1}} + \hat{\mathbf{R}}_w^{b_k T} \hat{\mathbf{T}}_{b_{k-1}b_k}^{b_k}$$

得到第 k 时刻位置和姿态误差的基本组成为：

$$\Delta\mathbf{r}_{wb_k} = \hat{\mathbf{r}}_{wb_k} - \mathbf{r}_{wb_k} = \Delta\mathbf{r}_{wb_{k-1}} + \hat{\mathbf{R}}_w^{b_k T} \hat{\mathbf{T}}_{b_{k-1}b_k}^{b_k} - \mathbf{R}_w^{b_k T} \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_k} \quad (1.59)$$

$$\Delta\mathbf{R}_w^{b_k} = \mathbf{R}_w^{b_k T} \hat{\mathbf{R}}_w^{b_k} = \mathbf{R}_w^{b_k T} \Delta\mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k} \mathbf{R}_w^{b_k} \Delta\mathbf{R}_w^{b_{k-1}}$$

为了研究视觉导航的发散问题，定义单步位置误差 $d\Delta\mathbf{r}_{wb_k}$ 和单步姿态误差 $d\Delta\mathbf{R}_w^{b_k}$ 为：

$$\begin{aligned} d\Delta\mathbf{r}_{wb_k} &= \Delta\mathbf{r}_{wb_k} - \Delta\mathbf{r}_{wb_{k-1}} \\ d\Delta\mathbf{R}_w^{b_k} &= \Delta\mathbf{R}_w^{b_k} \Delta\mathbf{R}_w^{b_{k-1} T} \end{aligned} \quad (1.60)$$

单步位置误差的意义是在 $k-1$ 时刻到 k 时刻的视觉运动估计中, $\hat{R}_{b_{k-1}}^{b_k}$ 和 $\hat{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_k}$ 的误差所导致的 k 时刻位置和姿态误差分量。将(1.59)代入(1.60)得:

$$d\Delta r_{wb_k} = \hat{R}_w^{b_k T} \hat{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_k} - R_w^{b_k T} T_{b_{k-1}b_k}^{b_k} \quad (1.61)$$

$$d\Delta R_w^{b_k} = R_w^{b_k T} \Delta R_{b_{k-1}}^{b_k} R_w^{b_k}$$

$$d\Delta r_{wb_k} = (\Delta R_{b_{k-1}}^{b_k} R_w^{b_k} \Delta R_w^{b_{k-1}})^T (T_{b_{k-1}b_k}^{b_k} + \Delta T_{b_{k-1}b_k}^{b_k}) - R_w^{b_k T} T_{b_{k-1}b_k}^{b_k} \quad (1.62)$$

上式描述了单步位置误差和单步姿态误差在导航解算过程中的变化, 这种变化的意义是视觉导航的位置和姿态误差发散特性。 $d\Delta R_w^{b_k}$ 与 $\Delta T_{b_{k-1}b_k}^{b_k}$ 无关, 说明姿态导航误差不受位置误差影响。且 Δr_{wb_k} 和 $\Delta R_w^{b_k}$ 对 $d\Delta R_w^{b_k}$ 均无影响, 因此视觉导航的姿态误差是线性累积的。 $d\Delta r_{wb_k}$ 与 Δr_{wb_k} 无关, 但会受 $\Delta R_w^{b_{k-1}}$ 影响, 说明随姿态误差的增大 $d\Delta r_{wb_k}$ 的发散特性会发生改变, 这一点最终导致了视觉导航的误差累积特性。且 $d\Delta r_{wb_k}$ 同时受 $\Delta T_{b_{k-1}b_k}^{b_k}$ 和 $\Delta R_{b_{k-1}}^{b_k}$ 的作用, 进一步导致了位置精度对姿态误差的敏感性。

为了分析 $\Delta T_{b_{k-1}b_k}^{b_k}$ 和姿态误差 ($\Delta R_w^{b_{k-1}}$ 及 $\Delta R_{b_{k-1}}^{b_k}$) 分别对 $d\Delta r_{wb_k}$ 的影响, 及其耦合作用, 对 $d\Delta r_{wb_k}$ 进行如下分解:

$$\begin{aligned} d\Delta r_{wb_k} &= \hat{R}_w^{b_k T} \hat{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_k} - R_w^{b_k T} T_{b_{k-1}b_k}^{b_k} + \hat{R}_w^{b_k T} \Delta T_{b_{k-1}b_k}^{b_k} \\ &= \Delta R_w^{b_k T} R_w^{b_k T} T_{b_{k-1}b_k}^{b_k} - R_w^{b_k T} T_{b_{k-1}b_k}^{b_k} + \hat{R}_w^{b_k T} \Delta T_{b_{k-1}b_k}^{b_k} \\ &= (\Delta R_w^{b_k T} - I) R_w^{b_k T} T_{b_{k-1}b_k}^{b_k} + \Delta R_w^{b_k T} R_w^{b_k T} \Delta T_{b_{k-1}b_k}^{b_k} \end{aligned} \quad (1.63)$$

定义:

$$\begin{aligned} d\Delta r_{wb_k,1} &= (\Delta R_w^{b_k T} - I) R_w^{b_k T} T_{b_{k-1}b_k}^{b_k} \\ d\Delta r_{wb_k,2} &= \Delta R_w^{b_k T} R_w^{b_k T} \Delta T_{b_{k-1}b_k}^{b_k} \end{aligned} \quad (1.64)$$

将 $d\Delta r_{wb_k}$ 分解为 $d\Delta r_{wb_k,1}$ 和 $d\Delta r_{wb_k,2}$ 两项的和有助于观察 $d\Delta r_{wb_k}$ 的发散过程。通过实验可以发现, $\Delta T_{b_{k-1}b_k}^{b_k}$ 是一个均值接近 0, 近似高斯分部的随机数。因此, $d\Delta r_{wb_k,1}$ 的均值也接近 0, 其累积导致的位置误差不会产生发散。而 $d\Delta r_{wb_k,2}$ 则是导致 $d\Delta r_{wb_k}$ 发散的根源。

2.4 本章小结

本章重点介绍了惯性导航和视觉导航的基本原理，首先介绍了惯性导航和视觉导航中常用的坐标系；其次以世界坐标系为导航坐标系，推导了捷联惯性导航系统的力学编排方程并建立了惯导误差方程；最后介绍了视觉导航的算法流程，并针对惯性/视觉组合导航常用的量测量详细介绍了特征点归一化图像坐标和相对运动参数的获取方法，同时从理论上分析了视觉导航的单步误差累积特性。

第三章 惯性/视觉组合导航方法

惯性导航和视觉导航均可独立输出完整的姿态和位置共六维运动信息，但惯性导航和视觉导航分别具有不同的导航原理和特性。惯性导航是通过加速度和角速度积分的形式得到姿态和位置，具有姿态解算独立且误差线性累积，位置解算依赖于姿态解算且误差非线性累积，数据输出频率快，一般可达 100HZ 以上，位置精度很低但姿态精度相对较高等特点。视觉导航是通过识别前后两个时刻双目图像的共同点反推出相对旋转和相对平移，再对相对旋转和相对平移进行积分得到载体相对初始时刻的姿态和位置。视觉导航具有计算量大，解算频率一般低于 10HZ，姿态与位置解算从同一数据得到，姿态误差线性累积并影响位置误差且航向角影响最为显著，单步位置误差累积小。视觉导航的位置精度通常显著高于惯性导航，但姿态精度较低。可见，惯性导航与视觉导航在数据频率、姿态精度、位置精度上都有较好的互补特性。

进行惯性/视觉组合导航（INS/VNS）的目的是充分利用 IMU 和双目相机得到数据中丰富而冗余的信息，实现惯性导航与视觉导航的优势互补，得到高于惯性导航与视觉导航的姿态和位置精度。基本原理是寻找惯性力学模型与视觉光学及力学模型中的相同中间信息，以该共同信息作为量测量并建立相关量测模型。由于惯性导航数据更新频率高且包含加速度、速度、位置、角速度和姿态完整的各阶次运动参数，因此状态模型通常基于惯性导航为主导航系统建立。采用直接法的 INS/VNS 基于惯性力学方程建立状态模型，采用间接法的 INS/VNS 基于惯性力学误差方程建立状态方程。

根据量测量选取的不同，传统 INS/VNS 方法主要可分为三类：（1）以视觉相对运动参数为量测量，（2）以惯性和视觉相对运动参数差为量测量，（3）以视觉特征点坐标为量测量。本章首先介绍这三种方法的传统模型，然后针对第 2 种方法提出 2 中改进模型，并通过误差分析和计算机仿真与实验验证所提出方法的有效性。

3.1 以相对运动参数差为量测量的 INS/VNS 方法

视觉导航通过运动估计得到 $k-1$ 时刻和 k 时刻的相对平移矢量为 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 和相对旋转四元数 $\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}$ 。通过惯性导航解算得到的位置和姿态也可得到与惯性频率相同的相对平移矢量 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{INS}}^{b_{k-1}}$ 和相对旋转四元数 $\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k}$ 。通过对惯性和视觉相对运动参数进行误差

分析, 可得到惯性与视觉相对运动参数差与惯性系统平台误差角和位置误差的关系, 从而建立以惯导误差方程为状态模型, 以惯性和视觉相对运动参数差为量测的量测模型。由于状态量和量测量均为运动参数误差形式, 该状态模型与量测模型均具有比较好的线性特性。该惯性/视觉组合导航方法的流程如图 9 所示。

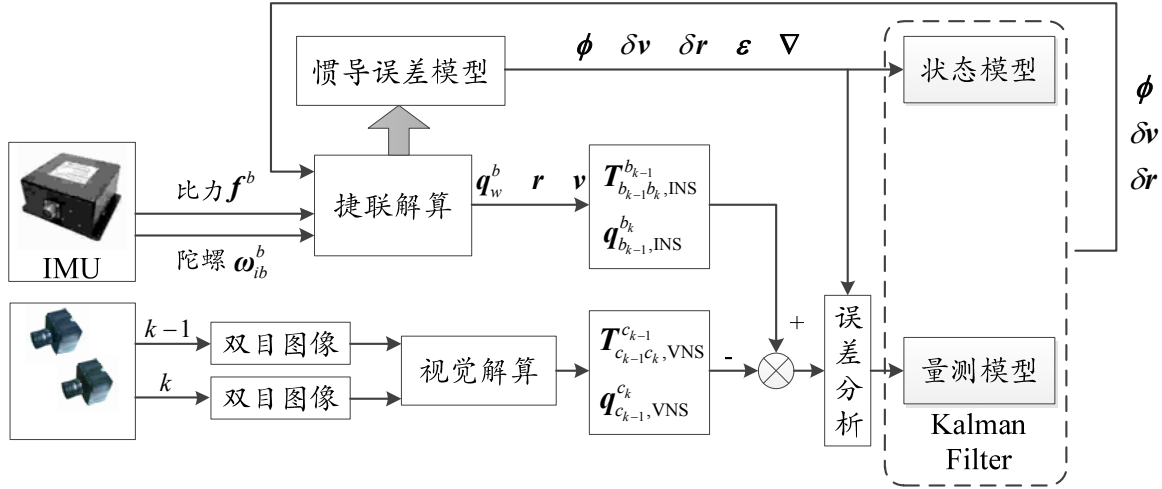


图 9 以相对运动参数差为量测的 INS/VNS 流程

3.1.1 状态模型

以运动参数误差和 IMU 漂移为状态量, 以世界坐标系下的惯导误差方程作为状态模型:

$$X = [\phi^T \quad \delta v^T \quad \delta r^T \quad \varepsilon^T \quad \nabla^T]^T \quad (3.1)$$

其中 ϕ 、 δv 和 δr 的定义见 2.2.2 节, ε 和 ∇ 分别为陀螺仪和加速度计的常值漂移。根据惯导误差方程(2.37)可得状态误差方程为:

$$\begin{cases} \dot{\phi} = -\omega_{iw}^w \times \phi + R_b^w \varepsilon \\ \delta \dot{v} = -(R_b^w f^b) \times \phi - 2\omega_{iw}^w \times \delta v + R_b^w \nabla \\ \delta \dot{r} = \delta v \\ \dot{\varepsilon} = 0 \\ \dot{\nabla} = 0 \end{cases} \quad (3.2)$$

3.1.2 基于相对运动参数差的量测量

首先给出了量测量计算方法和传统量测模型, 然后提出了改进的相对旋转差量测模型。由于视觉系统的采样频率低于惯性系统, 组合导航系统以视觉采样周期进行信息融合, 本文中所指 k 时刻均以视觉采样周期为基准。

定义 k 时刻本体坐标系 b_k 相对 $k-1$ 时刻本体坐标系 b_{k-1} 的相对旋转四元数 $q_{b_{k-1}}^{b_k}$ 和平

移矢量 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}}$ 为相对运动参数。以下先分别介绍视觉相对运动参数 $\mathbf{q}_{b_{k-1},\text{VNS}}^{b_k}$ 、 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1},\text{VNS}}$ 和惯性相对运动参数 $\mathbf{q}_{b_{k-1},\text{INS}}^{b_k}$ 、 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1},\text{INS}}$ ，然后给出基于视觉与惯性相对运动参数差的量测量计算方法。

(1) 视觉相对运动参数

设 k 时刻匹配与跟踪成功的 N 个特征点的相机系坐标为 $\mathbf{r}_{c,i}(k)$ ($i=1\cdots N$)，则通过解如下线性方程组可得到相机坐标系的相对运动参数 $\mathbf{T}_{c_{k-1}c_k,\text{VNS}}^{c_{k-1}}$ 和 $\mathbf{R}_{c_{k-1},\text{VNS}}^{c_k}$ ：

$$\mathbf{r}_{c,i}(k) = \mathbf{R}_{c_{k-1},\text{VNS}}^{c_k} [\mathbf{r}_{c,i}(k-1) + \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k,\text{VNS}}^{c_{k-1}}] \quad (i=1\cdots N) \quad (3.3)$$

将 $\mathbf{T}_{c_{k-1}c_k,\text{VNS}}^{c_{k-1}}$ 和 $\mathbf{R}_{c_{k-1},\text{VNS}}^{c_k}$ 转换到本体系可得 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k,\text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 和 $\mathbf{R}_{b_{k-1},\text{VNS}}^{b_k}$ ：

$$\mathbf{R}_{b_{k-1},\text{VNS}}^{b_k} = \mathbf{R}_c^{b_k} \mathbf{R}_{c_{k-1}}^{c_k} \mathbf{R}_b^{c_{k-1}} \quad (3.4)$$

$$\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k,\text{VNS}}^{b_{k-1}} = \mathbf{R}_c^{b_k} \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k,\text{VNS}}^{c_{k-1}} + (\mathbf{R}_{b_k}^{b_{k-1}} - \mathbf{I}) \mathbf{T}_{bc}^{b_{k-1}} \quad (3.5)$$

其中， $\mathbf{T}_{bc}^{b_{k-1}}$ 为相机系相对本体系的平移矢量。令 $\mathbf{q}_{b_{k-1},\text{VNS}}^{b_k} = \mathbf{Q}(\mathbf{R}_{b_{k-1},\text{VNS}}^{b_k})$ ，函数 $\mathbf{Q}(\mathbf{R})$ 将姿态矩阵 \mathbf{R} 转换为四元数形式。

(2) 惯性相对运动参数

惯性相对运动参数计算方法为：

$$\mathbf{q}_{b_{k-1},\text{INS}}^{b_k} = \hat{\mathbf{q}}_{b_{k-1}}^w \circ \mathbf{q}_{w,\text{INS}}^{b_k} \quad (3.6)$$

$$\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k,\text{INS}}^{b_{k-1}} = \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} (\mathbf{r}_{k,\text{INS}} - \hat{\mathbf{r}}_{k-1}) \quad (3.7)$$

其中， $\hat{\mathbf{r}}_{k-1}$ 和 $\hat{\mathbf{q}}_{w}^{b_{k-1}}$ 分别为 $k-1$ 时刻组合导航系统的位置和姿态估计值， $\mathbf{r}_{k,\text{INS}}$ 和 $\mathbf{q}_{w,\text{INS}}^{b_k}$ 为 k 时刻惯性导航估计的位置和姿态。

(3) 惯性与视觉相对运动参数差

以惯性和视觉相对旋转四元数之差 \mathbf{z}_q 和相对平移矢量之差 \mathbf{z}_r 作为量测量：

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} \mathbf{z}_q \\ \mathbf{z}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}_q(\mathbf{q}_{b_{k-1},\text{VNS}}^{b_k}{}^{-1} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1},\text{INS}}^{b_k}) \\ \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k,\text{INS}}^{b_{k-1}} - \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k,\text{VNS}}^{b_{k-1}} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

其中函数 $\mathbf{f}_q(\mathbf{q})$ 为：

$$\mathbf{q} = [\lambda_0 \quad \boldsymbol{\lambda}]^T, \mathbf{f}_q(\mathbf{q}) = \boldsymbol{\lambda}^T \quad (3.9)$$

由于 $\mathbf{q} = \mathbf{q}_{b_{k-1},\text{VNS}}^{b_k}{}^{-1} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1},\text{INS}}^{b_k}$ 对应旋转为小角度，其 λ_0 近似为 1， $\mathbf{f}_q(\mathbf{q})$ 可有效描述该旋

转信息。

3.1.3 基于相对运动参数差的传统量测模型

为了使量测模型简单，传统 INS/VNS 组合导航中通常使用以下量测模型。

(1) 相对旋转差 \mathbf{z}_q 的量测方程

定义惯性观测姿态四元数 $\mathbf{q}_{w,INS}^b$ 的误差 $\delta \mathbf{q}_{INS}$ 为：

$$\delta \mathbf{q}_{INS} = \mathbf{q}_b^w \circ \mathbf{q}_{w,INS}^b \quad (3.10)$$

其中， \mathbf{q}_w^b 为真实姿态四元数。

状态方程(3.2)中平台失准角 ϕ 的定义为：

$$\mathbf{I} - [\phi \times] = \mathbf{R}_b^w \mathbf{R}_{w,INS}^b \quad (3.11)$$

其中 \mathbf{R}_w^b 和 $\mathbf{R}_{w,INS}^b$ 分别为真实和惯导估计的姿态矩阵。将(3.11)转化为四元数形式：

$$\begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi \end{bmatrix} = \mathbf{q}_{w,INS}^b \circ \mathbf{q}_b^w \quad (3.12)$$

$\delta \mathbf{q}_{INS}$ 与 ϕ 具有近似关系：

$$\delta \mathbf{q}_{INS} \approx \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

根据式(3.6)可得到 $\mathbf{q}_{b_{k-1},INS}^{b_k}$ 的表达式为：

$$\mathbf{q}_{b_{k-1},INS}^{b_k} = \hat{\mathbf{q}}_{b_{k-1}}^w \circ \mathbf{q}_{w,INS}^{b_k} \approx \mathbf{q}_{b_{k-1}}^w \circ \mathbf{q}_{w,INS}^{b_k} = \mathbf{q}_{b_{k-1}}^w \circ \mathbf{q}_w^{b_k} \circ \delta \mathbf{q}_{INS,k} = \mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k} \circ \delta \mathbf{q}_{INS,k} \quad (3.14)$$

设视觉相对旋转四元数 $\mathbf{q}_{b_{k-1},VNS}^{b_k}$ 的误差表达式为：

$$\mathbf{q}_{b_{k-1},VNS}^{b_k} = \mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k} \circ \delta \mathbf{q}_{VNS,k} = \mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k} \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\theta_{VNS,k} \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

其中 $\delta \mathbf{q}_{VNS,k}$ 和 $\theta_{VNS,k}$ 分别为 $\mathbf{q}_{b_{k-1},VNS}^{b_k}$ 的四元数和欧拉角形式误差。

由(3.14)和(3.15)可得惯性与视觉的旋转四元数之差的误差模型为：

$$\begin{aligned}
 \mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k} &= \delta \mathbf{q}_{\text{VNS}, k}^{-1} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k} \circ \delta \mathbf{q}_{\text{INS}, k} = \delta \mathbf{q}_{\text{VNS}, k}^{-1} \circ \delta \mathbf{q}_{\text{INS}, k} \\
 &= \begin{bmatrix} 1 \\ -\frac{1}{2} \boldsymbol{\theta}_{\text{VNS}, k} \end{bmatrix} \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 + \frac{1}{4} \boldsymbol{\theta}_{\text{VNS}, k}^T \boldsymbol{\phi}_k \\ -\frac{1}{2} \boldsymbol{\theta}_{\text{VNS}, k} + \frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_k - \frac{1}{4} \boldsymbol{\theta}_{\text{VNS}, k} \times \boldsymbol{\phi}_k \end{bmatrix} \quad (3.16)
 \end{aligned}$$

取上式的矢量部分得到量测量 \mathbf{z}_q :

$$\mathbf{z}_q = \mathbf{f}_q(\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k}) = -\frac{1}{2} \boldsymbol{\theta}_{\text{VNS}, k} + \frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_k - \frac{1}{4} \boldsymbol{\theta}_{\text{VNS}, k} \times \boldsymbol{\phi}_k \approx \frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_k - \frac{1}{2} \boldsymbol{\theta}_{\text{VNS}, k} \quad (3.17)$$

(2) 相对平移差 \mathbf{z}_r 的量测方程

将 $\delta \mathbf{r} = \mathbf{r}_{\text{INS}} - \mathbf{r}$ 代入 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{INS}}^{b_{k-1}}$ 定义(3.7)可得:

$$\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{INS}}^{b_{k-1}} = \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}}(\mathbf{r}_k + \delta \mathbf{r}_k - \hat{\mathbf{r}}_{k-1}) = \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}}(\mathbf{r}_k - \hat{\mathbf{r}}_{k-1}) + \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} \delta \mathbf{r}_k \approx \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}} + \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} \delta \mathbf{r}_k \quad (3.18)$$

设视觉相对平移矢量 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 的误差表达式为:

$$\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} = \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}} + \Delta \mathbf{T}_{k, \text{VNS}} \quad (3.19)$$

结合(3.18)和(3.19)可得视觉与惯性相对平移矢量差 \mathbf{z}_r 的误差表达式:

$$\mathbf{z}_r = \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{INS}}^{b_{k-1}} - \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} \approx \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} \delta \mathbf{r}_k + \Delta \mathbf{T}_{k, \text{VNS}} \quad (3.20)$$

(3) 传统量测方程

综合(3.17)和(3.20)可得传统惯性/视觉组合导航方法的量测方程为:

$$\mathbf{z}(k) = \mathbf{H}_1 \mathbf{X}(k) + \mathbf{V}_1 \quad (3.21)$$

其中, \mathbf{H}_1 为量测矩阵:

$$\mathbf{H}_1 = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{ql} \\ \mathbf{H}_{rl} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

\mathbf{V}_1 为观测噪声:

$$\mathbf{V}_1 = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} \boldsymbol{\theta}_{\text{VNS}, k} \\ \Delta \mathbf{T}_{k, \text{VNS}} \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

从式(3.22)可见传统方法的量测矩阵 \mathbf{H}_{ql} 非常简单。

状态模型(3.2)和量测模型(3.21)均为线性方程,采用基本 Kalman 滤波算法^[74]进行信息融合。

3.1.4 量测模型误差分析

式(3.14)所采用的惯性姿态误差 $\delta q_{\text{INS},k}$ 定义为

$$\delta q_{\text{INS},k} = q_b^w \circ q_{w,\text{INS}}^b = q_b^w \circ \Delta q_{\text{INS},k} \circ q_w^b \quad (3.24)$$

其中, q_w^b 为真实姿态四元数, $q_{w,\text{INS}}^b$ 为惯性姿态四元数。比较式(3.10)与式(3.24)可见 $\delta q_{\text{INS},k}$ 与 $\Delta q_{\text{INS},k}$ 具有不同的物理意义。

传统观测模型中,为了使式(3.16)简化,在式(3.14)中用 $\delta q_{\text{INS},k}$ 代替了 $\Delta q_{\text{INS},k}$ 。该代替为近似处理,近似误差可描述为 Δq :

$$\Delta q = \delta q_{\text{INS}} \circ \Delta q_{\text{INS},k}^* = q_b^w \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi \end{bmatrix} \circ q_w^b \circ \begin{bmatrix} 1 \\ -\frac{1}{2}\phi \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

设 q_w^b 对应的姿态角为 θ , Δq 对应的误差角为 $\Delta\phi$:

$$\theta = f_o(q_w^b) \quad (3.26)$$

$$\Delta\phi = f_o(\Delta q) = [\Delta\phi_x \quad \Delta\phi_y \quad \Delta\phi_z]^T \quad (3.27)$$

其中,函数 $f_o()$ 将四元数转换为欧拉角。

定义 ΔP 从整体上反映该近似处理的程度:

$$\Delta P = \frac{|\Delta\phi|}{|\phi|} * 100\% \quad (3.28)$$

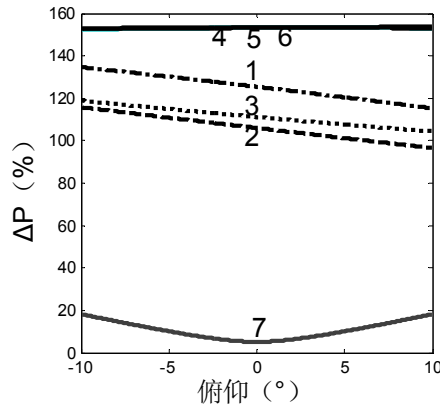
从式(3.25)可见 $\Delta\phi$ 和 ΔP 受姿态 θ 和 ϕ 中共六个参数影响,图 10 基于一些典型情况分析了 $\Delta\phi$ 和 ΔP 的大小,表 1 描述了图 10 中各子图所采用的 θ 和 ϕ 参数设置。图 10 的每个子图中仅变化一维姿态角从而独立分析俯仰、横滚和航向的影响,图 10(a)、(b)和(c)中均考虑了 7 种 ϕ 的情况,图 10(d)比较了(c)中 ϕ 为第 1 情况时的 $\Delta\phi$ 各维大小。图 10(a)和(b)分别反映了 $-10^\circ \sim 10^\circ$ 的俯仰角和横滚角变化对 ΔP 影响比较小,且当 ϕ 只有航向分

量时 ΔP 较小。图 10(c)表明在 ϕ 为 1~6 条件下,当航向角大于 130° 时, ΔP 均超过 100%。

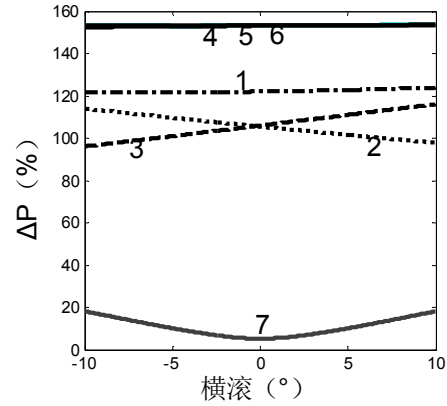
图 10(d)反映了近似误差 $\Delta\phi$ 主要体现在俯仰与横滚分量中,航向分量较小,这是由于姿态 θ 中的俯仰角与横滚角较小的缘故。综上,由图 10 可得出结论传统方法中式(3.16)的近似处理误差较大,不可忽略。同时因为 $\Delta\phi$ 主要体现在俯仰与横滚分量中,虽然该近似处理整体误差较大,但在俯仰与横滚不大的情况下影响较小。然而由于不同时刻俯仰、横滚角与航向角之间存在耦合关系,该近似处理仍将通过积分解算过程进一步影响航向角精度。

表 3 ΔP 和 $\Delta\phi$ 分析参数设置

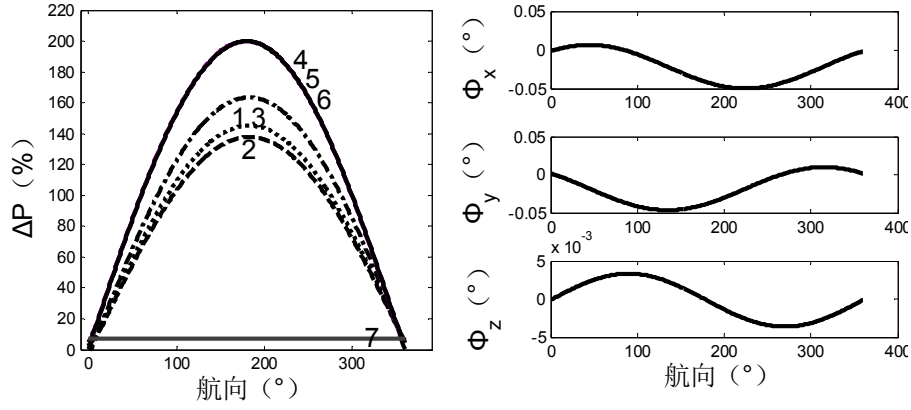
子图	姿态 θ ($^\circ$)			平台失准角 ϕ ($^\circ$)
	俯仰	横滚	航向	
(a)	-10~10	3	100	1: $[1\ 1\ 1]^*A$, 2: $[0\ 1\ 1]^*A$, 3: $[1\ 0\ 1]^*A$
(b)	3	-10~10	100	4: $[1\ 1\ 0]^*A$, 5: $[1\ 0\ 0]^*A$, 6: $[0\ 1\ 0]^*A$
(c)	3	3	0~360	7: $[0\ 0\ 1]^*A$, $A=0.02^\circ$
(d)	3	3	0~360	$[1\ 1\ 1]^*0.02^\circ$



(a) ΔP 与俯仰角和 ϕ 的关系



(b) ΔP 与横滚角和 ϕ 的关系

(c) ΔP 与航向角和 ϕ 的关系(d) $\Delta \phi$ 与航向角的关系图 10 ΔP 与 $\Delta \phi$ 分析曲线

3.1.5 月面仿真与地面实验

(1) 月面仿真

1) 仿真条件

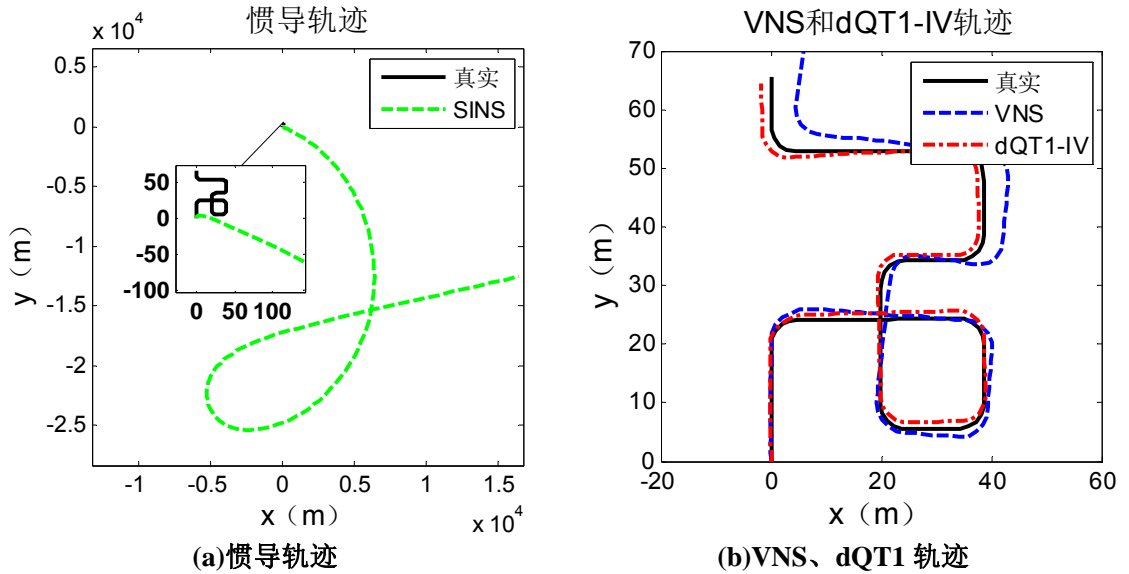
仿真系统中加计常值和随机漂移为 $100\mu g$ 和 $50\mu g$ ，陀螺常值和漂移分别为 $1^\circ/h$ 和 $0.5^\circ/h$ ，IMU 采样频率 100HZ。双目相机的分辨率均为 1024×1024 ，视场角为 $45^\circ \times 45^\circ$ ，双目平行安装，基线距离为 20cm，相机高度均为 1.65m，视觉系统的采样频率为 0.02HZ。仿真实验时间长 93min，运动路程为 204.24m。

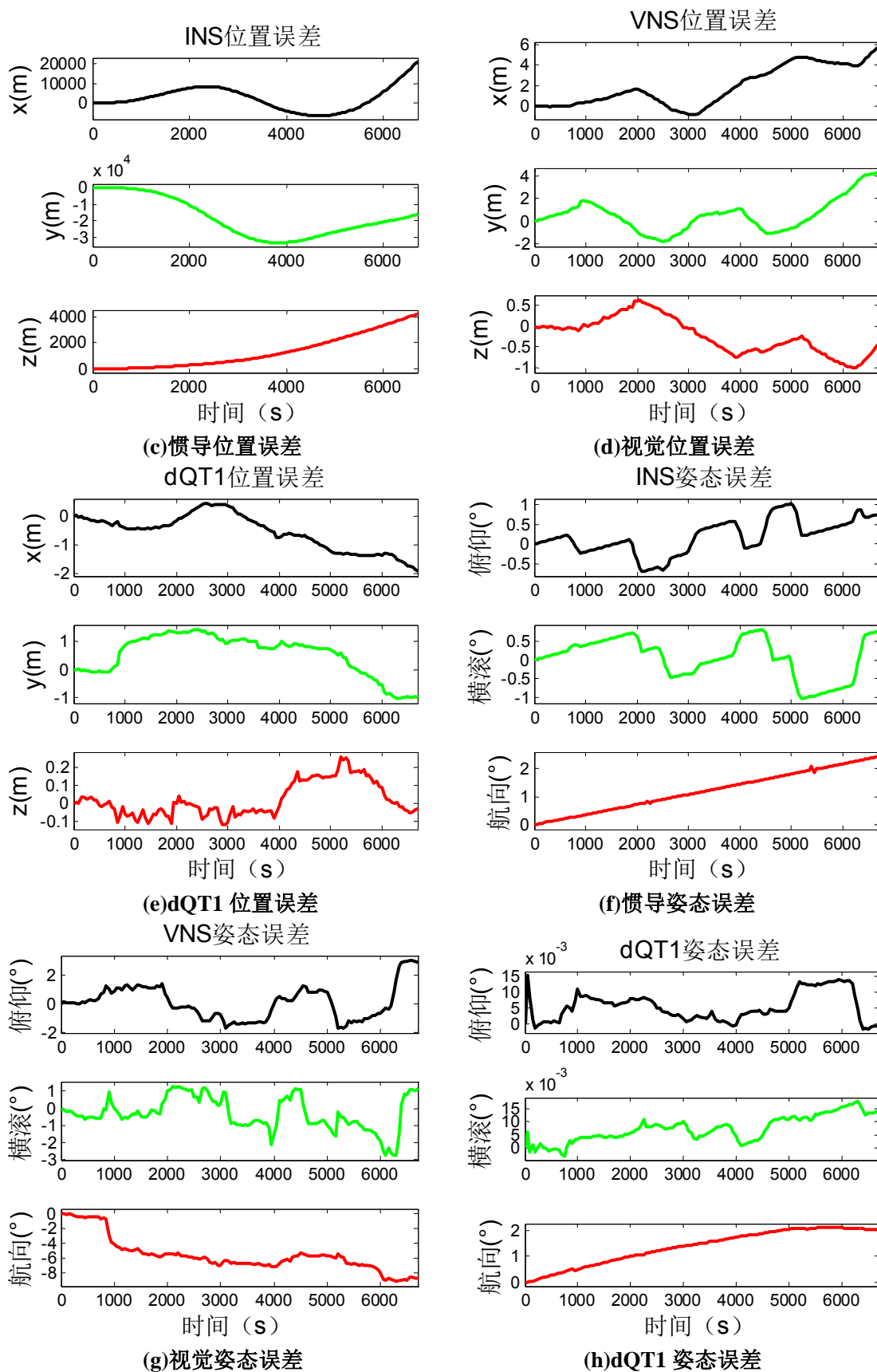
2) 仿真结果

本节所述以惯性和视觉相对运动参数差为量测量的 INS/VNS 组合导航方法称为 dQT1-INS/VNS 方法。图 11 展示了本次仿真实验中惯性导航、视觉导航和 dQT1-INS/VNS 方法的导航结果。图 11 比较了 dQT1-INS/VNS 法和惯性导航、视觉导航的位置轨迹，图 11(a)中可见惯性导航位置误差发散严重，这是由于加速度计和陀螺仪常漂导致位置误差非线性发散的结果。图 11(b)中可见视觉导航位置精度远高于惯性导航，已基本接近真实位置轨迹，说明了视觉导航的位置精度相比较高。但视觉导航轨迹的位置曲线有一个整体向右的旋转，导致了位置精度的下降。体现了视觉导航位置精度受姿态的影响。与视觉导航相比，dQT1-INS/VNS 方法的位置精度得到了显著提高，位置轨迹良好地跟随了真实轨迹，没有出现视觉导航在转弯处明显精度降低的问题。图 11 比较了惯性、视觉和 dQT1 三种导航方法的位置和姿态误差。图 11(c)中惯性导航的 x 和 y 方向位置误差分别呈正余弦曲线发散，z 方向误差单调递增非线性发散，均符合惯性力学误差累积

的规律。图 11(d)中视觉导航位置误差的发散没有固定的规律，这是由于特征点提取和匹配误差分布不规律导致的，同时视觉导航位置误差的累积受航向变化的影响。视觉导航 x 、 y 和 z 方向误差的累积速度基本在一个量级，误差曲线均出现了 0 上下的波动，最终的累积误差也均在 1~2m 左右。图 11(e)中 dQT1 组合导航方法的位置误差曲线整体波动显著小于视觉导航位置误差曲线，其中 x 方向在 800s 到 100s 阶段出现了一个比较大的误差递增，是由于该转弯过程中所拍摄图像匹配成功特征点较少，导致航向角误差忽然增大并间接影响到 x 方向位置误差的增大。组合导航 z 方向的位置误差仍然是单调递增的，但发散的速度相比视觉导航明显降低。

图 11(f)和(h)比较可发现惯导的姿态误差相比视觉导航更高，这是由于视觉导航的姿态误差累积仅与陀螺漂移相关，且呈线性累积关系，而视觉导航的所有误差源均会对姿态误差和位置误差同时产生影响。惯性和视觉的俯仰误差、横滚误差均为随机波动累积，航向误差则均单调发散。因此，随着实验时间越长，航向角误差累积越明显，而在三个方向的姿态角中航向角的精度对位置精度影响最大。图 11(h)中 dQT1 的姿态精度均相比惯性和视觉姿态精度提高约一个数量级，且有效平滑了误差曲线的波动。





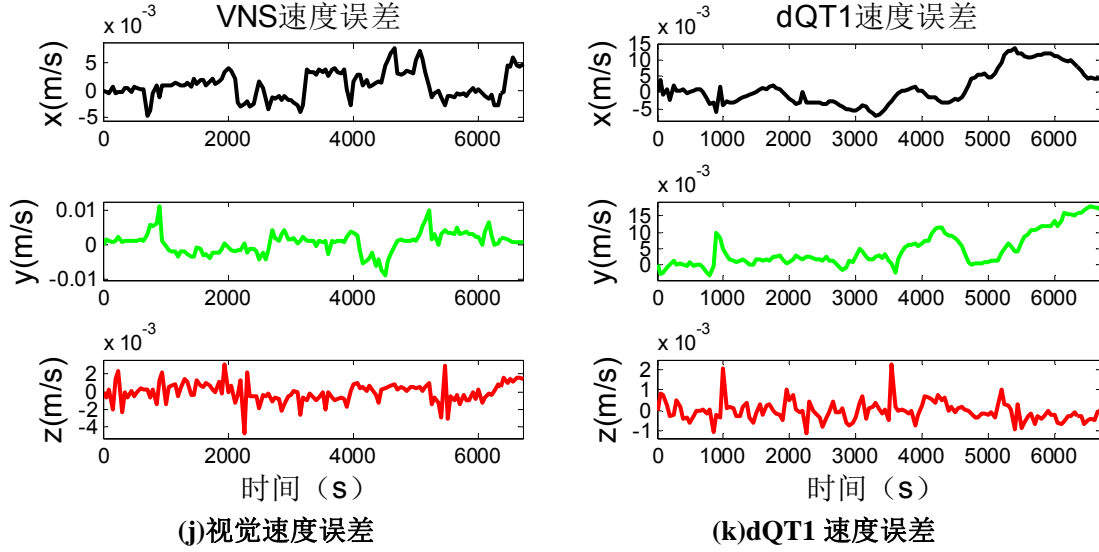


图 11 月面仿真 SINS、VNS 和 dQT1-IV 位置、速度和姿态估计误差

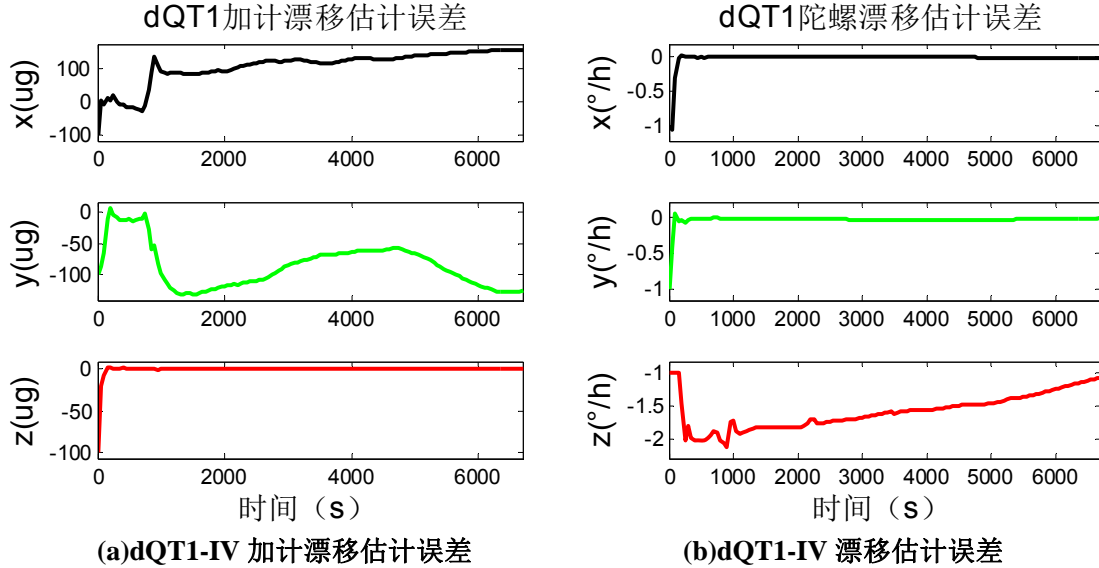


图 12 月面仿真 dQT1-IV 加计合陀螺漂移估计误差

以终点误差为精度指标,表 4 和表 6 分别给出了该月面仿真实验中惯性导航(SINS)、视觉导航(VNS)和传统以惯性和视觉相对运动参数差为量测的惯性/视觉组合导航方法(dQT1-INS/VNS)的绝对位置误差、相对位置误差及姿态误差的最大值和终点值。其中相对位置误差指绝对位置误差与轨迹路程的百分比。

表 4 中可见惯性导航与视觉导航相比姿态精度高但位置精度低,因此将组合导航的位置结果与视觉导航比较,而姿态结果与惯性导航相比。视觉导航的位置精度为 3.538%,而 dQT1-INS/VNS 的位置精度为 1.0708%,dQT1-INS/VNS 相比视觉导航位置精度提高了 69.73%。dQT1-INS/VNS 方法的俯仰终点误差和横滚终点误差均接近 0° ,说明仿真系

统中组合导航对俯仰角和横滚角精度的提高非常有效。所有导航方法的航向角误差均高于俯仰和横滚数倍，因此减小航向角误差是提高位置精度的关键。dQT1-INS/VNS 的航向角终点误差为 2.1077° ，与惯性导航的 2.4451° 相比减小了 71.505%。

表 4 月面仿真 SINS、VNS 和 dQT1-IV 最大位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差($^\circ$)		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰	横滚	航向
SINS	33214	16268	1.0409	-1.0275	2.4451
VNS	7.2234	3.538	3.0388	-2.7604	-9.1869
dQT1-INS/VNS	2.1701	1.0708	0.0154	0.0177	2.1077

表 5 月面仿真 SINS、VNS 和 dQT1-IV 终点位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差($^\circ$)		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰	横滚	航向
SINS	27617	13527	0.7878	0.7737	2.4451
VNS	7.2234	3.538	2.8962	1.1659	-8.6868
dQT1-INS/VNS	2.1701	1.0708	-0.0005	0.0136	2.0128

(2) 地面实验

1) 实验条件

本文的地面模拟实验采用 KITTI Vision^[75]的数据集 2011_09_30_drive_0028。实验中陀螺漂移标称值为 $36^\circ/\text{h}$ ，加计漂移标称值为 $1020.4\mu\text{g}$ ，IMU 数据采集频率为 100HZ。

双目相机分辨率为 1226×370 ，基线距离为 54cm，高度为 1.65m，图像采集频率为 10HZ。

本实验共长 8.63 分钟，行驶路程 4128.86m，图 13 为实验中采集的典型图样。

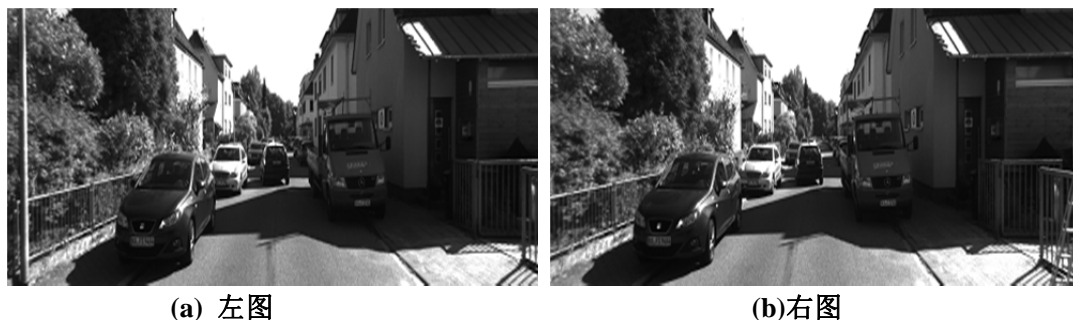


图 13 地面实验典型图片

2) 实验结果

图 14 给出了地面实验的惯性导航、视觉导航和 dQT1-INS/VNS 方法的位置轨迹。与仿真实验类似，惯性导航位置误差发散严重，视觉导航可获取相对较高的位置精度，但是其轨迹曲线整体有一个航向偏差，导致了位置误差的积累。dQT1 组合导航的位置曲线在行驶过程中均良好的跟随了真实轨迹，避免了视觉导航位置曲线的整体倾斜情况。图 19 展示了惯性、视觉和 dQT1-INS/VNS 的各维位置误差和姿态误差。比较图 19(a)、(b)和(c)可见 dQT1-INS/VNS 的位置误差降低了 2~5 倍，且更为平滑，发散程度更低。比较图 19(d)、(f)和(e)可见惯性导航的姿态精度较高，组合导航的俯仰误差和横滚误差曲线与惯性导航接近，但航向误差曲线明显波动大于惯性导航而优于视觉导航。

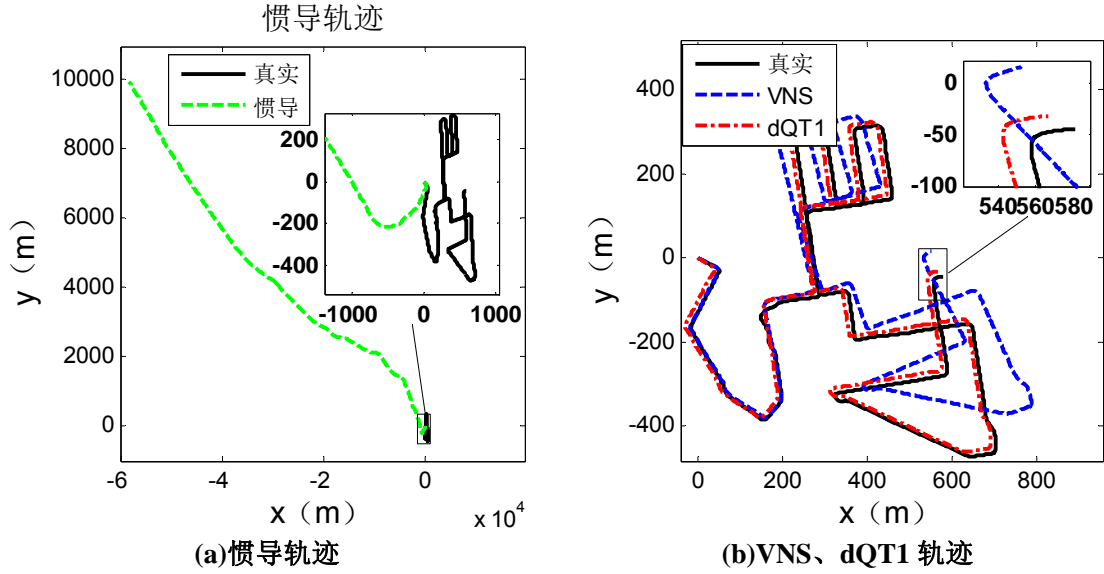
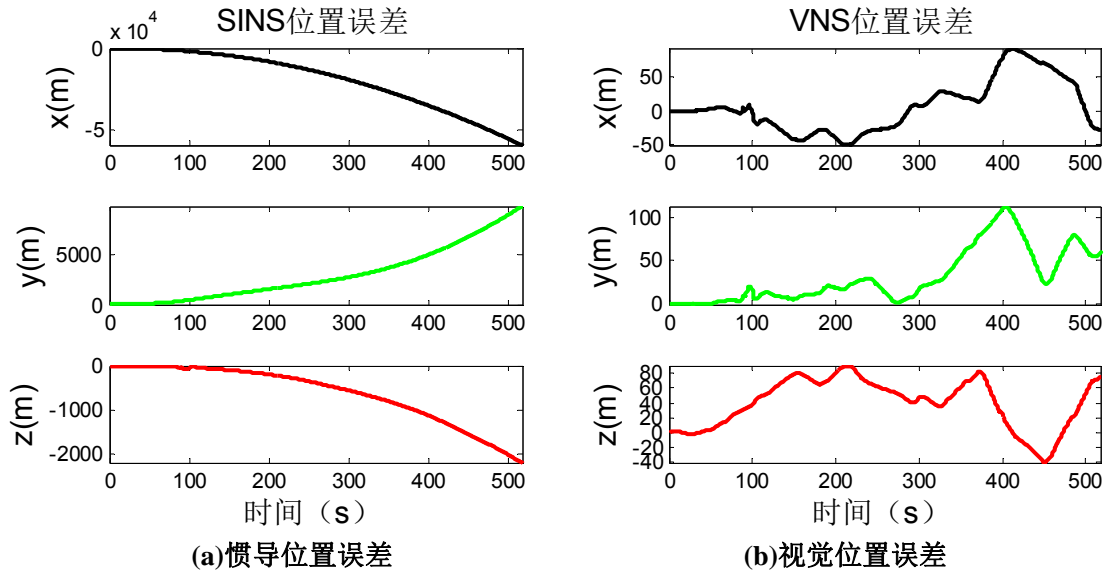


图 14 地面实验 SINS、VNS 和 dQT1 轨迹



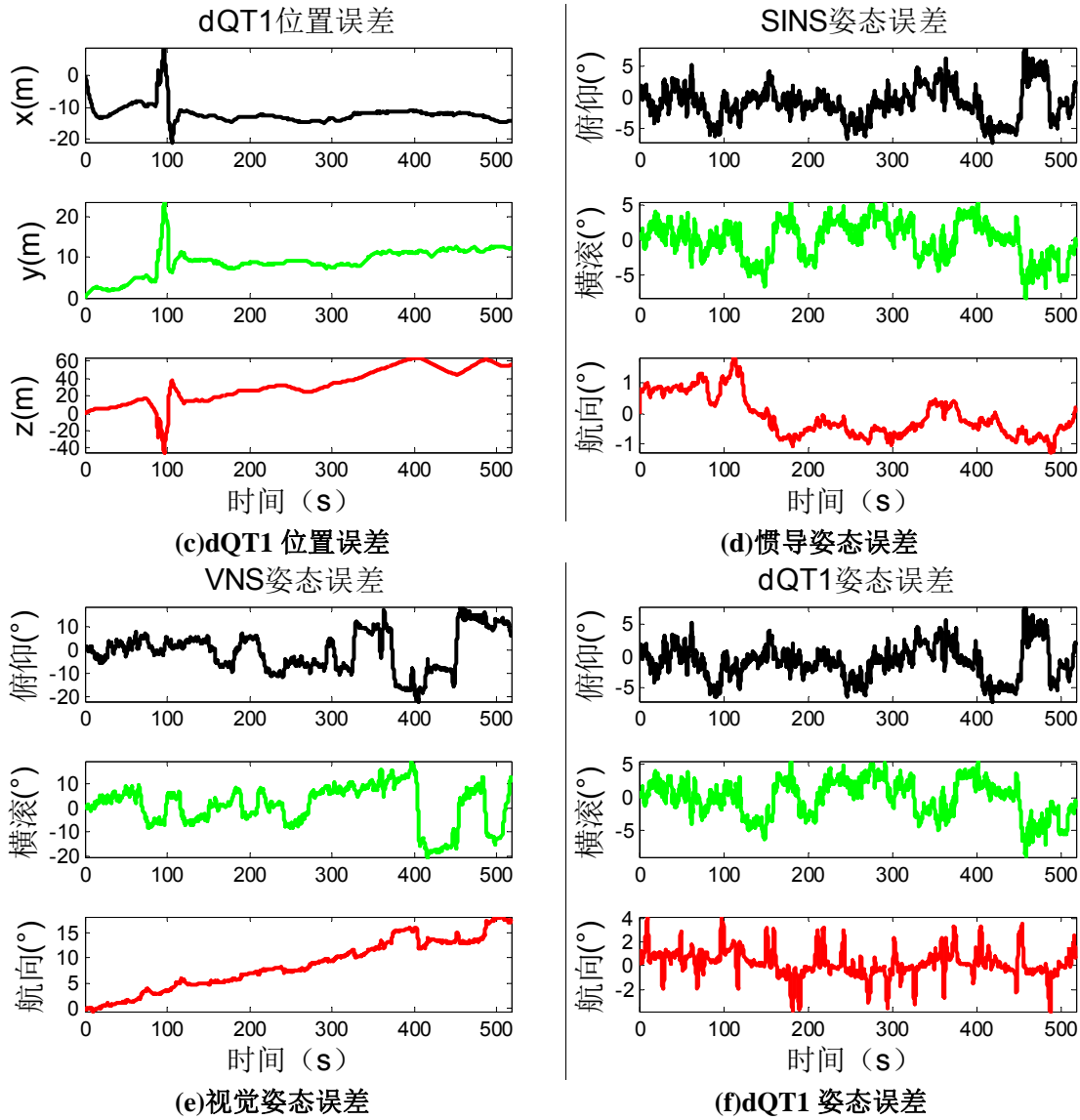


图 15 地面实验 SINS、VNS 和 dQT1 位置和姿态误差

表 6 给出了地面模拟实验中惯性导航、视觉导航和 dQT1-INS/VNS 方法的绝对位置误差、终点相对位置误差和姿态误差。以相对位置误差作为位置精度指标，dQT1-INS/VNS 的位置精度为 0.456%，相比视觉导航的 1.615%提高了 71.76%。dQT1-INS/VNS 的俯仰和横滚精度与惯性导航接近，但是其航向误差 0.810° 远大于惯性导航的 0.181° 。说明这种传统的 dQT1-INS/VNS 组合导航方法没能充分发挥惯性导航和视觉导航的优势，虽然通过使得组合导航的姿态精度高于视觉导航而提高了位置精度，但没有充分利用惯导的航向角方向的精度。

表 6 地面实验 SINS、VNS 和 dQT1 终点位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差(°)		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰	横滚	航向
SINS	59906	1450.9	1.935	-0.946	0.181
VNS	66.706	1.615	6.075	12.176	17.681
dQT1-INS/VNS	18.845	0.456	1.649	-1.464	0.810

3.2 以相对运动参数差为量测量的 INS/VNS 量测模型改进方法

为了解决 3.2 节以惯性与视觉相对运动参数差为量测量的传统量测模型中, $q_{b_{k-1},INS}^{b_k}$ 的误差分析过程近似处理较大的问题, 提出一种新的 $q_{b_{k-1},INS}^{b_k}$ 误差分析方法, 并建立了相应的改进量测方程。状态方程与量测量的计算方法与 3.2 节一致。

3.2.1 改进的量测模型

针对传统 z_q 观测模型中 $q_{b_{k-1},INS}^{b_k}$ 的误差分析过程近似处理较大的问题, 基于惯性姿态四元数误差 Δq_{INS} 与平台失准角 ϕ 的精确关系(2.31)提出一种新的 z_q 误差分析方法。新的 $q_{b_{k-1},INS}^{b_k}$ 误差表达式为:

$$\begin{aligned}
 q_{b_{k-1},INS}^{b_k} &= \hat{q}_{b_{k-1}}^w \circ q_{w,INS}^{b_k} \approx q_{b_{k-1}}^w \circ q_{w,INS}^{b_k} = q_{b_{k-1}}^{b_k} \circ q_{b_k}^w \circ \Delta q_{INS,k} \circ q_w^{b_k} \\
 &= q_{b_{k-1}}^{b_k} \circ (q_{b_k,INS}^w \circ \Delta q_{INS,k}) \circ \Delta q_{INS,k} \circ (\Delta q_{INS,k}^* \circ q_{w,INS}^{b_k}) \\
 &= q_{b_{k-1}}^{b_k} \circ q_{b_k,INS}^w \circ \Delta q_{INS,k} \circ q_{w,INS}^{b_k}
 \end{aligned} \tag{3.29}$$

结合式(3.15)与式(3.29), 可得新的相对旋转四元数误差表达式如下:

$$\begin{aligned}
 q_{b_{k-1},VNS}^{b_k} \circ q_{b_{k-1},INS}^{b_k} &= \delta q_{VNS,k} \circ q_{b_{k-1}}^{b_k} \circ q_{b_{k-1}}^{b_k} \circ q_{b_k,INS}^w \circ \Delta q_{INS,k} \circ q_{w,INS}^{b_k} \\
 &= \delta q_{VNS,k} \circ q_{b_k,INS}^w \circ \Delta q_{INS,k} \circ q_{w,INS}^{b_k} \\
 &= \begin{bmatrix} 1 \\ -\frac{1}{2}\theta_{VNS,k} \end{bmatrix} \circ q_{b_k,INS}^w \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi_k \end{bmatrix} \circ q_{w,INS}^{b_k} \\
 &= M^{-1}(q_{b_k,INS}^w)M(q_{b_k,INS}^w) \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{2}\theta_{VNS,k} \end{bmatrix} \circ q_{b_k,INS}^w \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi_k \end{bmatrix} \circ q_{w,INS}^{b_k}
 \end{aligned} \tag{3.30}$$

其中, 根据四元数乘法规则, 函数 $M(q)$ 和 $M^*(q)$ 的定义分别为:

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \lambda_0 \\ \boldsymbol{\lambda} \end{bmatrix}, \mathbf{M}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} \lambda_0 & -\boldsymbol{\lambda}^T \\ \boldsymbol{\lambda} & \lambda_0 \mathbf{I} + [\boldsymbol{\lambda} \times] \end{bmatrix}, \mathbf{M}^*(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} \lambda_0 & -\boldsymbol{\lambda}^T \\ \boldsymbol{\lambda} & \lambda_0 \mathbf{I} - [\boldsymbol{\lambda} \times] \end{bmatrix} \quad (3.31)$$

得到改进的相对旋转差 \mathbf{z}_q 的量测方程:

$$\mathbf{z}_q = \mathbf{f}_q(\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k}) = \mathbf{f}_q(\mathbf{M}^*(\mathbf{q}_{w, \text{INS}}^{b_k}) \mathbf{M}(\mathbf{q}_{b_k, \text{INS}}^w) \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_k \end{bmatrix}) + \mathbf{V}_q \quad (3.32)$$

其中 \mathbf{V}_q 为观测噪声:

$$\mathbf{V}_q = \mathbf{f}_q \left(\begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{2} \boldsymbol{\theta}_{\text{VNS}, k} \end{bmatrix} \circ \mathbf{q}_{b_k, \text{INS}}^w \circ \boldsymbol{\delta} \mathbf{q}_{\text{INS}, k} \circ \mathbf{q}_{w, \text{INS}}^{b_k} \right)$$

由新的量测方程(3.32)可得到传统量测矩阵(3.22)中 \mathbf{H}_{q_l} 相应的改进形式为:

$$\mathbf{H}_{q^2} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \mathbf{f}_M(\mathbf{M}^*(\mathbf{q}_{w, \text{INS}}^{b_k}) \mathbf{M}(\mathbf{q}_{b_k, \text{INS}}^w)) & \mathbf{0}_{3 \times 12} \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

其中函数 $\mathbf{f}_M(\mathbf{M})$ 定义为取矩阵 \mathbf{M} 的右下三角 3×3 矩阵:

$$\mathbf{M}_{4 \times 4} = \begin{bmatrix} (\mathbf{M}_1)_{1 \times 1} & (\mathbf{M}_2)_{1 \times 3} \\ (\mathbf{M}_3)_{3 \times 1} & (\mathbf{M}_4)_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \mathbf{f}_M(\mathbf{M}) = (\mathbf{M}_4)_{3 \times 3} \quad (3.34)$$

传统方法通过在 $\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k}$ 的误差分析过程中, 改进的量测模型中量测矩阵

状态方程(3.2)与量测方程(3.32)均为线性方程, 采用基本 Kalman 滤波。

3.2.2 月面仿真与地面实验

(1) 月面仿真

采用与 3.1.1 节相同的月面仿真条件。图 16 给出了月面仿真实验中 dQT2-INS/VNS 的导航结果。图 16(a)可见 dQT2-INS/VNS 的位置轨迹与真实轨迹的接近程度在整个过程中均高于 dQT1-INS/VNS 方法。图 16(b)的 dQT2-INS/VNS 位置误差与图 19(c)的 dQT1-INS/VNS 位置误差相比更小且波动更平缓。图 16(c) 的 dQT2-INS/VNS 姿态误差曲线收敛性也较图 19(e)的 dQT1-INS/VNS 姿态误差曲线更好。

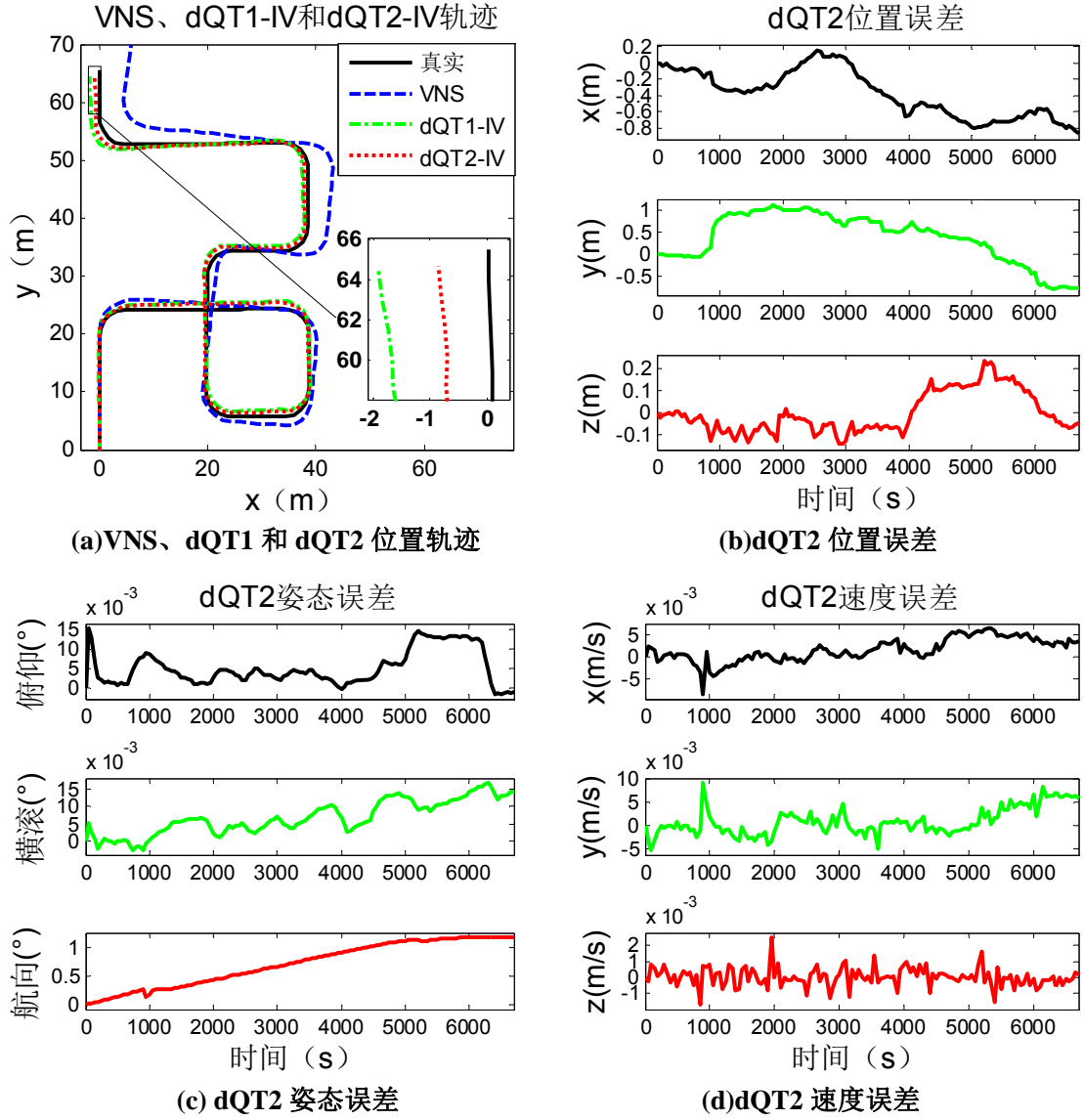


图 16 月面仿真 dQT2-IV 位置和姿态估计误差

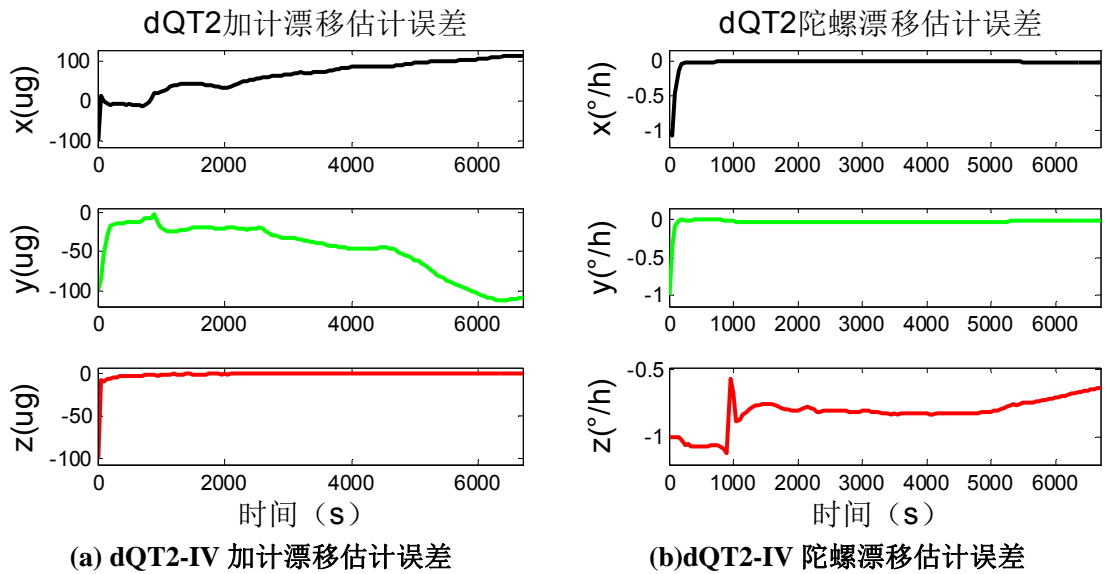


图 17 月面仿真 dQT2-IV 加计和陀螺漂移估计误差

表 7 给出了月面仿真实验中惯性导航、视觉导航、dQT1-INS/VNS 和 dQT2-INS/VNS 四种导航方法的终点和最大位置和姿态误差。dQT1-INS/VNS 法和 dQT2-INS/VNS 法的最大位置误差即终点位置误差，反映了其整体位置误差的累积特性，以终点位置误差作为位置精度指标。dQT2-INS/VNS 的位置精度为 0.578%，相比视觉导航的 3.538% 的提高了 83.66%，相比传统 dQT1-INS/VNS 方法的 1.0708% 提高了 46.02%。dQT2-INS/VNS 和 dQT1-INS/VNS 的俯仰和横滚角误差均很小，dQT2-INS/VNS 的航向角终点误差为 1.1767°，相比 dQT1-INS/VNS 的 2.0128° 提高了 41.54%，相比惯导的 1.876° 提高了 51.88%。

表 7 月面仿真 SINS、VNS、dQT1-IV 和 dQT2-IV 最大位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差(°)		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰	横滚	航向
SINS	33214	16268	1.0409	-1.0275	2.4451
VNS	7.2234	3.538	3.0388	-2.7604	-9.1869
dQT1-INS/VNS	2.1701	1.0708	0.0154	0.0177	2.1077
dQT2-INS/VNS	1.1722	0.578	0.0255	0.0468	1.1848

表 8 月面仿真 SINS、VNS、dQT1-IV 和 dQT2-IV 终点位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差(°)		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰	横滚	航向
SINS	27617	13527	0.7878	0.7737	2.4451
VNS	7.2234	3.538	2.8962	1.1659	-8.6868
dQT1-INS/VNS	2.1701	1.0708	-0.0005	0.0136	2.0128
dQT2-INS/VNS	1.1722	0.578	-0.0013	0.0143	1.1767

(2) 地面实验

采用与 3.1.5 节相同的地面实验条件。图 18 给出了的 dQT2-INS/VNS 的导航结果。

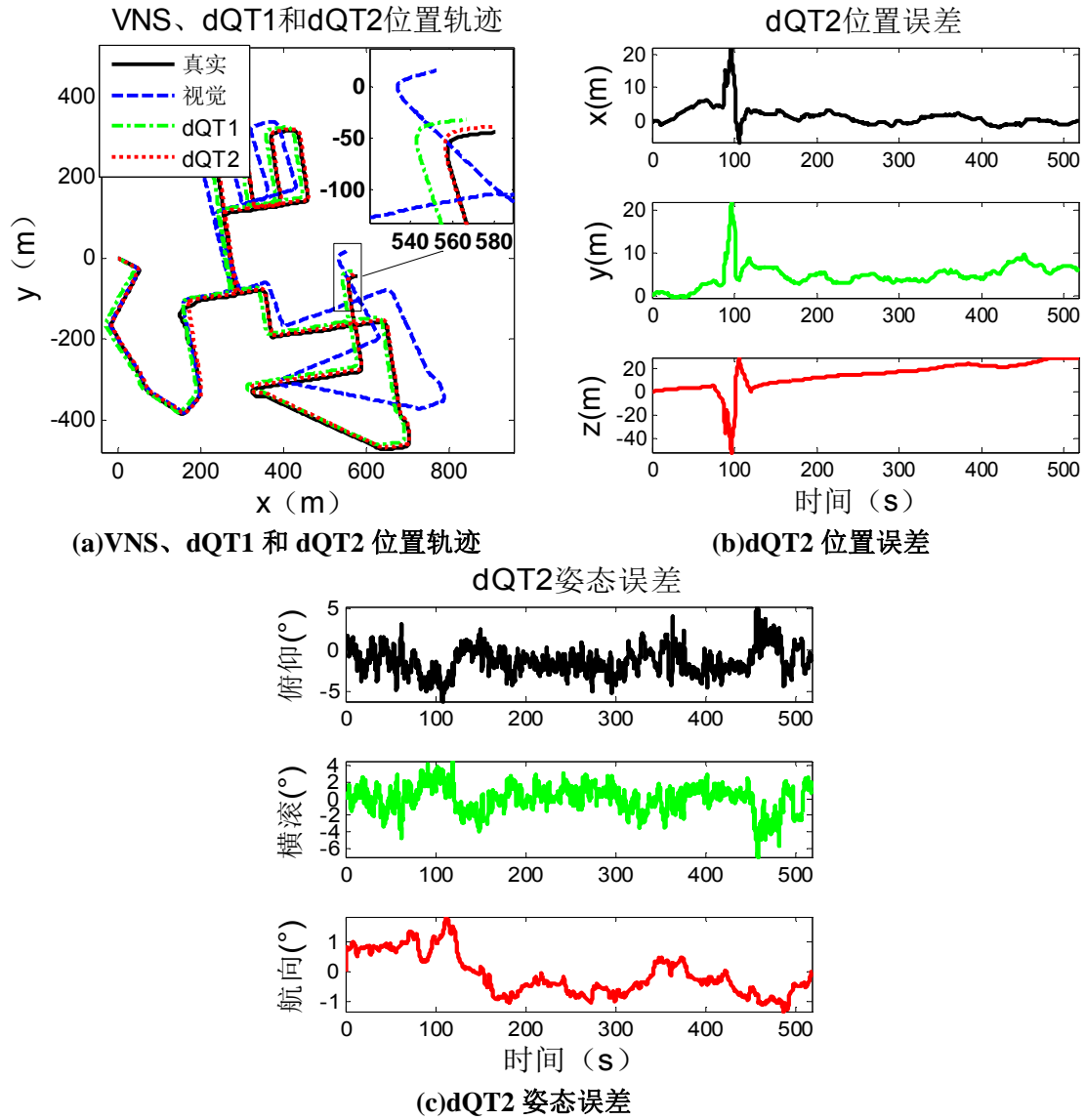


图 18 地面实验 dQT2 位置和姿态误差

表 9 地面实验 SINS、VNS、dQT1-IV 和 dQT2-IV 组合终点位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差(°)		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰	横滚	航向
SINS	59906	1450.9	1.935	-0.946	0.181
VNS	66.706	1.615	6.075	12.176	17.681
dQT1-INS/VNS	18.845	0.456	1.649	-1.464	0.810
dQT2-INS/VNS	5.908	0.143	-1.381	0.648	-0.105

3.3 估计视觉相对运动参数误差的 INS/VNS 改进方法

3.3.1 状态方程

传统惯性/视觉组合导航方法通常以运动参数动误差参数及 IMU 常值漂移为状态量，并基于惯性力学编排方程或惯性力学误差方程建立状态方程模型。以视觉相对运动参数，或惯性与视觉相对运动参数差为量测量，并根据量测量的误差分析建立相应的量测模型。由于状态量未考虑视觉系统误差，因此传统方法的量测模型中需要将视觉相关量测信息假设为真值。被忽略的视觉量测误差会导致导航精度的下降。本节在 3.3 节以惯性与视觉相对运动参数差为量测量的 INS/VNS 组合导航方法基础上，通过建立视觉系统的力学误差模型，将视觉相关的常值误差项引入状态方程中，建立考虑视觉常值误差的改进量测模型。

为了建立考虑视觉误差的 INS/VNS 模型，需要分析式(3.8)的量测量中 $T_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 和 $q_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}$ 的常值误差。视觉导航的误差源主要包括以下 4 类：1) 双目相机内参误差：相机畸变、主点坐标和焦距的标定误差；2) 双目相机外参误差：右相机相对左相机的旋转矩阵和平移矢量标定误差；3) 特征点与匹配提取误差；4) 左相机相对本体系安装角度和位置误差。从第 1、2、3 类误差到 $T_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 和 $q_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}$ 的误差的传递关系均较复杂且具有很强的非线性，仅第 4 类误差到 $T_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 和 $q_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}$ 的误差的传递关系较为简单。而第 4 类误差的影响较小，通常第 2 类误差的影响最大。复杂的误差传递关系导致难以直接以第 1 至 4 误差源建立视觉导航误差模型，由于第 1、2、4 类的误差均为常值误差，仅第 3 类的误差为随机误差，因此本小节采用直接在 $T_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 和 $R_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_k}$ 的基础上建立误差模型：

$$\begin{aligned} R_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} &= (I - [\theta_{\text{VNS}, k} \times]) R_{b_{k-1}}^{b_k} \\ T_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} &= T_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}} + \delta T_{\text{VNS}, k} \end{aligned} \quad (3.35)$$

其中， $R_{b_{k-1}}^{b_k}$ 和 $T_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}}$ 分别为 $R_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}$ 和 $T_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 的真值， $\theta_{\text{VNS}, k}$ 为 $R_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}$ 的旋转误差角，

$\delta T_{\text{VNS}, k}$ 为 $T_{\text{VNS}, k}$ 的平移误差矢量。将 $\theta_{\text{VNS}, k}$ 与 $\delta T_{\text{VNS}, k}$ 分解为常值项和随机项：

$$\theta_{\text{VNS}, k} = \theta + \tilde{\theta}_{\text{VNS}, k} \quad (3.36)$$

$$\delta T_{\text{VNS}, k} = \delta T + \delta \tilde{T}_{\text{VNS}, k} \quad (3.37)$$

其中, θ 和 δT 分别为 $\theta_{\text{VNS},k}$ 和 $\delta T_{\text{VNS},k}$ 的常值项, $\tilde{\theta}_{\text{VNS},k}$ 和 $\delta \tilde{T}_{\text{VNS},k}$ 分别为相应的随机误差。

由于视觉导航系统的误差源主要为常值误差, 因此 θ 和 δT 是 $R_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 和 $T_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 误差的主要组成部分, 将 θ 和 δT 增广到传统状态量中, 得到新的状态量为:

$$X = [\phi^T \quad \delta v^T \quad \delta r^T \quad \varepsilon^T \quad \nabla^T \quad \theta^T \quad \delta T^T]^T \quad (3.38)$$

相应的状态方程为:

$$\begin{cases} \dot{\phi} = -\omega_{iw}^w \times \phi + R_b^w \varepsilon \\ \delta \dot{v} = -(R_b^w f^b) \times \phi - 2\omega_{iw}^w \times \delta v + R_b^w \nabla \\ \delta \dot{r} = \delta v \\ \dot{\varepsilon} = 0 \\ \dot{\nabla} = 0 \\ \dot{\theta} = 0 \\ \delta \dot{T} = 0 \end{cases} \quad (3.39)$$

3.3.2 量测方程

量测量的计算同 3.2 节中(3.8), 量测方程通过对惯性与视觉相对运动参数差进行误差分析得到。

将(3.36)代入 3.3 节方法的惯性与视觉相对旋转四元数差误差表达式(3.30)可得:

$$\begin{aligned} q_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}{}^{-1} \circ q_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k} &= \begin{bmatrix} 1 \\ -\frac{1}{2}\theta_{\text{VNS},k} \end{bmatrix} \circ q_{b_k, \text{INS}}^w \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi_k \end{bmatrix} \circ q_{w, \text{INS}}^{b_k} \\ &= \begin{bmatrix} 1 \\ -\frac{1}{2}\theta \end{bmatrix} \circ q_{b_k, \text{INS}}^w \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi_k \end{bmatrix} \circ q_{w, \text{INS}}^{b_k} + \begin{bmatrix} 1 \\ -\frac{1}{2}\tilde{\theta}_{\text{VNS},k} \end{bmatrix} \circ q_{b_k, \text{INS}}^w \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi_k \end{bmatrix} \circ q_{w, \text{INS}}^{b_k} \end{aligned} \quad (3.40)$$

得相对旋转四元数差的量测方程为:

$$\begin{aligned} z_q &= f_q(q_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}{}^{-1} \circ q_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k}) \\ &= f_q\left(\begin{bmatrix} 1 \\ -\frac{1}{2}\theta \end{bmatrix} \circ q_{b_k, \text{INS}}^w \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi_k \end{bmatrix} \circ q_{w, \text{INS}}^{b_k}\right) + V_q \end{aligned} \quad (3.41)$$

其中 V_q 为观测噪声:

$$V_q = f_q\left(\begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{2}\tilde{\theta}_{\text{VNS},k} \end{bmatrix} \circ q_{b_k, \text{INS}}^w \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi_k \end{bmatrix} \circ q_{w, \text{INS}}^{b_k}\right)$$

将(3.37)代入 3.2 节方法的惯性与视觉相对平移矢量差误差表达式(3.20)可得:

$$\mathbf{z}_r = \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{INS}}^{b_{k-1}} - \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} \approx \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} \boldsymbol{\delta r}_k + \boldsymbol{\delta T} + \boldsymbol{\delta \tilde{T}}_{\text{VNS},k} \quad (3.42)$$

综合(3.41)和(3.42)可得量测方程为:

$$\mathbf{z}(k) = h(\mathbf{X}(k)) + \mathbf{V}(k) \quad (3.43)$$

其中 \mathbf{V} 为观测噪声:

$$\mathbf{V}(k) = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{\text{VNS},k} \\ \boldsymbol{\delta \tilde{T}}_{\text{VNS},k} \end{bmatrix} \quad (3.44)$$

由于方程(3.41)为非线性方程, 导致量测方程(3.43)也为非线性方程, 采用 EKF 滤波算法。量测方程(3.43)的 EKF 滤波雅克布矩阵为:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_q \\ \mathbf{H}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{q1} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{H}_{q6} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (3.45)$$

其中:

$$\mathbf{H}_{qb1} = \frac{1}{2} \mathbf{f}_M(\mathbf{M}^*(\mathbf{q}_{w, \text{INS}}^{b_k}) \mathbf{M} \left(\begin{bmatrix} 1 \\ -\frac{1}{2} \boldsymbol{\theta} \end{bmatrix} \right) \mathbf{M}(\mathbf{q}_{b_k, \text{INS}}^w)) \quad (3.46)$$

$$\mathbf{H}_{qb6} = -\frac{1}{2} \mathbf{f}_M(\mathbf{M}^*(\mathbf{q}_{b_k, \text{INS}}^w \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_k \end{bmatrix} \circ \mathbf{q}_{w, \text{INS}}^{b_k})) \quad (3.47)$$

其中, 函数 $\mathbf{f}_M(\mathbf{M})$ 的定义为:

$$\mathbf{M}_{4 \times 4} = \begin{bmatrix} (\mathbf{M}_1)_{1 \times 1} & (\mathbf{M}_2)_{1 \times 3} \\ (\mathbf{M}_3)_{3 \times 1} & (\mathbf{M}_4)_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \mathbf{f}_M(\mathbf{M}) = (\mathbf{M}_4)_{3 \times 3} \quad (3.48)$$

3.3.3 月面仿真

1) 仿真条件

仿真系统中加计常值和随机漂移为 $100\mu\text{g}$ 和 $50\mu\text{g}$, 陀螺常值和漂移分别为 $1^\circ/\text{h}$ 和 $0.5^\circ/\text{h}$, IMU 采样频率 100HZ 。双目相机的分辨率均为 1024×1024 , 视场角为 $45^\circ \times 45^\circ$, 双目平行安装, 基线距离为 20cm , 相机高度均为 1.65m , 视觉系统的采样频率为 0.1HZ 。仿真实验时间长 93min , 运动路程为 204.24m 。

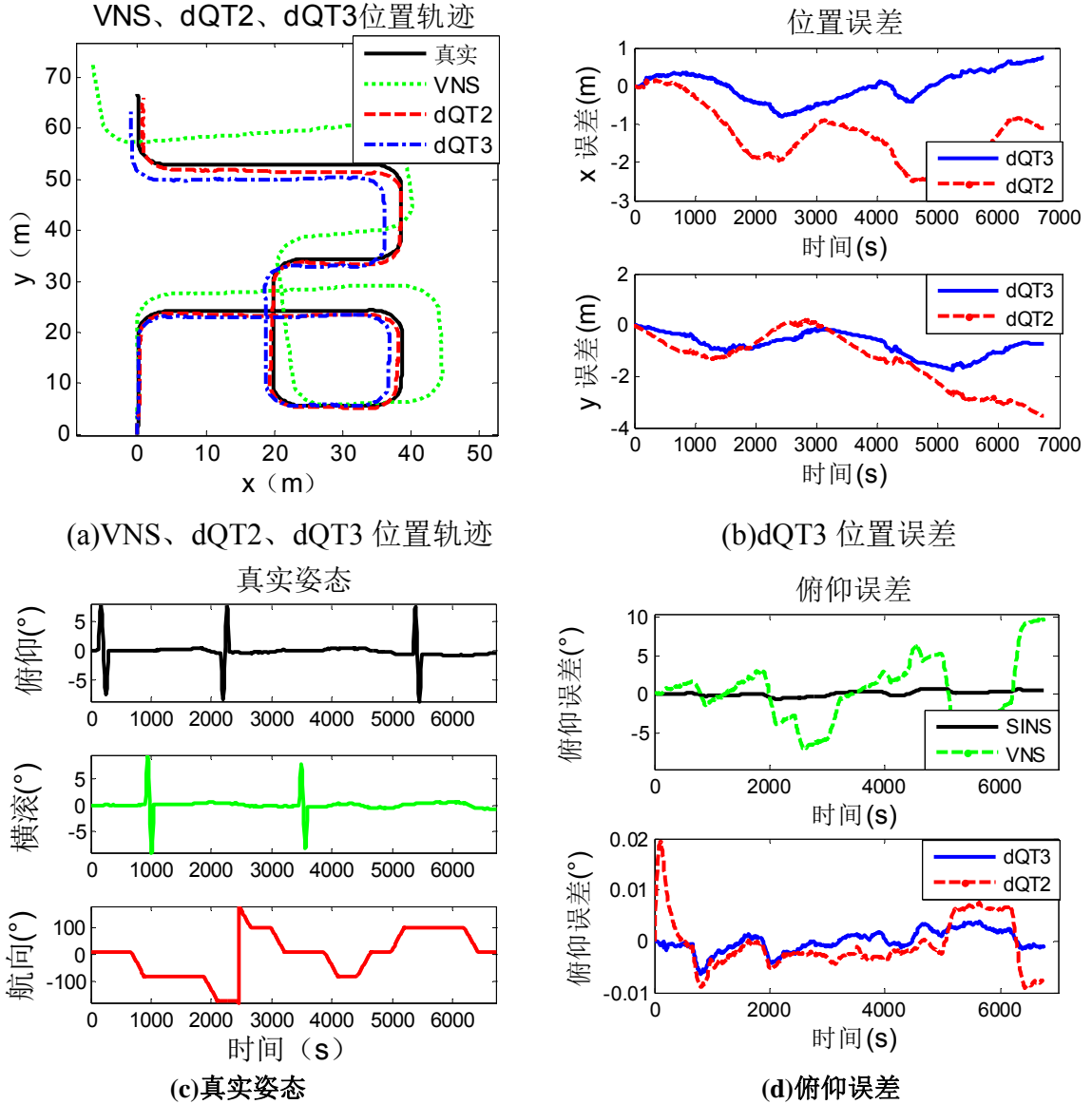
设置如下双目外参误差:

$$\delta \mathbf{T}_{rl}^r = \begin{bmatrix} -1 \\ -1 \\ 1 \end{bmatrix} (\text{mm}), \delta \theta_r^l = \begin{bmatrix} 0.1 \\ -0.1 \\ 0.1 \end{bmatrix} (^\circ) \quad (3.49)$$

其中 $\delta \mathbf{T}_{rl}^r$ 为右相机到左相机平移矢量的误差, $\delta \theta_r^l$ 为右相机到左相机旋转欧拉角的误差。

2) 仿真结果

这种导航方法是基于 dQT2-INS/VNS 改进的, 简称为 dQT3-INS/VNS。图 19 给出了该方法在此月面仿真实验的导航结果。图 19(a)和(b)可见 dQT3-INS/VNS 的位置精度在整个过程中均相比 dQT2-INS/VNS 有所提高。图 19(e)中 dQT3-INS/VNS 的俯仰和横滚精度相比 dQT2-INS/VNS 有微小的改善, 图 19(f)中 dQT3-INS/VNS 的航向角精度相比 dQT2-INS/VNS 具有非常显著的提高, 有效的减小了航向角的发散程度。



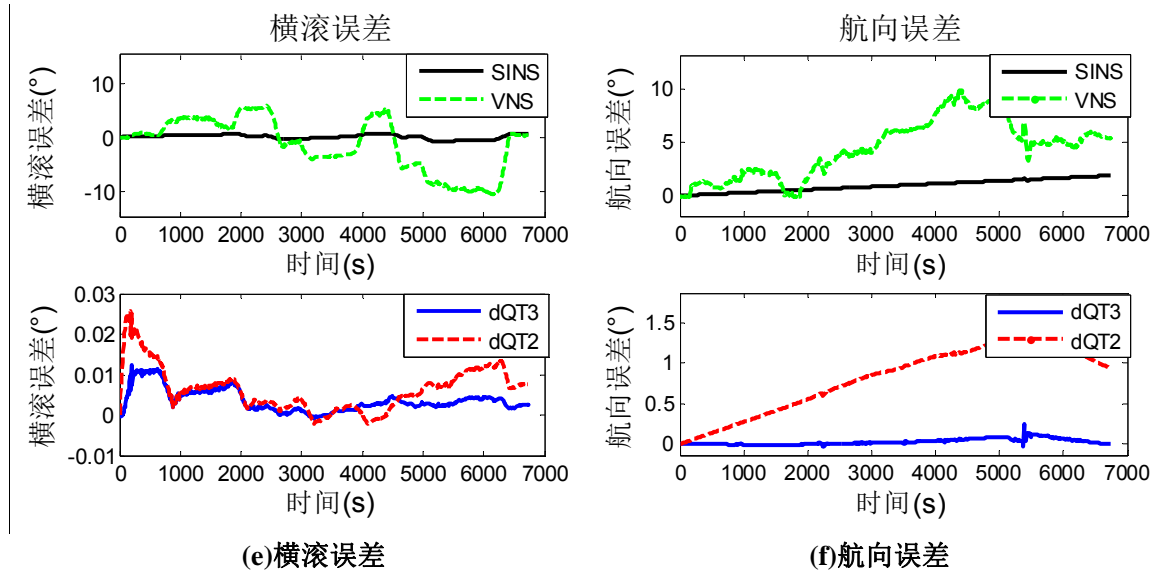


图 19 月面仿真 dQT2-IV 和 dQT3-IV 位置和姿态估计误差

表 10 和表 11 分别比较了月面仿真实验中惯性导航、视觉导航、dQT2-INS/VNS 和 dQT3-INS/VNS 的导航终点位置和姿态误差。dQT3-INS/VNS 的最大位置误差为 0.875%，相比 dQT2-INS/VNS 法减小了 51.95%，dQT3-INS/VNS 的终点位置误差为 0.52%，相比 dQT2-INS/VNS 的 1.82%减小了 71.43%。dQT3-INS/VNS 的最大航向角误差为 0.256°，相比 dQT2-INS/VNS 的 1.461°提高了 82.48%。dQT3-INS/VNS 的终点航向角误差为 -0.0010°，相比 dQT2-INS/VNS 的 0.9389°提高了 99.89%。

表 10 月面仿真 SINS、VNS、dQT2-IV 和 dQT3-IV 最大位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差(°)		
	误差绝对 值(m)	百分比 (%)	俯仰	横滚	航向
SINS	33214	16268	1.0409	-1.0275	2.4451
VNS	8.72	4.27	9.7541	-10.735	9.8152
dQT2-INS/VNS	3.71	1.821	0.0194	0.025724	1.4609
dQT3-INS/VNS	1.78	0.875	-0.0063	0.0125	0.2566

表 11 月面仿真 SINS、VNS、dQT2-IV 和 dQT3-IV 终点位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差(°)		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰	横滚	航向
SINS	27617	13527	0.7878	0.7737	2.4451
VNS	8.72	4.27	9.6951	0.4350	5.4221
dQT2-INS/VNS	3.71	1.82	-0.0077	0.0078	0.9389
dQT3-INS/VNS	1.05	0.52	-0.0010	0.0027	-0.0010

3.4 以视觉三维特征点坐标为量测量的 INS/VNS 方法

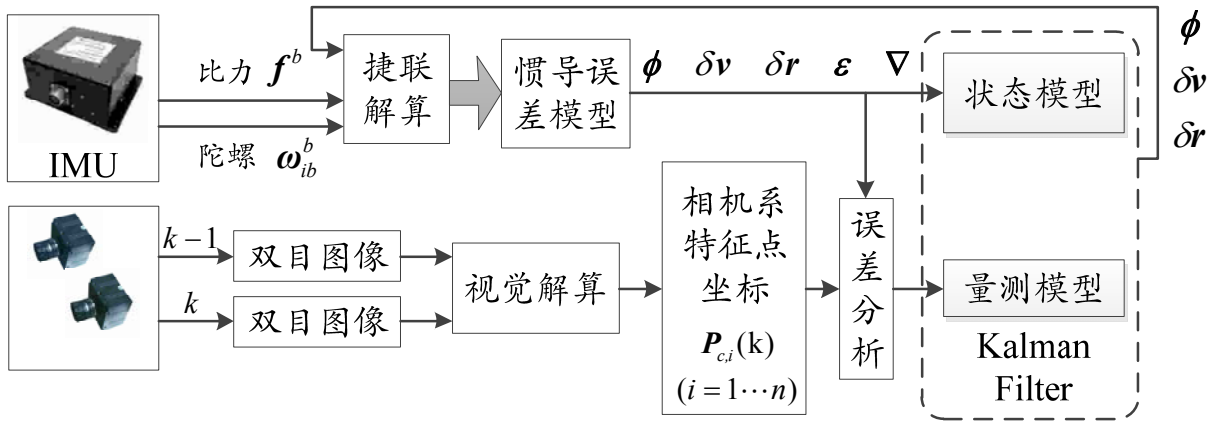


图 20 以视觉三维特征点坐标为量测量的 INS/VNS 流程

状态量与状态模型同 3.2 节(3.1)与(3.2)。视觉系统得到的原始信息为特征点的二维成像特征点坐标，经过三维重建得到特征点的相机坐标系三维坐标，以三维特征点进行运动估计得到相对运动参数。3.1~3.4 节研究了基于相对运动参数或相对运动参数误差为量测量的浅组合 INS/VNS 方法，基于特征点的二维图像坐标或三维相机系坐标为量测量的 INS/VNS 组合导航方法被称为深组合 INS/VNS 导航方法，流程如图 20 所示。

传统的 INS/VNS 深组合导航方法通常基于归一化的特征点二维图像坐标作为量测量，这种方法具有可以将视觉信息最完整得引入量测方程的特点。在这类 INS/VNS 模型的量测方程中需要包含三维重建和运动估计过程，视觉导航方法的运动估计过程中可通过概率优化剔除误差较大的特征点，而这类方法的量测模型中等价地处理了所有二维特征点，无法进行特征点的优化，导致产生较大的导航误差。因此本小节采用特征点的相机系三维坐标 $\{P_{ci}(k)|i=1\cdots n\}$ 作为量测量：

$$\mathbf{z}_5 = \begin{bmatrix} \mathbf{z}_1 \\ \vdots \\ \mathbf{z}_i \\ \vdots \\ \mathbf{z}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{c,1}(\mathbf{k}) \\ \vdots \\ \mathbf{P}_{c,i}(\mathbf{k}) \\ \vdots \\ \mathbf{P}_{c,n}(\mathbf{k}) \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

3.4.1 量测模型

特征点相机系坐标在 $k-1$ 时刻与 k 时刻关系为:

$$\mathbf{P}_{c,i}(\mathbf{k}) = \mathbf{R}_{c_{k-1}, \text{VNS}}^{c_k} [\mathbf{P}_{c,i}(\mathbf{k}-1) - \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}}^{c_{k-1}}] \quad (i=1 \cdots n) \quad (3.51)$$

将相机坐标系的相对运动转换到本体坐标系:

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{c_{k-1}, \text{VNS}}^{c_k} &= \mathbf{R}_b^c \mathbf{R}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} \mathbf{R}_c^b \\ \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}}^{c_{k-1}} &= \mathbf{R}_b^c \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} + \mathbf{R}_b^c (\mathbf{I} - \mathbf{R}_{b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}) \mathbf{T}_{bc}^b \end{aligned} \quad (3.52)$$

其中本体系相对旋转矩阵 $\mathbf{R}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}$ 和相对平移矢量 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 定义为:

$$\mathbf{R}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} = \mathbf{R}_{w, \text{VNS}}^{b_k} \mathbf{R}_{b_{k-1}}^w \quad (3.53)$$

$$\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} = \mathbf{R}_w^{b_{k-1}} (\mathbf{r}_{k, \text{VNS}} - \mathbf{r}_{k-1}) \quad (3.54)$$

设 $\mathbf{R}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}$ 与 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 的误差模型为:

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} &= (\mathbf{I} - [\boldsymbol{\theta}_{\text{VNS},k} \times]) \mathbf{R}_{b_{k-1}}^{b_k} \\ \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} &= \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}} + \mathbf{R}_w^{b_{k-1}} \boldsymbol{\delta} \mathbf{T}_{\text{VNS},k} \end{aligned} \quad (3.55)$$

其中 $\boldsymbol{\theta}_{\text{VNS},k}$ 为 $\mathbf{R}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}$ 的旋转误差欧拉角, $\boldsymbol{\delta} \mathbf{T}_{\text{VNS},k}$ 为 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 的误差平移矢量。

$\mathbf{R}_{w, \text{VNS}}^{b_k}$ 与 $\mathbf{r}_{k, \text{VNS}}$ 的误差表达式为:

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{w, \text{VNS}}^{b_k} &= (\mathbf{I} - [\boldsymbol{\theta}_{\text{VNS},k} \times]) \mathbf{R}_w^{b_k} = (\mathbf{I} - [\boldsymbol{\theta}_{\text{VNS},k} \times]) \mathbf{R}_{w, \text{INS}}^{b_k} (\mathbf{I} + [\boldsymbol{\phi}_k \times]) \\ \mathbf{r}_{k, \text{VNS}} &= \mathbf{r}_k + \boldsymbol{\delta} \mathbf{T}_{\text{VNS},k} = \mathbf{r}_{k, \text{INS}} - \boldsymbol{\delta} \mathbf{r}_k + \boldsymbol{\delta} \mathbf{T}_{\text{VNS},k} \end{aligned} \quad (3.56)$$

为了建立量测方程需要假设: 前一时刻的位置 $\hat{\mathbf{r}}_{k-1}$ 和姿态 $\hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}}$ 为真值, 如(3.57)所示;

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{k-1} &\approx \hat{\mathbf{r}}_{k-1} \\ \mathbf{R}_w^{b_{k-1}} &\approx \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} \end{aligned} \quad (3.57)$$

将(3.56)和假设(3.57)带入 $\mathbf{R}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}$ 和 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 定义(3.53)和(3.54)可得:

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} &\approx (\mathbf{I} - [\boldsymbol{\theta}_{\text{VNS},k} \times]) \mathbf{R}_{w, \text{INS}}^{b_k} (\mathbf{I} + [\boldsymbol{\phi}_k \times]) \hat{\mathbf{R}}_{b_{k-1}}^w \\ \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} &\approx \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} (\mathbf{r}_{k, \text{INS}} - \delta \mathbf{r}_k + \delta \mathbf{T}_{\text{VNS},k} - \hat{\mathbf{r}}_{k-1}) \end{aligned} \quad (3.58)$$

将 $\mathbf{R}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}$ 和 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 的误差表达式(3.58)带入(3.52)可得:

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{c_{k-1}, \text{VNS}}^{c_k} &\approx \mathbf{R}_b^c (\mathbf{I} - [\boldsymbol{\theta}_{\text{VNS},k} \times]) \mathbf{R}_{w, \text{INS}}^{b_k} (\mathbf{I} + [\boldsymbol{\phi}_k \times]) \hat{\mathbf{R}}_{b_{k-1}}^w \mathbf{R}_c^b \\ &= \mathbf{R}_{c_{k-1}, \text{VNS}, \text{A}}^{c_k} + \mathbf{R}_{c_{k-1}, \text{VNS}, \text{B}}^{c_k} \end{aligned} \quad (3.59)$$

其中:

$$\mathbf{R}_{c_{k-1}, \text{VNS}, \text{A}}^{c_k} = \mathbf{R}_b^c \mathbf{R}_{w, \text{INS}}^{b_k} (\mathbf{I} + [\boldsymbol{\phi}_k \times]) \hat{\mathbf{R}}_{b_{k-1}}^w \mathbf{R}_c^b \quad (3.60)$$

$$\mathbf{R}_{c_{k-1}, \text{VNS}, \text{B}}^{c_k} = \mathbf{R}_b^c [\boldsymbol{\theta}_{\text{VNS},k} \times] \mathbf{R}_{w, \text{INS}}^{b_k} (\mathbf{I} + [\boldsymbol{\phi}_k \times]) \hat{\mathbf{R}}_{b_{k-1}}^w \mathbf{R}_c^b \quad (3.61)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}}^{c_{k-1}} &\approx \mathbf{R}_b^c \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} (\mathbf{r}_{k, \text{INS}} - \delta \mathbf{r}_k + \delta \mathbf{T}_{\text{VNS},k} - \hat{\mathbf{r}}_{k-1}) \\ &\quad + \mathbf{R}_b^c (\mathbf{I} - (\mathbf{I} - [\boldsymbol{\theta}_{\text{VNS},k} \times]) \mathbf{R}_{w, \text{INS}}^{b_k} (\mathbf{I} + [\boldsymbol{\phi}_k \times]) \hat{\mathbf{R}}_{b_{k-1}}^w) \mathbf{T}_{bc}^b \\ &= \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}, \text{A}}^{c_{k-1}} + \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}, \text{B}}^{c_{k-1}} \end{aligned} \quad (3.62)$$

其中:

$$\mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}, \text{A}}^{c_{k-1}} = \mathbf{R}_b^c \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} (\mathbf{r}_{k, \text{INS}} - \delta \mathbf{r}_k - \hat{\mathbf{r}}_{k-1}) + \mathbf{R}_b^c (\mathbf{I} - \mathbf{R}_{w, \text{INS}}^{b_k} (\mathbf{I} + [\boldsymbol{\phi}_k \times]) \hat{\mathbf{R}}_{b_{k-1}}^w) \mathbf{T}_{bc}^b \quad (3.63)$$

$$\mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}, \text{B}}^{c_{k-1}} = \mathbf{R}_b^c \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} \delta \mathbf{T}_{\text{VNS},k} + \mathbf{R}_b^c [\boldsymbol{\theta}_{\text{VNS},k} \times] \mathbf{R}_{w, \text{INS}}^{b_k} (\mathbf{I} + [\boldsymbol{\phi}_k \times]) \hat{\mathbf{R}}_{b_{k-1}}^w \mathbf{T}_{bc}^b \quad (3.64)$$

综合(3.51)、(3.59)与(3.62)可得量测方程:

$$\mathbf{z}_i = \mathbf{P}_{c,i}(\mathbf{k}) = h_{5,i}(X) + \mathbf{V}_{5,i} \quad (3.65)$$

其中量测方程 $h_{5,i}(X)$ 为:

$$h_{5,i}(X) = \mathbf{R}_{c_{k-1}, \text{VNS}, \text{A}}^{c_k} [\mathbf{P}_{c,i}(\mathbf{k}-1) - \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}, \text{A}}^{c_{k-1}}] \quad (3.66)$$

量测噪声 $\mathbf{V}_{5,i}$ 为:

$$\mathbf{V}_{5,i} = \mathbf{R}_{c_{k-1}, \text{VNS}, \text{B}}^{c_k} [\mathbf{P}_{c,i}(\mathbf{k}-1) - \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}, \text{B}}^{c_{k-1}}] + \mathbf{R}_{c_{k-1}, \text{VNS}, \text{A}}^{c_k} [\mathbf{P}_{c,i}(\mathbf{k}-1) - \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}, \text{A}}^{c_{k-1}}] \quad (3.67)$$

3.4.2 月面仿真

采用与 3.1.5 节相同的仿真条件。图 21 给出了该仿真实验中 FPc-INS/VNS 的导航结果。图 21(a)中比较了视觉导航与 FPc-INS/VNS 的位置轨迹曲线, 可见 FPc-INS/VNS 相

比视觉导航更好的复现了真实轨迹。图 21(b)给出了 FPc-INS/VNS 的各维位置误差， x 、 y 、 z 方向的位置误差均保持在 1m 范围内波动，其中 z 方向的误差呈单调递增的形式积累，而 x 和 y 方向的位置误差由于航向角的变化产生不规则的波动。图 21(c)可见俯仰角误差和横滚角误差较小，始终在 0.02° 以内，而航向角误差单调递增至 1.796° 。

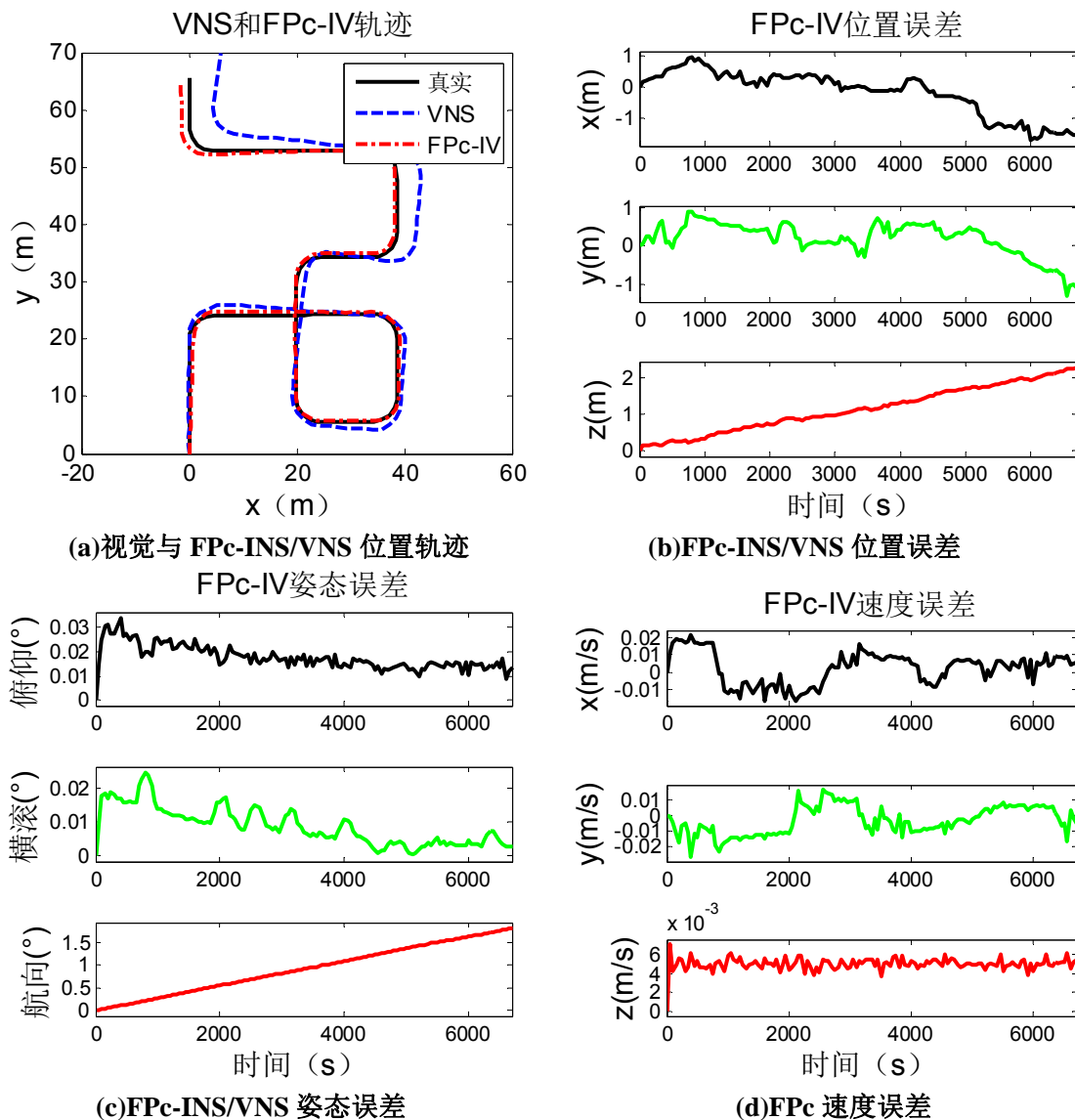


图 21 月面仿真 FPc 位置和姿态估计误差

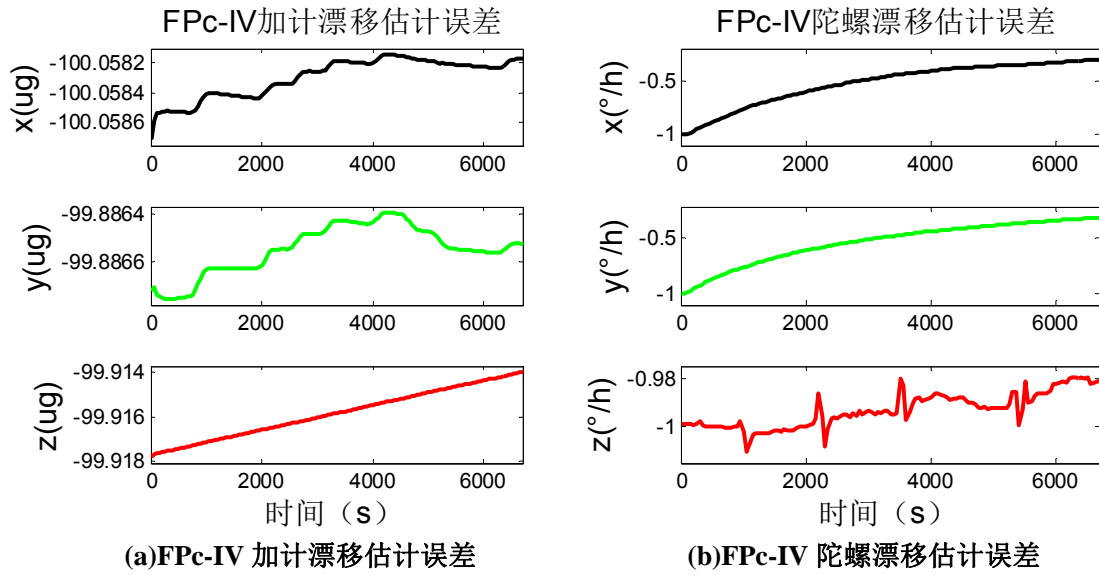


图 22 月面仿真 FPc 位置和姿态估计误差

表 12 比较了同一次月面仿真实验中, 惯性导航、视觉导航、dQT1-INS/VNS、dQT2-INS/VNS 和 FPc-INS/VNS 的导航结果。视觉导航的位置精度为行驶路程 204.24m 的 2.00%, 三种组合导航的位置精度均相比视觉导航有较大的提高。dQT1-INS/VNS、dQT2-INS/VNS 和 FPc-INS/VNS 的位置精度相比视觉导航分别提高了 69.45%、96.05% 和 85.00%。三种组合导航方法的俯仰和横滚角均保持在 0.1° 以内, 相比惯性导航均有效改善。由于基于惯导误差方程建立的状态模型的平台失准角中航向角分量的可观测度较小, 通过比较航向角精度可表征组合导航的姿态精度。dQT1-INS/VNS、dQT2-INS/VNS 和 FPc-INS/VNS 的航向角精度相比惯性导航分别提高了 71.64%、88.22% 和 4.26%。综上, dQT2-INS/VNS 是三种惯性/视觉组合导航模型中位置和姿态精度提高最有效的。

表 12 月面仿真 SINS、VNS、dQT1-IV、dQT2-IV 和 FPc-IV 最大位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差($^{\circ}$)		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰	横滚	航向
SINS	33214	16268	1.0409	-1.0275	2.4451
VNS	7.2234	3.538	3.0388	-2.7604	-9.1869
dQT1-INS/VNS	2.1701	1.0708	0.0154	0.0177	2.1077
dQT2-INS/VNS	1.1722	0.578	0.0255	0.0468	1.1848
FPc-INS/VNS	1.9171	0.9460	0.0341	0.0246	1.8249

表 13 月面仿真 SINS、VNS、dQT1-IV、dQT2-IV 和 FPc-IV 终点位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差(°)		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰	横滚	航向
SINS	27617	13527	0.7878	0.7737	2.4451
VNS	7.2234	3.538	2.8962	1.1659	-8.6868
dQT1-INS/VNS	2.1701	1.0708	-0.0005	0.0136	2.0128
dQT2-INS/VNS	1.1722	0.578	-0.0013	0.0143	1.1767
FPc-INS/VNS	1.9171	0.9460	0.0134	0.0028	1.8249

3.5 以视觉相对运动参数为量测量的 INS/VNS 方法

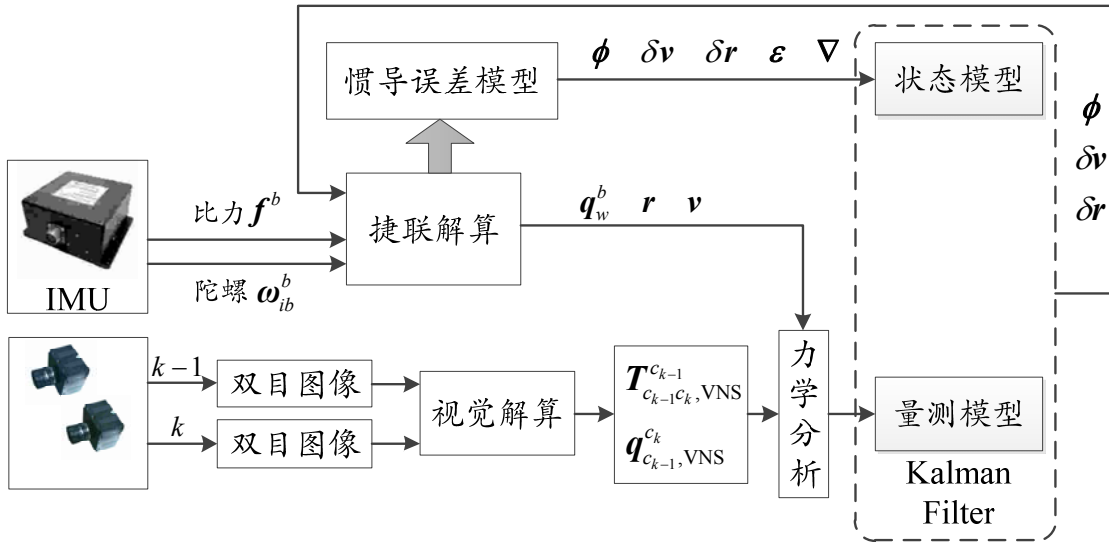


图 23 以视觉相对运动参数为量测的 INS/VN 流程

基于视觉导航运动估计得到的 $R_{b_{k-1}, VNS}^{b_k}$ 和 $T_{b_{k-1}b_k, VNS}^{b_k}$ 产生量测量, 采用包含位置和姿态的状态量能够得到简洁的量测方程, 因此本文中基于捷联惯性导航力学编排方程(2.29)和 IMU 误差模型建立状态方程。称这种组合导航方法为 QTb 法, 其流程如图 23 所示。

3.5.1 状态方程

方程(2.29)中包含了某个时刻完整的运动信息, 但由于 $R_{b_{k-1}}^{b_k}$ 和 $T_{b_{k-1}b_k}^{b_k}$ 同时与当前时刻及上一时刻位置和速度相关, 因此将上一时刻的姿态四元数和位置增广到状态量中, 令状态量为:

$$\mathbf{X} = \left[(\mathbf{q}_{w,k}^b)^T \quad (\mathbf{r}_k)^T \quad (\mathbf{v}_k)^T \quad \boldsymbol{\varepsilon}^T \quad \nabla^T \right]^T \quad (3.68)$$

其中, \mathbf{r}_k 、 \mathbf{v}_k 、 $\mathbf{q}_{w,k}^b$ 分别表示 k 时刻本体系相对世界系的位置矢、速度矢、姿态四元数。

状态方程为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{q}}_{w,k}^b = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}_{ib}^b - \mathbf{C}_w^b \boldsymbol{\omega}_{iw}^w) \mathbf{q}_{w,k}^b \\ \dot{\mathbf{r}}_k = \mathbf{v}_k \\ \dot{\mathbf{v}}_k = (\mathbf{C}_w^b)^T \mathbf{f}^b - 2\boldsymbol{\omega}_{iw}^w \times \mathbf{v} + \mathbf{g}^w \\ \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = \mathbf{0} \\ \dot{\mathbf{V}} = \mathbf{0} \end{cases} \quad (3.69)$$

3.5.2 量测方程

基于前后两帧的视觉相对旋转四元数和平移矢量为量测量:

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} \mathbf{z}_q \\ \mathbf{z}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} \\ \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} \end{bmatrix} \quad (3.70)$$

相对旋转四元数 $\mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k}$ 与相对平移矢量 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}}$ 的定义为:

$$\begin{aligned} \mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k} &= \mathbf{q}_{b_{k-1}}^w \circ \mathbf{q}_w^{b_k} \\ \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}} &= \mathbf{R}(\mathbf{q}_{w,k-1}^b)(\mathbf{r}_k - \mathbf{r}_{k-1}) \end{aligned} \quad (3.71)$$

由式(3.71)可见相对运动参数 $\mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k}$ 与 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}}$ 均同时与 k-1 和 k 时刻的位置、姿态相关, 为了得到相对运动参数与状态量之间的关系并建立量测方程, 假设 k-1 时刻的位置估值 $\hat{\mathbf{r}}_{k-1}$ 和姿态估值 $\hat{\mathbf{q}}_{b_{k-1}}^w$ 为真值:

$$\begin{aligned} \mathbf{q}_{b_{k-1}}^w &\approx \hat{\mathbf{q}}_{b_{k-1}}^w \\ \mathbf{r}_{k-1} &\approx \hat{\mathbf{r}}_{k-1} \end{aligned} \quad (3.72)$$

将(3.72)式代入相对运动参数定义(3.71)中可得量测方程:

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} \mathbf{z}_q \\ \mathbf{z}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{q}}_{b_{k-1}}^w \circ \mathbf{q}_w^{b_k} \\ \mathbf{R}(\hat{\mathbf{q}}_{w,k-1}^b)(\mathbf{r}_k - \hat{\mathbf{r}}_{k-1}) \end{bmatrix} \quad (3.73)$$

式中, $\mathbf{R}(\hat{\mathbf{q}}_{w,k-1}^b)$ 表示姿态四元数 $\hat{\mathbf{q}}_{w,k-1}^b$ 的方向余弦矩阵形式。

状态方程(3.69)和量测方程(3.73)均为非线性方程, 采用 EKF 或 UKF 滤波算法进行

信息融合。

3.6 本章小结

本章根据量测量的选取对惯性/视觉组合导航方法分为三类：以视觉相对运动参数为量测量（QT-INS/VNS 法）、以惯性和视觉相对运动参数差为量测量（dQT-INS/VNS 法）以及以视觉特征点摄像机三维坐标为量测量（FPc-INS/VNS 法）三种 INS/VNS 模型。首先分别介绍了三种量测量的传统 INS/VNS 模型，通过月面仿真及部分地面实验分析，dQT-INS/VNS 法的导航位置和姿态精度均高于 QT-INS/VNS 法。以终点相对位置误差和终点姿态误差为导航精度指标，比较了视觉导航、传统以相对运动参数差为量测量的 dQT1-INS/VNS 法、FPc-INS/VNS 法三种导航方法。在同一 93min,204.24m 的月面仿真实验中，VNS、dQT1-INS/VNS 和 FPc-INS/VNS 的位置精度分别为 2.001%、0.611% 和 0.300%。各组合导航的俯仰角和横滚角精度均高于 0.1°，SINS、dQT1-INS/VNS 和 FPc-INS/VNS 的航向角精度分别为 1.876°、0.532°和 1.796°。其中 FPc-INS/VNS 的航向角精度相比惯性导航仅提高 4.26%，dQT1-INS/VNS 的提高则达到了 71.64%。说明以相对运动参数差为量测的方法对航向角的修正效果比以特征点坐标为量测的方法好，而 FPc-INS/VNS 的位置修正效果比传统 dQT1-INS/VNS 方法更好。但由于 FPc-INS/VNS 方法的量测模型维数是特征点个数的 3 倍，远大于 dQT1-INS/VNS 方法的六维，因此 FPc-INS/VNS 方法的计算量更大。综上，以惯性与视觉相对运动参数差为量测量的惯性/视觉组合导航方法是三类方法中综合性能最好的方法。本章随后针对这类方法进行量测模型和状态模型的改进。

3.1.4 分析了 dQT1-INS/VNS 量测模型采用的姿态误差定义与平台误差角定义不同导致的近似处理，发现当航向角较大时该近似处理的误差整体上甚至会大于平台失准角，因此不可忽略。虽然由于该近似处理的误差主要在俯仰和横滚方向，但由于不同时刻俯仰、横滚和航向误差之间的耦合，该近似处理仍将对组合导航的航向角误差产生较大的影响。3.2 节针对该近处处理的问题，提出一种新的惯性相对旋转误差分析方法，该方法利用含误差的惯性姿态已知的特点，建立了不需要该近似处理的新量测模型。然后分别通过月面仿真和地面实验验证了这种改进的惯性视觉组合导航方法（dQT2-INS/VNS），月面仿真中 dQT2-INS/VNS 的位置和航向角精度相比 dQT1-INS/VNS 分别提高了 87.07%

和 58.46%，地面实验中位置和航向角精度分别提高了 68.6%和 87.04%。月面仿真和地面实验均证明该改进模型是一种有效的惯性/视觉组合导航模型。

3.3 节针对传统 INS/VNS 方法均不考虑视觉常值误差的问题，在 dQT2-INS/VNS 基础上，提出了一种通过估计视觉相对运动参数常值误差提高导航精度的方法。通过月面仿真实验证明，当双目相机外参标定误差分别为 0.1° 和 1mm 的时候，

第四章 惯性/视觉/天文组合导航方法

惯性导航与视觉导航都是通过积分运算进行航位推算的相对导航方法，均存在姿态误差与位置误差累积的问题，且位置误差都会受姿态误差影响而非线性发散。天文导航通过星敏感器得到本体系相对惯性系的旋转矩阵，是一种绝对的高精度姿态信息。但天文数据的频率较低，且只能直接得到角度数据。因此将星敏感器获取的角度信息与惯性和视觉信息融合可有效提高导航精度。本章在第三章的惯性/视觉组合导航基础上研究惯性/视觉/天文组合导航（INS/VNS/CNS）方法。

天文导航通过星敏感器得到天体发射或反射的光线在星敏感器坐标系下的单位矢量 \mathbf{S}^s 。根据星敏感器的安装矩阵 \mathbf{C}_s^b ，可将星敏感器坐标系下的星光单位矢量转换到本体系 $\mathbf{S}^b = \mathbf{C}_s^b \mathbf{S}^s$ 。而惯性系下的星光单位矢量 \mathbf{S}^i 可通过星历查找得到，而通过时间可推算出世界坐标系相对本体系的旋转矩阵 \mathbf{C}_i^w ，从而解算出世界坐标系下的星光单位矢量 $\mathbf{S}^w = \mathbf{C}_i^w \mathbf{S}^i$ 。而 \mathbf{S}^b 与 \mathbf{S}^w 之间即包含了姿态矩阵 \mathbf{C}_w^b 的信息。但同时采集到三个星光单位矢量时，可直接解算出高精度的姿态，但这由于星敏感器的个数和视场角的原因通常不能实现。当只采集一个或两个星光单位矢量时，可在 INS/VNS 组合导航方法的基础上，将该星光单位矢量作为量测信息加入量测量中，从而提高惯性系统平台失准角估计精度，达到提高姿态解算精度的目的，并通过姿态精度的提高间接减小位置误差。

4.1 以相对运动参数差为量测量的 INS/VNS/CNS 方法

INS/VNS/CNS 系统的传感设备包括：一个 IMU、双目相机和一个星敏感器。本节所研究 INS/VNS/CNS 方法在 3.3 节以惯性与视觉相对运动参数差为量测量的 INS/VNS 方法基础上，加入一个星敏感器获得的绝对角度量测信息。仿真条件中星敏感器测量角度的精度为 $3''$ 。

星敏感器所得到的角度信息可由惯性力学参数进行描述，且星敏感器数据的频率低于 IMU，因此 INS/VNS/CNS 模型仍以惯性系统为主导航系统。本节 INS/VNS/CNS 方法的流程如图 24 所示，状态模型同(3.2)。

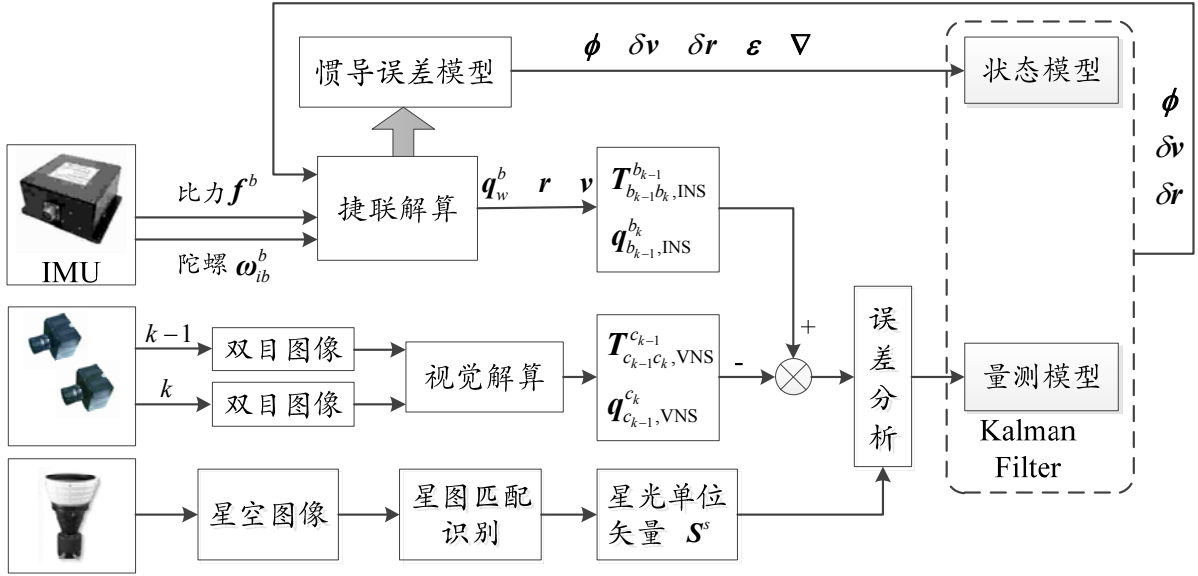


图 24 以相对运动参数差为量测量的 INS/VNS/CNS 流程

4.1.1 量测量

量测量包括惯性与视觉相对运动参数差以及星敏感器测量的星光单位矢量 \mathbf{S}_s :

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \mathbf{Z}_q \\ \mathbf{Z}_r \\ \mathbf{Z}_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}_q(\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k}) \\ \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{INS}}^{b_{k-1}b_k} - \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}b_k} \\ \mathbf{S}_s \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

4.1.2 量测模型

\mathbf{z}_q 的量测方程如(3.32)所示, \mathbf{z}_r 的量测方程如(3.20)所示。以下推导 \mathbf{z}_s 的量测方程。

通过查找星历可得到所观测星光在惯性系中的单位矢量 $\mathbf{S}_i^{[76, 77]}$, \mathbf{S}_s 可由 \mathbf{S}_i 经过如下坐标系转换得到:

$$\mathbf{S}^s = \mathbf{R}_b^s \cdot \mathbf{R}_w^b \cdot \mathbf{R}_m^w \cdot \mathbf{R}_i^m \cdot \mathbf{S}^i = \mathbf{R}_b^s \cdot \mathbf{R}_w^b \cdot \mathbf{R}_i^m \cdot \mathbf{S}^i \quad (4.2)$$

其中, \mathbf{R}_i^m 为惯性坐标系到月球固连坐标系的转移矩阵, 可通过查询当地格林时角 t_{SHA} 计算得到:

$$\mathbf{R}_i^m = \begin{bmatrix} \cos(t_{\text{SHA}}) & -\sin(t_{\text{SHA}}) & 0 \\ \sin(t_{\text{SHA}}) & \cos(t_{\text{SHA}}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

\mathbf{R}_b^s 为本体坐标系到星敏感器坐标系的旋转矩阵, 由星敏感器的安装角度决定。

R_w^b 为载体的真实姿态矩阵, R_w^b 时不可获取的, 但可通过惯性姿态矩阵 $R_{w,INS}^b$ 与平台失准角 ϕ 计算得到:

$$R_w^b = R_{w,INS}^b (I + [\phi \times]) \quad (4.4)$$

将(4.4)代入(4.2)可得 z_s 的量测方程:

$$\begin{aligned} Z_s &= S^s \\ &= R_b^s \cdot R_{w,INS}^b (I + [\phi \times]) \cdot R_i^m \cdot S^i \\ &= R_b^s \cdot R_{w,INS}^b \cdot R_i^m \cdot S^i - R_b^s \cdot R_{w,INS}^b [R_i^m \cdot S^i \times] \phi \end{aligned} \quad (4.5)$$

综合(3.20)、(3.32)和(4.5)可得量测方程为:

$$\begin{aligned} Z &= \begin{bmatrix} Z_q \\ Z_r \\ Z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_q(q_{b_{k-1},VNS}^{b_k} \circ q_{b_{k-1},INS}^{b_k}) \\ T_{b_{k-1}b_k,INS}^{b_{k-1}} - T_{b_{k-1}b_k,VNS}^{b_{k-1}} \\ S_s \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} f_q(M^*(q_{w,INS}^{b_k})M(q_{b_k,INS}^w) \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi_k \end{bmatrix}) \\ \hat{R}_w^{b_{k-1}} \delta r_k + \Delta T_{k,VNS} \\ R_b^s \cdot R_{w,INS}^b \cdot R_i^m \cdot S^i - R_b^s \cdot R_{w,INS}^b [R_i^m \cdot S^i \times] \phi \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.6)$$

4.1.3 月面仿真

记以改进的相对运动参数为量测量的 INS/VNS/CNS 方法为“dQT2-INS/VNS/CNS”法, 简称“dQT2-IVC”法。图 19 和图 26 给出了该月面仿真中 dQT2-INS/VNS/CNS 法的导航结果。图 19(a)中可见 dQT2-INS/VNS/CNS 法相比 dQT2-INS/VNS 法的位置精度有所提高。图 19(b)为 dQT2-INS/VNS/CNS 位置误差曲线, 与 dQT2-INS/VNS 法的位置误差曲线图 18(b)相比, x、y 和 z 方向的误差均减小, 尤其是 x 方向。由于星敏感器直接获得的是角度信息, 从宏观上 dQT2-INS/VNS/CNS 法相比 dQT2-INS/VNS 法直接提高了姿态精度, 而位置精度的提高是由于姿态精度提高间接导致的。图 19(c)可见 dQT2-INS/VNS/CNS 法的姿态精度相比 dQT2-INS/VNS 法显著提高, 尤其是航向精度。由图 26 可见, 加计漂移的终点估计误差为(77.8, -99.9, -0.817) μg , 陀螺漂移的终点估计误差为(-0.00097, -0.00643, 0.00259) $^\circ/h$, 加计的东向和北向漂移同 dQT2-INS/VNS 法一样不可估计, 而陀螺各方向漂移均可估计。

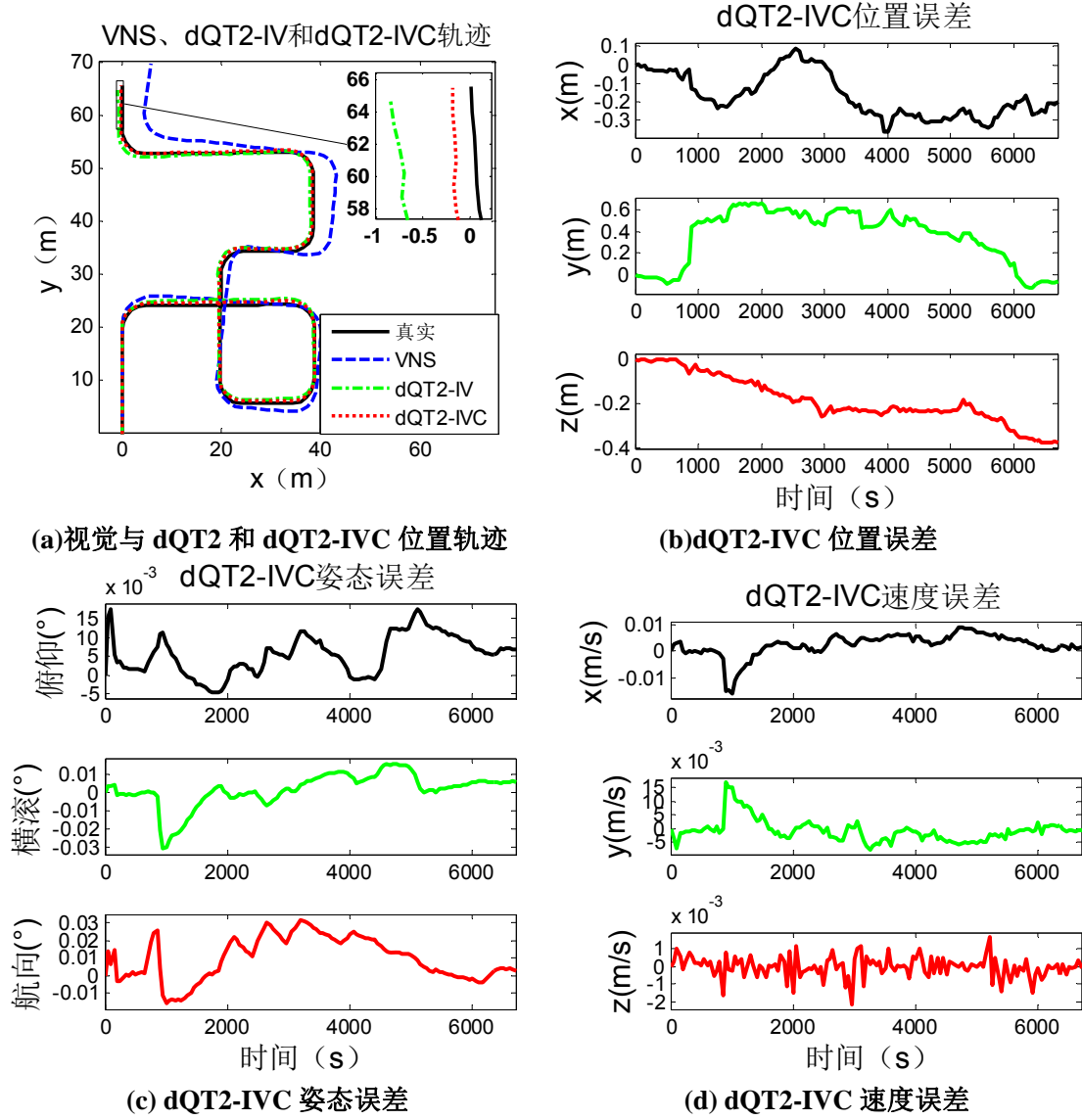


图 25 月面仿真 dQT2-INS/VNS/CNS 位置、姿态和速度误差

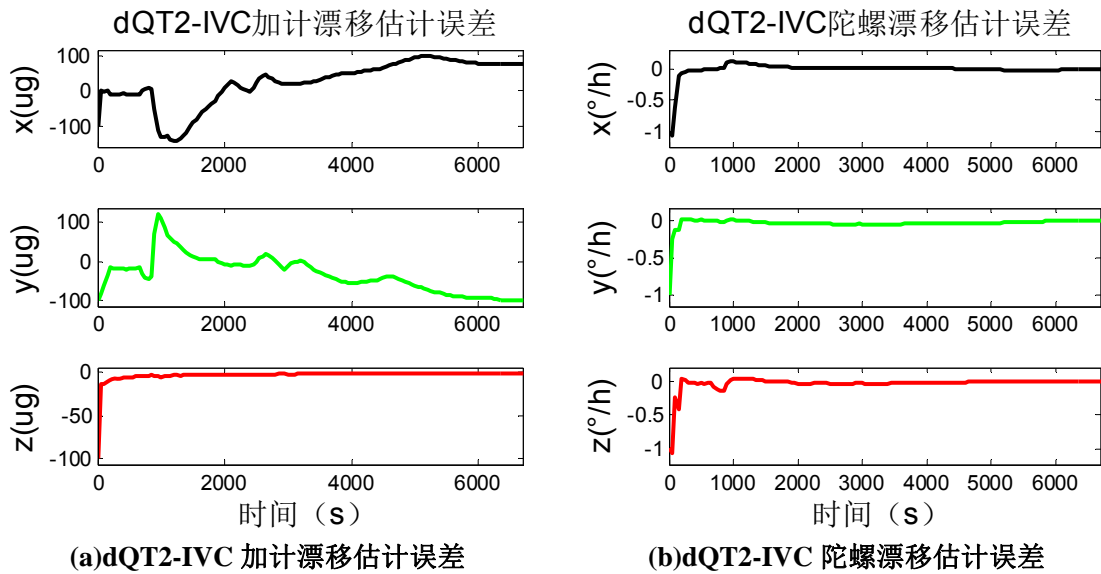


图 26 月面仿真 dQT2-IVC 加计和陀螺漂移估计误差

表 14 和表 15 分别给出了惯性导航、视觉导航、dQT2-INS/VNS 组合导航和 dQT2-INS/VNS/CNS 组合导航方法的最大和终点位置与姿态误差。表 14 可见 dQT2-INS/VNS/CNS 法的最大位置误差 0.3372%相比 dQT2-INS/VNS 法的最大位置误差 0.5784%减小了 41.7%，表 14 中 dQT2-INS/VNS/CNS 法的终点位置误差 0.1038%相比 dQT2-INS/VNS 法的终点位置误差 0.5784%减小了 82.05%。dQT2-INS/VNS/CNS 法的各方向最大和终点表 14 姿态误差相比 dQT2-INS/VNS 法均有所提高，由于 dQT2-INS/VNS 法的俯仰和横滚精度较高，提高不明显。dQT2-INS/VNS/CNS 法的最大和终点航向角较为接近，最大与终点误差均可作为航向角精度指标。而 dQT2-INS/VNS/CNS 法的终点航向误差 0.0032° 与最大误差 0.0319° 之间相差一个数量级，均需要进行比较。dQT2-INS/VNS/CNS 法的最大航向误差 0.0319° 相比 dQT2-INS/VNS 法的 1.1848° 减小了 97.3%。dQT2-INS/VNS/CNS 法的终点航向误差 0.0032° 相比 dQT2-INS/VNS 法的 1.1767° 减小了 99.3%。综上，dQT2-INS/VNS/CNS 法通过引入一个天体方向矢量量测信息，大幅度提高了姿态精度，尤其是航向角精度。通过航向角精度的提高，又间接提高了位置精度。

表 14 月面仿真 SINS、VNS、dQT2-IV 和 dQT2-IVC 最大位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差($^\circ$)		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰	横滚	航向
SINS	33214	16268	1.0409	-1.0275	2.4451
VNS	7.2234	3.538	3.0388	-2.7604	-9.1869
dQT2-IV	1.1722	0.578	0.0255	0.0468	1.1848
dQT2-IVC	0.6833	0.337	0.0175	-0.0306	0.0319

表 15 月面仿真 SINS、VNS、dQT2-IV 和 dQT2-IVC 终点位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差($^\circ$)		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰	横滚	航向
SINS	27617	13527	0.7878	0.7737	2.4451
VNS	7.2234	3.538	2.8962	1.1659	-8.6868
dQT2-IV	1.1722	0.578	-0.0013	0.0143	1.1767
dQT2-IVC	0.2104	0.104	0.0068	0.0062	0.0032

4.2 以视觉三维特征点坐标为量测量的 INS/VNS/CNS 方法

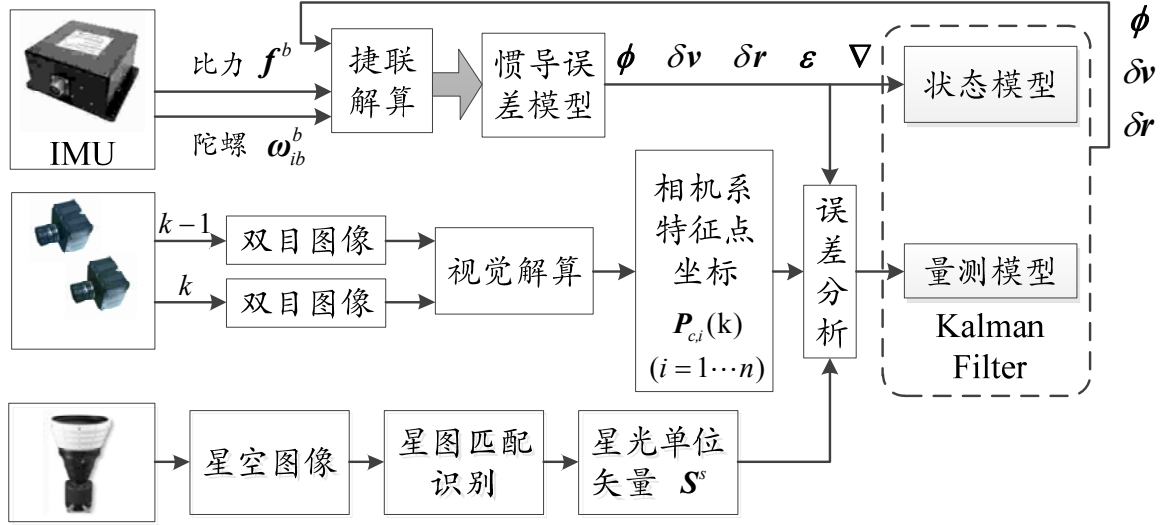


图 27 以视觉三维特征点为量测量的 INS/VNS/CNS 流程

以视觉摄像机系的三维特征点为坐标的量测量的 INS/VNS 方法具有相对较高的位置精度，但姿态精度较低，尤其是航向角精度差。本文研究通过加入天文信息提高姿态精度，并从而间接提高位置精度的方法。在以视觉摄像机系的三维特征点为坐标的量测量的 INS/VNS 模型基础上，加入星敏坐标系下的星光单位矢量作为量测信息，相应的 INS/VNS/CNS 方法流程如图 27 所示。

4.2.1 量测量

采用特征点的相机系三维坐标 $\{P_{ci}(k) | i=1 \cdots n\}$ 和星光矢量方向作为量测量：

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \mathbf{Z}_v \\ \mathbf{Z}_s \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

其中 \mathbf{Z}_v 为视觉量测信息：

$$\mathbf{Z}_v = \begin{bmatrix} \mathbf{Z}_{v1} \\ \vdots \\ \mathbf{Z}_{vi} \\ \vdots \\ \mathbf{Z}_{vn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{c1}(k) \\ \vdots \\ \mathbf{P}_{ci}(k) \\ \vdots \\ \mathbf{P}_{cn}(k) \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

天文量测信息 \mathbf{Z}_s 为星敏传感器坐标系下的单位天体方向矢量：

$$\mathbf{Z}_s = \mathbf{S}_s \quad (4.9)$$

4.2.2 量测模型

量测方程:

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \mathbf{Z}_v \\ \mathbf{Z}_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{v1}(\mathbf{X}) + \mathbf{V}_{v1} \\ \vdots \\ h_{vi}(\mathbf{X}) + \mathbf{V}_{vi} \\ \vdots \\ h_{vn}(\mathbf{X}) + \mathbf{V}_{vn} \\ \mathbf{R}_b^s \cdot \mathbf{R}_{w,INS}^b \cdot \mathbf{R}_i^m \cdot \mathbf{S}^i - \mathbf{R}_b^s \cdot \mathbf{R}_{w,INS}^b [\mathbf{R}_i^m \cdot \mathbf{S}^i \times] \boldsymbol{\phi} \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

其中 $h_{vi}(\mathbf{X})(i=1 \cdots n)$ 为视觉量测方程:

$$h_{vi}(\mathbf{X}) = \mathbf{R}_{c_{k-1}, VNS, A}^{c_k} [\mathbf{P}_{c,i}(k-1) - \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, VNS, A}^{c_{k-1}}] \quad (4.11)$$

量测噪声 $\mathbf{V}_{vi}(i=1 \cdots n)$ 为:

$$\mathbf{V}_{vi} = \mathbf{R}_{c_{k-1}, VNS, B}^{c_k} [\mathbf{P}_{c,i}(k-1) - \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, VNS}^{c_{k-1}}] + \mathbf{R}_{c_{k-1}, VNS, A}^{c_k} [\mathbf{P}_{c,i}(k-1) - \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, VNS, B}^{c_{k-1}}] \quad (4.12)$$

4.2.3 月面仿真

(1) 仿真条件

惯性与视觉数据的仿真条件同 3.1.5 节月面仿真实验。星敏感器的精度为 $3''(1\sigma)$, 更新频率为 5HZ。

(2) 仿真结果

记以视觉特征点三维相机系坐标为量测量的惯性/视觉/天文组合导航方法为“FPc-INS/VNS/CNS”法, 简称“FPc-IVC”法。图 28 给出了此次月面仿真实验中 FPc-INS/VNS/CNS 法的位置、位置误差、姿态误差和速度误差导航结果。图 28(a)中可见 FPc-INS/VNS/CNS 法相比 FPc-INS/VNS 法, 位置解算精度有小幅提高。比较图 28(b)的位置误差曲线和图 21(b)可见 FPc-INS/VNS/CNS 法相比 FPc-INS/VNS 法相比各个方向的误差曲线的收敛性更好, 且天向误差精度提高非常显著。比较 FPc-INS/VNS/CNS 姿态误差曲线图 28(c)的和图 21(b)可见, FPc-INS/VNS/CNS 法的个方向姿态精度均高于 FPc-INS/VNS/CNS 法, 其中俯仰和横滚角精度提高微小。但航向角精度提高比较明显,

而航向角精度的提高也是 FPc-INS/VNS/CNS 法位置误差提高的关键因素。但较 dQT2-INS/VNS/CNS 相比 dQT2-INS/VNS 的航向较高精度提高幅度仍较小。图 29(a)可见加计漂移估计基本没有变化,说明此组合导航模型中状态量的加计漂移估计分量不可估计。图 29(b)可见 FPc-INS/VNS/CNS 的陀螺漂移估计误差是不断收敛的,终点陀螺估计误差为 $(-0.289, -0.315, -0.743)^\circ/\text{h}$, 相比 FPc-INS/VNS 法陀螺漂移估计误差 $(-0.333, -0.357, -0.981)^\circ/\text{h}$ 所有提高,其中航向方向漂移估计误差提高最大。

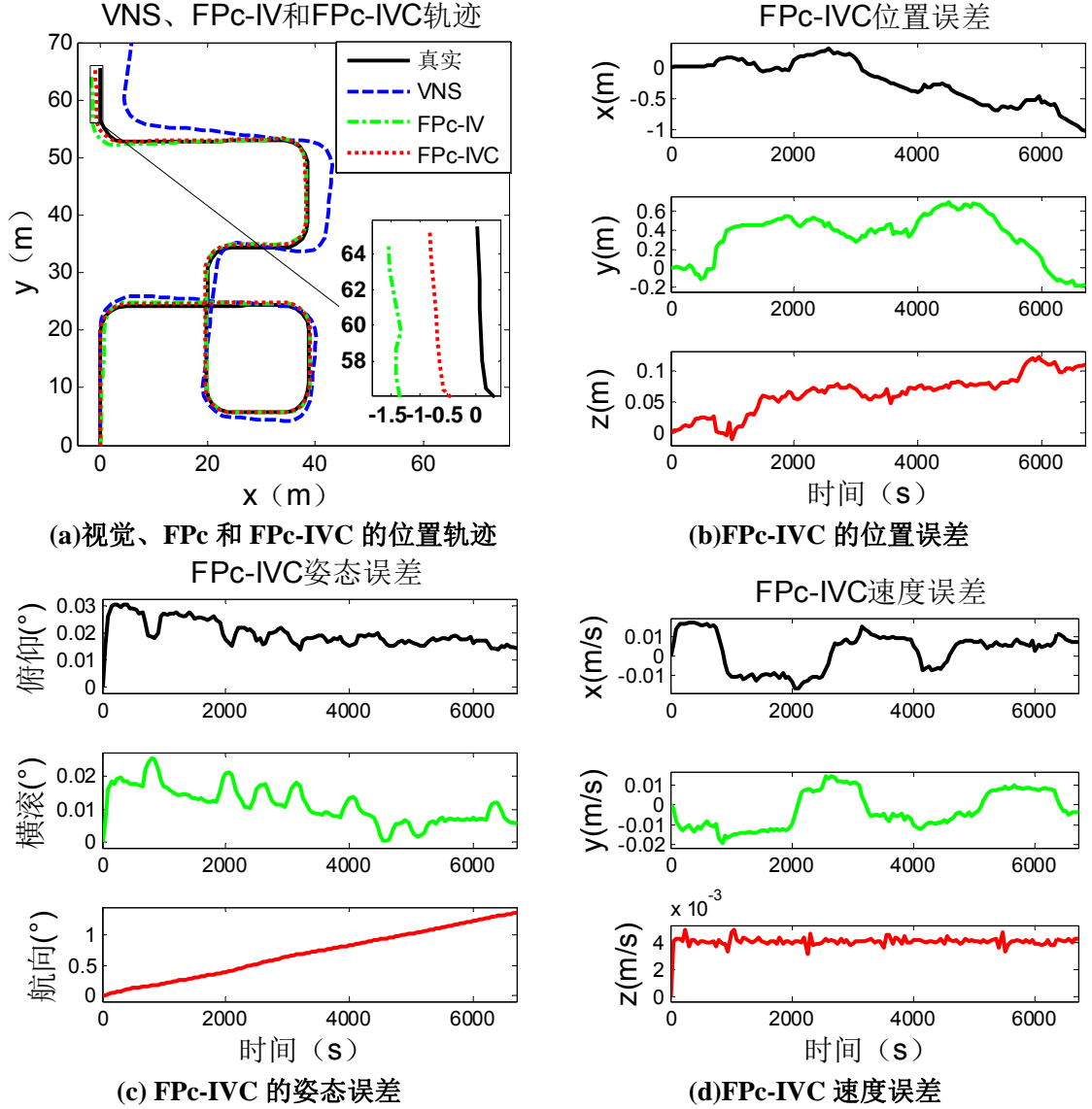


图 28 月面仿真 FPc-INS/VNS/CNS 位置、姿态和速度误差

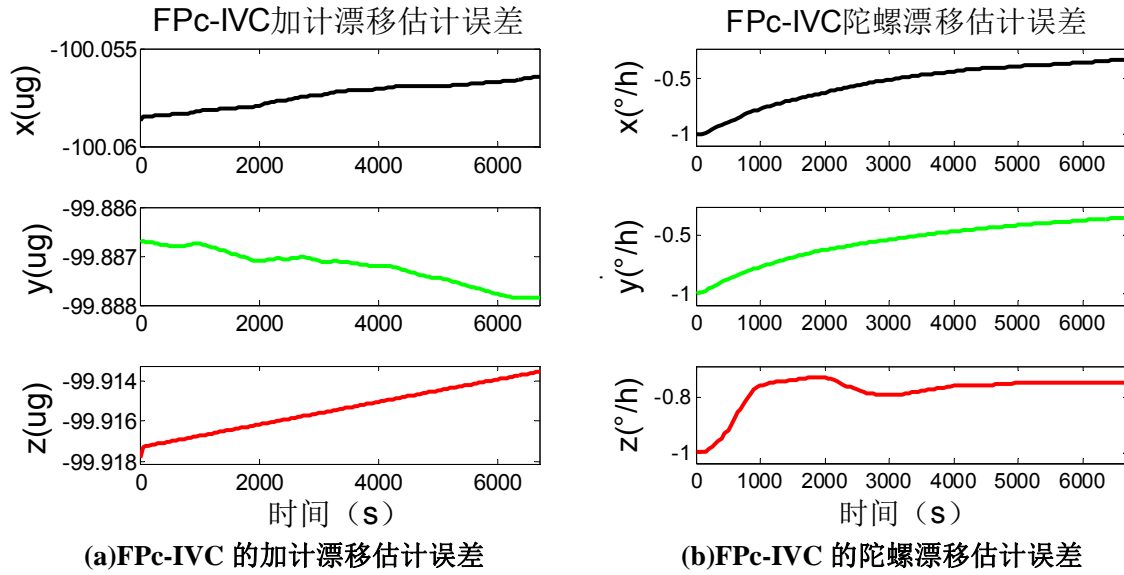


图 29 月面仿真 FPC-INS/VNS/CNS 加计和陀螺漂移估计误差

表 16 和表 17 分别给出了惯性导航、视觉导航、FPC-INS/VNS 和 FPC-INS/VNS/CNS 组合导航方法的最大和终点位置与姿态误差。由表 16 和表 17 可见, FPC-INS/VNS 和 FPC-INS/VNS/CNS 法的终点误差即最大误差, 说明位置误差在整体上是不断累积的。FPC-INS/VNS/CNS 法的位置精度为 0.423%, 相比 FPC-INS/VNS 法的 0.946%提高了 55.29%。FPC-INS/VNS 和 FPC-INS/VNS/CNS 法的俯仰角和横滚角精度均较高, 引入天文后的提高也非常微小, 但 FPC-INS/VNS/CNS 的终点航向角精度 1.3778° 相比 FPC-INS/VNS 的 1.8249° 提高了 24.50%。

表 16 月面仿真 SINS、VNS、FPC-IV 和 FPC-IVC 最大位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差($^{\circ}$)		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰	横滚	航向
SINS	33214	16268	1.0409	-1.0275	2.4451
VNS	7.2234	3.538	3.0388	-2.7604	-9.1869
FPC-IV	1.917	0.946	0.0341	0.0228	1.8249
FPC-IVC	0.8572	0.423	0.0307	0.0157	1.3778

表 17 月面仿真 SINS、VNS、FPc-IV 和 FPc-IVC 终点位置和姿态误差

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差(°)		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰	横滚	航向
SINS	27617	13527	0.78783	0.77371	2.4451
VNS	7.2234	3.538	2.8962	1.1659	-8.6868
FPc-IV	1.917	0.946	0.0146	0.0058	1.8249
FPc-IVC	0.8572	0.423	0.0134	0.0026	1.3778

第五章 月面仿真与地面实验系统

深空探测巡视器导航数据的采集是验证导航算法是否有效的关键。惯性导航数据采集的数据与行星重力加速度和自转角速度相关，视觉导航采集的图像与行星表面纹理特征相关，天文导航采集的星光成像通常难以在地面获得。因此，设计一套惯性、视觉及天文导航数据生成的计算机仿真系统对于验证导航算法具有非常重要的意义。

在月面的真实实验难以被实现，因此无法采集到真实的月面导航数据。月面的 IMU 数据与地面相比仅重力加速度和自转角速度不同，所遵循的力学原理是完全一致的。月面采集的图像与地面采集的图像相比虽然特征纹理不同，但对于基于 SIFT 特征点的视觉导航算法没有显著的区别，仅在特征点个数上不同，而噪声分布类似。因此，采用地面采集的惯性和视觉数据对验证导航方法仍然具有重要的意义。

5.1 月面仿真系统

本文设计的月面仿真系统如图 30 所示，主要包括惯性仿真系统、视觉仿真系统和天文仿真系统三个部分，惯性导航的 IMU 数据通过惯导轨迹发生器生成，视觉导航的双目图像通过视景仿真软件生成，天文导航的星敏感器成像数据通过星敏仿真系统得到。

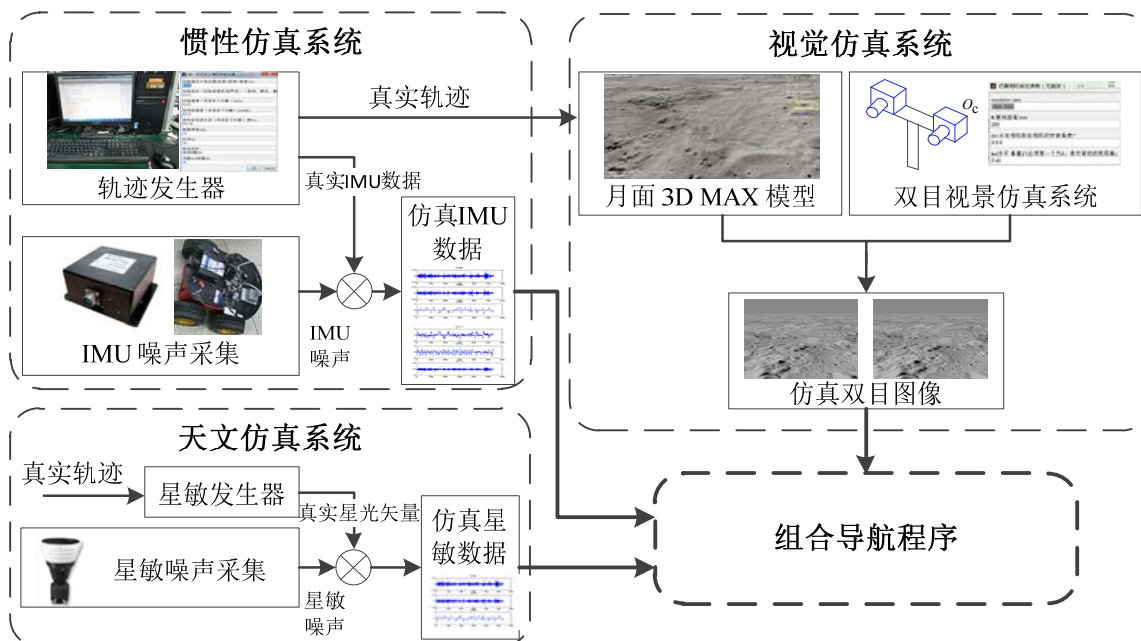


图 30 惯性/视觉/天文数据采集仿真系统

5.1.1 世界坐标下的惯导轨迹发生器

惯导轨迹发生器在已知运动轨迹的基础上根据惯性力学方程解算出陀螺仪和加速

度计的数据。首先根据以下六个参数确定载体的运动轨迹：初始位置 \mathbf{r}_0 、初始姿态矩阵 $\mathbf{C}_{w,0}^b$ 、初始速速 \mathbf{v}_0 、载体在本体系下的实时加速度 $\mathbf{a}_{wb}^b(t)$ 和实时角速度 $\boldsymbol{\omega}_{wb}^b(t)$ 。 $\mathbf{a}_{wb}^b(t)$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{wb}^b(t)$ 分别表示巡视器相对月面运动加速度和角速度在本体坐标系下的分解，反映了巡视器车轮与地面摩擦力所提供的加速度和角速度。惯导轨迹发生器的解算过程包括以下五个步骤：

(1) 计算陀螺仪输出 $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ ：

$$\boldsymbol{\omega}_{ib}^b = \mathbf{C}_w^b \boldsymbol{\omega}_{iw}^w + \boldsymbol{\omega}_{wb}^b \quad (5.1)$$

(2) 计算巡视器相对世界系的运动加速度 \mathbf{a}_{wb}^w ：

$$\mathbf{a}_{wb}^w = \mathbf{C}_b^w \mathbf{a}_{wb}^b + (\mathbf{C}_b^w \boldsymbol{\omega}_{wb}^b) \times \mathbf{v}_{wb}^w \quad (5.2)$$

(3) 计算加速度计输出 \mathbf{f} ：

$$\mathbf{f} = \mathbf{C}_w^b \mathbf{a}_{wb}^w + 2(\mathbf{C}_w^b \boldsymbol{\omega}_{iw}^w) \times (\mathbf{C}_w^b \mathbf{v}_{wb}^w) - \mathbf{C}_w^b \mathbf{g}^w \quad (5.3)$$

(4) 更新姿态

$$\dot{\mathbf{q}}_w^b = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}_{wb}^b) \mathbf{q}_w^b \quad (5.4)$$

其中

$$\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}_{wb}^b) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{wbx}^b & -\omega_{wby}^b & -\omega_{wbz}^b \\ \omega_{wbx}^b & 0 & \omega_{wbz}^b & -\omega_{wby}^b \\ \omega_{wby}^b & -\omega_{wbz}^b & 0 & \omega_{wbx}^b \\ \omega_{wbz}^b & \omega_{wby}^b & -\omega_{wbx}^b & 0 \end{bmatrix}$$

(5) 更新速度

$$\mathbf{v}(t+1) = \mathbf{v}(t) + \mathbf{a}_{wb}^w(t) \cdot T \quad (5.5)$$

(6) 更新位置

$$\mathbf{r}(t+1) = \mathbf{r}(t) + \mathbf{v}(t)T \quad (5.6)$$

5.1.2 双目视觉仿真系统

视觉仿真系统的功能是根据惯导轨迹发生器给定的位置和姿态真实轨迹以及双目视觉系统参数设置，输出给定轨迹在给定场景中所拍摄得到的双目图像。视觉仿真系统

的结构主要包括“月面 3D MAX 模型”和“双目视景仿真系统”两部分。

月面 3D MAX 模型基于如图 31 所示 NASA 采集的高清月面图片制作，为“双目视景仿真系统”提供三维场景地图。该 3D 场景导入视景仿真软件后效果如图 32 所示，场景中可设置太阳高度角和方位角及光线强度。



图 31 月面典型图像

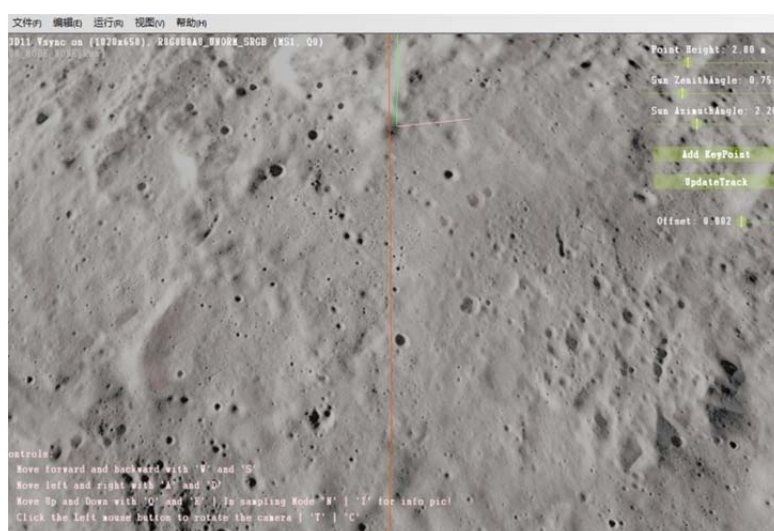


图 32 视景仿真系统中的 3D 场景

双目视景仿真系统是基于双目投影原理运行的，主流流程包括以下三步：1) 仿真双目参数设置，2) 导入采样点，3) 图像采集。双目视景仿真软件中的参数设置界面如图 33 所示。

Tcb c:本体系到相机系平移矢量(m)	0.2 1.2 -0.8
左相机安装角(俯仰 横滚 偏航)°	0 0 0
相机分辨率	1024 1024
B:基线距离/mm	200
om:从左相机到右相机的安装角度/°	0 0 0
fov[水平 垂直]/°(必须有一个为0,表示被动的视场角)	0 45
<input type="button" value="OK"/> <input type="button" value="Cancel"/>	

图 33 视景仿真系统中的 3D 场景

仿真的双目相机共有 8 个需要设置的参数：相机系到本体系的平移矢量 T_{cb}^c 和旋转欧拉角 θ_c^b 、右相机到左相机的平移矢量 T_{rl}^r 和旋转欧拉角 om 、左右相机的分辨率 Res_l 和 Res_r 、左右相机的视场角 fov_l 和 fov_r 。根据分辨率和欧拉角又可得到相机的焦距：

$$f_c = \frac{Res}{2 \tan(\frac{fov}{2})} \quad (5.7)$$

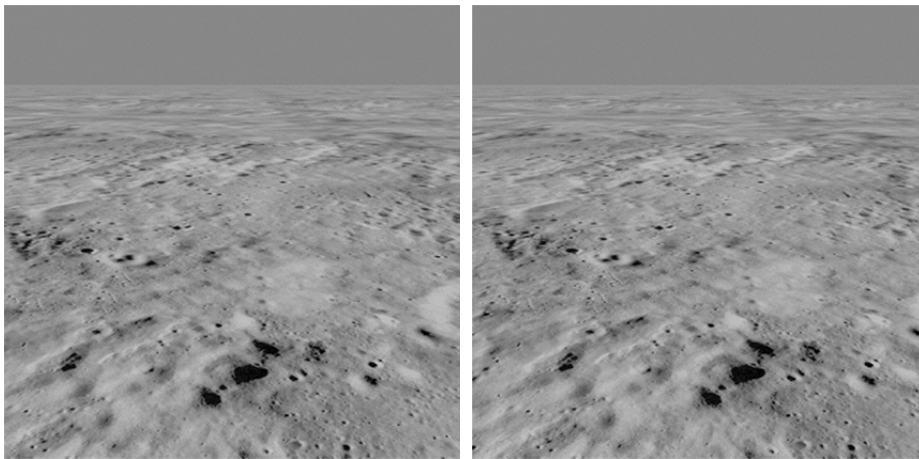
视景仿真系统采用惯导轨迹发生器生成的真实轨迹驱动仿真双目在虚拟场景中的运动，从而实现惯性系统与视觉系统数据采集的同步。惯性数据与载体的加速度和角速度相关，因此需要建立载体确切的运动曲线才能采集 IMU 数据，而视觉数据仅与采样点所在载体的位置和姿态相关。因此从惯导轨迹发生器导入视觉系的轨迹仅需包含所有惯性采样点的位置和姿态信息。在视觉系统中设置可被惯性采样频率整除的视觉采用频率即可确定每个视觉采样点处的位置和姿态信息。视景仿真软件中设置了可以查看并编辑每个采样点位姿信息的功能，如图 34 所示。



图 34 视景仿真系统的轨迹编辑

图像采集是通过小孔成像投影原理，设定好双目系统参数后即确定了投影关系，将相机每个成像点所对应的投影射线与 3D MAX 场景的交点记录即得到所拍摄的图像。设相机光心到成像平面某个像素点的相机系矢量为 $OF^c = [u \ v \ f]$ ，虚拟月面场景在相机坐标系中的曲面为 Sv^c ，求取 OF^c 与 Sv^c 的交点为 $P^c = [x \ y \ z]$ ，则将月面场景中 P^c 点的灰度赋给该像素点即完成该点的成像过程。

该视景仿真软件拍摄的典型图样如图 35 所示。



(a)左图

(b)右图

图 35 视景仿真软件拍摄的典型图样

5.2 地面实验系统

本文采用马克斯普朗克智能实验室（Max Planck Institute for Intelligent System）的

Andreas Geiger 等人公开的无人驾驶汽车数据集 KITTI 作为实验数据^[75]。KITTI 是采用如图 36 所示的数据采集汽车在德国卡尔斯鲁厄（Karlsruhe）及其周边行驶过程中采集的 IMU、灰度及彩色立体图形、激光雷达、GPS 等导航数据集合。

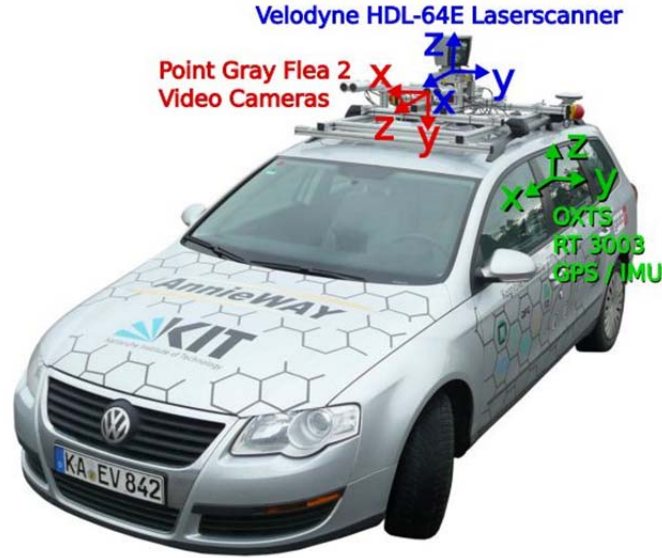


图 36 KITTI 数据采集平台

KITTI 上安装的 IMU-GPS 组合模块为 OXTS RT3003，本文采用 OXTS RT3003 输出的独立 IMU 数据作为惯性导航数据，采用 OXTS RT3003 输出的 IMU-GPS 组合导航位置和姿态结果作为真实位姿参考，IMU 采样频率为 100HZ。OXTS RT3003 配备 IMU 中陀螺仪漂移标称值为 $36^{\circ}/h$ ，加计漂移标称值为 $1020.4\mu g$ 。IMU-GPS 组合导航位置精度可达 0.2m，姿态精度可达 0.1° ，位置和姿态精度均高于本文算法一个数量级，可作为参考基准。

本文地面实验的视觉数据采用 KITTI 上配置的灰度双目相机所拍摄的图像，该双目相机型号均为 FL2-14S3M-C，平行安装，基线距离约 0.54m，离地面高度约 1.65m。汽车行驶速度平均为 7m/s，相机采样频率为 10HZ，平均每行驶 0.7m 采集一对图像。

5.3 本章小结

本章分别介绍了月面仿真数据采集平台的基本结构和地面实验数据采集平台的主要参数。月面仿真系统由世界系惯导轨迹发生器和虚拟月面视景软件构成，分别给出了世界系惯导轨迹发生器的计算过程和虚拟月面视景软件的参数结构。

总结与展望

本论文对深空探测巡视器惯性/视觉/天文组合导航方法展开了深入的研究。通过对惯性导航、视觉导航和天文导航原理的推导，详细比较了各导航方法的优缺点、误差传递特性，得到它们之间的优势互补特点。惯性导航具有自主性强、短时姿态精度高、导航参数完备、数据更新快和误差模型较为精确的优点，但位置误差受加速度计漂移和姿态误差影响而非线性发散，且高精度的 IMU 体积通常较大。视觉导航具有位置精度较高、体积小的优点，但其姿态精度较低、计算量大、且位置精度随航向角误差增大而非线性发散。天文导航获得星敏感器相对惯性系的绝对角度信息，没有惯性导航和视觉导航的误差累积问题。因此，惯性导航、视觉导航和天文导航具有很好的优势互补特性。本文首先研究了惯性/视觉组合导航（INS/VNS）方法，然后在 INS/VNS 方法基础上，进一步研究了惯性/视觉/天文组合导航（INS/VNS/CNS）方法。

工作总结

(1) 建立并实现了世界坐标系下的惯性导航方法和双目视觉导航方法，对双目视觉导航的误差传递和累积特性进行了详细的分析。由于视觉导航的运动估计原理是通过世界系特征点坐标反推出运动参数的，为了便于建立组合导航模型，采用世界坐标系作为惯性导航的导航坐标系。惯性导航的力学编排方程、力学误差传递模型和 IMU 的误差模型均较为简单，因此视觉导航的误差分析是知道组合导航的关键。视觉导航的误差源包括内外参标定误差、特征点提取和匹配误差、相机相对巡视器的安装误差，不仅误差源的个数较多，且从原始误差到运动参数误差的传递关系复杂而具有很强的非线性。因此，本文提出了一种根据运动估计原理将视觉误差源的影响通过单步相对运动参数误差项等效的分析方法，将视觉导航的单步位置累积误差分解为单步位置误差解算项和位置误差与姿态误差的耦合项。并通过仿真发现视觉导航位置误差中由姿态误差导致的位置误差耦合项是视觉导航位置误差的主要来源。该结论对惯性/视觉组合导航方法的设计具有较好的指导意义。

(2) 提出改进的以惯性和视觉相对运动参数差为量测量的惯性/视觉组合导航方法。INS/VNS 方法基于惯导误差方程建立状态模型，根据量测量的选择可分为三类方法：以

视觉相对运动参数为量测量 (QT-INS/VNS)、以惯性和视觉相对运动参数差为量测量 (dQT-INS/VNS)、以视觉特征点坐标为量测量 (FPc-INS/VNS)。通过月面仿真和地面实验对这三种方法的导航结果分析, dQT1-INS/VNS 方法 (传统 dQT-INS/VNS 方法) 和 FPc-INS/VNS 方法可得到较高的整体导航性能, 其中 dQT1-INS/VNS 得到的姿态精度最高, 而 FPc-INS/VNS 的位置精度最高。由于 dQT1-INS/VNS 的位置精度低于 FPc-INS/VNS 幅度较小, 且计算量小很多, 因此从实际使用的角度 dQT1-INS/VNS 具有最优的综合特性。然后针对 dQT1-INS/VNS 的状态和量测模型分析, 发现传统模型中存在的两个问题: 1) 量测模型中惯性姿态误差定义与平台失准角定义不一致, 导致惯性相对旋转四元数的误差分析过程中需要做较大的近似处理; 2) 没有考虑视觉导航的常值误差。针对以上两个问题分别对 dQT1-INS/VNS 方法提出改进方法并建立了改进的 dQT2-INS/VNS 和 dQT3-INS/VNS 模型。通过月面仿真和地面实验验证了 dQT2-INS/VNS 和 dQT3-INS/VNS 模型的导航特性相比传统方法具有较大的提高。最后在 INS/VNS 方法的基础上引入一个星光矢量方向的量测信息, 建立了相应的 INS/VNS/CNS 模型, 同通过月面仿真和地面实验验证了其有效性。

(3) 设计并实现了月面仿真系统。由于真实的月面实验条件难以实现, 设计一套可以产生在月球重力加速度、月球自转角速度条件下的 IMU 数据和接近月面地形特点的双目图像对于验证导航算法具有很重要的意义。通过世界系下惯导轨迹发生器生成真实 IMU 数据和真实轨迹, 将真实 IMU 数据叠加地面实验采集的噪声数据得到仿真的 IMU 数据。仿真的双目图像通过虚拟视景仿真软件得到, 通过将惯导轨迹发生器生成的真实轨迹驱动视景仿真软件的采图使得惯性视觉与视觉数据的同步。

后续研究展望

惯性/视觉/天文组合导航方法的改进主要有两条思路: 一是优化传统模型, 通过减少传统模型的量测量误差分析中近似处理, 建立更加精确的量测模型。二是对视觉导航系统进行更加详细的误差分析, 并分解出其中可以通过惯性导航参数或天文导航参数补偿的误差项。通过选择合适的量测量, 并将分解出的误差项加入状态量中, 建立可补偿该误差项的新量测模型, 从而提高导航精度。

(1) 视觉导航的原始误差源包括: 双目内外参标定参数误差、特征点提取和匹配

误差、左相机相对巡视器的安装误差。这些原始误差源到视觉导航运动误差的传递过程比较复杂且具有很强的非线性，本文的 dQT2-INS/VNS 方法通过将视觉相对运动参数误差的常值项作为状态量进行视觉常值误差的补偿。这种方法要求视觉相对运动参数的随机误差项远小于常值误差，这种条件仅在双目内外参标定参数误差或左相机相对巡视器的安装误差较大的时候满足。更好的方法是直接以双目内外参标定参数误差或左相机相对巡视器的安装误差进行误差建模，通过寻找合适的量测信息和模型将这些常值误差补偿，从而提高导航精度。

(2) 本文主要对 dQT-INS/VNS 的方法进行改进，FPc-INS/VNS 方法与 dQT-INS/VNS 方法相比采用了更原始的量测信息，通过对特征点误差特性进行分析，可以建立更加完善的量测模型，从而更充分地利用冗余的特征点信息提高导航精度。同时，建立特征点优化机制，剔除误差较大的特征点并减小特征点的个数从而减小量测量的维数和计算量。

(3) 传统视觉导航及相关组合导航方法仅利用前后两个时刻的图像特征点匹配实现运动估计，但在很多情况下相隔一帧以上的图像之间也可提取出匹配的特征点。通过匹配相隔一帧以上图像特征点进行运动估计的方法可以减小视觉系统中常值误差累积次数，达到提高导航精度的目的。

参考文献

- [1] 叶培建, 黄江川, 张廷新, 等. 嫦娥二号卫星技术成就与中国深空探测展望 [J]. 中国科学: 技术科学, 2013, 43(5): 467-477.
- [2] 吴伟仁, 周建亮, 王保丰, 等. 嫦娥三号“玉兔号”巡视器遥操作中的关键技术 [J]. 中国科学: 信息科学, 2014, 425-440.
- [3] 彭兢, 张熹, 叶培建. 深空探测年表研究 [J]. 深空探测研究, 2012, 3): 1-13.
- [4] Y. F, E K. Dead Reckoning for a Lunar Rover on Uneven Terrain; proceedings of the 1996 IEEE International Conference on Robotics and Automation, Minneapolis, F, 1996 [C]. IEEE.
- [5] 石德乐, 叶培建, 贾阳. 我国月面巡视探测器定位方法研究 [J]. 航天器工程, 2006, 15(4): 14-20.
- [6] Maimone M, Johnson A, Cheng Y, et al. Autonomous navigation results from the Mars Exploration Rover (MER) mission; proceedings of the 9th International Symposium on Experimental Robotics(ISER), Singapore, F, 2006 [C].
- [7] Grotzinger J P, Crisp J, Vasavada A R, et al. Mars Science Laboratory mission and science investigation [J]. Space science reviews, 2012, 170(1-4): 5-56.
- [8] Volpe R, Peters S. Rover technology development and infusion for the 2009 mars science laboratory mission; proceedings of the 7th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics, and Automation in Space, F, 2003 [C].
- [9] 刘传凯, 王保丰, 王镓, 等. 嫦娥三号巡视器的惯导与视觉组合定姿定位 [J]. 飞行器测控学报, 2014, 33(3): 250-257.
- [10] Barshan B, Durrant-Whyte H F. Inertial navigation systems for mobile robots [J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1995, 11(3): 328-342.
- [11] Maimone M, Cheng Y, Matthies L. Two years of visual odometry on the mars exploration rovers [J]. Journal of Field Robotics, 2007, 24(3): 169-186.
- [12] Nistér D, Naroditsky O, Bergen J. Visual odometry; proceedings of the Computer Vision and Pattern Recognition, 2004 CVPR 2004 Proceedings of the 2004 IEEE Computer Society Conference on, F, 2004 [C]. IEEE.
- [13] Ali K S, Vanelli C A, Biesiadecki J J, et al. Attitude and position estimation on the mars exploration rovers; proceedings of the 2005 Systems Man and Cybernetics Conference, Waikoloa, HI, F, 2005 [C]. IEEE.
- [14] Olson C F, Matthies L H, Schoppers M, et al. Rover navigation using stereo ego-motion [J]. Robotics and Autonomous Systems, 2003, 43(4): 215-229.
- [15] Cheng Y, Maimone M, Matthies L. Visual odometry on the Mars exploration rovers; proceedings of the Systems, Man and Cybernetics, 2005 IEEE International Conference on, F, 2005 [C]. IEEE.
- [16] Koch H, König A, Weigl-Seitz A, et al. Multisensor Contour Following With Vision, Force, and Acceleration Sensors for an Industrial Robot [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2013, 62 (2): 268-280.
- [17] 王保丰, 周建亮, 唐歌实, 等. 嫦娥三号巡视器视觉定位方法 [J]. 中国科学: 信息

- 科学, 2014, 44(4): 452-460.
- [18] Maki J, Bell J, Herkenhoff K, et al. Mars exploration rover engineering cameras [J]. *Journal of Geophysical Research: Planets* (1991–2012), 2003, 108(E12):
- [19] 马友青, 刘少创, 贾阳, 等. 基于立体图像的月球车导航定位试验研究 [J]. *中国科学: 技术科学*, 2014, 44(10): 1097-1104.
- [20] Clerc S, Martella P, Durrant D. Development of the European IMU for Space Applications [M]. *Navigation, and Control Conference*. Chicago, Illinois; AIAA Guidance. 2009.
- [21] Volpe R, Balaram J, Ohm T, et al. The Rocky 7 Mars Rover Prototype; proceedings of the 1996 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, F, 1996 [C].
- [22] 岳富占, 崔平远, 崔祜涛. 月球巡视探测器定位技术研究 [J]. *机器人*, 2006, 28(2): 235-240.
- [23] Horn B K, Schunck B G. Determining Optical Flow [J]. *Artificial Intelligence*, 1981, 17(1-3): 185-203.
- [24] Lucas B D, Kanade T. An iterative image registration technique with an application to stereo vision; proceedings of the 7th International Joint Conference on Artificial Intelligence, Vancouver, BC, Can, F, 1981 [C].
- [25] Smith R, Self M, Cheeseman P. Estimating Uncertain Special Relationships in Robotics [J]. *Uncertainty in Artificial Intelligence*, 1988, 2(435-446).
- [26] Moravec H P. Obstacle Avoidance and Navigation in the Real World by a Seeing Robot Rover [D]; Stanford University, 1980.
- [27] Nistér D. Preemptive RANSAC for Live Structure and Motion Estimation; proceedings of the 9th IEEE International Conference on Computer Vision, F, 2003 [C].
- [28] Umeyama S. Least-Squares Estimation of Transformation Parameters Between Two Point Patterns [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 1991, 13(4): 376-380.
- [29] Nistér D, Naroditsky O, Bergen J. Visual Odometry for ground vehicle applications [J]. *Journal of Field Robotics*, 2006, 23(1): 3-20.
- [30] 彭勃. 立体视觉里程计关键技术与应用研究 [D]; 浙江大学, 2008.
- [31] 马玉娇. 基于立体视觉里程计的移动机器人定位研究 [D]; 武汉科技大学, 2009.
- [32] Triggs B, McLauchlan P F, Hartley R I, et al. Bundle adjustment: a modern synthesis; proceedings of the International Workshop on Vision Algorithms: Theory and Practice, London, F, 2000 [C]. Springer-Verlag.
- [33] Di K, Li R, Matthies L H, et al. A study on optimal design of image traverse networks for Mars rover localization; proceedings of the Proceeding of ACSMASPRS 2002 Annual Conference, Washington, DC, F, 2002 [C]. Citeseer.
- [34] Di K, Wang J, He S, et al. Towards autonomous mars rover localization: Operations in 2003 MER mission and new developments for future missions [J]. *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, 2008, 37(B1): 957-962.
- [35] Di K, Xu F, Wang J, et al. Photogrammetric processing of rover imagery of the 2003 Mars Exploration Rover mission [J]. *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote*

- Sensing, 2008, 63(2): 181-201.
- [36] Li R, Ma F, Xu F, et al. Localization of Mars rovers using descent and surface - based image data [J]. *Journal of Geophysical Research: Planets* (1991–2012), 2002, 107(E11): FIDO 4-1-FIDO 4-8.
 - [37] Li R, Squyres S W, Arvidson R E, et al. Initial results of rover localization and topographic mapping for the 2003 Mars Exploration Rover mission [J]. *Photogrammetric Engineering & Remote Sensing*, 2005, 71(10): 1129-1142.
 - [38] Sünderhauf N, Konolige K, Lacroix S, et al. Visual Odometry using Sparse Bundle Adjustment on an Autonomous Outdoor Vehicle; proceedings of the Autonomie Mobile System, Berlin, F, 2005 [C]. Springer-Verlag.
 - [39] 吴伟仁, 王大轶, 邢琰. 月球车巡视探测的双目视觉里程算法与实验研究 [J]. *中国科学:信息科学*, 2011, 41(12): 1415-1422.
 - [40] Scaramuzza D, Fraundorfer F. Visual Odometry[Tutorial] [J]. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, 2011, 18(4): 80-92.
 - [41] Nister D. An Efficient Solution to the Five-point Relative Pose Problem [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2004, 26(6): 756-770.
 - [42] Moreno-Noguer F, Lepetit V, Fua P. Accurate Non-iterative O(n) Solution to the PnP Problem; proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision, F, 2007 [C].
 - [43] Olson C F, Matthies L H, Wright J R, et al. Visual terrain mapping for Mars exploration [J]. *Computer Vision and Image Understanding*, 2007, 105(1): 73-85.
 - [44] Samadzadegan F, Abdi G. Vision-based pose estimation for autonomous outdoor navigation of aerial vehicles; proceedings of the Control, Instrumentation and Automation (ICCIA), 2011 2nd International Conference on, F, 2011 [C]. IEEE.
 - [45] Madhavan R, Durrant-Whyte H F. Natural landmark-based autonomous vehicle navigation [J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2004, 46(2): 79-95.
 - [46] Panahandeh G, Zachariah D, Jansson M. Exploiting ground plane constraints for visual-inertial navigation; proceedings of the Position Location and Navigation Symposium (PLANS), 2012 IEEE/ION, F, 2012 [C]. IEEE.
 - [47] Panahandeh G, Jansson M. Vision-aided inertial navigation based on ground plane feature detection [J]. 2013,
 - [48] Webb T P, Prazenica R J, Kurdila A J, et al. Vision-based state estimation for autonomous micro air vehicles [J]. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 2007, 30(3): 816-826.
 - [49] Zhao S, Lin F, Peng K, et al. Homography-based vision-aided inertial navigation of UAVs in unknown environments; proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, F, 2012 [C].
 - [50] Mourikis A I, Roumeliotis S I. Vision-aided inertial navigation [M]. Google Patents. 2009.
 - [51] Mourikis A I, Trawny N, Roumeliotis S I, et al. Vision-Aided Inertial Navigation for Spacecraft Entry, Descent, and Landing [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2009, 25(2): 264-280.
 - [52] Mourikis A I, Roumeliotis S I. A MultiState Constraint Kalman Filter for Vision-aided Inertial Navigation [M]. *International Conference on Robotics and Automation*. 2007:

- 3565-3572.
- [53] Trawny N, Mourikis A I, Roumeliotis S I, et al. Vision - aided inertial navigation for pin - point landing using observations of mapped landmarks [J]. Journal of Field Robotics, 2007, 24(5): 357-378.
 - [54] Li M, Mourikis A I. Improving the accuracy of EKF-based visual-inertial odometry; proceedings of the 2012 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), F, 2012 [C]. IEEE.
 - [55] Mourikis A I, Roumeliotis S I. A Multi-State Constraint Kalman Filter for Vision-aided Inertial Navigation; proceedings of the Robotics and Automation, 2007 IEEE International Conference on, F 10-14 April 2007, 2007 [C].
 - [56] Li M, Mourikis A I. Optimization-based estimator design for vision-aided inertial navigation [J]. Robotics, 2013, 241-248.
 - [57] Li M, Mourikis A I. Online temporal calibration for camera-IMU systems: Theory and algorithms [M]. 2014.
 - [58] Konolige K, Agrawal M, Sola J. Large Scale Visual Odometry for Rough Terrain [J]. International Symposium on Robotics Research, 2007,
 - [59] Tardif J-P, George M, Laverne M, et al. A new approach to vision-aided inertial navigation; proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems F, 2010 [C]. IEEE: Taipei, Taiwan, 2010.
 - [60] Nikolic J, Burri M, Rehder J, et al. A UAV system for inspection of industrial facilities; proceedings of the Aerospace Conference, 2013 IEEE, F, 2013 [C]. IEEE.
 - [61] Roumeliotis S I, Johnson A E, Montgomery J F. Augmenting Inertial Navigation with Image-Based Motion Estimation [M]. International Conference on Robotics and Automation. 2002: 4326-4333.
 - [62] Mourikis A I, Roumeliotis S I. On the treatment of relative-pose measurements for mobile robot localization; proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation, F, 2006 [C]. IEEE.
 - [63] Di Corato F, Innocenti M, Pollini L. An Entropy-Like Approach to Vision-Aided Inertial Navigation; proceedings of the Proc of 18th IFAC World Congress, F, 2011 [C]. Milano (Italy)
 - [64] Chilian A, Hirschmuller H, Gerner M. Multisensor data fusion for robust pose estimation of a six-legged walking robot [M]. International Conference on Intelligent RObots and Systems - IROS. 2011: 2497-2504.
 - [65] 以光衢. 惯性导航原理 [M]. 航空工业出版社, 1987.
 - [66] Titterton D H, Weston J L. Strapdown Inertial Navigation Technology (2nd Edition) [M]. UK: Institution of Engineering and Technology, 2004.
 - [67] 高钟毓. 惯性导航系统技术 [M]. 清华大学出版社, 2012.
 - [68] Badino H, Yamamoto A, Kanade T. Visual odometry by multi-frame feature integration; proceedings of the Computer Vision Workshops (ICCVW), 2013 IEEE International Conference on, F, 2013 [C]. IEEE.
 - [69] Hern', Badino, Kanade T. A Head-Wearable Short-Baseline Stereo System for the Simultaneous Estimation of Structure and Motion; proceedings of the 12th IAPR Conference on Machine Vision Applications, Nara, Japan, F, 2011 [C].

- [70] Lu W, Xiang Z, Liu J. High-performance visual odometry with two-stage local binocular BA and GPU; proceedings of the Intelligent Vehicles Symposium (IV), 2013 IEEE, F, 2013 [C]. IEEE: Australia.
- [71] Lowe D G. Distinctive image features from scale-invariant keypoints [J]. International journal of computer vision, 2004, 60(2): 91-110.
- [72] Weng J, Cohen P, Herniou M. Camera calibration with distortion models and accuracy evaluation [J]. IEEE Transactions on pattern analysis and machine intelligence, 1992, 14(10): 965-980.
- [73] Rousseeuw P J, Leroy A M. Robust regression and outlier detection [M]. New York: John Wiley & Sons Inc., 1987.
- [74] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理(第2版) [M]. 西北工业大学出版社, 2012.
- [75] Geiger A, Lenz P, Stiller C, et al. Vision meets robotics: The KITTI dataset [J]. International Journal of Robotics Research (IJRR), 2013, No.11): 1231-1237.
- [76] H. Yoon, Y. Lim, Bang H. New star-pattern identification using a correlation approach for spacecraft attitude determination [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2011, 48(1): 182-186.
- [77] Quan W, Xu L, Fang J C. A new star identification algorithm based on improved Hausdorff distance for star sensors [J]. IEEE Trans Aerosp Electron Syst, 2013, 49(3): 2101-2109.

攻读硕士学位期间取得的学术成果

一、论文

- [1] 宁晓琳, 徐勇志. 一种改进的巡视器惯性/视觉组合导航模型. 中国空间科学技术. (已录用, CSA 核心源)
- [2] 徐勇志, 宁晓琳. 一种巡视器惯性/视觉组合导航新方法. 空间科学技术. (已录用, CSA 核心源)
- [3] Yongzhi Xu, Xiaolin Ning. An New INS/VNS Integrated Navigation Model for Planetary Rovers. 2014 International Conference on Materials, Machinery, Information Science and Engineering (MMISE 2014) (已录用, EI 源)
- [4] Ning Xiaolin, Yongzhi Xu. An effective measurement model for INS_VNS integrated navigation for planetary rovers. Advance in Space Research. (SCI, under review)

二、专利

- [1] 宁晓琳, 徐勇志, 王龙华, 郑帅. 一种基于星光折射确定地心矢量的方法, 申请号: 201310659446.0

致谢

进入实验室已经两年半的时间，时光荏苒，飞逝如烟，在这个不算多彩但也丰满的过程中，有刚进实验室时充满好奇什么都想学的莫名激动，有目的明确时埋头苦干的充实，有经历挫折后看不到希望时蔫得打不起精神的颓废，也有熬了日日夜夜后忽然柳暗花明时发自内心的兴奋……这一路走来要感谢很多人……

首先要感谢我的导师，宁晓琳老师，她是在我硕士生涯中与我探讨最多，帮助我最多，也是影响我最多的人。宁老师严谨的治学态度使我最受益良多，虽然在“被迫”养成这种习惯之前是比较痛苦的，但是当我从中收获的时候才感受到其中的喜悦，在找工作的时候才发现宁老师帮我培养的“多换个角度”、“多想深一点”、“再坚持做下去”的思维是多么的珍贵。我相信这两年半宁老师在学习方法上、在为人处世上、在认识自我上对我的教诲，在我今后的人生中都起到积极的作用。相信在以后遇到技术难题或十字路口时还能继续想起导师的教诲，也衷心祝愿宁老师以后科研进步、家庭幸福！

其次，要感谢北航这个大平台，为我创造了很好的学习环境和增长见识的平台。感谢房建成教授为我们组建了先进的实验室和优秀的科研团队，为我们营造了激烈的良性竞争氛围。再次，感谢实验室的钟麦英老师、楚中毅老师、全伟老师、胡朝晖老师、雷旭升老师、李建利老师、杨照华老师。感谢他们日常给予我的热心指导和帮助，感谢他们营造了良好的实验室环境。

特别感谢博士生马辛师姐、彭聪师姐和已毕业的白鑫贝师姐、刘玲玲师姐、王龙华师姐、等人对我学习和生活上给予的大力关心和帮助。白鑫贝师姐在这个方向的研究成果让我少走了好多弯路，她硕士期间所做成果是我最受益的资源。感谢同年级的硕士生黄盼盼、韩晓伟、李永、崔杰、李建超、蒋雯、周苗、郑慧婕、陆培等人，他们和我一起度过了这令人难忘的硕士生活，还要感谢 13 级的李卓、桂明臻、邹莹、李洋、陈曦等，跟他们在一个实验室让我倍感生活的情和活力。

最后，我要感谢我的家人，你们是我遇到困难时继续前进最大的动力！