

中图分类号: V448
学科分类号: 085210

论文编号: 1028715 18-SZ004

硕士学位论文

基于激光雷达 SLAM 的失效航天器 近距离捕获技术研究

研究生姓名	马 云
专业类别	工程硕士
专业领域	控制工程
指导教师	康国华 研究员

康国华
2018.4.2

南京航空航天大学

研究生院 航天学院

二〇一八年三月

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

The Graduate School

College of Astronautics

Research on Proximity Capture Technology of Failure Spacecraft Based on SLAM Using LIDAR

A Thesis in

Control Engineering

by

Yun Ma

Advised by

Researcher. Guohua Kang

Submitted in Partial Fulfillment

of the Requirements

for the Degree of

Master of Engineering

March, 2018

承诺书

本人声明所呈交的硕士学位论文是本人在导师指导下进行的研究工作及取得的研究成果。除了文中特别加以标注和致谢的地方外，论文中不包含其他人已经发表或撰写过的研究成果，也不包含为获得南京航空航天大学或其他教育机构的学位或证书而使用过的材料。

本人授权南京航空航天大学可以将学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存、汇编学位论文。

（保密的学位论文在解密后适用本承诺书）

作者签名： 马云

日 期： 2018.4.2

摘 要

我国的空间事业飞速发展，对在轨服务技术的要求也越来越高。在轨服务包括失效航天器的在轨捕获。然而，失效航天器是非合作目标且空间环境复杂多变，增加了近距离捕获的难度。为了解决该问题，将同步定位与地图构建（SLAM）技术应用到空间非合作目标的研究中。本文以空间长期失效航天器为服务对象，基于激光雷达 SLAM 对近距离自主捕获系统进行方案设计以及关键技术研究，有助于提高空间资源利用率，为未来我国在轨服务技术提供研究思路。本文的主要工作包括以下几个方面：

论文首先对失效目标航天器的近距离自主捕获系统的总体设计思路进行了梳理，对关键技术进行分析，并设计了总体方案。同时，对长期失效航天器的典型机构和运动特点进行分析，构建出系统的应用场景，并对方案的可行性作分析，为后续捕获技术研究奠定基础。

其次，论文研究了一种基于 SLAM 的失效航天器的环境建模方法。将通用的图优化 SLAM 方法应用到空间近距离捕获任务的场景中，利用激光雷达和惯性传感器采集数据，建立数据之间的关联并构建服务航天器的位姿图，然后利用闭环检测的约束信息对位姿图进行优化。为解决 SLAM 算法在动态场景中产生累积误差问题，本文根据失效目标航天器自身运动特点的规律性，提出一种基于先验子图检测的 SLAM 算法。以服务航天器围绕失效目标航天器绕飞为例，开展仿真实验研究，仿真结果验证了改进后算法的可行性，满足系统的设计指标。

为了满足后期捕获失效航天器的任务需求，本文采用激光雷达对失效航天器的典型机构进行识别并估计相对位姿。为解决点云匹配算法复杂度高、耗时久问题，对点云进行降采样，提取边界特征点，由边界点进行点云配准，并在位姿估计过程中研究了一种优化算法。以服务航天器在悬停点对失效目标航天器观测为例，开展仿真实验，仿真结果表明算法达到任务需求。

最后，论文提出了服务航天器捕获失效航天器的框架，制定了服务航天器捕获失效非合作目标的控制策略，并针对接近过程中的避障和运动学及动力学约束问题，提出基于 APF 改进的 A* 算法进行最优路径规划。以服务航天器从悬停点接近失效目标航天器为例，开展仿真实验，对路径规划算法进行验证分析并对近距离捕获系统进行评估。

关键词：近距离捕获，失效航天器，激光雷达，同步定位与地图构建，路径规划

ABSTRACT

With the development of space in our country, the requirements of on-orbit service technology become higher and higher. On-orbit service includes capture of failure spacecraft. However, failure spacecraft is an uncooperative target and the space environment is complex and varied, which increases the difficulty of proximity capture. In order to solve this problem, the technology of simultaneous location and mapping (SLAM) is applied to the researches of uncooperated targets in space. The article regards long-time failure spacecraft as the service target, designs the scheme and researches the key technologies of proximity capture system of failure spacecraft based on SLAM using LIDAR, in order to utilize resources of space and provide a research strategy for the future on-orbit service technologies of our country. The main contents are as follows.

First of all, the thesis researches on the design thinking of the proximity capture scheme, analyzes the key technologies, and then designs the scheme. At the same time, the thesis analyzes characteristics and states of motion of failure spacecrafts, constructs the application scenario, and analyzes the feasibility of the scheme, which lays the foundation of the researches of capture technologies.

Besides, the article researches the method of constructing environmental model of failure spacecrafts based on SLAM. It applies the general SLAM algorithm using graph optimization to the scenario of proximity capture task in space. And the thesis collects the data using LIDAR and IMU, associates the data from sensors, establishes the pose graph of service spacecraft, and optimizes the poses using the constraints information by detecting loop. In order to solve the problem of accumulative error generated in the dynamic scene, the thesis proposes a SLAM algorithm based on detection of prior submap according to the characteristics of failure spacecrafts. Taking the application scene of service spacecraft flying around failure spacecraft as example, the thesis analyzes the SALM algorithm by simulation. The result shows that the proposed algorithm has a good feasibility and satisfies the design specifications.

In order to meet the requirements of capturing the failure spacecraft in later tasks, the thesis recognizes and estimates the pose of the typical structures of failure spacecrafts. In order to solve the high computational complexity problem in point clouds registration, the thesis downsamples point clouds, extracts the feature points of the boundary, then optimizes the pose estimation algorithm. Taking the application scene of service spacecraft observing the failure spacecraft on the hovering

point as example, the thesis analyzes the recognition and pose estimation algorithms by simulation. And the result shows that the algorithms meet the design requests.

Finally, the paper proposes the frame of service spacecraft capturing failure spacecraft, designs capture strategies. Considering obstacle avoidance and the constraints of kinematics and dynamics in proximity approach, the thesis proposes an improved A-star algorithm of path-planning. Taking the scene of service spacecraft approaching failure spacecraft as example, the thesis analyzes the path planning algorithm by simulation. And the paper evaluates the proximity capture system.

Keywords: Proximity Capture, Failure Spacecraft, Laser LIDAR, Simultaneous Location and Mapping, Path Planning

目 录

第一章 绪论.....	1
1.1 课题研究背景及意义.....	1
1.2 国内外研究现状.....	3
1.2.1 同步定位与地图构建的研究.....	3
1.2.2 在轨失效航天器的位姿测量的研究.....	5
1.2.3 航天器捕获非合作目标的研究.....	7
1.2.4 国内外研究现状总结.....	9
1.3 本文主要研究内容.....	9
第二章 近距离自主捕获系统方案及失效航天器分析.....	12
2.1 引言.....	12
2.2 近距离自主捕获系统总体方案设计.....	12
2.2.1 近距离自主捕获系统设计思路及关键技术分析.....	12
2.2.2 近距离自主捕获系统方案总体设计.....	13
2.3 坐标系、姿态描述及数学模型.....	14
2.3.1 坐标系.....	14
2.3.2 三维空间刚体转动.....	16
2.3.3 姿态描述方法.....	16
2.3.4 姿态动力学方程.....	19
2.3.5 姿态运动学方程.....	20
2.4 失效航天器分析.....	20
2.4.1 失效航天器的典型机构.....	20
2.4.2 失效航天器的动力学建模.....	21
2.4.3 失效航天器上典型机构的运动状态分析.....	23
2.5 近距离自主捕获方案分析.....	24
2.5.1 失效航天器的空间应用环境.....	24
2.5.2 近距离自主捕获系统的场景构建.....	25
2.5.3 近距离自主捕获系统的可行性分析.....	25
2.6 本章小结.....	26

第三章 基于 SLAM 的失效航天器环境建模研究	27
3.1 引言	27
3.2 基于先验子图检测的同步定位与地图构建的框架设计	27
3.3 位姿图构建	28
3.3.1 SLAM 问题的数学描述	28
3.3.2 位姿图构建的总体框架	29
3.3.3 连续数据关联	30
3.3.4 构建位姿图	31
3.4 位姿图优化	32
3.4.1 基于先验子图检测的位姿优化总体框架	32
3.4.2 全因子图模型	33
3.4.3 先验子图检测	35
3.4.4 回环检测	36
3.4.5 图优化	37
3.4.6 构建地图	37
3.5 仿真研究	39
3.5.1 实验环境及过程	39
3.5.2 实验结果及分析	43
3.6 本章小结	45
第四章 失效航天器的识别及位姿估计算法研究	46
4.1 引言	46
4.2 失效航天器的典型机构的识别及位姿估计总体框图	46
4.3 失效航天器典型机构的识别	47
4.3.1 点云预处理	47
4.3.2 法线估计	48
4.3.3 点云特征提取	48
4.3.4 典型机构识别	49
4.4 失效航天器典型机构的位姿估计	50
4.4.1 RANSAC 初始配准	50
4.4.2 ICP 精配准	51
4.4.3 位姿优化	53
4.4.4 位姿转换	53

4.5 仿真研究	54
4.5.1 实验环境及过程.....	54
4.5.2 实验结果分析.....	54
4.6 本章小结	57
第五章 近距离自主捕获策略和路径规划研究	58
5.1 引言	58
5.2 服务航天器捕获失效航天器的总体框架.....	58
5.3 服务航天器与失效航天器的相对位姿建模以及捕获策略研究.....	59
5.3.1 相对位置动力学建模.....	59
5.3.2 相对姿态动力学建模.....	60
5.3.3 失效航天器的捕获策略研究.....	60
5.4 服务航天器接近失效航天器阶段中路径规划研究.....	61
5.4.1 路径规划问题描述及约束条件.....	62
5.4.2 A*算法的基本原理.....	62
5.4.3 基于 A*算法的路径规划.....	64
5.4.4 基于 APF 改进的 A*算法的路径规划.....	65
5.5 仿真研究	68
5.5.1 实验环境及过程.....	68
5.5.2 实验结果分析.....	69
5.6 本章小结	70
第六章 总结与展望.....	71
6.1 全文工作总结.....	71
6.2 后续研究工作展望.....	72
参考文献.....	73
致 谢.....	79
在学期间的研究成果及发表的学术论文	80

图表清单

图 1.1 空间在轨服务项目.....	1
图 1.2 空间碎片	2
图 1.3 谷歌开源 SLAM 绘制的地图.....	2
图 1.4 SLAM 的分类方法	3
图 1.5 SLAM 常用的传感器	4
图 1.6 利用特征点进行匹配.....	6
图 1.7 检测边界点	6
图 1.8 星箭对接环作为捕获端口.....	7
图 1.9 SMART-OLEV 交会对接	7
图 1.10 本文内容和结构框架.....	10
图 2.1 近距离自主捕获系统总体方案研究路线图.....	13
图 2.2 近距离自主捕获系统体系架构方案设计.....	14
图 2.3 航天器各坐标系示意图.....	15
图 2.4 激光雷达坐标系.....	15
图 2.5 IMU 坐标系.....	15
图 2.6 欧拉旋转	17
图 2.7 航天器的典型机构示意图.....	21
图 2.8 失效航天器简化模型.....	21
图 2.9 近距离自主捕获场景.....	25
图 3.1 通用的图优化 SLAM 框架	27
图 3.2 基于先验子图检测的图优化 SLAM 算法总体框架.....	28
图 3.3 因子图模型	29
图 3.4 位姿图构建的总体框架.....	30
图 3.5 位姿图构建	32
图 3.6 基于先验子图检测的位姿优化的总体框架.....	32
图 3.7 全因子图模型	34
图 3.8 先验子图检测示意图.....	35
图 3.9 八叉树的分割	38
图 3.10 激光雷达采集实验室环境生成的点云	40
图 3.11 点云模型以及在 MATLAB 中的效果	40
图 3.12 IMU 数据解包.....	41

图 3.13 SLAM 算法应用场景图	42
图 3.14 SLAM 算法轨迹比较	43
图 3.15 两种 SLAM 算法的位置误差比较.....	43
图 3.16 两种 SLAM 算法的姿态误差比较.....	44
图 3.17 改进后 SLAM 算法的位置误差曲线.....	44
图 3.18 改进后 SLAM 算法的姿态误差曲线.....	45
图 4.1 失效航天器典型机构的识别及位姿估计的总体框图.....	46
图 4.2 失效航天器位姿估计场景.....	54
图 4.3 失效航天器模型的初始点云.....	54
图 4.4 点云表面的法线向量.....	55
图 4.5 提取的边界特征点.....	55
图 4.6 三角架的识别结果.....	55
图 4.7 喷管边界的识别结果.....	55
图 4.8 目标点的位置估计曲线.....	56
图 4.9 目标点的姿态估计曲线.....	56
图 4.10 目标点的位置估计误差曲线.....	56
图 4.11 目标点的姿态估计误差曲线.....	57
图 5.1 服务航天器捕获失效航天器的总体框架.....	58
图 5.2 自旋轴垂直于发动机喷管.....	61
图 5.3 自旋轴平行于发动机喷管.....	61
图 5.4 节点扩展	63
图 5.5 节点判断	65
图 5.6 基于 APF 改进的 A*算法的路径规划流程图.....	68
图 5.7 路径规划应用场景图.....	69
图 5.8 A*算法的路径规划结果对比图.....	69
表 3.1 SLAM 数据关联和位姿优化算法的伪代码.....	38
表 3.2 Velodyne 激光雷达技术参数.....	40
表 3.3 惯性传感器技术参数.....	41
表 3.4 SLAM 位置误差和姿态角误差.....	45
表 4.1 位姿估计算法伪代码.....	53
表 5.1 两种路径规划算法的路径点序列对比.....	70
表 5.2 两种路径规划算法比较.....	70

注释表

变量名	具体定义	变量名	具体定义
$O'X_bY_bZ_b$	本体坐标系	$O'X_oY_oZ_o$	轨道坐标系
$OX_iY_iZ_i$	惯性坐标系	$O^lX^lY^lZ^l$	激光雷达坐标系
$O^sX_sY_sZ_s$	IMU 坐标系	$O'X_wY_wZ_w$	参考坐标系
\mathbf{R}	旋转矩阵	\mathbf{t}	平移向量
\mathbf{T}	变换矩阵	ψ	偏航角
ϕ	横滚角	θ	俯仰角
\mathbf{C}_o^b	本体系到惯性系的转换矩阵	q	四元数
q_1	四元数分量	q_2	四元数分量
q_3	四元数分量	q_4	四元数分量
$R_{bi}(q)$	本体系到惯性系的方向余弦	\vec{q}^\times	反对称阵
ω	姿态角速度	\mathbf{I}_s	惯量矩阵
x_k	服务航天器的位姿	l_j	路标
$z_{k,j}$	观测量	$P、Q$	点集
ω_i	匹配点所占的权重	t_i	第 i 时刻
err	误差项	$d(\bullet)$	消耗的代价函数
$h(\bullet)$	量测函数	\mathbf{R}	观测噪声的协方差阵
α	概率对数值	d	平均距离
μ	平均值	σ	标准差
r	邻域半径	o_x, o_y, o_z	重心的分量
ν_p	视角矢量	n_i	法线向量
p	概率	D_{\max}	欧式距离的最大值
ε	阈值	d_s	最小安全距离
$g(n)$	出发点到待评估点消耗的代价	$h(n)$	待评估点到终点消耗的代价
$f(n)$	节点的代价函数	$U_{att}(\rho)$	引力函数
$U_{rep}(\rho)$	斥力函数	d_m	斥力的影响范围
ξ, η	正比例因子	λ_n	动态的权值

缩略词

缩略词	英文全称	中文全称
APF	Artificial Potential Field	人工势能场
BoW	Bag-of-Words	词袋模型
EKF	Extended Kalman Filter	扩展卡尔曼滤波
FG	Factor Graph	因子图
ICP	Iterative Closest Point	迭代最近点
IDF	Inverse Document Frequency	逆文本频率指数
IMU	Inertial Measurement Unit	惯性测量单元
iSAM	incremental Smoothing And Mapping	增量平滑与地图构建
MD	Mahalanobis Distance	马氏距离
RANSAC	Random Sample Consensus	随机一致性采样
ROS	Robot Operating System	机器人操作系统
RS422	Recommended Standard 422	推荐标准 422
SLAM	Simultaneous Location and Mapping	同步定位与地图构建
TF	Term Frequency	词频
UDP	User Datagram Protocol	用户数据报协议
VIO	Visual Inertial Odometry	视觉惯性里程计

第一章 绪论

1.1 课题研究背景及意义

如何确保航天器在复杂空间环境中持久、稳定运行是目前空间技术领域亟待解决的问题。在轨服务技术包括在轨装配、修理和维护等操作，是空间技术发展的重要方向。在轨服务技术可以实现轨道捕获、空间碎片清理等应用，完成修理故障航天器、清理废弃卫星、移除太空碎片等工作^[1]。因此，各国的航天院所和大型商业公司纷纷加入在轨服务技术的研发和竞争，典型计划如美国的“轨道快车计划”，如图 1.1(a)所示。我国为提高空间资源的利用率，也把空间的在轨服务作为重要的研究方向，并已完成在轨燃料加注等验证，如图 1.1(b)所示。

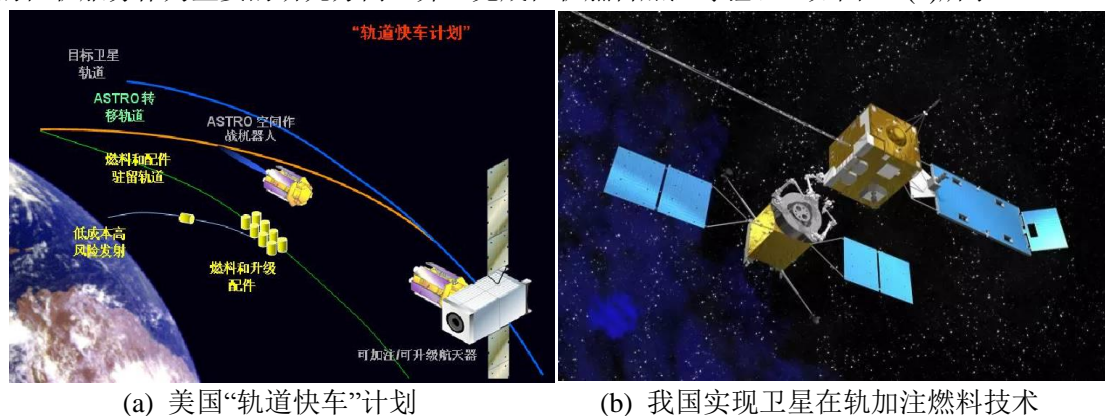


图 1.1 空间在轨服务项目

在轨服务技术可以按照不同的方式分类，依据任务的需求可以分为侦察、对接、修理等^[2]；根据目标是否具有先验的信息分为合作、非合作、已知或未知外形的静态或动态航天器。非合作航天器通常是指没有提供辨识、捕获的机构，或没有机动能力的失效卫星，或在空间中自由翻滚的航天器。目前，空间合作目标的捕获技术已经比较成熟，已经有一些成功的航天器空间服务项目，而非合作目标的在轨捕获，尤其是超近距离的自主捕获技术还不是很成熟，因此需要对此开展深入的研究^[3]。

随着人类空间活动的日益频繁，在轨失效航天器数量在持续增加，并占据了宝贵的轨道资源，已成为威胁健康航天器的一个重要因素。航天器随着携带的燃料耗尽或控制系统发生故障而失去姿态控制或轨道保持能力^[4]；太空中高能带电粒子等引起航天器的材质和功能出现退化，导致航天器失去机动能力^[5]。这些失效航天器等非合作目标通常没有姿态控制能力，在重力梯度、光压等空间摄动力作用，处于随意的翻滚状态，位置和姿态变化迅速，并且空间环境复杂多变，存在许多太空垃圾，如图 1.2 所示，失效航天器因碰撞等发生故障后，在周围很可能伴

随一些撞击掉的碎片，给在轨捕获任务带来新的挑战^[6]。

由于失效非合作航天器处于翻滚运动，并且存在碎片干扰的空间环境下，服务航天器需要从周围环境未知的场景中，识别出目标航天器，并对环境进行探测和建模，然后才能实现安全、准确的导航规划等自主捕获任务。该问题可以简单地描述为自身处于运动中，又对环境未知的情况下，还要开展导航等一系列任务。而这种类似难题，在地面机器人和无人机等应用场景中得到极为广泛而深入的探究，它可以采用同步定位和地图构建（Simultaneous Localization and Mapping, 简称 SLAM）技术来解决，如图 1.3 所示，也就是利用传感器不断地采集外界未知环境数据，在移动中通过数据的处理实现对机器人自身位置进行估计，同时对环境信息用地图表示，并实时更新，从而为后期的自主导航规划提供了坚实的基础^[7]。近年来，国外的研究人员也开始将 SLAM 方法应用到一些非合作目标的研究项目中，但是国内类似的研究不多，因而值得进一步的探索。



图 1.2 空间碎片

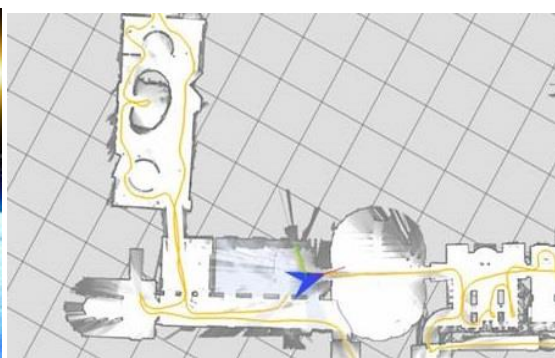


图 1.3 谷歌开源 SLAM 绘制的地图

空间失效非合作目标服务技术的一大难点是，在没有先验的信息和合作标识的情况下，识别出目标，并获取准确的位置、姿态等参数。非合作目标的辨识和估计课题已得到广泛的研究，但由于空间环境的复杂性、设备的局限性，在实际应用中还存在各种问题。非合作目标的位姿的量测方法包括：卫星导航定位、单目视觉、立体视觉、激光雷达等，比较这几种方法：传统的卫星导航定位存在时延、操作不够灵活；基于光学成像测量方法，精度较高，但是受光照条件的影响大、测量范围比较有限；激光雷达受光照影响小，应用范围相对较广且精度更高^[8]。综合上述因素进行考虑，采用激光雷达实现失效非合作航天器的识别以及位姿观测估计值得深入的研究^[9]。

在失效非合作航天器的识别和姿态估计实现前提下，服务航天器如何开展导航规划以及捕获等也是研究重点^[10]。对翻滚失效目标航天器的接近、在轨捕获则是进行其他维修等捕获任务的先决条件，也是难点所在。原因是在近距离的逼近阶段中，尤其是超近距离时，服务航天器上搭载的设备对非合作目标的观测受到距离的约束，而失效目标航天器处于自由翻滚运动，并且周围可能充斥着碎片障碍物干扰。国内外研究人员也进行了大量的研究，包括利用机械臂捕

获非合作目标的航迹规划、对目标的姿态跟踪、快速捕获的建模和控制、位姿一体化研究、飞网捕获的建模、柔顺捕获控制等^[11]。但是，这些研究很少考虑碎片等障碍物干扰情况，因此，在超近距离下，服务航天器进行避障处理、最优路径规划以及失效航天器的捕获等方面还需要进一步的研究。

伴随太空技术的进步，对非合作目标航天器的在轨捕获需求日益增强。因此，针对空间长期失效航天器，周围可能伴随着故障碎片干扰的情况，研究服务航天器的同步定位与建图、非合作目标的识别和位姿估计、自主航路规划和捕获策略等技术问题，对未来我国的在轨服务等方面具有重要的价值和意义，有助于提高空间资源利用率^[15]。

1.2 国内外研究现状

1.2.1 同步定位与地图构建的研究

同步定位与地图构建技术，利用传感器不断地采集外界未知环境数据，在移动中通过数据的处理实现对机器人自身位置的估计，同时用地图表示环境信息，在此基础上实时地更新环境地图，为后期的导航、控制等任务提供基础信息^[16]。

SLAM 的分类有许多种方法^[17]，如图 1.4 所示。

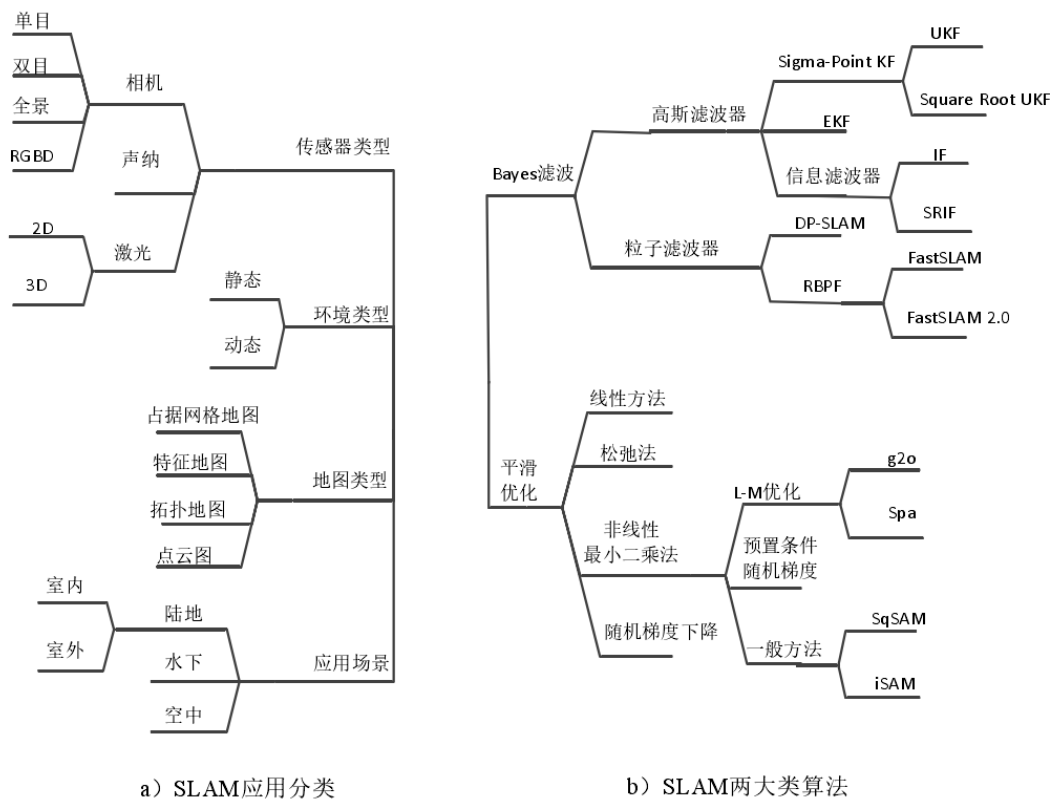


图 1.4 SLAM 的分类方法

根据传感器来划分, 有视觉 SLAM、RGBD-SLAM、激光雷达二维和三维 SLAM、融合视觉与惯性测量器件的 VIO 等方法, 如图 1.5 所示。视觉 SLAM 又依照特征点的获取方法不同分成直接算法与特征算法^[18]。RGBD-SLAM 算法是基于深度相机的算法, 在微软推出的 Kinect 之后出现了几种代表算法, 如 Hololens 算法、Kinect 融合算法等, 达到了较高的精度^[21]。激光雷达的二维 SLAM 算法被研究得较为透彻, 已获得成功的商业应用, 如扫地机器人等; 相比之下, 三维 SLAM 算法由于信息量大、计算复杂度高, 其实时性仍不能满足应用需求, 目前还在研究改善中。

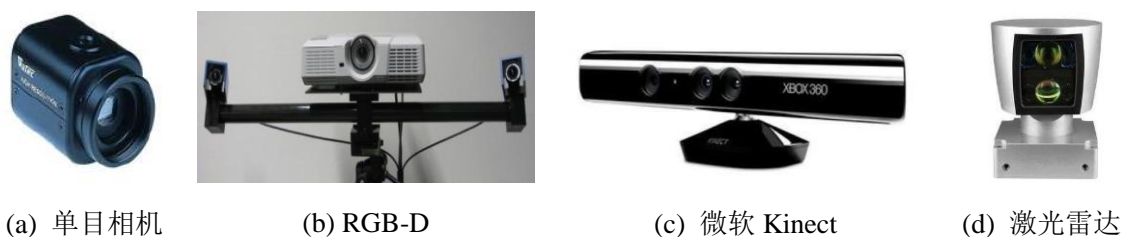


图 1.5 SLAM 常用的传感器

根据 SLAM 问题的处理解决方法来划分, 主要有滤波与优化两种方法。其中, 滤波方法又包括卡尔曼滤波算法与粒子滤波算法^{[22][23]}。优化方法包括线性算法、非线性最小二乘算法、松弛算法以及随机梯度下降算法等。上述优化算法又扩展出许多改进的算法, 其中较为突出的算法是图优化算法, 它是以图的方式建立模型并根据观测数据以及变量之间的约束关系来获得最优解。总的来说, 滤波方法由于系统本身以及传感器噪声的影响导致算法精度有一定的偏差, 而基于优化的方法, 在一定程度上较少地受到噪声的影响, 算法的精度相对较高^[24]。

同步定位与地图构建方法在移动机器人、无人机领域得到了广泛而深入的研究, 已有许多成功的应用案例。近年来, 国内外开始有学者把 SLAM 方法应用到空间和水下的未知运动目标的位姿观测和估计问题, 做出了许多值得借鉴的工作。Augenstein 等^[25]在研究中针对目标的六自由度姿态和三维构型问题采用了一种递归估计算法, 也称作基于 FastSLAM 的启发式姿态估计与重构算法。该方法不需要目标的先验信息, 仅仅利用单目相机对图像处理 and 提取特征, 和扩展卡尔曼滤波 (Extended Kalman Filter, EKF) 算法相比, 采用的粒子滤波算法的测量更新效率更高, 并且不受单峰概率的限制。在此之后 Augenstein 等^[26]又提出一种实时的帧间姿态估计方法, 它结合贝叶斯算法和测量反演方法, 估计出了移动机器人平台和翻滚目标之间的相对姿态, 并进行地图的构建。Schnitzer 等^[27]在研究中模拟了一种未知非合作的目标物体, 在对 SLAM 提取的稀疏点云采用随机一致性采样 (Random Sample Consensus, RANSAC) 处理后, 对非合作目标的三维构型进行了重建, 为后期的视觉导航处理任务提供先验信息。Cho 等^[28]利用视觉对目标物图像的特征进行检测, 在目标丢失的情况下, 提出了一种鲁棒性强的特征配准算法, 并基于因子图的概率图模型进行平滑估计, 计算出位置变化和六自由度的状态。Tweddle^{[29][30]}

在研究中分析了空间非合作目标的特点, 阐述非合作目标本身的线速度、角速度、惯性主轴、质心等信息对近距离捕获任务具有重要意义, 并且针对典型 SLAM 算法不适用于高速旋转物体问题, 提出一种解决围绕任意轴旋转的非合作目标的 SLAM 算法。该方法依据牛顿第二定律和欧拉转动方程, 对运动物体未来的状态进行预测, 把这些信息作为因子, 再采用增量式平滑的优化方法对位姿进行估计, 最后通过实验评估算法的收敛性和精度。Thomas 等^[31]研究了一种单目 SLAM 算法, 在更新相机的位置和姿态的同时, 对目标的三维特征进行跟踪, 用于轨道上卫星的近距离自主捕获任务。郝刚涛等^[32]将视觉 SLAM 的滤波模型应用到失效非合作航天器的位姿量测, 融合无损卡尔曼滤波和粒子滤波算法对目标的位姿进行估计, 仿真结果表明了算法实现了较优的精度和速度。

综上所述, 从理论研究和应用的角度看, 基于 SLAM 的非合作目标航天器方面的研究上美国走在世界的前列, 研究成果较为突出, 相比较而言我国关于空间技术领域的同步定位与地图构建方面的研究较少; 从算法的研究上看, 由于机器人、无人机等领域对算法的深入研究, 现阶段取得了丰富的研究成果, 起到一定的借鉴作用。上述研究相对集中在视觉 SLAM 方面且设置的应用场景相对简单, 然而太空环境中光照变化剧烈, 导致视觉 SLAM 算法的适用范围受到限制, 并且失效航天器通常处于自由翻滚运动, 其周围充斥着太空垃圾或碎片等障碍物的干扰, 考虑上述诸多因素的空间应用场景下的 SLAM 算法的研究相对较少, 值得进一步的研究。

1.2.2 在轨失效航天器的位姿测量的研究

失效航天器是一种典型的非合作航天器。它的位置姿态的测量包括两个方面, 目标的辨识以及服务航天器与非合作目标的空间关系。其中, 目标的辨识可以根据目标航天器上的通用设备来辅助检测; 服务航天器与非合作目标的空间关系主要根据传感器提取的特征信息来解算。近距离下的位姿估计是失效航天器在轨自主捕获任务的关键技术, 对位姿测量提出了精度、实时性和鲁棒性等方面的要求。因此, 失效航天器的观测、识别以及位姿估计等方面的研究对在轨服务任务有着重要作用。

国内外的研究人员在失效非合作航天器的位姿观测和估计等方面开展广泛的研究工作^[33]。Petit 等^[34]在研究中针对动态场景, 提出一种基于模型跟踪的单目视觉算法, 融合物体的几何边界、特征点、颜色特征等信息, 如图 1.6 所示。该方法采用卡尔曼滤波算法和姿态预测方法来处理相邻帧之间大幅度的运动, 从而估计出相机的三维位置和姿态, 并实现仿真实验的验证。Sharma 等^[35]在研究项目中提出了一种基于初始位姿估计技术的表决评估方法。该方法采用了单目视觉导航, 着重对任务背景下的三种初始位姿算法进行性能表征并提出改进方法。Shi 等^[36]针对失效非合作目标搭建简单的三维模型, 采用单一的红外摄像机模拟和目标的接近过程, 并

采用 SoftPOSIT 方法解决模型到图像之间的匹配问题。Segal 等^[37]在研究中针对非合作航天器，在追踪卫星上安装两个摄像头观测并跟踪目标的特征点，构成立体视觉，依据这些点的透视投影组成扩展卡尔曼滤波的迭代的观测模型，提取出目标的相对位姿。Li 等^[38]提出一种利用立体视觉的旋转目标的位姿估计算法，该方法使用立体相机直接测量旋转目标物，通过定位与映射，重建出目标表面的特征并跟踪帧间的姿态，采用 EKF 方法对模型的参数进行估计，包括质心和惯量轴等，然后进行仿真实验验证算法的性能。Suqi 等^[39]在研究中利用激光雷达获取被观测物的点云，通过 Sobel 算子计算点云的变换率，并根据变化率和邻域搜索算法探测出边界点，如图 1.7 所示，用于识别目标，然后构建正交坐标系，对目标的姿态进行估计，最后进行实验验证，获得了精确的位置和姿态，但是物体在运动状态下的边界识别能力的鲁棒性还有待提高。Rhodes 等^[40]在针对非合作目标，采用激光雷达进行观测得到点云，根据迭代最近点方法对目标的位姿进行估计，仿真实验表明估计精度较高。由于该方法的敛散性取决于初始的姿态估计，作者进一步提出使用 RANSAC 方法提高模型的初始位姿估计的鲁棒性，并根据错误测量的概率，推导出成功初始化所需要的最少观测次数。Pesce 等^[41]在研究中采用立体视觉来估计非合作目标的姿态、速度等信息，并把惯性比加入到状态中，采用迭代扩展卡尔曼滤波方法来估计位姿，实验结果表明估计误差有着较好的收敛性。



图 1.6 利用特征点进行匹配

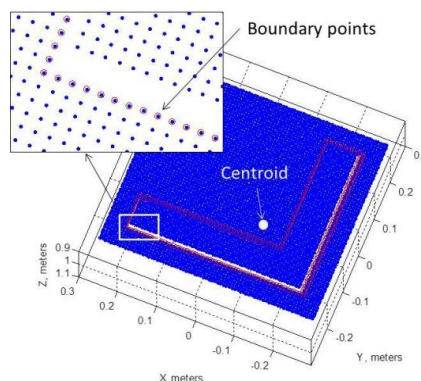


图 1.7 检测边界点

国内学者桂力等^[42]针对非合作目标位姿观测方面，计算出累计误差，并把它作为参数应用到相邻帧的匹配，从而对非合作航天器的定位和定姿方法的稳定性和适应性进行改善。高伟^[43]等根据曲率变化提取出关键点并结合特征提取方法进行多视点云匹配，然后对点云模型建立哈希表来搜索，从而可以快速计算出目标的相对姿态。

综上所述，失效航天器的在轨捕获系统对位姿测量提出了很高的要求：首先需要识别出目标航天器，选择合适的捕获机构；其次位姿的测量不仅需要具有较高的精度，还要满足系统的实时性指标。激光雷达相较于视觉的位姿估计有着更高的精度和更广的应用范围，但是由于处理的数据量大，对算法的实时性提出更高的需求。因此，为了保证在轨捕获系统的可靠性，

失效航天器的识别及位姿估计问题是值得研究的关键技术。

1.2.3 航天器捕获非合作目标的研究

随着空间技术的迅速发展,太空非合作目标捕获技术成为空间技术发展的战略要点,各个国家在该领域纷纷开展研究工作。美国在 2011 年开展 PHOENIX 计划,对轨道卫星上的重要部件进行回收,并进行在轨服务验证,走在了该领域的前沿。具体而言,如图 1.8 所示,相关研究机构采用三目相机测量目标航天器的位姿,把星箭对接环作为捕获端口,通过携带的智能机械臂来实施抓捕任务^[44]。欧洲国家开展了 SMART-OLEV 对接机构研究^[45],如图 1.9 所示,为给故障航天器补充燃料或者控制其轨道转移,该方案采用激光测距与视觉传感器来对目标的位姿进行解算,以发动机喷管作为待捕获机构,在接近过程中把目标数据回传到地面站进行远程控制,但存在延时。日本早在 2005 年提出 OMS 计划^[46],目的是建立通信卫星的服务系统,清理太空垃圾,并验证交会对接、精确抓捕等操作。该计划对位姿的观测采取立体相机和手眼的视觉系统,其中视觉系统由在线和离线两部分系统组成。和美欧航天大国比较,我国已实施的非合作目标抓捕项目较少,但是随着我国的合作目标的交会对接等重大项目的成功开展,十三五规划已把在轨捕获技术列为发展的重点。因此,空间非合作目标捕获技术的深入研究,是未来在轨服务技术发展的重要环节,有助于提高我国在空间资源上的利用率。

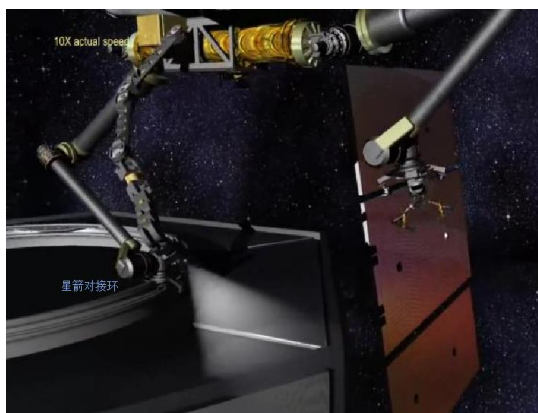


图 1.8 星箭对接环作为捕获端口

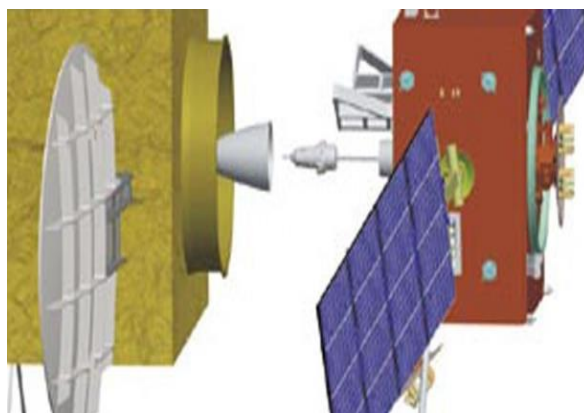


图 1.9 SMART-OLEV 交会对接

在空间服务航天器的相对自主导航(接近、捕获目标航天器)方面,尤其是非合作目标抓捕,国内外的研究学者们做出了大量的研究工作。Aghili^[47]提出一种利用视觉导航实现对动力学特性未知且翻滚的移动目标进行自主捕获的算法,在研究中采用机械臂对目标进行抓捕,考虑到视觉遮挡以及视觉反馈的不连续性,利用卡尔曼滤波估计出动力学参数和状态,并进行长时间的位置估计,然后利用这些信息,规划机械臂末端关节的最优轨迹,最后通过实验验证算法的可行性。Flores-Abad 等^[48]在捕获任意旋转的非合作目标的研究中,为了将对基座航天器的姿态影响降到最小,首先确定服务机器人最佳的捕获时刻,接着控制服务机器人在预测的最佳时间

沿着最优的轨迹运动并捕获翻滚目标，并在初始的随机不确定情况下解决最优控制和最终的边界条件问题，最后用动力学实验验证。Michael 等^[49]针对翻滚非合作目标的对接问题进行建模和最佳的路径规划设计，通过引入边界条件确保安全可实现的机动以及通用的路径成本函数来实现不同的优化目标，在求解这个问题过程中，将动力学方程转换为一组微分代数方程，从而在能量保持不变的前提下可以应用直接优化算法，仿真验证了方法的可靠性。Misra 等^[50]针对自由浮动太空机器人的轨迹规划问题，将末端的轨迹转换成凸面的二次规划问题，考虑物理约束，如避障、关节角度、速度、加速度等在可行的范围，通过设计变量的凸函数使得目标函数最小，从而快速生成最优轨迹。Blasi 等^[51]根据粒子群算法，建立约束关系，约束包括“目标”和“障碍”区域两种，将路径的规划问题定义为从具有固定速度矢量的指定点开始，在指定地点结束，确保最小的路径长度，并对算法的稳健性提出改进，通过非圆形和凹型障碍物找到最优的路径，最后通过算法的仿真时间来评估粒子群优化算法的适用性。ElHalawany 等^[52]在通用的 A*算法的最优路径规划的基础上，考虑实际的约束、自身的几何尺寸以及潜在的碰撞区域，利用视觉检测到障碍物信息生成网格地图，并将约束信息作为参数传递到路径的代价函数中，保证规划出的路径的安全可靠性。Roberge 等^[53]针对路径规划问题对比遗传算法和粒子群优化算法在三维环境下无人机的最优轨迹规划，首先构造的成本函数来表示路径规划问题模型，分别利用两种算法对轨迹规划计算最优解，然后基于多核处理器对算法进行仿真，结果表明遗传算法可以实现实时的路径规划，并且算法的轨迹优于基于粒子群算法的轨迹。Ni 等^[54]研究了航天器近距离操作中的自适应最优跟踪控制方法，在有障碍物约束的场景中，将障碍物处理成人工势场，结合任务时间最优的约束条件，基于人工势场提出综合控制方法，解决了有限时间内障碍约束的路径规划问题，并利用数值仿真验证了算法。耿云海^[55]提出基于四元数的跟踪控制算法，通过四元数的二阶形式描述相对姿态动力学，设计非线性反馈控制算法，实现较好的跟踪效果。穆清清^[56]以失效卫星的抓捕作为重点，通过对未来时刻位姿的估计进行抓捕问题研究并通过仿真验证了算法。卢伟^[57]对失效航天器的运动特点、捕获端口的运动方式等进行了研究，接着对服务航天器和目标航天器对接中的位置与姿态耦合进行建模，并提出了滑模耦合算法来进行优化，采取实验仿真验证了算法的可靠性。

综上所述，国内外的研究学者对非合作目标的抓捕问题分别提出了接近抓捕时服务航天器的路径规划、抓捕机构末端的轨迹规划、姿态跟踪控制等方法，其中后面两种的研究尤为深入。然而，在失效航天器周围伴随碎片等障碍物的应用场景下，考虑几何以及动力学约束，接近过程中的路径规划算法的研究相对较少；近距离尤其是超近距离抓捕时，目标航天器的观测信息不完整，给捕获任务的可靠性带来挑战，值得进一步的研究。

1.2.4 国内外研究现状总结

从调研的国内外研究工作可以看出，航天器的同步定位与地图构建、失效非合作目标的位姿测量、接近路径规划和抓捕等近距离捕获技术，对空间在轨服务具有重要意义，并且世界各地的学者开展了广泛而深入的工作，取得了丰富的成果。

目前，失效航天器的近距离捕获技术仍然存在着一些问题：（1）失效航天器属于非合作目标，缺少先验信息和合作标识，且处于自由翻滚状态，增大了相对位姿测量和捕获的难度；（2）空间环境复杂多变，光照条件苛刻，失效航天器周围伴随碎片干扰，增加了从应用场景中识别出目标的难度；（3）失效航天器的接近过程中，尤其是超近距离捕获环节，很难获得完整的目标状态信息，导致无法完成可靠的在轨捕获操作。

针对上述失效航天器近距离捕获中的问题，本文开展基于激光雷达 SLAM 的失效航天器近距离捕获系统相关技术研究：（1）引用 SLAM 技术到空间非合作目标的研究中，可以确定出服务航天器自身的位姿，同时对未知空间环境进行观测，构建失效航天器、碎片等障碍物在参考坐标系下的环境模型，从而可以规避危险，为后期的捕获等任务提供信息；（2）采用激光雷达作为位姿测量的传感器，自带光源，受光照影响小，且测量范围广、精度高，提高识别出目标的能力；（3）在近距离接近和捕获过程中，以 SLAM 获取到的服务航天器位姿作为起始位姿，利用激光雷达数据处理获得的失效航天器位姿作为期望位姿，制定可行的捕获策略并规划路径，从而提高在轨捕获操作的可靠性。

1.3 本文主要研究内容

论文主要针对空间复杂应用场景，如光照变化明显、失效航天器处于缓慢自旋运动、周围伴随着碎片等障碍物干扰，以空间长期失效航天器作为研究对象，在激光雷达 SLAM 基础上开展相应的近距离自主捕获系统及关键技术研究。

首先介绍了近距离自主捕获系统的整体框架，分析空间长期失效航天器的特点和运动状态，并对捕获方案做可行性分析；接着基于激光雷达和惯性测量单元进行同步定位与地图构建，获得服务航天器的位姿以及环境模型的信息；然后对激光雷达采集到的点云进行处理，识别出失效目标航天器并估计其位姿；最后基于 SLAM 信息以及目标位姿估计，制定服务航天器抓捕失效航天器的策略，并对服务航天器接近目标的路径进行规划。针对不同的研究问题，分别给出具体的解决方法和相应的算法仿真。其中，SLAM 和失效航天器的识别是开展捕获任务的重要基础，前者侧重于服务航天器的定位和环境地图的构建，后者侧重于捕获目标的识别和位姿估计。图 1.10 给出了本文的研究内容和结构框架。

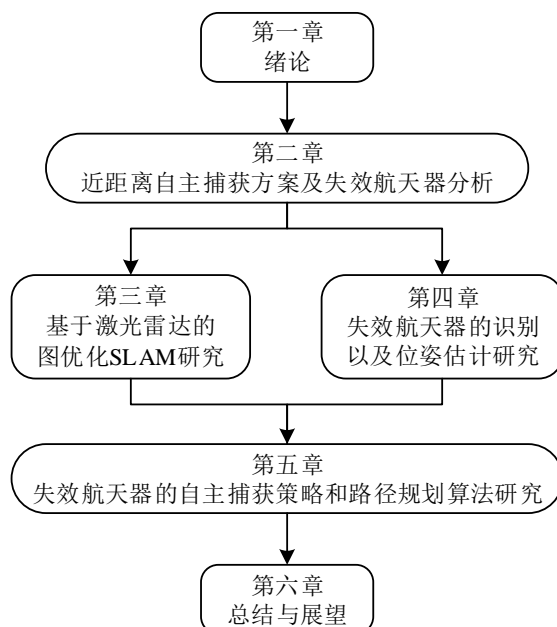


图 1.10 本文内容和结构框架

本论文总共有六个章节，每章的主要研究内容如下所示：

第一章 绪论

本章主要介绍了失效非合作目标航天器的近距离自主捕获技术研究的背景与意义。对同步定位和地图构建技术应用到空间非合作目标、失效航天器位姿观测和估计以及捕获控制等研究现状做出调研。最后，论文对失效航天器的近距离自主捕获的国内外的算法和应用现状进行了总结。针对空间复杂环境的超近距离的自主捕获研究存在的问题，引出了课题的研究内容。

第二章 近距离自主捕获系统方案及失效航天器分析

本章针对失效航天器的近距离自主捕获系统，对其总体方案的设计思路进行了梳理，设计了总体方案；接着，介绍了方案中涉及的基础理论，如常用坐标系及坐标系转换、航天器的姿态动力学与运动学描述；然后对长期失效目标航天器的特点、运动状态以及空间场景等进行分析；最后，对失效航天器的近距离自主捕获系统中的关键技术、方案的可行性进行了分析。

第三章 基于激光雷达的图优化 SLAM 研究

本章介绍了基于激光雷达和惯性测量单元进行服务航天器的同步定位与地图构建的总体框架；接着，针对图优化 SLAM 前端的图构建部分，从 SLAM 问题的数学描述着手，对传感器数据采集、数据之间的关联以及位姿图构建方法进行研究；然后，给出后端优化算法的框图，检测先验子图和回环来获取位姿之间的约束信息，并利用这些约束信息对位姿图进行优化；最后，以服务航天器围绕失效航天器绕飞为例，进行同步定位与地图构建算法仿真，验证算法的可行性并评估了算法的精度。

第四章 失效航天器的识别以及位姿估计研究

本章根据近距离自主捕获的具体任务，给出失效航天器的典型抓捕机构的识别及位姿估计的总体框架；接着，针对典型的抓捕机构，利用激光雷达进行三维扫描获取到目标的点云，进行数据预处理、估计法线向量、提取边界特征点并识别；然后，采用随机抽样一致性方法估计失效航天器的初始位姿，并采用迭代最近点算法对目标的位姿进行精确估计；最后，以服务航天器在定点对失效航天器悬停观测为例，进行航天器典型抓捕机构的识别及位姿估计仿真算法验证，并对算法的精度和实时性进行评估。

第五章 失效航天器的近距离自主捕获策略和路径规划算法研究

本章介绍了服务航天器捕获失效航天器的总体框架，接着构建自主导航坐标系、耦合动力学模型，然后，制定服务航天器捕获失效非合作目标的控制策略，并针对接近过程中的避障和运动学及动力学约束问题，进行最优路径规划算法设计，最后，以服务航天器从悬停点逼近失效航天器为例，进行路径规划算法仿真，并评估捕获策略的可行性和精度，验证近距离捕获系统的性能。

第六章 总结与展望

本章节总结论文的研究内容，并对后续的研究思路和内容进行了探讨。

第二章 近距离自主捕获系统方案及失效航天器分析

2.1 引言

近距离自主捕获技术的目的是提供一种服务航天器对空间长期失效航天器的近距离自主捕获方案。然而，空间长期失效航天器是非合作目标，通常处于翻滚运动状态，周围也常伴随着故障碎片等干扰。在没有先验的信息和合作标识的情况下，服务航天器需要对未知的环境场景进行探测和建模，并对失效非合作目标航天器进行识别和位姿估计，在上述目标信息的基础上才能开展可靠、准确的路径规划、自主捕获等任务。

本文给出空间长期失效航天器的近距离自主捕获系统的总体方案。其中，为了能够对空间长期失效航天器实施有效又准确的捕获，本章分析了失效航天器自身的特点及运动状态，来构建失效航天器近距离捕获的空间应用场景。为了确保近距离捕获方案的可靠性，对系统方案做可行性分析。

2.2 近距离自主捕获系统总体方案设计

本节根据失效航天器运动特点，基于 SLAM 对服务航天器位姿做实时估计同时构建失效航天器的环境模型，并从环境中识别出失效非合作目标，进行近距离自主导航规划。本节将对失效航天器的近距离捕获系统方案进行设计和分析，为后续的工作提供清晰的方向和思路。

2.2.1 近距离自主捕获系统设计思路及关键技术分析

- 总体设计思路

空间长期失效航天器通常处于缓慢翻滚状态，在周围极有可能漂浮着故障碎片，服务航天器近距离捕获时，无法获得目标航天器相关的先验信息。因此，为了实现失效航天器的在轨捕获任务，本文设计了近距离自主捕获体系架构方案。近距离自主捕获体系架构主要包括近距离自主捕获系统方案及失效航天器特点分析、同步定位与地图构建算法、失效航天器的识别及位姿估计算法模块，以及接近路径规划和捕获控制策略设计模块。近距离自主捕获系统总体方案研究路线图如图 2.1 所示：

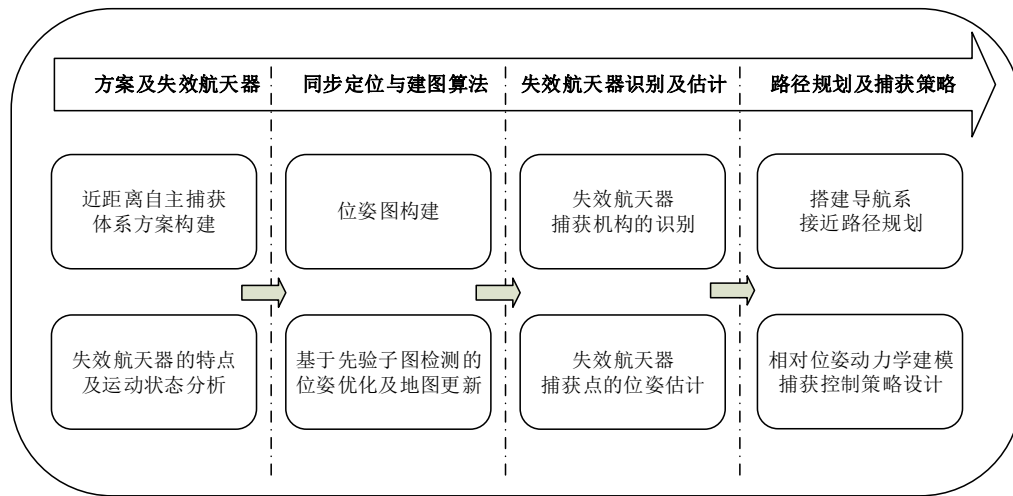


图 2.1 近距离自主捕获系统总体方案研究路线图

● 关键技术分析

从近距离自主捕获的总体方案分析，所涉及的、有待研究和解决的关键技术问题如下：

（1）同步定位与地图构建算法中的位姿优化问题

在激光雷达和惯性传感器的同步定位与地图构建算法中，根据采集到前后帧的点云匹配来建立位姿图，而场景中的待观测的部分路标（失效航天器）处于缓慢动态，导致位姿图在长时间运行之后出现累积误差的问题，因此需要从失效航天器自身特点出发，检测到先验的信息从而对位姿图进行调整优化。

（2）失效航天器的识别及位姿估计

在失效航天器的近距离自主捕获系统中，由于目标航天器没有合作的先验信息并且处于翻滚运动中，从而增加自主捕获系统出现差错的概率。在失效航天器的识别或捕获机构的位姿估计出现较大误差的情况下，近距离的导航规划和捕获操作可能受到影响，因此，为了能够有效实现近距离捕获任务，必须对失效航天器的典型机构进行识别和位姿估计。

（3）近距离路径规划及捕获策略设计

在前面算法的基础上，服务航天器开展导航规划，在假定失效航天器周围存在着碎片干扰的情况下，航天器的运动受到约束，需要规划出合理的轨迹，避开障碍物并在尽可能短的时间内完成规划以适应多变的空间环境，使规划的路径最优。此外，根据捕获任务的具体需求，设计合理的捕获控制策略。

2.2.2 近距离自主捕获系统方案总体设计

根据上述对失效航天器的近距离自主捕获系统的设计思路及关键技术的分析，对近距离自主捕获系统体系架构方案进行设计，如图 2.2 所示。

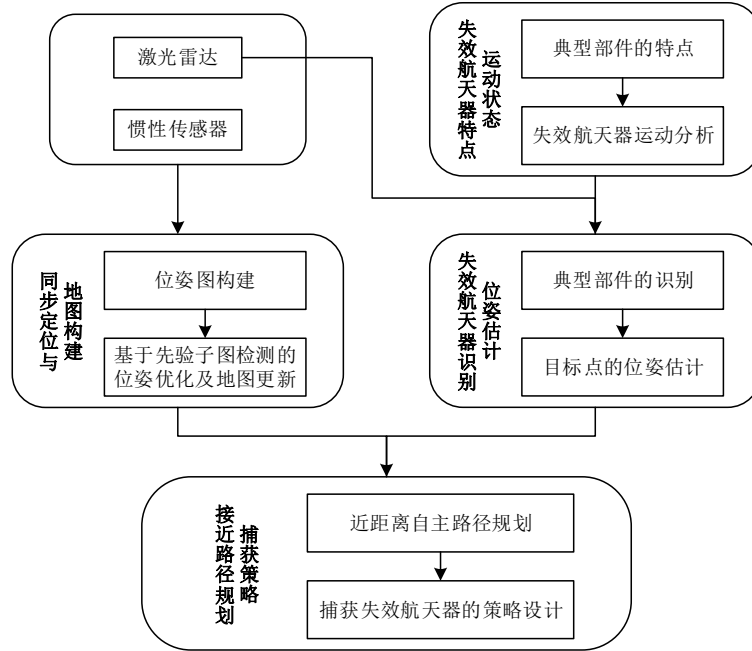


图 2.2 近距离自主捕获系统体系架构方案设计

在近距离捕获方案中，首先对服务对象（失效航天器）自身特点进行分析，选取适合近距离下识别和捕获的部件，并对相应的运动状态进行分析。根据激光雷达和惯性传感器来构建服务航天器的位姿图，并基于先验子图检测对位姿进行优化，然后在位姿估计基础上实时地更新地图。在对失效航天器分析的基础上，利用激光雷达采集数据，对点云进行预处理，提取边界特征点，然后对捕获机构进行识别和位姿估计。基于上面算法获得的服务航天器的位姿、障碍物等环境信息，以及失效航天器捕获点的位姿，进行近距离自主路径规划，并制定相应的捕获策略。

2.3 坐标系、姿态描述及数学模型

在对失效航天器的应用场景建模时，首先需要选定相应的坐标系作为基准，否则不便于描述。由于失效航天器处于运动变化中，本节给出三维空间刚体转动的表达式以及姿态描述方法，并建立姿态动力学方程和姿态运动学方程。

2.3.1 坐标系

在对应用场景进行描述过程中，主要涉及到航天器的本体坐标系、轨道坐标系、惯性坐标系，还包括传感器的坐标系，以及参考坐标系^[58]：

(1) 本体坐标系 $O'X_bY_bZ_b$

本体坐标系是航天器自身的坐标系，原点位于自身的质心 O' ，航天器的各种坐标系如图 2.3 所示，其中 $O'X_b$ 、 $O'Y_b$ 和 $O'Z_b$ 分别为航天器的惯量主轴，也称滚转轴、俯仰轴、偏航轴。

(2) 轨道坐标系 $O'X_oY_oZ_o$

轨道坐标系的原点位于自身的质心 O' ，如图 2.3 所示， $O'X_o$ 在轨道系的面内，垂直于 $O'Z_o$ 轴并且指向航天器速度方向， $O'Z_o$ 指向地心， $O'Y_o$ 与轨道平面相互垂直，且同 $O'X_o$ 与 $O'Z_o$ 组成右手坐标系。

(3) 惯性坐标系 $OX_iY_iZ_i$

惯性坐标系的原点设在地心 O 处，赤道平面为坐标系平面，如图 2.3 所示， OX_i 轴在赤道平面内指向春分点， OZ_i 垂直于赤道平面指向地球北极， OY_i 与 OX_i 和 OZ_i 两轴构成右手坐标系。

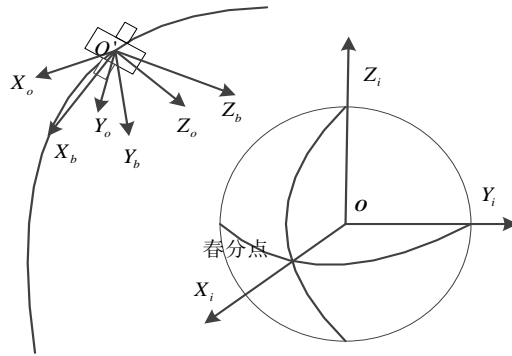


图 2.3 航天器各坐标系示意图

(4) 激光雷达坐标系 $O' - X'Y'Z'$

激光雷达坐标系的原点位于自身的中心 O' ，将激光雷达固定在服务航天器上， $O'X_i$ 位于安装平面内，指向右侧， $O'Y_i$ 指向前面， $O'Z_i$ 垂直于安装平面向上。激光雷达坐标系如图 2.4 所示，其中原始数据位于极坐标系下 (R, ω, α) ，采取坐标转换公式，变换为直角坐标系 (X, Y, Z) 。

(5) IMU 坐标系 $O^sX_sY_sZ_s$

惯性传感器 (IMU) 坐标系的原点位于自身的中心 O^s ，将惯性传感器固定在服务航天器上， O^sX_s 位于安装平面内，指向右侧， O^sY_s 指向前面， O^sZ_s 垂直于安装平面向上，IMU 的坐标系如图 2.5 所示。

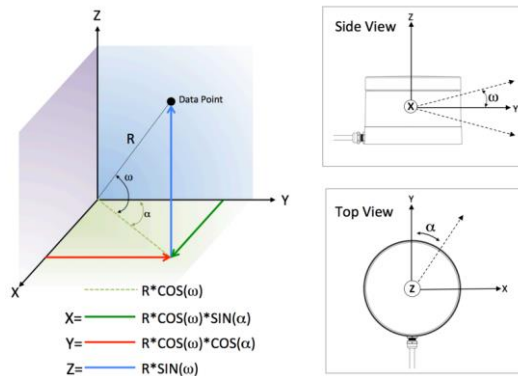


图 2.4 激光雷达坐标系

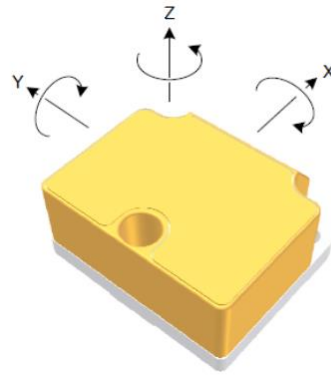


图 2.5 IMU 坐标系

(6) 参考坐标系 $O'X_wY_wZ_w$

在本文中服务航天器通过携带的激光雷达和惯性传感器，对失效航天器的空间环境进行探测，实现自身的定位同时构建环境地图。在同步定位与地图构建过程中，需要选取相对固定不动的坐标系给全局一致的地图作为参考坐标系。本文选取服务航天器所在的轨道系作为参考坐标系，它的原点位于自身的质心 O' ，三个轴分别为 $O'X_w$ 、 $O'Y_w$ 、 $O'Z_w$ 。参考坐标系在 SLAM 算法中也称世界坐标系。

2.3.2 三维空间刚体转动

(1) 坐标系转换

两个坐标系之间的旋转和平移变换关系，称作欧式空间的坐标变换关系，假设旋转矩阵 R ，平移向量 t ，对向量 a 进行坐标变换，变换后为 a' ，那么变换关系如式(2.1)所示：

$$a' = Ra + t \quad (2.1)$$

(2) 变换矩阵和齐次坐标

式(2.1)的变换关系并不是线性关系，对上式进行处理，引入变换矩阵和齐次坐标，如式(2.2)所示：

$$\begin{bmatrix} a' \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R & t \\ 0^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ 1 \end{bmatrix} \triangleq T \begin{bmatrix} a \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

式中，三维向量的末尾添加 1，变成四维向量，称作齐次坐标，矩阵 T 是变换矩阵。

2.3.3 姿态描述方法

航天器的姿态是进行姿态控制建模的基础，常用的表示方法有欧拉角法和四元数法。其中，欧拉角方法有清晰的物理含义，然而转过大角度式会出现奇异情况，四元数方法不会造成奇异点，使用方便，但是不够直接，没有特定的物理含义^[58]。

● 欧拉角姿态描述

欧拉角具有直接的特定的几何意义，并且只需要三个姿态参数，是常用的姿态描述方法。根据欧拉转动定理，刚体绕某点的角位移可以通过绕着该点的若干次转动组合而成。所以，可以把本体坐标系旋转三次得到轨道坐标系，每次的旋转轴是被转动坐标系的某个特定的轴，每次旋转的角度是欧拉角。

以轨道坐标系作为参考系，采用“3-1-2”(Z-X-Y)的旋转方式，每次转动的角度是偏航角 ψ 、横滚角 ϕ 和俯仰角 θ ，欧拉旋转如图 2.6 所示。

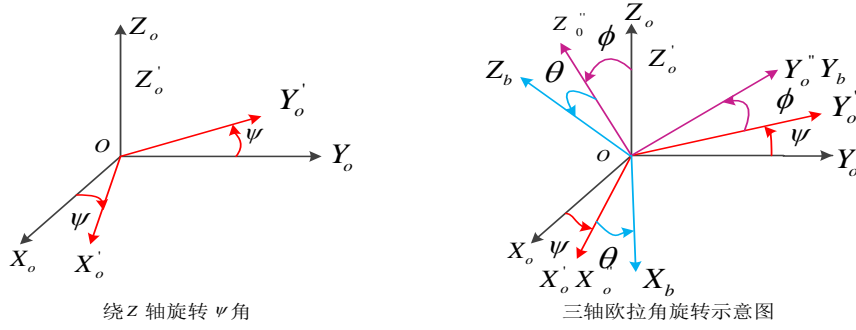


图 2.6 欧拉旋转

根据图 2.6 中的左图所示，绕 Z 轴旋转，坐标系之间的变换关系为：

$$\begin{bmatrix} X'_o \\ Y'_o \\ Z'_o \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_o \\ Y_o \\ Z_o \end{bmatrix} = C_{Z_o} \begin{bmatrix} X_o \\ Y_o \\ Z_o \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

式中 C_{Z_o} 表示变换矩阵。类似地，有变换关系 C_{X_o} 和 C_{Y_o} ：

$$C_{X_o} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$C_{Y_o} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

经过上面的旋转之后就把本体系转换到轨道系下，其中变换矩阵 $C_o^b(\psi, \phi, \theta)$ 由上面单个的变换矩阵相乘可得，如公式(2.6)所示：

$$\begin{aligned} C_o^b(\psi, \phi, \theta) &= C_{Y_o} \cdot C_{X_o} \cdot C_{Z_o} \\ &= \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta - \sin \psi \sin \phi \sin \theta & \sin \psi \cos \theta + \cos \psi \sin \phi \sin \theta & -\cos \phi \sin \theta \\ -\sin \psi \cos \phi & \cos \psi \cos \phi & \sin \phi \\ \sin \theta \cos \psi + \sin \psi \sin \phi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta - \cos \psi \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.6)$$

欧拉角是应用的最为普遍的一种姿态描述参数，它的固有缺点是，对于某个特定角度产生奇异问题，而对于不同的旋转方式，奇异角度也不同。

● 四元数描述

四元数也可以表示刚体的角位置，并且这种描述方法仅仅需要四个参数即可，方程的形式

比较简单，表示的运动学方程不会产生奇点问题。

四元数可以表示为 $q = q_0 + q_1i + q_2j + q_3k$ ，具体形式为：

$$q = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\Phi}{2} \\ e_x \sin \frac{\Phi}{2} \\ e_y \sin \frac{\Phi}{2} \\ e_z \sin \frac{\Phi}{2} \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

式中， $q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$ ， $q = [q_0 \quad \vec{q}] = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]$ ，那么从航天器本体系到惯性系，方向余弦阵 $R_{bi}(q)$ 是：

$$R_{bi}(q) = \begin{bmatrix} q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 & 2(q_0q_1 + q_2q_3) & 2(q_0q_2 - q_1q_3) \\ 2(q_0q_1 - q_2q_3) & -q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 & 2(q_2q_1 + q_0q_3) \\ 2(q_0q_2 + q_1q_3) & 2(q_2q_1 - q_0q_3) & -q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$= I_3 - 2q_0\vec{q}^\times + 2\vec{q}^\times\vec{q}^\times$$

公式中 \vec{q}^\times 为反对称阵：

$$\vec{q}^\times = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

从方向余弦矩阵 $R_{bi}(q)$ 到 q 的逆变换如公式(2.10)所示：

$$\left\{ \begin{array}{l} q_0 = \frac{1}{2} \sqrt{R_{11} + R_{22} + R_{33} + 1} \\ q_1 = \frac{R_{23} - R_{32}}{4q_0} \\ q_2 = \frac{R_{31} - R_{13}}{4q_0} \\ q_3 = \frac{R_{12} - R_{21}}{4q_0} \end{array} \right. \quad (2.10)$$

根据上面的公式可以获知，采取四元数姿态描述方法不会产生奇异点，和欧拉角表示方法相比，这种优点使得四元数表示方法的应用更为普遍。

(3) 四元数与欧拉角的关系

用欧拉角表示四元数的关系式：

$$\begin{cases} q_0 = \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\Phi}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\Phi}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ q_1 = \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\Phi}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\Phi}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ q_2 = \sin \frac{\Phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} + \cos \frac{\Phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \\ q_3 = \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\Phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} + \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\Phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \end{cases} \quad (2.11)$$

采用四元数表示欧拉角的关系式为：

$$\begin{cases} \Phi = \arcsin[2(q_2q_3 + q_0q_1)] \\ \theta = \arctan\left[\frac{2(q_0q_2 - q_1q_3)}{2(q_0^2 + q_3^2) - 1}\right] \\ \psi = \arctan\left[\frac{2(q_0q_3 - q_1q_2)}{2(q_0^2 + q_2^2) - 1}\right] \end{cases} \quad (2.12)$$

当 ψ 、 ϕ 和 θ 较小时，四元数可近似成：

$$q_0 \approx 1, q_1 \approx \Phi/2, q_2 \approx \theta/2, q_3 \approx \psi/2 \quad (2.13)$$

2.3.4 姿态动力学方程

在对航天器的姿态进行表述时，假定它是刚体，利用动量矩原理来推导^[59]，设角速度为 $\boldsymbol{\omega}$ ，角动量为 \mathbf{H} ，施加在航天器自身相对质心的外力矩是 \mathbf{T} ，有：

$$\frac{d\mathbf{H}}{dt} = \mathbf{T} \quad (2.14)$$

记 $\mathbf{H} = h_x \mathbf{i} + h_y \mathbf{j} + h_z \mathbf{k}$ ， $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ 分别是每个轴向的单位向量，那么：

$$\frac{d\mathbf{H}}{dt} = \dot{h}_x \mathbf{i} + \dot{h}_y \mathbf{j} + \dot{h}_z \mathbf{k} + h_x \frac{d\mathbf{i}}{dt} + h_y \frac{d\mathbf{j}}{dt} + h_z \frac{d\mathbf{k}}{dt} \quad (2.15)$$

航天器在旋转过程中，和它固连的本体系也在旋转，假设转动的角速度是 $\boldsymbol{\omega}$ ，那么对单位向量求导，则有公式：

$$\frac{d\mathbf{i}}{dt} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{i}, \quad \frac{d\mathbf{j}}{dt} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{j}, \quad \frac{d\mathbf{k}}{dt} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{k} \quad (2.16)$$

联合式(2.14)、式(2.15)、式(2.16)可得：

$$\dot{h}_x \mathbf{i} + \dot{h}_y \mathbf{j} + \dot{h}_z \mathbf{k} + h_x \frac{d\mathbf{i}}{dt} + h_y \frac{d\mathbf{j}}{dt} + h_z \frac{d\mathbf{k}}{dt} = \dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \mathbf{T} \quad (2.17)$$

式中， $\dot{\mathbf{H}}$ 为总动量 \mathbf{H} 的导数，那么

$$\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = (\omega_y h_z - \omega_z h_y) \mathbf{i} + (\omega_z h_x - \omega_x h_z) \mathbf{j} + (\omega_x h_y - \omega_y h_x) \mathbf{k} \quad (2.18)$$

将公式(2.17)进一步展开，从而得到：

$$\begin{aligned} \mathbf{T} &= T_x \mathbf{i} + T_y \mathbf{j} + T_z \mathbf{k} \\ &= (\dot{h}_x + \omega_y h_z - \omega_z h_y) \mathbf{i} + (\dot{h}_y + \omega_z h_x - \omega_x h_z) \mathbf{j} + (\dot{h}_z + \omega_x h_y - \omega_y h_x) \mathbf{k} \end{aligned} \quad (2.19)$$

那么，

$$\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{H} = \mathbf{T} \quad (2.20)$$

$$\boldsymbol{\omega}^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

假定航天器的姿态控制部分采用动量轮，自身与动量轮的角动量分别是 \mathbf{H}_s 、 \mathbf{H}_w ，自身的惯量矩阵 \mathbf{I}_s ，那么有：

$$\mathbf{H} = \mathbf{H}_s + \mathbf{H}_w = \mathbf{I}_s \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}_w \quad (2.22)$$

$$\mathbf{I}_s \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^\times (\mathbf{I}_s \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}_w) = \mathbf{T} \quad (2.23)$$

2.3.5 姿态运动学方程

四元数表示的姿态运动学方程^[59]：

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \vec{\mathbf{q}} \otimes \boldsymbol{\omega} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\mathbf{q}) \boldsymbol{\omega} \quad (2.24)$$

式中，

$$\boldsymbol{\Omega}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

2.4 失效航天器分析

本文研究的近距离自主捕获系统的目标是失效航天器，而失效航天器属于非合作目标。为了能够可靠地完成捕获任务，本章节分别从失效航天器自身的典型部件和运动特点进行分析。

2.4.1 失效航天器的典型机构

在失效航天器的在轨捕获任务中，由于目标航天器是非合作的，并不提供任何先验信息以及合作的标识，所以需要对目标航天器自身的机构进行研究，选取其中适合作为位姿识别的部件以及抓捕点。一般地，航天器的典型机构^[61]如图 2.7 所示：

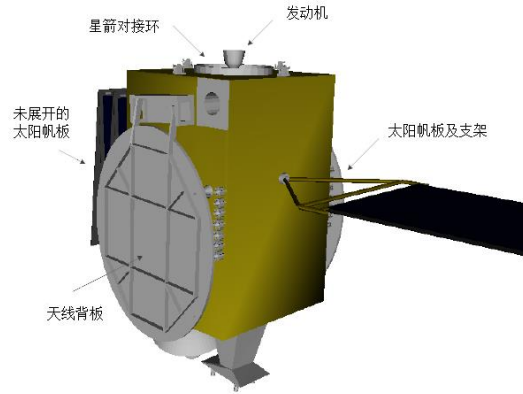


图 2.7 航天器的典型机构示意图

(1) 航天器本身：目标航天器的本体可以作为辨识的部件，但其尺寸较大，而服务航天器的传感器观测范围往往受限，因此目标航天器本体并不适合作为识别及抓捕机构。

(2) 太阳翼：长方形的形状可以作为辨识的结构，但同样由于尺寸太大，不便于把整个结构作为抓捕对象。

(3) 太阳翼的支撑架：支架的形状简单，可以作为辨识的机构，且支架本身的外形尺寸不大，抓捕比较容易，可以选为抓捕机构。

(4) 通信天线的背板：方形的条状结构，可以作为辨识的部件。

(5) 星箭对接环：卫星在由运载火箭携带发射入轨，保留有星箭对接部件，可以用于辨识与抓捕对象，然而抓捕比较困难。

(6) 发动机喷管：用于轨道控制的发动机便于辨识与抓捕，对捕获机构的设计要求较高。

2.4.2 失效航天器的动力学建模

如图 2.8 所示是失效航天器的简化模型，其中， $O'X_b$ 、 $O'Y_b$ 和 $O'Z_b$ 分别为航天器在本体系的滚转轴、俯仰轴、偏航轴， $O'X_i$ 、 $O'Y_i$ 和 $O'Z_i$ 分别是惯性参考系下的坐标轴，初始时刻惯性系的原点与本体系的原点重合。为简化问题^[61]，假设本体系的坐标轴与通过质心的惯量主轴重合，绕三个轴的主惯量为 I_x 、 I_y 、 I_z 。

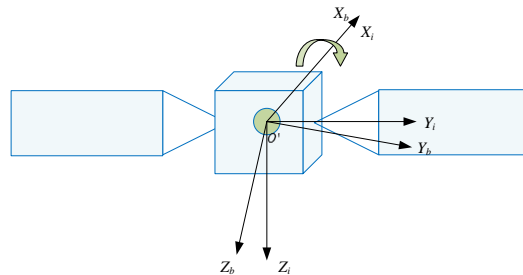


图 2.8 失效航天器简化模型

根据上节中的姿态动力学方程，可以推导出：

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) = T_x \\ I_y \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) = T_y \\ I_z \dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) = T_z \end{cases} \quad (2.26)$$

假定外力矩为 0，失效航天器关于 $O'X_b$ 轴对称，并假设 $I_y = I_z = I$ ，

$\omega_x \gg \omega_y, \omega_x \gg \omega_z$ ，则有，

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x = 0 \\ I_y \dot{\omega}_y = (I_z - I_x) \omega_x \omega_z \\ I_z \dot{\omega}_z = (I_x - I_y) \omega_x \omega_y \end{cases} \quad (2.27)$$

于是，

$$\begin{cases} \omega_x = \omega_{x0} = \text{const} \\ \frac{d^2 \omega_y}{dt^2} + \Omega^2 \omega_y = 0 \\ \frac{d^2 \omega_z}{dt^2} + \Omega^2 \omega_z = 0 \end{cases} \quad (2.28)$$

式中，

$$\Omega^2 = -\omega_{x0}^2 \frac{I_z - I_x}{I_y} \frac{I_x - I_y}{I_z} \quad (2.29)$$

对于公式(2.29)中的第二个方程，根据李雅普诺夫稳定性原理，

(1) 当 $\Omega^2 < 0$ 时，设计 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2} \dot{\omega}_y^2 - \frac{1}{2} \Omega^2 \omega_y^2 \quad (2.30)$$

相应地， $\dot{V} = 2\Omega^2 \omega_y \dot{\omega}_y$ ，解不稳定。

(2) 当 $\Omega^2 > 0$ 时，设计 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2} \dot{\omega}_y^2 + \frac{1}{2} \Omega^2 \omega_y^2 \quad (2.31)$$

相应地， $\dot{V} = 0$ ，解稳定。

所以，对于理想的刚体航天器，如果令 ω_y 和 ω_z 是 Lyapunov 稳定，必须具备 $\Omega^2 > 0$ 。当 $I_x > I_y, I_x > I_z$ ，航天器围绕最大惯量主轴旋转；当 $I_x < I_y, I_x < I_z$ ，航天器围绕最小惯量主轴旋转。

动能极值如公式(2.32)所示,

$$\left. \begin{aligned} H^2 &= I_x^2 \omega_x^2 + I^2 (\omega_y^2 + \omega_z^2) \\ 2E &= I_x^2 \omega_x^2 + I (\omega_y^2 + \omega_z^2) \end{aligned} \right\} \Rightarrow \begin{aligned} E_{\min} &= H^2 / 2I_{\max} \\ E_{\max} &= H^2 / 2I_{\min} \end{aligned} \quad (2.32)$$

根据该式可知, 围绕最大惯量主轴纯自旋的动能最小, 围绕最小惯量主轴纯自旋的动能最大。

存在能量耗散的航天器, 当航天器章动时, 内部可活动质点的运动随着能量的损耗, 使得总动能减少, 趋向于最小动能状态; 由于角动量守恒, 航天器的动能不可能全部消失, 在最小动能状态下, 航天器运动不再引起能量损耗, 将围绕某一主惯量轴稳定自旋。因此, 对于存在能量耗散的航天器, 只有围绕最大惯量主轴旋转才稳定。

空间长期失效航天器经过长年累月的能量损耗, 其稳定状态是围绕最大惯量主轴缓慢自旋, 或具有很小的章动角。这一结论是本文对失效航天器开展相关研究的重要前提。

假设初始状态,

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\omega} &= \omega_x \mathbf{i} + \omega_y \mathbf{j} + \omega_z \mathbf{k} = \omega_x \mathbf{i} + \boldsymbol{\omega}_t \\ \left\{ \begin{aligned} \omega_x &= \omega_{x0} = \omega_s \\ \omega_y &= \omega_0 \cos(\phi) \\ \omega_z &= \omega_0 \sin(\phi) \end{aligned} \right. \end{aligned} \quad (2.33)$$

$$\begin{aligned} \Omega &= \left(\frac{I_x - I}{I} \right) \omega_{x0} \\ \omega_t^2 &= \omega_y^2 + \omega_z^2 = \omega_0^2 \end{aligned} \quad (2.34)$$

那么, 角速度满足如下关系:

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_s \\ \omega_0 \cos(\Omega t + \phi) \\ \omega_0 \sin(\Omega t + \phi) \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

由上式可知, 失效航天器的角速度在 $O'Y_b$ 和 $O'Z_b$ 的分量有周期性变化规律, 合成的角速度绕着 $O'X_b$ 转动, 此时, 失效航天器的运动近似是绕 $O'X_b$ 作圆锥运动。

2.4.3 失效航天器上典型机构的运动状态分析

长期失效航天器在太空中受到的环境干扰力矩在较短时间内可以略去不计, 主要是长期累积效应的影响。依据动量守恒定理, 可知失效航天器的角动量保持恒定^[60]。失效航天器旋转角速度的特点有两类: (1) 假定失效目标航天器的惯量矩阵是对角阵, 三个方向的转动惯量一样大小, 那么失效目标航天器的角速度向量和角动量向量方向相同, 所以, 旋转角速度向量在短暂时间内保持恒定; (2) 假定失效目标航天器的惯量矩阵是对角阵, 然而三个方向的转动惯量

大小不同，以及非对角阵，那么呈现章动运动^[57]。

失效航天器提供给服务航天器的捕获接口的形式有如下几种：

(1) 自旋情况

根据上面的运动特点分析，长期失效目标航天器的旋转角动量和角速度有着相同的指向，又根据角速度向量保持恒定的特点，以及抓捕接口和角速度向量的空间特性，那么失效目标航天器的抓捕接口的运动有三种。

第一种，失效目标航天器旋转的角速度向量和抓捕接口的方向相同，失效目标航天器进行滚转运动，抓捕接口的位置保持恒定。

第二种，失效目标航天器旋转的角速度向量和抓捕接口的方向垂直，失效目标航天器进行偏航或俯仰运动，抓捕接口的运动是圆形。

第三种，失效航天器旋转的角速度向量与抓捕接口方向不同也不垂直，抓捕接口的运动是圆形，然而不同的是，轨迹平面不过质心。

(2) 章动情况

根据上面的运动特点分析，失效目标航天器的运动由失效目标航天器的自身围绕角速度向量转动，以及角速度向量围绕角动量转动共同决定，类似的，其抓捕接口的运动也有三种。

第一种，失效目标航天器旋转的角速度向量和抓捕接口的方向相同，失效目标航天器进行滚转运动，并且角速度向量围绕角动量向量转动。

第二种，失效目标航天器旋转的角速度向量和抓捕接口的方向垂直，失效目标航天器进行偏航或俯仰运动，并且角速度向量围绕角动量向量转动。

第三种，失效航天器旋转的角速度向量与抓捕接口的方向不同也不垂直，失效航天器围绕角速度向量旋转，并且角速度向量围绕角动量向量旋转，这种运动形式最为复杂，但也最为常见。

2.5 近距离自主捕获方案分析

2.5.1 失效航天器的空间应用环境

本文针对的目标是空间长期失效航天器，由于能量的不断耗散，通常处于很缓慢的自旋运动状态。根据上一节的分析可知，失效航天器围绕着最大惯量主轴旋转。此外，考虑到失效航天器的周围往往漂浮着故障碎片。为简化研究问题，对空间应用场景作如下基本假设：

假设 1：失效航天器和服务航天器是刚体；

假设 2：服务的对象是空间长期失效航天器，它绕着最大惯量主轴处于缓慢自旋状态；

假设 3：服务航天器和失效航天器位于相同的轨道；

假设 4：服务航天器的初始姿态对准失效航天器的自旋轴；

假设 5: 失效航天器周围存在碎片等障碍物, 障碍物在参考坐标系保持相对静止状态;

假设 6: 未知的噪声干扰、系统参数不确定等因素均有界。

2.5.2 近距离自主捕获系统的场景构建

选取失效目标星作为服务对象, 该失效航天器的在轨服务与近距离自主捕获场景如图 2.9 所示。该应用场景主要分为 4 段: 绕飞、悬停、接近、抓捕。本文的内容分别围绕这几部分展开, 具体而言, 将在绕飞阶段服务星进行同步定位与地图构建、在悬停阶段服务星对目标卫星进行观测识别并估计其位姿、在接近阶段进行运动规划、在捕获阶段制定策略。

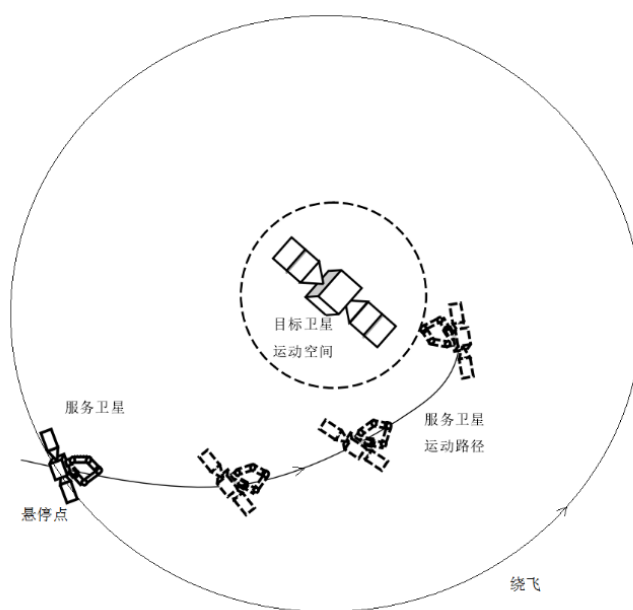


图 2.9 近距离自主捕获场景

2.5.3 近距离自主捕获系统的可行性分析

本文围绕失效航天器的近距离自主捕获任务展开, 服务星依次执行绕飞、悬停观测和接近轨迹规划阶段, 下面分阶段对方案的可行性进行基本的分析。

● 绕飞、悬停阶段

位姿测量包含两类传感器: 激光雷达和惯性传感器, 其中惯性传感器由三个陀螺仪与三个轴向加速度计构成, 选用的激光雷达测量范围 1m-100m, 视场观测范围则为水平方向 360°, 垂直方向 $\pm 15.0^\circ$ 。

在此假定绕飞半径 25m, 目标星的包络半径 10m, 则失效航天器的典型部件位于激光雷达的视场观测范围, 符合观测要求。

- 接近、捕获阶段

位姿测量包含两类传感器：激光雷达和惯性传感器，在该阶段，对激光雷达要求能够观测的包络是“卫星本体+太阳支架+发动机”。

本体对应观测包络的尺寸是 2m，在距离 7m 左右本体处于视场观测范围，而当距离更近的时候，本体的部分会逐渐扫描不到，可以选择较小尺寸的发动机作为观测目标，并利用服务星的同步定位与地图构建算法的位姿信息，继续进行接近规划和捕获。

为了保证失效航天器的近距离自主捕获操作的可靠性，本文对近距离捕获系统的关键环节提出了技术指标：

（1）在绕飞阶段服务航天器进行同步定位与地图构建，SLAM 估计出的服务航天器的位置精度优于 0.1m，姿态角精度优于 1° ；

（2）在悬停阶段服务星对目标卫星进行观测识别并估计其位姿，位置估计精度优于 0.1m，姿态角精度优于 0.8° ；

（3）在接近阶段进行路径规划，避开障碍物、路径最优，算法耗时小于 2s。

2.6 本章小结

本章主要对近距离自主捕获系统方案及失效航天器的运动特点进行了研究。首先阐述了对失效航天器的近距离自主捕获系统总体方案的设计思路及关键技术，并对自主捕获系统的总体方案进行了设计和说明；接着描述了坐标系、姿态等基础理论；然后对失效航天器的典型机构及运动状态进行分析，掌握长期失效航天器的特性；最后对空间长期失效航天器，搭建其空间场景并对自主捕获系统方案的可行性做基本的分析和论证。

第三章 基于 SLAM 的失效航天器环境建模研究

3.1 引言

为了对空间长期失效航天器环境建模，本章引入同步定位与地图构建算法，可以获取基于参考坐标系下全局一致的服务航天器的位姿以及失效航天器等环境信息。对于失效航天器的近距离自主捕获系统而言，SLAM 算法是整个架构的核心组成部分，它利用观测到的环境信息和自身运动信息融合来获得更加精确的服务航天器位姿轨迹，然后动态更新环境地图，包括目标航天器、碎片障碍等信息。

本章将图优化 SLAM 算法应用到空间长期失效航天器的应用场景中。为了解决场景中待观测的一部分路标（失效航天器）处于缓慢自旋状态，导致位姿估计在长时间运行后产生累积误差的问题，本文在通用图优化 SLAM 基础中，提出一种改进的基于先验子图检测的 SLAM 算法。

本章首先介绍通用的 SLAM 框架，然后引入基于先验子图检测的 SLAM 算法的总体框架；接着，对框架中的各个环节开展研究，包括传感器数据的采集、连续数据关联并构建位姿图；为了对前端生成的位姿图进行优化，本文根据失效航天器的特点进行先验子图检测，从而建立位姿图中节点之间的约束关系，并利用此信息对位姿图作局部调整优化；相似地，回环检测也获得位姿约束信息，对更大范围的位姿图进行优化并更新地图；最后开展仿真实验研究，验证 SLAM 算法的有效性。

3.2 基于先验子图检测的同步定位与地图构建的框架设计

本章在通用的图优化 SLAM 框架的基础上，提出改进的图优化 SLAM 算法。通用的图优化 SLAM 框架如图 3.1 所示。

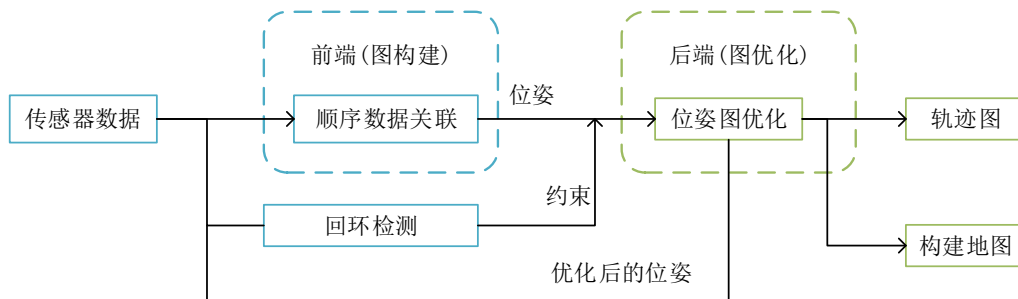


图 3.1 通用的图优化 SLAM 框架

通用图优化 SLAM 框架的主要组成部分如下^[62]:

(1) 传感器数据: 激光雷达采集空间环境信息生成点云, 惯性传感器对服务航天器自身运动信息进行测量。

(2) 顺序数据关联: 对激光雷达扫描到的相邻帧进行配准, 结合惯性传感器的数据, 估计出服务航天器在相邻时刻的位姿变换关系。

(3) 回环检测: 回环检测判断服务航天器是否到达过先前的位置, 它可以通过多个节点之间的约束来判断, 通常是一种强约束。假如检测到该约束信息, 可以用于位姿优化。

(4) 位姿图优化: 后端接受不同时刻估计出的服务航天器的位姿, 以及回环检测的约束信息, 找到平衡所有约束的最优位姿配置解, 从而得到全局一致的轨迹。

(5) 构建地图: 用合适的地图来表示空间环境模型信息。

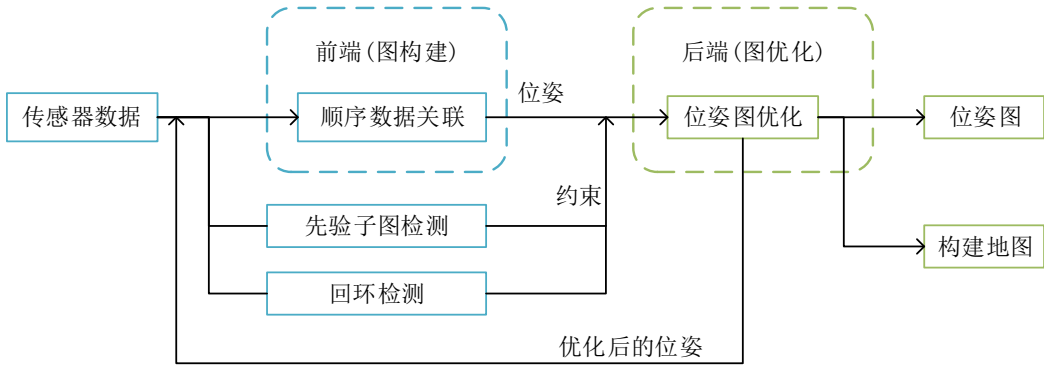


图 3.2 基于先验子图检测的图优化 SLAM 算法总体框架

基于先验子图检测的 SLAM 算法总体框架, 如图 3.2 所示。改进后的算法的核心环节是先验子图检测。

先验子图检测: 和回环检测的目的类似, 利用不连续的位姿节点之间的约束关系, 对位姿图进行调整。由于长期失效航天器处于缓慢自旋, 它的运动状态呈现出周期性重复的先验特点, 根据这一特点, 采用先验子图检测算法获得位姿节点间的约束信息用于图优化。

3.3 位姿图构建

在对失效航天器的应用场景进行同步定位与地图构建之前, 本节首先介绍 SLAM 问题的数学描述, 然后给出 SLAM 中位姿图构建(前端)部分的总体框图, 并对各个环节进行研究。

3.3.1 SLAM 问题的数学描述

SLAM 问题, 也就是通过服务航天器搭载传感器, 在移动过程中, 对服务航天器的位置姿态轨迹实时估计, 同时绘制出符合任务需求的环境地图。

当服务航天器在未知环境中移动时，它的轨迹可以由离散的变量 x_1, x_2, \dots, x_k 来描述，运动传感器（惯性测量单元）的数据，称为输入值，用 u_1, u_2, \dots, u_k 表示，传感器的噪声用 ω_k 表示，运动方程可以表示为：

$$x_k = f(x_{k-1}, u_k, \omega_k) \quad (3.1)$$

服务航天器在位置 x_k 对环境中路标（包括失效航天器、碎片等） l_j 的观测量用 $z_{k,j}$ 表示，观测数据的噪声用 $v_{k,j}$ 表示，观测方程可以表示为：

$$z_{k,j} = h(x_k, l_j, v_{k,j}) \quad (3.2)$$

把 SLAM 问题建模成状态估计问题，从上述联立的方程组中估计出状态变量。

状态估计问题的求解，有很多种。目前主流的图优化方法在解决状态估计问题具有优越的性能^[63]。本文采用图优化方法，并用因子图^[64]进行描述。

因子图（Factor Graph, FG）是一种通用的位姿图模型，如图 3.2 所示。它是一种简单明了、特征鲜明的表示方法，可以描述许多复杂的问题。因子图是一种无向图，有两种节点组成：表示待优化变量的变量节点和表示因子的因子节点，其中，变量节点用大圆表示，因子节点用小圆点表示。在图 3.3 中，服务航天器的位姿节点用 $x_i (i=1, 2, \dots, k)$ 表示，路标（失效航天器及障碍物等）用 $l_j (j=1, 2, \dots, k)$ 表示，因子用 $f(a, b)$ 表示，其中，因子描述了随机变量 a 和 b 之间的高斯概率分布，也反映了着两个节点变量之间的误差模型。

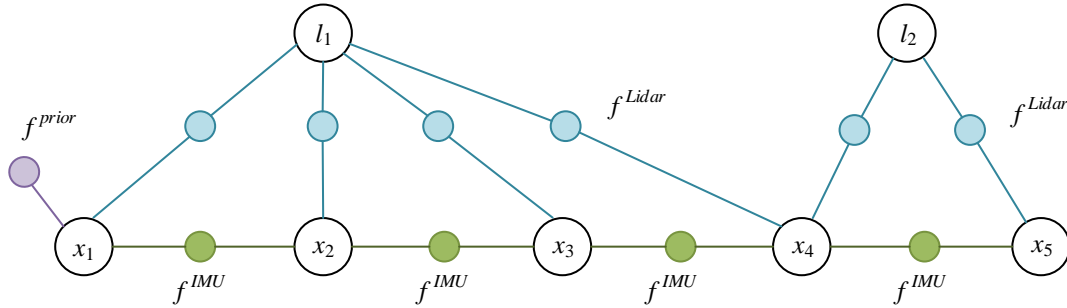


图 3.3 因子图模型

3.3.2 位姿图构建的总体框架

位姿图构建（前端）的总体框架如图 3.4 所示。在每次迭代过程中，获取当前帧的点云，提取其特征边界点，与上一帧的特征点，构成三维坐标下的对应点对集合，采取匹配方法获取坐标变换，重复上面的操作，获得一系列的位姿序列。

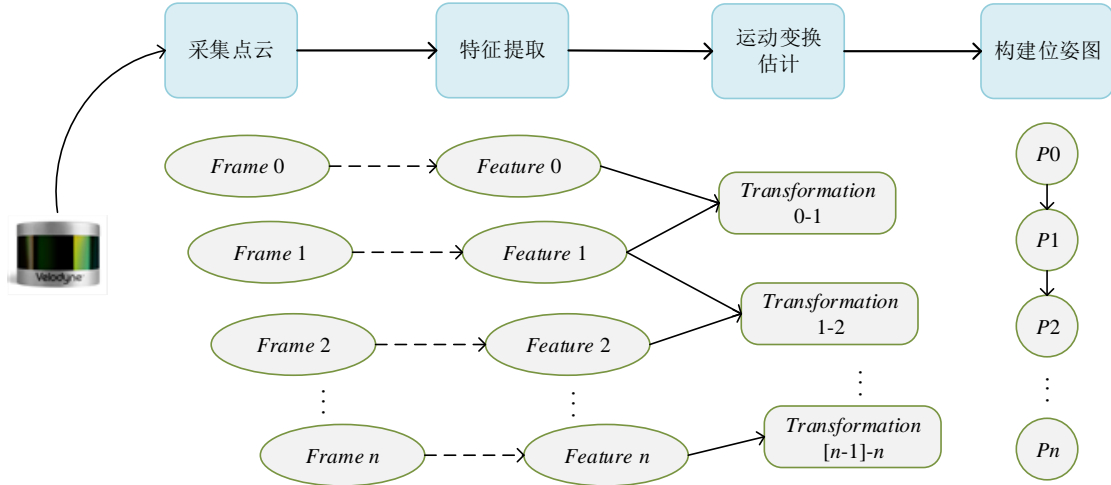


图 3.4 位姿图构建的总体框架

3.3.3 连续数据关联

通过将传感器获得的点云联系起来，从而在位姿节点之间形成约束关系。由于激光雷达是固定在服务航天器上，当空间环境相对于参考坐标系近似于静止时，两帧激光数据之间的相对位姿变换，就对应位姿图中的边，从而构建位姿联系。

具体步骤包括特征提取、运动变换估计。

- 特征提取

前端的任务是建立激光雷达的位姿图，它根据相邻帧的点云估计出粗略的激光雷达运动信息，给后端提供较为理想的初始值。

特征是指在激光雷达运动之中保持稳定的点，它通常表现为地图中的路标。

本章节通过激光雷达扫描到的点云，估计出法线向量，然后对近邻点进行查找和判断，提取出边界点作为特征点。

当给定向量空间 M 中点集 $P = \{p_1, p_2, \dots, p_n\}$ 与待搜索点 $q \in M$ ，那么 q 的相近元素 $N(q, P) \in F$ 。搜索查询点的近邻点，统计其法线向量，找到边界点。

- 相邻帧的运动估计

根据迭代最近点（Iterative Closest Point, ICP）方法求取相邻帧的位置和姿态变换。

假设相邻帧的边界特征点构成的子集为 P ， Q ，相应的点为 p_i ， q_i ，则有 $P = \{p_1, p_2, \dots, p_n\}$ 和 $Q = \{q_1, q_2, \dots, q_n\}$ 。ICP 方法计算出相邻帧的旋转分量 R 以及平移分量 t 这个问题可以转换为求解一个最小二乘问题，

$$\min f(R, t) = \arg \min \sum_{i=1}^n \omega_i \| (Rp_i + t) - q_i \|^2 \quad (3.3)$$

其中， $\min f(R, t)$ 表示误差大小， ω_i 表示每一对的匹配点在整体中所占的权重。

ICP 问题可以通过非线性优化的方法求解，目标函数可以表示为

$$\min_{\xi} = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \| (p_i - \exp(\xi^{\wedge}) p_i') \|^2 \quad (3.4)$$

在计算过程中，通过不断迭代直到函数值取得极小值。

3.3.4 构建位姿图

位姿图中的节点代表的是激光雷达的位姿，连接节点的边则代表激光雷达从前一时刻到下一时刻进行的运动变换，由一连串变换序列绘制服务航天器的位姿图。

在三维空间中，激光雷达可以沿三个坐标轴平移，同时也可以绕三个坐标轴旋转，所以激光雷达的位姿和 ICP 计算出的变换序列同样具有六个自由度。

将激光雷达位姿 x 记为四阶矩阵，

$$P = \begin{bmatrix} & & t_x \\ & R & t_y \\ & & t_z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

其中， R 是 3×3 矩阵，是服务航天器的旋转分量， $t = (t_x, t_y, t_z)^T$ 是 3×1 向量，是平移分量。

相邻激光雷达之间的运动变换关系满足 $x_i = T_{i-1}^i x_{i-1}$ ，那么，设激光雷达初始位姿 x_0 ，任意 k 时刻的位姿 x_k ，则有

$$x_k = \prod_{i=k}^1 T_{i-1}^i x_0 \quad (3.6)$$

按照公式(3.6)可以依次计算出相应的位姿，如公式(3.7)所示。

$$\begin{aligned} x_1 &= T_0^1 x_0 \\ x_2 &= T_1^2 x_1 = T_1^2 T_0^1 x_0 \\ x_3 &= T_2^3 x_2 = T_2^3 T_1^2 x_1 = T_2^3 T_1^2 T_0^1 x_0 \end{aligned} \quad (3.7)$$

位姿图构建的具体过程如下。

(1) 定义激光雷达初始位姿 x_0 ，不妨设成单位矩阵

$$x_0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

把激光雷达初始位姿 x_0 添加到位姿图，当成位姿图初始节点 X_0 ；

(2) 然后根据前端计算出的运动变换序列 T_0^1 ，求出下一时刻的激光雷达位姿 x_1 ，添加新的节点 X_1 ，并连接节点 X_0 和节点 X_1 ；

(3) 然后根据前端计算出的运动变换序列 T_0^1 和 T_1^2 ，求出下一时刻的激光雷达位姿 x_2 ，并添加新的节点 X_2 ，并连接节点 X_1 和节点 X_2 ；

(4) 重复之前操作步骤，采用前端计算出的运动变换序列，计算出位姿，并加入位姿图，如图 3.5 所示。

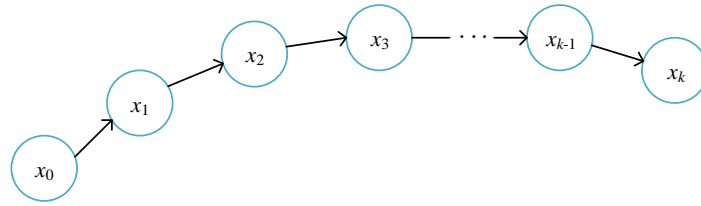


图 3.5 位姿图构建

3.4 位姿图优化

位姿图优化属于 SLAM 的后端部分，其目的是对前面构建出的位姿进行优化。本节首先介绍基于先验子图检测的位姿优化总体框架，并对全因子图模型进行数学描述。然后介绍先验子图检测和回环检测方法，并利用位姿约束信息对位姿图进行调整优化。

3.4.1 基于先验子图检测的位姿优化总体框架

基于先验子图检测的位姿优化的总体框架如图 3.6 所示。由于观测的目标是缓慢自旋的失效航天器，周围伴有相对静止的碎片。连续帧的运动变换极为微小，但是持续一段时间后，产生累积误差。针对该问题，提出了先验子图的检测方法，用于局部的位姿优化。闭环检测，是指物体运动回到之前的地点，可以用于更大范围的位姿优化。

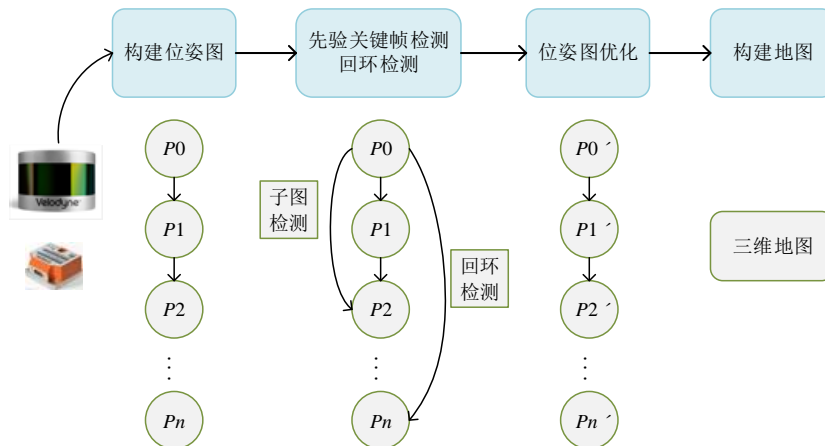


图 3.6 基于先验子图检测的位姿优化的总体框架

3.4.2 全因子图模型

令服务航天器在时刻 t_i 的位姿用 x_i 表示，服务航天器在当前时刻 k 的状态集用 X_k 表示，那么 $X_k \doteq \{x_i\}_{i=1}^k$ 。令时刻 t_j 的路标位姿用 l_j 表示，路标在当前时刻 k 的状态集用 L_k 表示，那么 $L_k \doteq \{l_j\}_{j=1}^k$ 。再令 V_k 包含上面两种状态集，则有 $v_k \doteq \{X_k, L_k\}$ 。

定义联合概率密度函数 $p(v_k | Z_k)$ ，式中， $Z_k \doteq \{z_i\}_{i=1}^k$ ， z_i 是传感器实际的观测值，那么最大的后验概率为

$$v_k^* \doteq \arg \max_{v_k} p(v_k | Z_k) \quad (3.9)$$

对联合概率密度函数因式分解，则联合分布函数为

$$p(v_k) \propto \prod_i f_i(v_k^i) \quad (3.10)$$

其中， v_k^i 是单独的状态变量节点，因子 f_i 表示一个误差项 $err(v_k^i, z_i)$ ，则有

$$f_i(v_k^i) = d(err(v_k^i, z_i)) \quad (3.11)$$

其中，操作符 $d(\bullet)$ 定义为消耗的代价函数。

对于高斯噪声分布，通用的因子可以表示为

$$f_i(v_k^i) = \exp\left(-\frac{1}{2} \|err(v_k^i, z_i)\|_{\Sigma_i}^2\right) \quad (3.12)$$

若因子表示的是量测模型，那么

$$f_i(v_k^i) = \exp\left(-\frac{1}{2} \|z_i - h(v_k^i)\|_{\Sigma_i}^2\right) \quad (3.13)$$

式中， $h(\bullet)$ 代表量测函数，通过它可以从给定的状态预估出传感器的量测值。

根据上述公式可知，状态变量的最优估计也就是让式 (3.14) 最小化

$$\sum_i \|err(v_k^i, z_i)\|_{\Sigma_i}^2 \quad (3.14)$$

其中， $\|a\|_{\Sigma}^2 \doteq a^T \Sigma^{-1} a$ 是平方马氏距离 (Mahalanobis Distance, MD)，通常选取 $\Sigma = R$ ， R 是观测噪声的协方差阵。

根据不同的量测模型，对本文使用到的因子进行描述。全因子图模型，如图 3.7 所示。

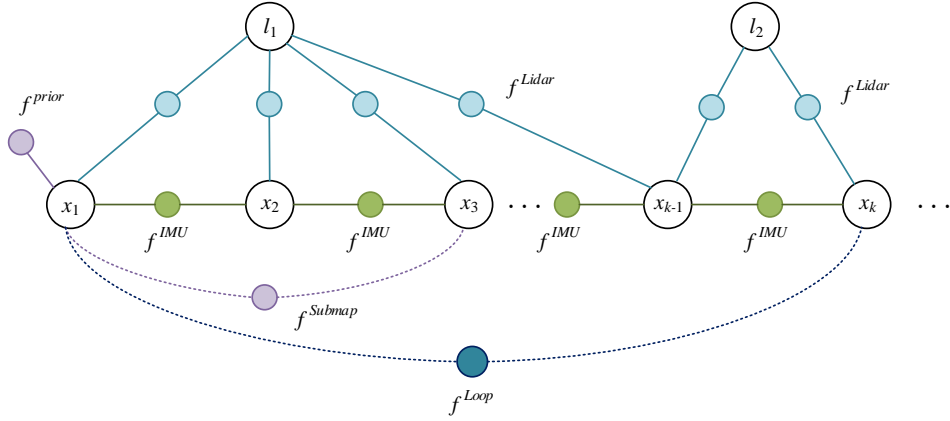


图 3.7 全因子图模型

(1) Prior 因子

对于特定的状态变量有先验信息 ν ，于是 Prior 因子如式(3.15)所示。

$$f^{prior}(\nu) \doteq d(\nu) \quad (3.15)$$

(2) IMU 因子

服务航天器的状态变量 x 可以用连续的非线性微分方程表示

$$\dot{x} \doteq h(x, f^b, \omega^b) \quad (3.16)$$

式中， f^b, ω^b 是惯性测量单元在本体系下测量的力和角加速度。

又 $z_k^{IMU} = \{f^b, \omega^b\}$ ，式(3.16)对应的离散方程为

$$x_{k+1} \doteq h(x_k, z_k^{IMU}) \quad (3.17)$$

根据式(3.17)，可以通过状态 x_k 和传感器测量值 z_k^{IMU} 预测出下个时刻的状态 x_{k+1} ，而预测值和实际的 x_{k+1} 存在的差值体现为 IMU 因子的误差函数：

$$f^{IMU} \doteq d(x_{k+1} - h(x_k, z_k)) \quad (3.18)$$

(3) Lidar 因子

激光雷达的量测方程可以表示为

$$h(x, l) = [R \ t]l \quad (3.19)$$

式中，路标 l 是全局参考系的坐标，旋转矩阵 R 和平移向量 t 表示激光雷达坐标系和全局参考系的转换关系。

Lidar 因子为

$$f^{Lidar} \doteq d(z - h(x, l)) \quad (3.20)$$

(4) 约束因子

变量节点包括服务航天器状态和路标节点。在不连续的变量节点之间存在约束关系，可以用于优化。

假定在初始时刻 t_1 和时刻 t_k 存在约束关系，量测方程可以表示为

$$z_k^{Constr} = h^{Constr}(x_l, l) + n^{Constr} \quad (3.21)$$

式中， h^{Constr} 是约束节点之间的量测函数， n^{Constr} 是量测噪声。

约束因子可以表示为

$$f^{Constr} \doteq d(z_k^{Constr} - h^{Constr}(x_l, l)) \quad (3.22)$$

式中， z_k^{Constr} 是实际观测量。

在图 3.6 中，约束因子的连线用虚线表示。本文的约束因子 f^{Constr} 包括先验子图约束因子 f^{Submap} 和闭环因子 f^{Loop} 两类。

3.4.3 先验子图检测

先验子图检测示意图如图 3.8 所示。

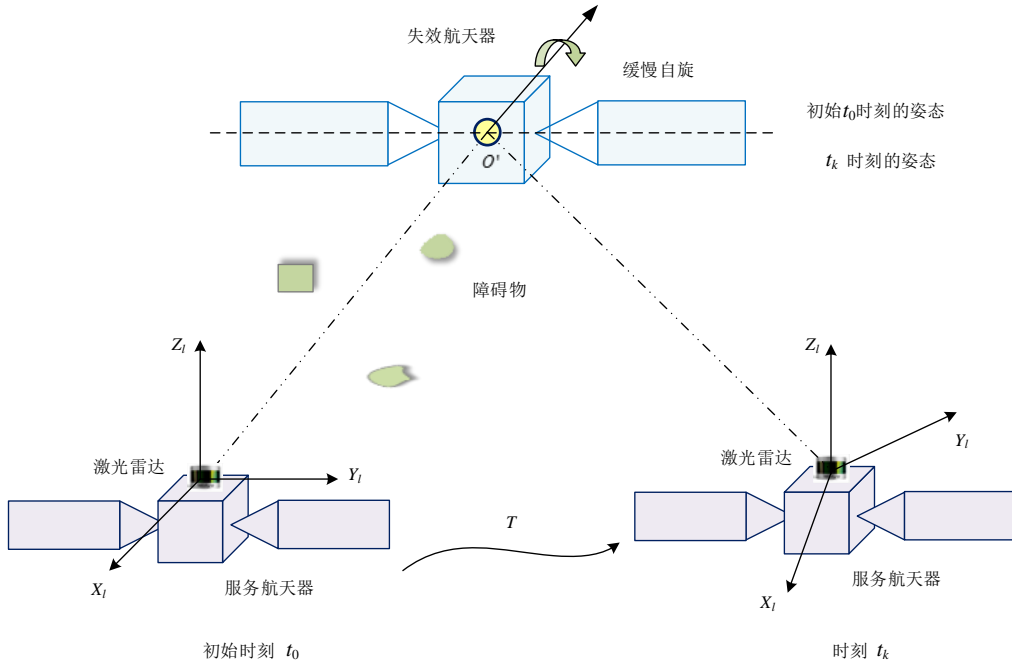


图 3.8 先验子图检测示意图

先验子图是指具有先验信息的关键帧。根据上一章节对失效目标航天器运动特性的分析，它通常绕着最大惯量主轴处于缓慢旋转的运动状态。假定服务航天器携带的激光雷达在初始时

时刻 t_0 观测到的失效航天器的姿态如图 3.8 所示, 然后失效航天器缓慢自旋一周后, 在特定时刻 t_k 的姿态和初始时刻 t_0 的姿态保持一致, 那么, 服务航天器在时刻 t_k 和初始时刻 t_0 相当于对静止的应用场景进行观测, 因此, 对这两个时刻观测到的点云进行配准, 可以获得服务航天器的位姿间的约束关系。

将初始时刻 t_0 激光雷达观测到的点云记为先验关键帧, 当服务航天器携带激光雷达的移动过程中, 把观测到的每个关键帧和先验关键帧进行点云配准, 如果满足配准要求, 则确定激光雷达在不同时刻的位姿关系, 相应地, 通过坐标变换获得服务航天器之间的位姿约束信息。本文将检测出来的位姿关系添加到位姿图, 记为不连续节点之间的约束因子。由于这一过程基于初始时刻的先验关键帧以及失效航天器的运动特点, 本文将这种方法称为先验子图检测法, 相应地, 这种约束因子称为先验子图因子 f^{Submap} 。

本文采用 RANSAC 算法来实现先验子图检测方法。RANSAC 算法通过迭代的方式来估计数据中的模型参数。估算的数据集合包括有效点 (Inliers) 和无效点 (Outliers), 其中有效点处于所需的数学模型附近, 异常点可能是一些环境干扰、测量误差等产生的。

本文采用的是多点 RANSAC 算法。具体过程如下:

(1) 在初始先验关键帧中, 选择若干参数点 d (特征点), 失效目标航天器 m , 周围环境 n , 总共 $m+n$ 参数点; 将待匹配帧的相关联的参数点, 通过平移与旋转计算出对应的 d' , 再把 d' 和 d 相对比, 若误差小于一定的阈值, 视为有效参数点 (Inliers);

(2) 将所有对应参数点进行上述的运算, 如果有效参数点的数量满足指定的要求, 那么判断两帧匹配成功, 并且上一步中计算出的平移向量和旋转矩阵有效;

(3) 若 (2) 中未达到足够有效点, 视为无效。

在 RANSAC 算法中, 如果当前帧和先验关键帧的点云配准成功, 计算出的旋转矩阵和平移向量表示了激光雷达和失效航天器等环境信息之间的相对位姿关系, 然后计算出服务航天器在当前时刻和初始时刻的位姿之间的约束信息。这一信息可以作为节点之间的具有较强约束的边, 用于局部位姿图的调整和优化。

3.4.4 回环检测

在前端仅仅考虑相邻帧的数据关联, 由于传感器的观测噪声以及匹配算法造成的估计误差, 并且误差将不断累积到下一时刻, 这就导致 SLAM 出现累积误差。换句话说, 长时间估计的位姿结果将不可靠, 或者说, 无法构建全局一致的轨迹和地图。

回环检测对 SLAM 系统意义重大, 可以减小长时间运动造成的累积误差^[65]。它判断的是服务航天器自身回到曾经到过的地方, 和上一小节中的先验子图并不相同。回环检测建立的是回环内所有位姿节点之间的强约束关系, 可以对位姿图做大范围的调整和优化。因而, 必须仔细

验证回环检测的结果，确保它的可靠性和准确性。

回环检测，可以采取和先验子图相似的检测方法。当服务航天器绕飞一圈后，形成一个闭环。为了有效地检测出闭环，需要服务航天器在回到初始点附近后做较长时间的观测，当失效航天器运动到和初始时刻一致的姿态后，可以利用先验子图检测的结果，获得当前时刻和初始时刻的位姿关系，由此判断是否是闭环。

为了保证回环检测的可靠性，需要进行再次判断。本文通过词袋模型（Bag-of-Words, BoW）进行判断回环^[66]，基本思路是：对点云中的各个点采用 K 叉树（k 分支、深度 d 的树）进行聚类，生成若干“单词”，并创建字典；然后对两帧的点云进行相似性计算，本文采用 TF-IDF（Term Frequency – Inverse Document Frequency）法，其中，TF 部分指的是某单词在点云中经常出现，该单词的区分度越高，IDF 部分指的是某单词在字典中出现的频率越低，则分类时区分度越高；计算不同帧的点云的词袋模型，然后计算出相似度来判断回环。

3.4.5 图优化

通过前端顺序数据关联构建出位姿图之后，依据先验子图检测得到局部节点的约束信息，回环检测获得环中大范围内节点的约束关系，就可以对位姿图进行优化。

对于因子图，因子节点处于待优化的位姿节点之间，包含了位姿节点之间的约束关系，它们来自于运动方程和观测方程。例如，顺序数据关联，可以用惯性测量单元因子来描述相邻时刻位姿之间的约束关系；先验子图的检测，获得不同的局部节点的制约关系；回环检测则获得环中更多节点的制约关系。对因子图的优化，就是调整各个变量的值，使得它们的因子乘积最大化，可以采取 iSAM 方法来优化。SLAM 数据关联和位姿优化算法的伪代码如表 3.1 所示。

3.4.6 构建地图

为了便于构建出来的地图在后续的导航以及路径规划中使用，本系统采用八叉树的概率地图^[67]。该方法可以实时更新地图，具有很好的灵活性和可压缩性。八叉树的分割如图 3.9 所示，它把大的结构进行八等份的细分成小的结构，如立方体，然后存储相应的点云。不同配置的网格大小，可以生成不同精度的地图。设定最大的立方体是根节点，然后经过不断的细分，可以得到子节点和叶节点，其中叶节点是体素中最小的网格。当某个体素没有被占据时，节点作为一个整体，不进行展开显示，所以，在存储上节省大量空间。

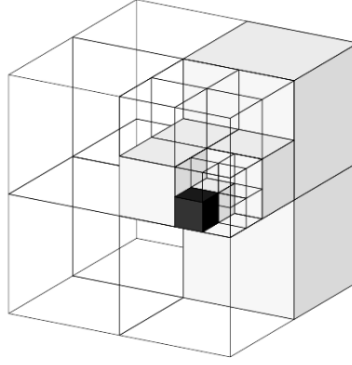


图 3.9 八叉树的分割

表 3.1 SLAM 数据关联和位姿优化算法的伪代码

Algorithm 1 Data Association and Pose Optimization

```

1  Factor_Graph  $\leftarrow$  InitializationNodesFactors()
2  for keyframe  $KP_k$  do
3    Features( $k$ )  $\leftarrow$  ExtractFeatures( $KP_k$ )
4     $\{\mathbf{R}_k, \mathbf{T}_k\} \leftarrow$  ICP(Features( $k$ ), Features( $k-1$ ))
5    Curr_Pose  $\leftarrow$  NewPoseNodeAndFactor( $\mathbf{R}_k, \mathbf{T}_k$ )
6    Factor_Graph  $\leftarrow$  Curr_Pose
7     $\{\mathbf{R}, \mathbf{T}\} \leftarrow \{\mathbf{R}, \mathbf{T}, \mathbf{R}_k, \mathbf{T}_k\}$ 
8  end for
9   $\{\mathbf{R}, \mathbf{T}\} \leftarrow$  iSAM_Smooth( $\mathbf{R}, \mathbf{T}$ )
10 for keyframe  $KP_k$  do
11    $\{\mathbf{R}_{s_{k0}}, \mathbf{T}_{s_{k0}}, \text{Flags}_{s_{k0}}\} \leftarrow$  SubmapDetect_RANSAC( $KP_k, KP_0$ )
12   if IsPriorSubmap( $\text{Flags}_{s_{k0}}$ ) then
13     Factor_Graph  $\leftarrow$  NewContraintFactorAndNode(Curr_Pose,  $\mathbf{R}_{s_{k0}}, \mathbf{T}_{s_{k0}}$ )
14   end if
15    $\{\mathbf{R}_{loop_{k0}}, \mathbf{T}_{loop_{k0}}, \text{Flag}_{loop_{k0}}\} \leftarrow$  LoopDetect( $KP_k, KP_0$ )
16   if IsLoop( $\text{Flag}_{loop_{k0}}$ ) then
17     Factor_Graph  $\leftarrow$  NewContraintFactorAndNode(Curr_Pose,  $\mathbf{R}_{loop_{k0}}, \mathbf{T}_{loop_{k0}}$ )
18   end if
19   Factor_Graph  $\leftarrow$  iSAM_Update(Factor_Graph)
20 end for

```

由于传感器观测噪声的影响，实际中八叉树节点的占据信息可能并非是一种稳定状态，在某些时刻处于占据状态，某些时刻处于空闲状态。因此，可以采用概率的方式判断该网格节点是否被占据。根据八叉树的推导，假定在 $t=1, \dots, T$ 时刻，观察到的数据为 z_1, \dots, z_T ，那么第 n 个叶子节点的概率大小可以表示成

$$P(n | z_{1:T}) = \left[1 + \frac{1 - P(n | z_T)}{P(n | z_T)} \frac{1 - P(n | z_{1:T-1})}{P(n | z_{1:T-1})} \frac{P(n)}{1 - P(n)} \right]^{-1} \quad (3.23)$$

如果用 α 描述概率对数值 (Log-odds)，那么把一个概率 p 变换到全实数空间 \mathbf{R} 上，其变换关系为

$$\alpha = \log \text{it}(p) = \log\left(\frac{p}{1-p}\right) \quad (3.24)$$

其反变换关系为

$$p = \log \text{it}^{-1}(\alpha) = \frac{\exp(\alpha)}{\exp(\alpha) + 1} \quad (3.25)$$

那么，从开始到 T 时刻某节点的概率对数值为

$$L(n | z_{1:T}) = L(n | z_{1:T-1}) + L(n | z_T) \quad (3.26)$$

由上式，每次更新地图时，只需要加上当前观测量，就可以获取当前的概率对数值进行存储。查找时，可以根据网格的概率对数值计算出网格被占用的概率。

3.5 仿真研究

3.5.1 实验环境及过程

实验系统环境采用的是 ROS 系统，版本为 Indigo，以及仿真开发环境 MATLAB 2015b。

实验过程主要包括以下几个步骤：

(1) 搭建实验环境

本章基于机器人操作系统 (Robot Operating System, ROS) 搭建实验环境，同时创建任务节点，MATLAB 和 ROS 主机通过局域网连接并通讯；

(2) 采集传感器数据

本章的 SLAM 算法中使用了激光雷达和惯性测量单元两种传感器，两者均安装在服务航天器上，其中，激光雷达对空间环境进行三维扫描生成点云；惯性测量单元用于对服务航天器自身运动的测量。

● 激光雷达

激光雷达选用 Velodyne 公司的 VLP-16，具体技术参数如表 3.2 所示。

表 3.2 Velodyne 激光雷达技术参数

名称	参数
测量范围	0~100m
距离精度	±3cm
视场	水平方向：360°，垂直方向：-15°~+15°
角度精度	水平方向：0.1°~0.4°，垂直方向：2.0°
转速	5Hz~10Hz

激光雷达与 ROS 主机的通讯接口是网口，遵循 UDP 协议。编写激光雷达和 ROS 主机通讯的驱动程序，经过数据解包后和转换，计算出相应的三维坐标值。如图 3.10 所示是激光雷达采集实验室环境生成的点云。

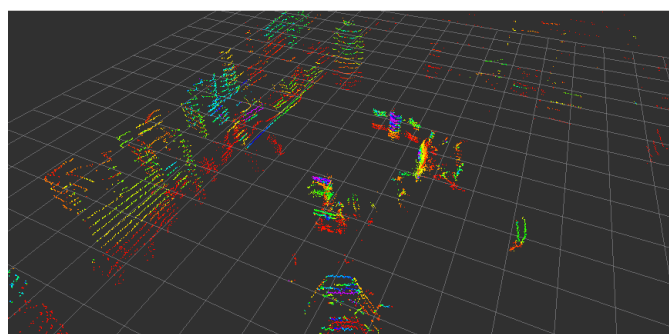


图 3.10 激光雷达采集实验室环境生成的点云

提取出的特定模型的点云，通过 ROS 平台消息传输机制发布到 MATLAB 上显示。点云模型以及在 MATLAB 中的效果如图 3.11 所示，其中，图(a)中是激光雷达扫描实物模型生成的点云，图(b)中是 MATLAB 中显示效果，蓝色部分和实物点云模型相对应。

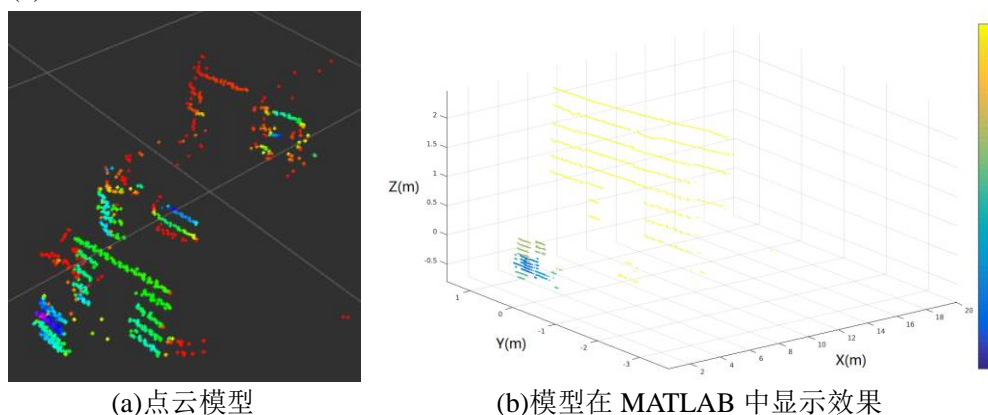


图 3.11 点云模型以及在 MATLAB 中的效果

● 惯性传感器

惯性传感器 IMU 采用 STIM300，主要包括三轴陀螺仪与三轴加速度计，具体技术参数如表 3.3 所示。

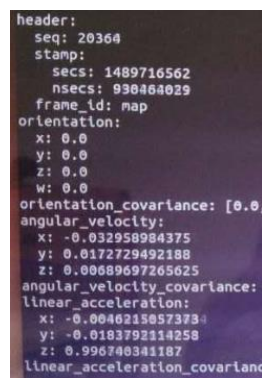
表 3.3 惯性传感器技术参数

技术参数	技术指标	单位
陀螺测量范围	± 400	%s
陀螺零偏稳定性	0.5	%h
陀螺随机游走	0.15	$^{\circ}/\sqrt{h}$
陀螺标度因数精确度	500	ppm
陀螺分辨率	0.22	%h
加速度计测量范围	± 10	g
加速计零偏稳定性	0.05	mg
加速计随机游走	0.06	$m/s/\sqrt{h}$
加速度计标度因数精确度	300	ppm
加速度计分辨率	1.9	μg

惯性测量单元 IMU 与 ROS 主机的通讯接口是串口 RS422，编写驱动程序实现串口通讯、IMU 数据解包，获得 IMU 的数据。惯性测量单元的串口转换以及解包的数据实时显示效果如图 3.12 所示。



(a)IMU 和 ROS 主机进行串口通讯



(b)IMU 数据实时显示

图 3.12 IMU 数据解包

(3) 模拟传感器数据

基于前面对传感器的研究，在仿真系统运行 Gazebo，建立失效航天器的模型和激光雷达的三维模型，利用激光雷达对失效航天器进行扫描，模拟惯性测量单元数据，然后将数据以话题

形式发布。

(4) SLAM 算法

ROS 主机接收到发布的传感器数据，进行相应的算法程序设计，包括位姿图构建、先验子图检测、位姿图优化等几个部分。

(5) 地图的输出

用 Rviz 输出 SLAM 算法构建出的三维地图，并将位姿图（服务航天器的轨迹）数据发布出来，MATLAB 节点订阅该数据，进行结果显示与分析。

在绕飞阶段服务航天器对失效航天器进行环境建模，SLAM 算法应用场景图如图 3.13 所示，包含有失效卫星模型和碎片障碍物。

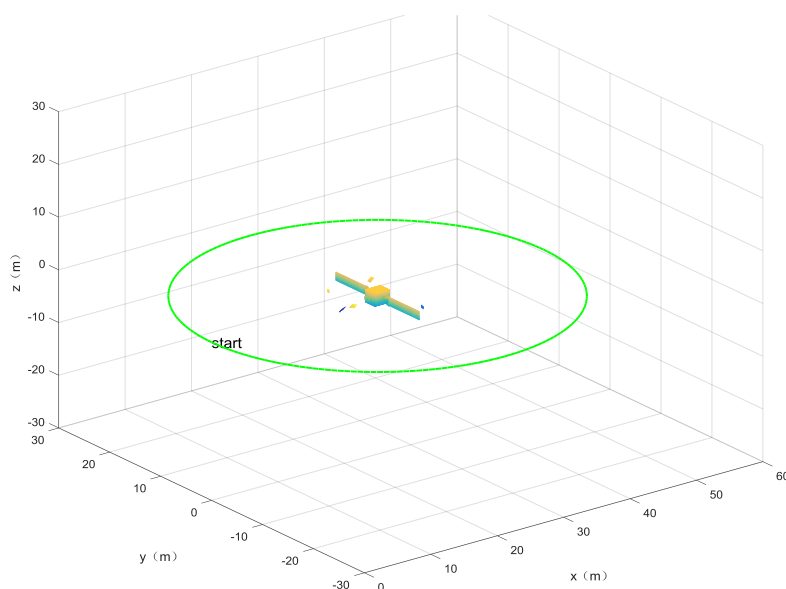


图 3.13 SLAM 算法应用场景图

仿真初始条件设置：

- 失效航天器本体的尺寸，长、宽、高分别为 220cm、180cm、240cm，太阳帆板的长、宽分别为 600cm、160cm，太阳帆板的三角支架和帆板相接的边为 160cm，高为 130cm；
- 失效航天器绕着最大惯量主轴处于缓慢自旋状态，旋转角速率为 5 %s；
- 失效航天器周围伴随若干碎片障碍物，障碍物在参考坐标系下保持相对静止；
- 在参考坐标系下，初始时刻的服务航天器位于(0,0,0)，失效航天器位于(25,0,0)；
- 服务航天器在失效航天器同一轨道平面内绕飞，绕飞半径 25m，绕飞角速率 0.1 %s，理想轨迹如图 3.13 中绿色虚线所示。

3.5.2 实验结果及分析

SLAM 算法的仿真轨迹如图 3.14 所示，绿色点画线表示通用 SLAM 算法估计出的轨迹，紫色实线表示基于先验子图检测改进后的 SLAM 算法估计出的轨迹。

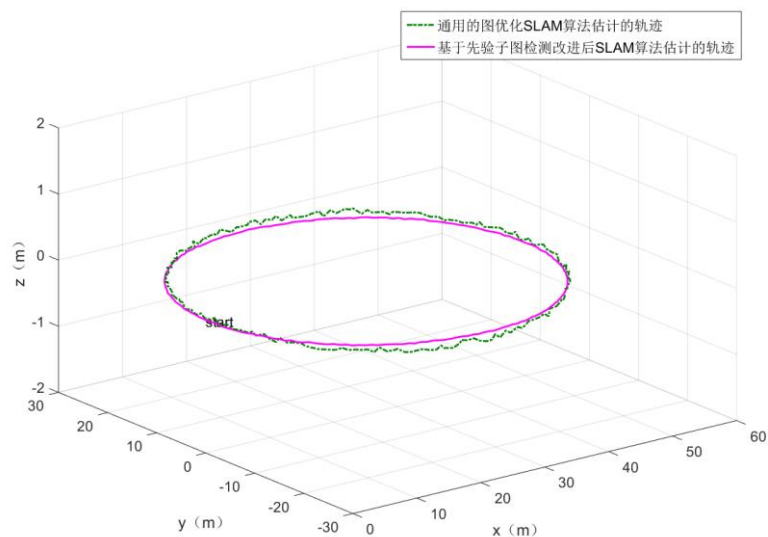


图 3.14 SLAM 算法轨迹比较

由图可知，通用的图优化 SLAM 算法的位姿和轨迹真值相比偏差较大，它是由动态场景下长时间的位姿估计产生的累积误差造成的，仅靠回环检测对位姿优化的效果并不显著；而基于先验子图检测改进后的 SLAM 算法，通过先验子图检测获得局部的位姿约束信息，对位姿进行后端优化，进一步减少累积误差，从而估计出的位姿精度得到改善。

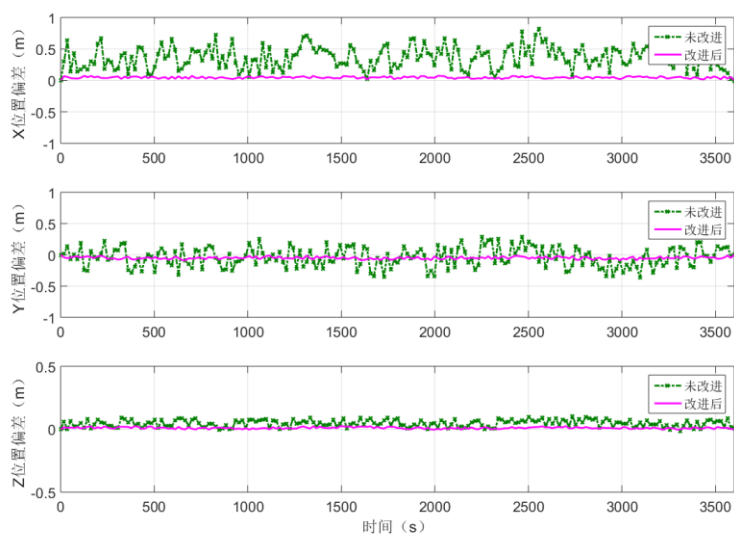


图 3.15 两种 SLAM 算法的位置误差比较

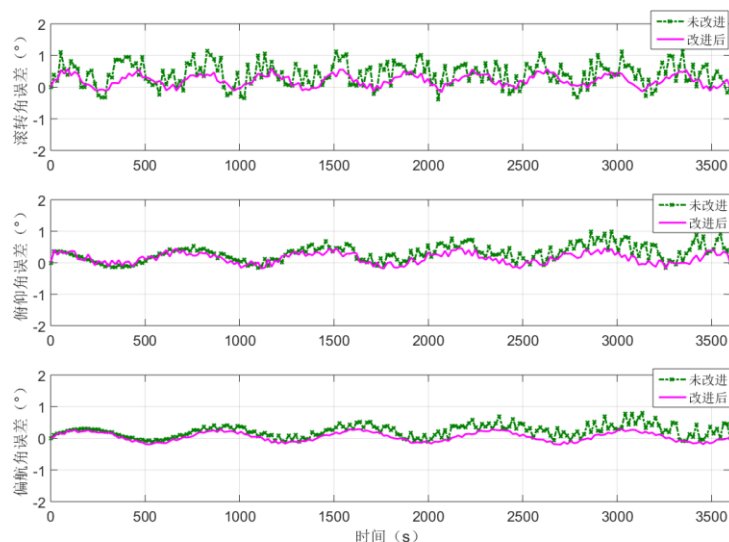


图 3.16 两种 SLAM 算法的姿态误差比较

对比基于先验子图检测改进的 SLAM 算法和通用的图优化 SLAM 算法，两种 SLAM 算法的位置误差比较如图 3.15 所示，姿态误差比较如图 3.16 所示。从图中可以看出，未改进的通用 SLAM 算法由于累积误差的影响导致位置和姿态误差较大，基于先验子图检测改进后的 SLAM 算法，位置和姿态估计精度均有提高，并且位置的改善效果更为显著。

基于先验子图检测改进后的 SLAM 算法的位置误差曲线如图 3.17 所示，姿态角误差曲线如图 3.18 所示，从中可以看出，位置精度优于 0.08m，姿态角精度优于 0.6° 。

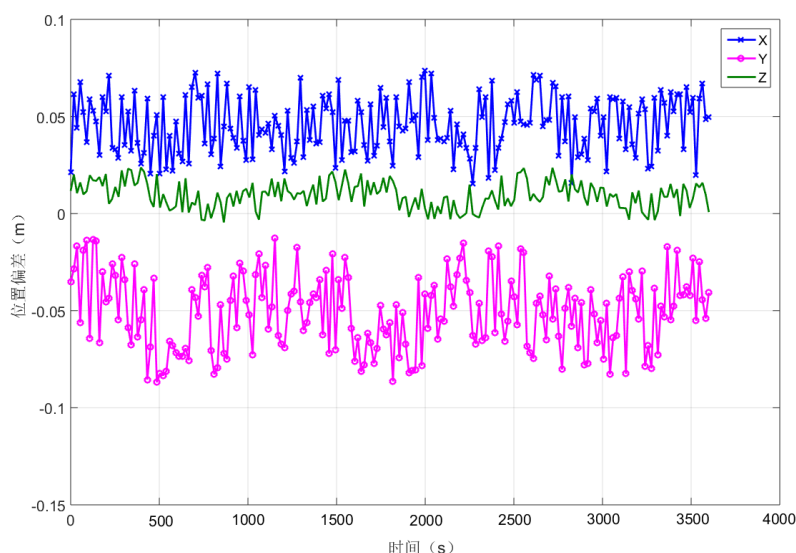


图 3.17 改进后 SLAM 算法的位置误差曲线

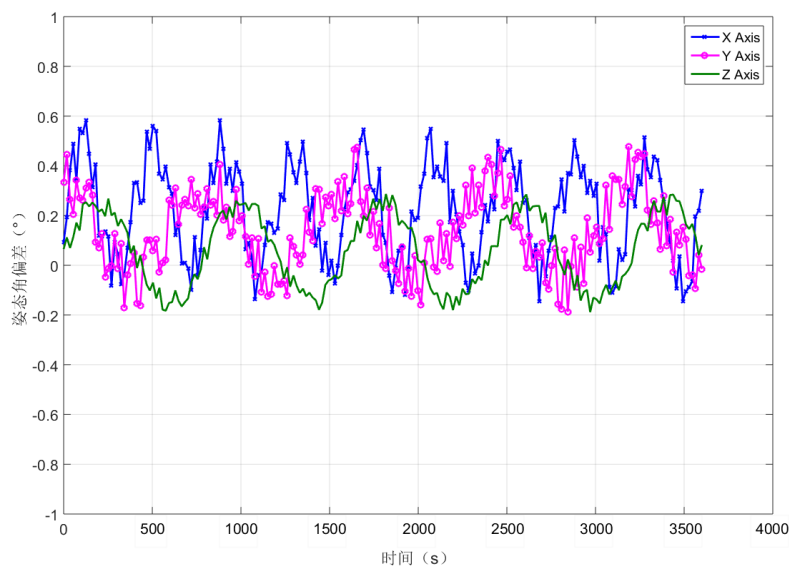


图 3.18 改进后 SLAM 算法的姿态误差曲线

表 3.4 SLAM 位置误差和姿态角误差

名称	均值	标准差
X 轴位置	4.58cm	1.83cm
Y 轴位置	-5.08cm	1.93cm
Z 轴位置	1.01cm	0.82cm
X 轴姿态角	0.22°	0.189°
Y 轴姿态角	0.15°	0.158°
Z 轴姿态角	0.065°	0.145°

基于先验子图检测改进后的 SLAM 算法的误差值如表 3.4 所示。由表可知，改进后的算法的位置误差和姿态误差较小，位姿估计精度较高，可以满足自主捕获系统的指标要求。

3.6 本章小结

本章节将传统的图优化 SLAM 方法应用到空间近距离捕获任务的场景中，给出了传感器数据采集、数据之间的关联以及位姿图构建方法；在图优化环节，利用闭环的判断形成的约束信息对位姿图进行调整；为解决 SLAM 算法在动态场景（失效目标航天器缓慢自旋运动）精度受到影响的问题，依据失效目标航天器自身运动特点的规律性，提出一种基于先验子图检测的图优化 SLAM 方法。为了验证该算法，以服务航天器围绕失效目标航天器绕飞为例，进行验证算法分析，证明了算法的有效性。

第四章 失效航天器的识别及位姿估计算法研究

4.1 引言

由于失效航天器没有先验的信息和合作标识，为了能够对失效航天器进行近距离捕获等在轨服务，需要识别出失效航天器。而失效航天器也不具备专门用于捕获的接口，所以需要在失效航天器上确定可以用于捕获的设备并估计其位姿。

为了对失效航天器上的典型机构进行识别，本章提出基于边界特征点的识别方法，通过法线估计、边界提取并拟合特征形状。在位姿估计过程中，为了解决通用的 ICP 点云匹配算法受初值的影响导致的精度降低问题，本章提出一种改进算法。首先利用 RANSAC 算法对点云进行初始配准，获得较为准确的初值，然后采用 ICP 算法进行精确估计，并针对 ICP 算法耗时久问题，在位姿优化过程中，对点云中的点赋予不同的权值，减少参与算法的点的个数，从而提高位姿估计效率。为了验证上述算法的可行性，进行仿真实验。

4.2 失效航天器的典型机构的识别及位姿估计总体框图

失效航天器典型机构的识别及位姿估计的总体框架如图 4.1 所示。该框架主要分为两大部分，一部分是目标航天器上典型机构的识别，另一部分是位姿估计。在目标识别过程中，首先对点云进行滤波等预处理，接着估计点云中物体表面的法线向量，基于此提取出边界特征点，然后拟合出典型的形状并进行识别。在位姿估计过程中，首先采用快速点云匹配法来估计位姿的初值，再采用迭代最近点法进行精确估计，并通过对不同的点赋予不同的权值进行位姿优化，最后通过坐标变换，计算出失效航天器在参考坐标系下的位置和姿态。

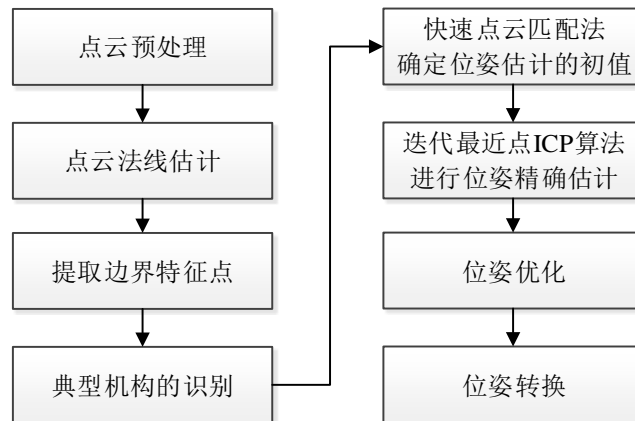


图 4.1 失效航天器典型机构的识别及位姿估计的总体框图

4.3 失效航天器典型机构的识别

在对失效航天器的典型机构进行识别过程中，首先需要对激光雷达观测到的点云进行预处理，并通过估计的表面法线向量来提取边界特征点，然后进行识别。

4.3.1 点云预处理

由于激光雷达采集到的失效航天器等信息以点云的方式呈现，而点云是离散的数据点并且有噪声干扰，所以，本文首先需要对点云进行预处理^[68]。预处理包括选取搜索算法、滤除噪声两部分。

- 选取搜索算法

为了能够实现对点云的数据处理，需要对离散点建立关联，选取合适的方式进行搜索。本章选取 K 邻域算法，该算法是基于立体栅格和八叉树的混合搜索算法。首先采用立体栅格和八叉树对点云空间进行划分，再采用动态空间球算法来搜索 K 邻域的点。其中，点云的划分包括初步划分和精细划分两部分，初步划分依据立体栅格法将空间划分成若干个小的立体栅格，并在小的立体栅格中放置相应的点云；精细划分则对初步划分后的具有较多特征信息的栅格进行逐层的精细划分。 K 邻域搜索，首先确定初始搜索半径 r ，并通过它的外切立方体不断地扩展，来搜索 K 邻域的点集，这种搜索方法有效减少扩充次数，搜索效率高。

- 滤除噪声

本节采用两种滤波方法，体素滤波和统计滤波。

体素滤波的目的是加快点云配准的速度。点云的体素滤波法是指在不改变点云形状特征的前提下，降低采样率，从而减少点云的数量。首先对点云构建一个平行于各坐标轴的包围盒，按照设定的长度构建三维的体素栅格，其中体素栅格就是一个小的正方体；计算每一个体素栅格中所有的点的重心，用重心代替体素栅格内其他各点；于是，体素栅格包含的点都用一个重心的点来代替，对所有体素栅格进行体素滤波处理。为了能够根据点云的密度进行自适应滤波，在体素滤波之前计算出点云的密度，将体素栅格的长度设为点云密度的若干倍大小，而非固定值。

统计滤波的目的是剔除离群点。离群点指的是传感器采集到的点云中包含的噪声。统计滤波，首先对点云的每个点进行邻域统计，计算该点到邻域点的平均距离 d ；计算所有邻近距离的平均值 μ_g 和标准差 σ_g ；将满足公式(4.1)的点视为离群点，然后滤除。

$$d > \mu_g + N \times \sigma_g \quad (4.1)$$

4.3.2 法线估计

从激光雷达采集到空间环境的三维信息，以点云的形式体现，包含有目标航天器的许多信息，可以从中提取出目标的特征点，为后期的任务提供信息来源。

本章节通过计算法线向量，利用法线向量发生快速突变的点来提取边界特征点。如果局部区域上法线向量变化缓慢，说明该区域相对平缓；如果法线向量变化剧烈，说明该区域变化相对剧烈。

法线向量的计算过程如下：

(1) 假设点 p 的坐标是 p_i ，点 p 有 k 个邻近点，记为 $\{p_1, p_2, \dots, p_k\}$ ，计算这些点的重心 o ：

$$o = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k p_i \quad (4.2)$$

(2) 计算最小二乘拟合的曲面的法线向量，等价于计算如式(4.3)中的最小值；

$$f = \sum_{Nbhd(p_i)} \|(p_i - o) \cdot n\| \quad (4.3)$$

该最小值，可以通过计算协方差阵的最小特征值来求解，计算该实对称矩阵中最小特征值，然后求出对应的特征向量，即是所求的法线向量，其中 o_x, o_y, o_z 是重心的分量， x_i, y_i, z_i 是某点对应的点云坐标。

$$\begin{bmatrix} \sum_i (x_i - o_x)^2 & \sum_i (x_i - o_x)(y_i - o_y) & \sum_i (x_i - o_x)(z_i - o_z) \\ \sum_i (y_i - o_y)(x_i - o_x) & \sum_i (y_i - o_y)^2 & \sum_i (y_i - o_y)(z_i - o_z) \\ \sum_i (z_i - o_z)(x_i - o_x) & \sum_i (z_i - o_z)(y_i - o_y) & \sum_i (z_i - o_z)^2 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

法线向量的方向判定问题：通过视角矢量 v_p 来估计点云法线向量应该是大致指向视角的，也就是视角矢量和点云法线向量的夹角小于 $\pi/2$ ，那么法线向量的方向问题可以通过公式(4.5)来表示，

$$n_i \cdot (v_p - p_i) = \begin{cases} \geq 0, \text{保留} \\ < 0, \text{取相反数} \end{cases} \quad (4.5)$$

其中， p_i 是点的坐标， n_i 是该点的法线向量， v_p 是视角的坐标值，通常设为 $(0,0,0)^T$ 。

4.3.3 点云特征提取

特征点是点云中目标的形状等保持一致的点，对于目标的识别以及位姿的估计具有重要的意义。在散乱的点云中，对于特征边界点，可以通过相邻法线向量的偏差来识别边界点。

利用法线向量来提取边界特征点的原理：

(1) 点云中某点 p_i 的法线向量的变化程度，也称为特征度，可以通过其法线向量和周围 k 个邻近点的法向量的夹角的算术平均值来表示，其中， θ_{ij} 是指点 p_i 的法线向量和其邻近点 p_j 的法线向量的夹角。

$$\xi_i = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k \theta_{ij} \quad (4.6)$$

(2) 上式中计算出的点的特征度，表示了局部曲面的平缓度。通过选取合适的阈值，去掉点云中平缓的部分，从而提取边界特征点。

通过计算法线向量来提取边界特征点，计算量小，提取速度快。

提取边界特征点的具体步骤如下：

(1) 对点 p_i 和它 k 邻近点的集合 $\{p_i, N_j(p_i)\} \{j=0,1,...,k-1\}$ 在相切的面的投影分别是 p'_i 与 $N'_j(p_i)$ ；

(2) 把采样点的投影 p'_i 作为起点，分别以它的邻域投影点 $N'_j(p_i)$ 为终点，连接成矢量 $\overrightarrow{p'_i N'_j(p_i)}$ ，然后得到一个矢量集合；

(3) 求解每一个向量和基准向量间的角度偏差，得到所有夹角的集 L ；

(4) 计算夹角集合 L 中最大的角度差 L_{\max} ，如果 $L_{\max} > \delta$ ，那么 $\varepsilon++$ ，重复上面的步骤；

(5) 如果 ε 满足一定的阈值，那么点 p_i 是边界点，直到识别出所有的边界特征点。

4.3.4 典型机构识别

目标的识别，通常可以通过线下生成数据库，线上识别场景内的目标物体来实现。选取上一小节从点云中提取的边界特征点作为兴趣点，和相应的数据库模板进行匹配，从而达到识别的目的。

传统的非合作目标位姿测量，采用视觉获取图片，下传给控制计算机，手动选择目标点进行定位与跟踪，采用这种方法具有较大的延时，无法实现自主化识别和位姿估计。本章从失效目标航天器本身的典型结构入手，从激光雷达采集的点云中识别目标。根据本文第二章失效航天器典型结构的分析，考虑超近距离（0~20m）在轨捕获任务的需求，利用太阳帆板的三角支架以及发动机引擎喷管作为识别对象，对其进行位姿解算。

三角支架识别的过程：

(1) 在上一小节提取的边界特征点基础上，进行直线的提取，获得包含三角形支架在内的每一条直线的参数；

(2) 从中辨识出三角支架的直线，计算直线的交点；

(3) 选取三角形的一边的中点作为抓捕点，计算抓捕点坐标系与激光雷达坐标系之间的平移分量 sT 与旋转矩阵 ${}^sR = {}^lR$ 。

发动机引擎喷管识别的过程：

(1) 在边界特征点的基础上，选择三个点，拟合一个圆，通过 K 近邻搜索，判断是否有满足阈值的点落在拟合的圆上，计算圆的参数；

(2) 选取圆上某点作为抓捕点，计算抓捕点坐标系与激光雷达坐标系间的平移分量 sT 与旋转分量 ${}^sR = {}^lR$ 。

通过对失效目标航天器上的典型机构的识别以及和本体之间的转换参数，为后期的目标捕获提供了先验的信息。

4.4 失效航天器典型机构的位姿估计

为了解决初始位姿的获取问题，采用一种定制的三维目标模型匹配算法。考虑到目标模型大量的点云以及需要消耗大量的计算时间，可以简化模型的复杂性，将点云的形心认为是相对位置的中心。它有着显著的优点，第一，由于相对位置是固定的，数据库仅需采样姿态参数空间，因而可以减少模板点云的数据集；第二，由于数据库是动态生成的，因而需要存储的数据仅是目标的几何信息就能生成模板数据集。对于模板，也就是一帧点云，相关系数可以通过点云模板和激光雷达点云之间的均方差来表示。通过计算出最小的相关系数就可以确定出位姿的初始值。

本节对提取的边界特征点通过 RANSAC 算法对初始帧的点云的位姿进行估计，即粗略的配准，然后采用 ICP 算法计算两帧相邻点云的平移和旋转角度，获取每一帧的点云的位置与姿态，进行精确估计^[69]。

4.4.1 RANSAC 初始配准

RANSAC 算法是对随机参数的一种衡量方法，基本原理是：假设需要从随机的点云中拟合一条直线，那么需要两个点就可以进行拟合求得直线。首先，从样本集中抽取两个样本的，计算出直线的参数，再计算出所有的样本点和构建出的直线模型的偏差，然后将偏差和预先设定的阈值比较，如果偏差小于阈值，那么判断该点是直线模型的内点，相反，则记为外点，并统计当前直线模型的内点数。如果该模型的内点数小于指定的阈值，那么重新选取样本点，重复上述操作，最后将内点数最多的直线模型选作最优的模型参数，算法就完成了。

利用随机采样一致性算法进行点云的初配准，具体的步骤如下：

(1) 从 N 个匹配对中随机选择几个点对，计算刚体变换的矩阵 R ；

(2)对当前的点云 D 进行 R 变换得到 D' , 对 D' 中每一个点在模板点云 M 中查询最近点, 计算出到最近点的距离, 当作该点配准的误差。把 D' 中所有的点的误差加起来作为这次的配准误差;

(3) 重复上述步骤, 当循环次数达到最大采样的次数, 把最小的配准误差所对应的变换矩阵作为初始位姿迭代值。

如果 N 个点中对中错误率是 λ , 那么 n 次采样之后至少有正确样本的概率是

$$p = 1 - [1 - (1 - \lambda)^3]^n \quad (4.7)$$

当 p 取 0.95 以上值时, 通常采样次数 n 是:

$$n = \frac{\lg(1-p)}{\lg[1-(1-\lambda)^3]} \quad (4.8)$$

本章节取 λ 是 0.6, p 是 0.96, 最大的采样次数 n 为 50。

4.4.2 ICP 精配准

通过 RANSAC 算法进行的位姿估计的误差, 尤其是平移分量的误差较大, 需要采用一种估计精度更高的算法对目标航天器的位姿进行估计。通常将 RANSAC 方法估计出来的点云的位姿作为初值, 再使用 ICP 方法估计后面帧的点云的位姿关系。

点云配准问题是: 为了获取被观测的物体表面完整的点云, 需要从多角度对观测目标进行扫描, 然后将不同视角扫描到的点云统一到相同的坐标系中。点云配准问题, 也可以解释为: 给定两个来自于不同的坐标系的点云, 通过计算两帧的点云间的变换关系, 使它们能够进行空间匹配。

假设目标的点云为 $\{P_i, i=1, 2 \dots N\}$, 参考点云集合为 $\{Q_i, i=1, 2 \dots N\}$, 那么两帧的点云的配准的意义是使得目标函数达到最小值,

$$f(R, T) = \sum_{i=1}^N \|Q_i - (RP_i + T)\| \quad (4.9)$$

ICP 算法的本质是基于最小二乘的最优匹配算法, 具体的步骤如下:

- (1) 计算点云中点 P_i 在点集 Q_i 中对应的最近点;
- (2) 求使一对点的平均距离最小的变换, 计算平移和旋转参数;
- (3) 把上面的参数作用到点集 P_i , 重新生成点集;

(4) 当两个点集的差值满足设定的阈值, 计算完成, 否则把新生成的点集代入, 重复上述操作。

其中，ICP 算法的关键步骤就是寻找坐标变换关系使得点集中对应点的距离最小，本文采取四元数来计算转换矩阵。

假设旋转变换向量是单位四元素， $q_R = [q_0, q_1, q_2, q_3]^T$ ，其中 $q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$ 并且 $q_0 \geq 0$ ，由单位四元素可以计算出 $R(q_R)$ 。假定平移分量是 $T = [q_4, q_5, q_6]$ ，则两帧点云的变换矩阵为 $q = [q_R | T]$ ，于是点集间的最佳转换问题变为求 q 使得目标函数达到极小值。

具体过程如下：

(1) 确定待配准的点集 P 和 Q ；

(2) 计算两个点集的重心：

$$\begin{aligned}\mu_P &= \frac{1}{N_P} \sum_{i=1}^{N_P} P_i \\ \mu_Q &= \frac{1}{N_Q} \sum_{i=1}^{N_Q} Q_i\end{aligned}\tag{4.10}$$

其中， N_P 和 N_Q 分别是点集 P 和 Q 中点的个数；

(3) 构造相应的协方差矩阵：

$$\begin{aligned}\sum P, Q &= \frac{1}{N_Q} \sum_{i=1}^{N_Q} [(P_i - \mu_P)(Q_i - \mu_Q)] \\ &= \frac{1}{N_Q} \sum_{i=1}^{N_Q} [(P_i Q_i^T - \mu_P \mu_Q^T)]\end{aligned}\tag{4.11}$$

(4) 由协方差阵构造四阶对称矩阵：

$$H(\sum P, Q) = \begin{bmatrix} tr(\sum P, Q) & \Delta^T \\ \Delta & \sum P, Q - \sum P, Q^T - tr(\sum P, Q)I_3 \end{bmatrix}\tag{4.12}$$

其中， $\Delta = [A_{23} \ A_{31} \ A_{12}]^T$ ， I_3 是三阶的单位矩阵， tr 是矩阵的迹。

(5) 计算矩阵 H 的特征值和特征向量，那么最大的特征值对应的特征向量就是所求的 q_R ，再根据公式计算出旋转矩阵：

$$R(q_R) = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}\tag{4.13}$$

然后在根据公式计算出平移向量：

$$T = \mu_Q - R(q_R)\mu_P\tag{4.14}$$

(6) 根据 $q = [q_R | T]$ ，计算出最小的均方误差。

位姿估计算法伪代码如表 4.1 所示。

表 4.1 位姿估计算法伪代码

Algorithm 2 Computing transformation matrix

input: feature points in keyframe1 $KP1$, feature points in keyframe2 $KP2$;

output: Rotation matrix R , Translation vector t ;

1 **for** $KP1, KP2$ **do**

2 Match the point clouds in $KP1, KP2$;

3 **end**

4 Solve transforms R, t of using ICP

return R, t

4.4.3 位姿优化

本章节在提出一种优化的方法，通过对点云中的特征点设置权重，来降低 ICP 算法的时间复杂度，然后在不改变目标函数的收敛性的条件下，增强目标函数的鲁棒性。

一般 ICP 方法对点云的所有点，选取一样的权值，也就是不采取差异处理，在寻找最近点的时候，就必须计算每一个点，这正是 ICP 算法耗时较多的瓶颈之处。假设对点云进行采样，采用更少的点参与迭代计算，大大减小了处理次数，本章节对点云配准的优化，通过对点云中的点赋予权重的策略来实现，当点对相距比较近，设置的权重较大，点对相距较远，那么设置的权重较小，权重 w 如(4.15)所示：

$$w = 1 - \frac{D(p1, p2)}{D_{\max}} \quad (4.15)$$

其中， $D(p1, p2)$ 是点 $(p1, p2)$ 的欧式距离， D_{\max} 是欧式距离的最大值。

依据上面公式，针对点对设定不同的权重，并且，选择合适的阈值 ε ，假如某点对的权重 $w \leq \varepsilon$ ，则滤掉不计。因此，参与迭代最近点的数据个数减少许多，从而提高了算法的效率。

4.4.4 位姿转换

上一节中计算出来的位姿是失效目标航天器在激光雷达坐标系下的位置 lT 和姿态 lR ，捕获点的坐标系与激光雷达坐标系的平移及旋转分量分别为 sT 和 sR ， ${}^sR = {}^lR$ 。

根据激光雷达坐标系和世界坐标系之间的位姿关系 (${}^wR, {}^wT$)，可以计算出捕获点目标坐标系和世界坐标系之间的位姿关系：

$$\begin{cases} {}^sR = {}^lR {}^sR \\ {}^sT = {}^lR {}^sT + {}^lT \end{cases} \quad (4.16)$$

4.5 仿真研究

4.5.1 实验环境及过程

本章实验环境是 win7 x64，采用 VS2013 开发工具编程，开源库 PCL1.8。

实验过程：

在悬停点服务星对失效航天器及空间环境进行悬停观测，其中失效航天器处于缓慢自旋运动，根据本章节中的各个环节，依次对点云预处理、法线估计、典型机构识别，以及位姿估计等环境进行仿真实验。失效航天器的位姿估计场景如图 4.2 所示。

仿真初始条件设置：

- 失效航天器本体的尺寸，长、宽、高分别为 220cm、180cm、240cm，太阳帆板的长、宽分别为 600cm、160cm，太阳帆板的三角支架和帆板相接的边为 160cm，高为 130cm；
- 失效航天器绕着最大惯量主轴处于缓慢自旋状态，旋转角速率为 5 %s；
- 服务航天器位于参考坐标系的(0,0,0)，失效航天器位于(25,0,0)；
- 服务航天器和失效航天器位于相同的轨道，平近点角略有偏差；
- 服务航天器的初始姿态对准失效航天器的自旋轴，在参考坐标系下保持姿态不变。

4.5.2 实验结果分析

体素栅格大小为 10cm 观测到的失效航天器模型的点云如图 4.3 所示，估计出的点云表面法线向量如图 4.4 所示，提取的边界特征点如图 4.5 所示。

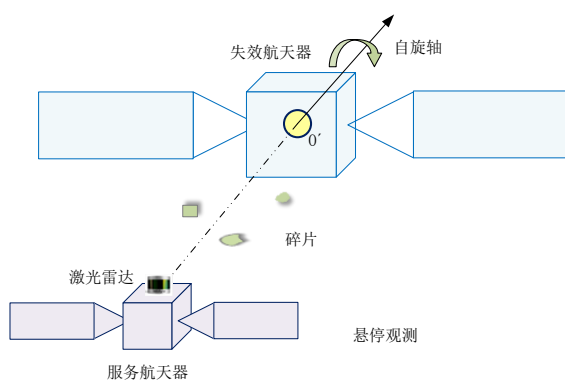


图 4.2 失效航天器位姿估计场景

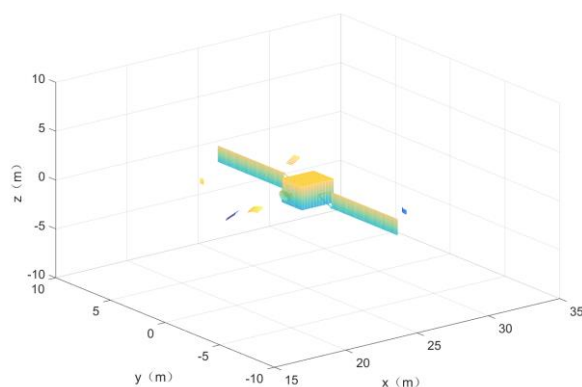


图 4.3 失效航天器模型的初始点云

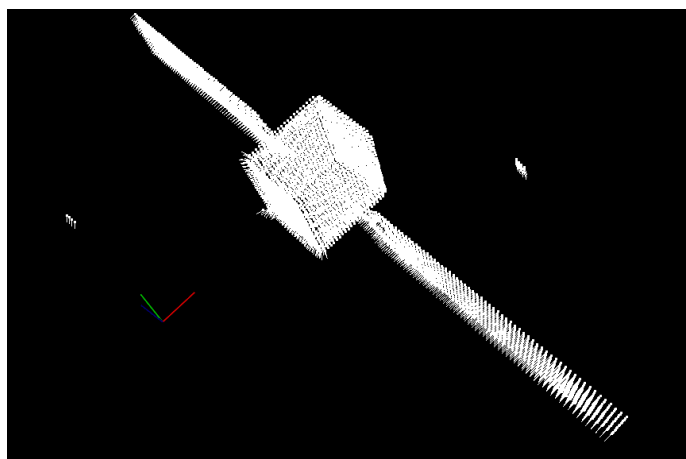


图 4.4 点云表面的法线向量

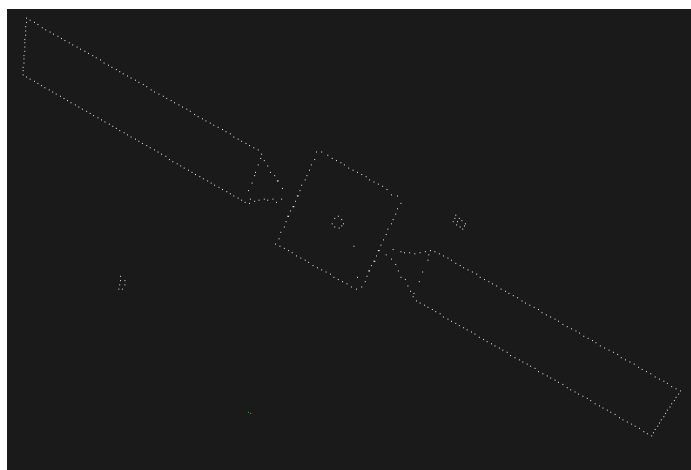


图 4.5 提取的边界特征点

根据边界点拟合曲线,三角架的识别结果如图 4.6 所示,喷管边界的识别结果如图 4.7 所示,其中蓝色轮廓是太阳帆板的三角支架,黄色圆形轮廓是发动机喷管的边界。上述结果表明算法成功提取出特征边界,达到识别的目的,并且提取出的典型机构的特征边界点可用于位姿估计。

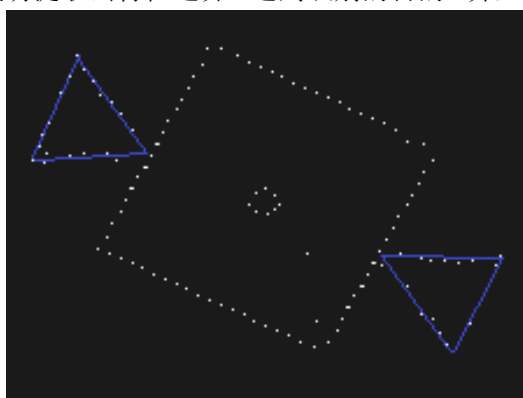


图 4.6 三角架的识别结果

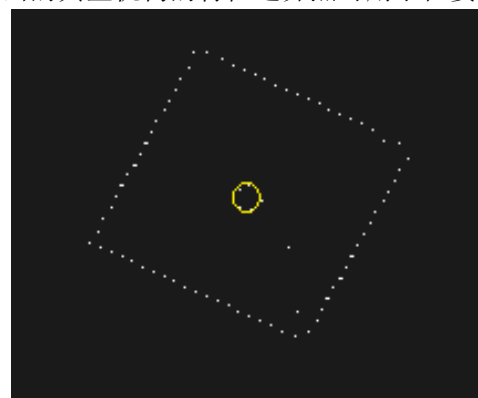


图 4.7 喷管边界的识别结果

通过对提取到的特征边界点进行点云配准，估计目标点的相对位置和姿态。位置估计曲线如图 4.8 所示，姿态估计曲线如图 4.9 所示，其中，虚线是实际值（仿真值），实线是估计值。相应地，目标点的位置估计误差曲线如图 4.10 所示，目标点的姿态估计误差曲线如图 4.11 所示。

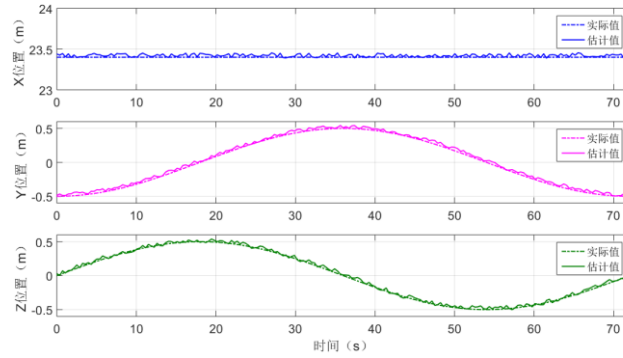


图 4.8 目标点的位置估计曲线

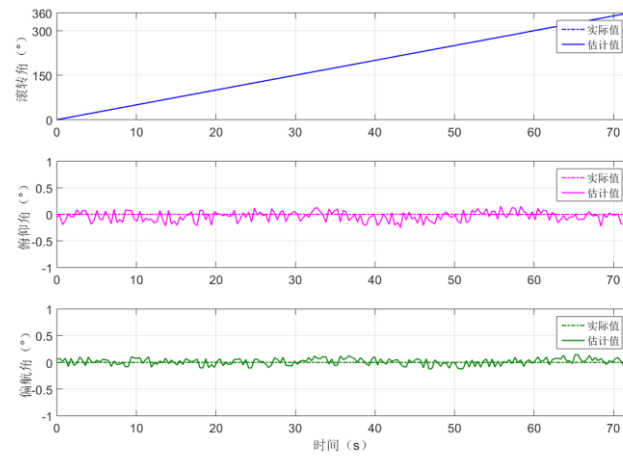


图 4.9 目标点的姿态估计曲线

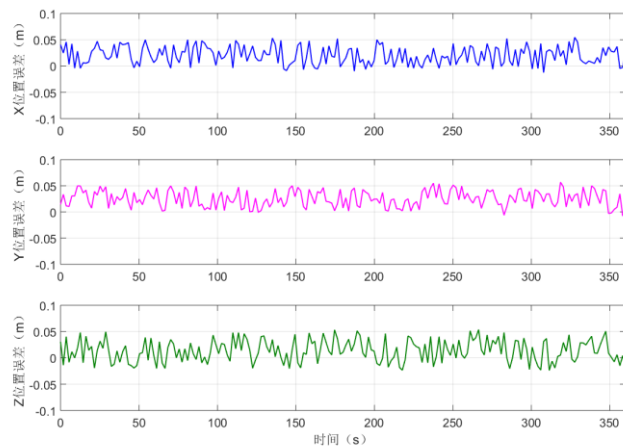


图 4.10 目标点的位置估计误差曲线

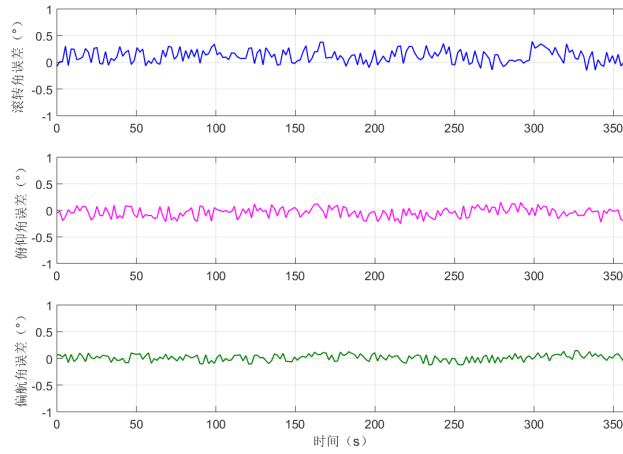


图 4.11 目标点的姿态估计误差曲线

本章节提出的算法对目标的位姿进行估计，估计出的位置精度优于 0.06m ，通过计算可得三轴的位置偏差的最大值分别是 0.051m 、 0.052m 、 0.05m ；姿态角精度优于 0.5° ，三轴的姿态角偏差的最大值分别是 0.41° 、 0.36° 、 0.28° 。仿真结果表明位置和姿态估计精度较高，可以满足后续的导航、控制等任务要求。

4.6 本章小结

本章节给出了目标的识别算法，并且根据后期抓捕任务的需要，对典型机构进行识别，并估计其位姿；为了解决点云匹配算法的计算时间复杂度大，耗时长问题，对点云进行降采样，提取边界特征点，由边界点进行位姿匹配，并在位姿估计中给出优化算法，提高了算法效率；为验证算法的可行性，以服务航天器在定点对失效目标航天器悬停观测为例，仿真验证算法具有较好的位姿估计精度和实时性，满足自主捕获系统的指标要求。

第五章 近距离自主捕获策略和路径规划研究

5.1 引言

在前面的章节中,基于激光雷达SLAM算法估计出服务航天器的位姿以及碎片障碍物信息,失效航天器的识别和位姿估计算法提供了目标航天器上典型捕获机构的位姿信息。在此基础上,服务航天器对失效航天器进行近距离自主捕获。

为了实施可靠、准确的抓捕,需要在失效航天器上选取合适的点进行抓捕。由于太阳帆板的三角支架和天线的伸展机构的强度一般,尺寸较大,导致超近距离下超出传感器的视场范围;发动机喷管的强度较高,尺寸较小,和失效航天器本体的质心位置更接近,位姿变化相对较小。综合考虑外形和强度要求,本章选取失效目标航天器的发动机喷管作为抓捕机构,并根据发动机喷管和失效航天器自旋轴的位置关系,制定相应的捕获策略。

在服务航天器接近失效航天器阶段,由于失效航天器周围伴随着碎片障碍物的干扰,为了保证接近过程的安全性和可靠性,本章提出基于A*算法的路径规划方法,实现避障功能和最优路径规划。为了解决A*算法在三维空间中数据处理量大、耗时久问题,本章提出一种改进算法,通过人工势能场对A*算法的代价函数进行调整,引导服务航天器避开障碍物、向目标点移动。为了验证路径规划算法的可行性,本章开展了仿真实验研究。

5.2 服务航天器捕获失效航天器的总体框架

服务航天器捕获失效航天器的总体框架如图 5.1 所示。本章首先构建航天器的相对动力学模型,制定捕获策略;在近距离接近阶段,考虑几何和动力学约束条件,进行路径规划。

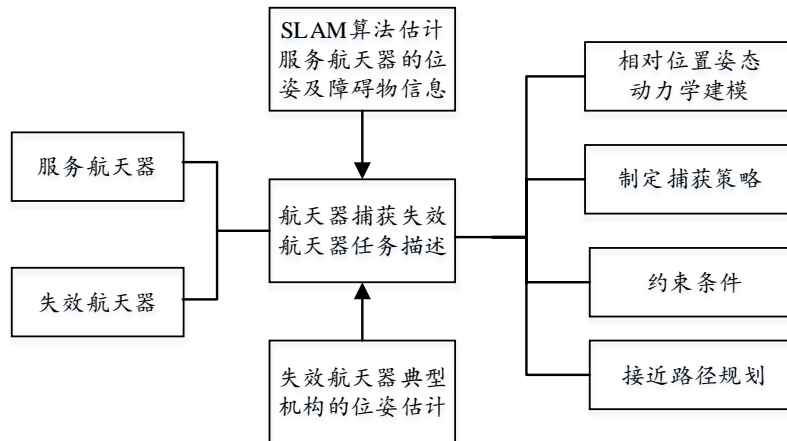


图 5.1 服务航天器捕获失效航天器的总体框架

5.3 服务航天器与失效航天器的相对位姿建模以及捕获策略研究

在对失效目标航天器进行自主捕获阶段，建立相对位置和姿态运动学模型，是进行路径规划和自主控制的重要前提^[57]。

5.3.1 相对位置动力学建模

以服务航天器进行同步定位和地图构建开始时刻的参考系作为导航的坐标系。

假设服务航天器的质心和失效目标航天器的质心的相对位置矢量为 $\rho \in \mathbb{R}^3$ ，在 Hill 坐标系下的表达是 $\rho_A = [x, y, z]^T$ ，施加在服务航天器的加速度为 $a \in \mathbb{R}^3$ ，在 Hill 坐标系下的表达是 $a_L = [a_x, a_y, a_z]^T$ ，不考虑轨道的摄动力，服务航天器相对于失效目标航天器的位置的动力学模型可以描述为

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= 2\dot{\theta}\dot{y} + \ddot{\theta}y + \dot{\theta}^2x - \frac{\mu(R_T + x)}{[(R_T + x)^2 + y^2 + z^2]^{3/2}} + \frac{\mu}{R_T} + a_x \\ \ddot{y} &= -2\dot{\theta}\dot{x} - \ddot{\theta}x + \dot{\theta}^2y - \frac{\mu y}{[(R_T + x)^2 + y^2 + z^2]^{3/2}} + a_y \\ \ddot{z} &= -\frac{\mu z}{[(R_T + x)^2 + y^2 + z^2]^{3/2}} + a_z\end{aligned}\quad (5.1)$$

失效目标航天器的轨道运动公式为

$$\begin{aligned}\ddot{R}_T &= R_T\dot{\theta} - \frac{\mu}{R_T^2} \\ \ddot{\theta} &= \frac{-2\dot{R}_T\dot{\theta}}{R_T}\end{aligned}\quad (5.2)$$

其中， R_T 是位置向量的模， μ 是地球的引力常量， θ 是失效目标航天器的真地点角。

当服务航天器和失效目标航天器在超近距离下的接近过程中，满足 $R_T \gg x, R_T \gg y, R_T \gg z$ ，整理以上公式，考虑外界摄动，相对位置动力学可以用如下的矢量形式表示为

$$\ddot{\rho}_L + A_2\dot{\rho}_L + A_1\rho_L = a_L + f_L \quad (5.3)$$

其中， f_L 是相对的摄动加速度， A_1 和 A_2 分别是

$$A_1 = \begin{bmatrix} -\dot{\theta}^2 - 2\mu/R_T^3 & -\ddot{\theta} & 0 \\ \ddot{\theta} & -\dot{\theta}^2 + \mu/R_T^3 & 0 \\ 0 & 0 & \mu/R_T^3 \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

$$A_2 = \begin{bmatrix} 0 & -2\dot{\theta} & 0 \\ 2\dot{\theta} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

5.3.2 相对姿态动力学建模

施加在失效目标航天器的干扰力矩通常较小，在较短的时间内可以忽略不计，因此，失效目标航天器的姿态动力学模型可以表示为

$$\dot{\mathbf{q}}_t = \frac{1}{2} \mathbf{q}_t \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_t \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

$$\mathbf{I}_t \dot{\boldsymbol{\omega}}_t + \boldsymbol{\omega}_t \times (\mathbf{I}_t \boldsymbol{\omega}_t) = \mathbf{0} \quad (5.7)$$

其中， \mathbf{q}_t 是失效目标航天器的姿态， $\mathbf{q}_t = [\mathbf{q}_{t0} \quad \mathbf{q}_{tv}^T]^T$ ， \mathbf{q}_{t0} 是失效目标航天器姿态的标量， \mathbf{q}_{tv} 是失效目标航天器姿态的矢量， $\boldsymbol{\omega}_t$ 是失效目标航天器的角速度， $\mathbf{I}_t \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 是失效目标航天器的转动惯量。

服务航天器姿态动力学的模型可以表示为

$$\dot{\mathbf{q}}_s = \frac{1}{2} \mathbf{q}_s \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_s \end{bmatrix} \quad (5.8)$$

$$\mathbf{I}_s \dot{\boldsymbol{\omega}}_s + \boldsymbol{\omega}_s \times (\mathbf{I}_s \boldsymbol{\omega}_s) = \mathbf{T}_c + \boldsymbol{\delta} \quad (5.9)$$

其中， \mathbf{q}_s 是服务航天器的姿态， $\mathbf{q}_s = [\mathbf{q}_{s0} \quad \mathbf{q}_{sv}^T]^T$ ， \mathbf{q}_{s0} 是姿态的标量， \mathbf{q}_{sv} 是姿态的矢量， $\boldsymbol{\omega}_s$ 是服务航天器的角速度， $\mathbf{I}_s \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 是服务航天器的转动惯量， \mathbf{T}_c 是输入力矩， $\boldsymbol{\delta}$ 是施加在服务航天器的干扰力矩。

定义服务航天器的本体系相对于失效目标航天器的本体系下的姿态四元数是 $\mathbf{q} \in \mathbb{R}^4$ ，姿态角速度是 $\boldsymbol{\omega} \in \mathbb{R}^3$ ，具体的表达式分别是

$$\mathbf{q} = \mathbf{q}_t^{-1} \otimes \mathbf{q}_s \quad (5.10)$$

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_s - \mathbf{A}_s \boldsymbol{\omega}_t \quad (5.11)$$

其中， $\mathbf{A}_s \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 是失效航天器到服务航天器的变换矩阵。

服务航天器相对于失效目标航天器的姿态动力学是

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega} \end{bmatrix} \quad (5.12)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_s - \mathbf{A}_s \dot{\boldsymbol{\omega}}_t + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{A}_s \boldsymbol{\omega}_t) \quad (5.13)$$

整理，相对姿态动力学是

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\mathbf{I}_s^{-1} \{ (\boldsymbol{\omega} + \mathbf{A}_s \boldsymbol{\omega}_t) \times [\mathbf{I}_s (\boldsymbol{\omega} + \mathbf{A}_s \boldsymbol{\omega}_t)] \} + \mathbf{A}_s \mathbf{I}_t^{-1} [\boldsymbol{\omega}_t \times (\mathbf{I}_t \boldsymbol{\omega}_t)] + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{A}_s \boldsymbol{\omega}_t) + \mathbf{I}_s^{-1} (\mathbf{T}_c + \boldsymbol{\delta}) \quad (5.14)$$

5.3.3 失效航天器的捕获策略研究

失效航天器的捕获控制策略，分别从以下情况进行分析：

(1) 自旋轴和发动机喷管面垂直的控制策略

当自旋轴和发动机喷管垂直，如图 5.2 所示。在这种情况下，服务航天器沿着轴向进入，不会和目标航天器的运动产生干涉，采取的规划策略相对简单。在接近过程中进行避障规划，

在接近于抓捕点时，计算和目标星上捕获点的相对位置和姿态偏差，判断两者是否小于设定的临界值。如果达到要求，对目标实施捕获，否则，继续进行位姿控制。

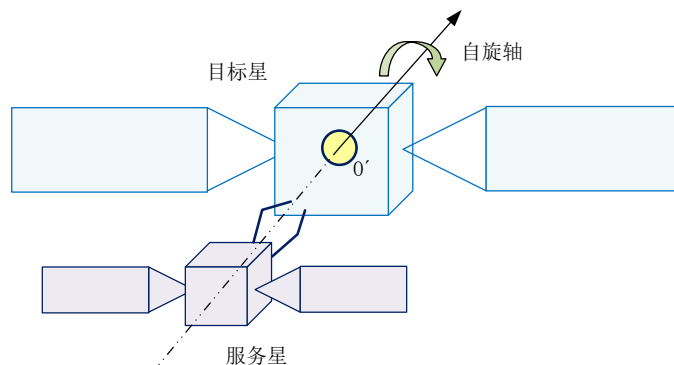


图 5.2 自旋轴垂直于发动机喷管

(2) 自旋轴和发动机喷管面平行的控制策略

当自旋轴和发动机喷管垂直，如图 5.3 所示。类似于上一种情况，为了便于捕获，选择发动机喷管上最近点作为抓捕点。

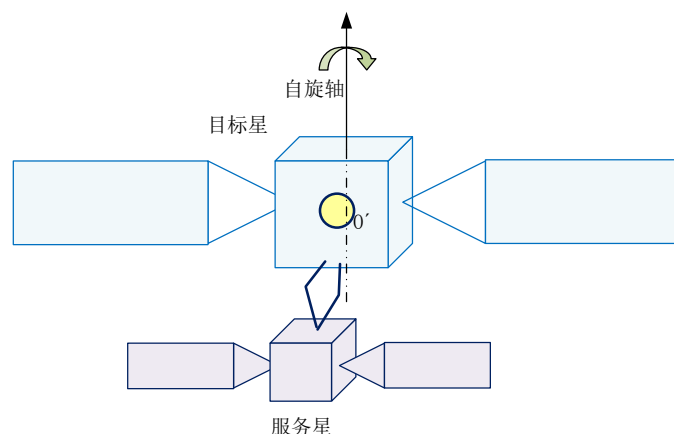


图 5.3 自旋轴平行于发动机喷管

服务航天器抓捕目标的方法是运动到某个安全位置，固定姿态指向，然后操作机械臂来实施抓捕，本文针对的抓捕目标是低速翻滚的失效目标航天器，为了实现准确的抓捕，在捕获之前，控制服务航天器移动到待抓捕点，根据规划的最优路径进行移动；到达抓捕点时，实现同步的姿态，实施捕获。

5.4 服务航天器接近失效航天器阶段中路径规划研究

本节主要针对到达预期抓捕点的路径规划的研究，尤其在超近距离下失效航天器周围存在

碎片的环境下，基于激光雷达 SLAM 的服务航天器位姿以及目标期望位置等先验信息，进行实时避障和最优路径规划。

5.4.1 路径规划问题描述及约束条件

路径规划问题，就是在一个障碍物信息已知的环境中，从起点到目标点之间生成一条在运动过程中没有碰撞且最短的路径。

(1) 几何约束

在路径规划算法的设计过程中，为了简化处理，通常将物体视为质点。在接近过程中，为了避免服务航天器和障碍物等发生碰撞，还需要设定最小安全距离作为约束条件，如式(5.15)所示：

$$d \geq d_s \quad (5.15)$$

式中， d 是服务航天器与障碍物的质心之间距离， d_s 是最小安全距离。

(2) 运动动力学约束

服务航天器向失效航天器的接近过程中满足运动动力学方程，而航天器的推进器、姿态控制器的载荷有限，所以推进器对移动的速度和加速度，姿态控制器的力矩对姿态角速度和角加速度等产生约束条件。运动动力学约束如下：

$$\begin{cases} v \leq v_{\max}(\mathbf{r}, t) \\ \dot{v} \leq \dot{v}_{\max}(\mathbf{r}, t) \\ \omega \leq \omega_{\max}(\mathbf{q}, t) \\ \dot{\omega} \leq \dot{\omega}_{\max}(\mathbf{q}, t) \end{cases} \quad (5.16)$$

式中， v 、 \dot{v} 、 ω 、 $\dot{\omega}$ 分别是速度大小、加速度大小、姿态角速度大小、姿态角加速度大小， \mathbf{r} 、 \mathbf{q} 分别对应平移分量和姿态， t 是运行时间。由于接近过程，控制器仅需要小机动，作用时间相对短暂，为简化问题，将约束关系简化成常值。

5.4.2 A*算法的基本原理

A*算法是全局路径规划中高效的算法之一^[70]。路径规划问题实际是一种搜索方法，通过搜索地图中栅格点包含的障碍物占用信息，从起点到目标点规划出一条轨迹。其中，搜索效率起着至关重要的作用。

搜索方法主要有基于状态空间和启发式的搜索：

基于状态空间的搜索方法，是从起点到终点的状态空间路径搜索方法，而由于搜索时的随机无规律特性，效率一般。在该类搜索方法中有一种著名的等价搜索算法，Dijkstra 算法^[71]，该算法典型特点是贪心性质，即最优解通过不断的局部最优选择来实现，该算法通常搜索到最

短路径，算法也简单易用，但仍需要搜索许多节点，所以效率较低。

启发式的搜索方法，通过选择问题的特性来辅助搜索，对每一个节点进行评价，例如，以节点和目标点的距离作为消耗函数，然后从当前节点扩展到下一个节点时，由于一直选择消耗函数值最低的节点，所以也称作最佳优先搜索算法。它的特点是促使路径向着目标方向靠近，提高了搜索速度，但是搜索出来的路径不一定最优。

A*算法融合了 Dijkstra 和最佳优先搜索方法，它选择代价函数最小的节点作为待搜索节点，并且选择的代价函数不仅衡量节点到目标点的路径长度，还考虑起点到该节点的距离，提高了搜索效率。根据每次选择的最优节点的贪心性质，保证搜索到的路径最优。

代价函数的选择对最优解具有决定性作用，其表达式为

$$f(n) = g(n) + h(n) \quad (5.17)$$

其中， $g(n)$ 是出发点到待评估点消耗的代价， $h(n)$ 是待评估点到终点消耗的代价，而且 $h(n)$ 是具有启发意义的评价，满足约束条件， $h(n) \leq h^*(n)$ ， $h^*(n)$ 是真实消耗的最低代价。

A*算法有两个集合：开启集和无效集，开启集存储待搜索的节点信息，无效集存储已用过的或无效节点信息。其实现过程为：从起点开始，找到栅格地图上可选择的节点，计算这些节点的代价函数值到开启集，然后选择最小代价的节点，并把它存储到无效集，再从该点扩展，找到一系列的最低代价的节点序列，当搜索到终点后，从终点回溯获取最优节点序列，也就是最佳路径。扩展过程示意图如图 5.4 所示，其中橙色节点是选取的路径点。

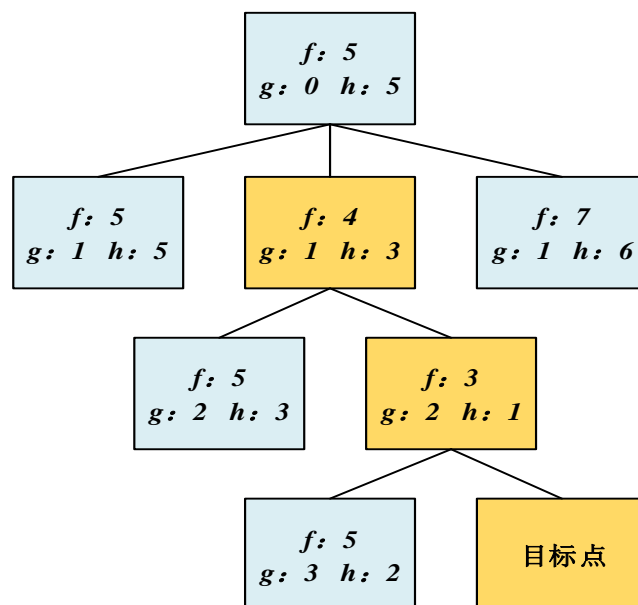


图 5.4 节点扩展

5.4.3 基于 A*算法的路径规划

(1) A*代价函数的选取

两点间距离的表示有曼哈顿、欧式距离、对角线距离三种，其中，曼哈顿距离适用于运动物体以九十度转向的规划，对角线距离适用于物体在栅格环境中按照对角线运动，欧几里得则不局限于栅格方向，在上述算法中，采取欧式距离，满足容许条件。

设定服务航天器位于节点 p ，目标航天器在点 $target$ ，节点 p 的周围有 k 个待选节点，节点 $n, n=1,2,...,k$ 代价函数 $f(n)$ 表示为

$$f(n) = g(n) + h(n) \quad (5.18)$$

$$g(n) = g(p) + \sqrt{(n.x - p.x)^2 + (n.y - p.y)^2 + (n.z - p.z)^2} \quad (5.19)$$

$$h(n) = \sqrt{(n.x - target.x)^2 + (n.y - target.y)^2 + (n.z - target.z)^2} \quad (5.20)$$

其中， $g(p)$ 是节点 P 到起始点消耗的代价， $g(n)$ 是待选节点到起始点消耗的代价， $h(n)$ 是待选节点到目标点下消耗的代价。

(2) 节点的选取

将地图上栅格的中心记作一个“节点”，如果栅格被物体占据，视为障碍物节点，其他节点是可行节点。

(3) 基于 A*算法的路径规划

基于 A*算法的路径规划的具体流程如下：

1) 将开始点加入开启集，搜索其邻域中的节点，计算这些节点消耗的代价信息，并存放到开启集；

2) 这个节点扩展结束，从开启集剔除，放入无效集。选择开启集中消耗的最少代价的点作为路径点，然后指向新的节点；

3) 在扩展中，搜索周围的节点并进行判断，如图 5.5 所示，

在节点判断过程中，让新的路径到节点消耗的代价更低为依据，不断更新相应的值，然后更新开启集和无效集。

4) 从终点回溯到出发点，逆序输出，得到路径序列。

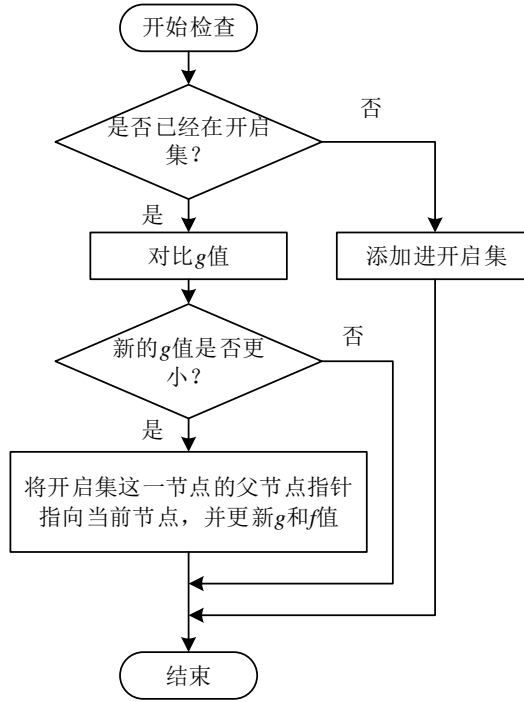


图 5.5 节点判断

5.4.4 基于 APF 改进的 A*算法的路径规划

针对 A*算法在三维路径规划中数据处理量大的问题^[70], 本文提出一种改进办法, 引入人工势场法对算法中的启发函数进行优化。

● 人工势场法的权重系数计算

人工势场法 (Artificial Potential Field, APF) 最初由 Khatib 提出来。它的基本思想是将物体的运动模拟为受力场的运动, 目标产生“引力”, 障碍物产生“斥力”, 通过合力来计算运动^[72]。

典型的引力函数 $U_{att}(\boldsymbol{\rho})$ 和斥力函数 $U_{rep}(\boldsymbol{\rho})$ 的方程分别如下:

$$U_{att}(\boldsymbol{\rho}) = \frac{1}{2} \xi d^2(\boldsymbol{\rho}, \boldsymbol{\rho}_g) \quad (5.21)$$

$$U_{rep}(\boldsymbol{\rho}) = \begin{cases} \frac{1}{2} \eta \left(\frac{1}{d(\boldsymbol{\rho}_i, \boldsymbol{\rho}_o)} - \frac{1}{d_m} \right)^2 & d(\boldsymbol{\rho}) \leq d_0 \\ 0 & d(\boldsymbol{\rho}) > d_0 \end{cases} \quad (5.22)$$

式中, ξ, η 为正比例因子; $\boldsymbol{\rho}$ 为运动物体当前的位置; $\boldsymbol{\rho}_g$ 表示目标的位置; $d(\boldsymbol{\rho}) = \|\boldsymbol{\rho} - \boldsymbol{\rho}_g\|$ 为运动物体与目标之间的距离; $d(\boldsymbol{\rho}_i, \boldsymbol{\rho}_o)$ 为栅格点与障碍物点之间的最短距离; d_m 是斥力的影响范围。

因为运动物体和障碍物都有具体的尺寸,考虑几何约束条件,对公式(5.22)中斥力函数优化改进为:

$$U_{rep}(\rho) = \begin{cases} \frac{1}{2}\eta \left(\frac{1}{d(\rho_i, \rho_o) - d_s} - \frac{1}{d_m - d_s} \right)^2 & d(\rho) \leq d_o \\ 0 & d(\rho) > d_o \end{cases} \quad (5.23)$$

式中, d_s 是最小安全距离。

因此,在包含 n 个障碍物的环境下全局势场函数计算公式为:

$$\begin{aligned} U_T &= U_{att} + \sum_{i=1}^n U_{rep} \\ &= \begin{cases} \frac{1}{2} \xi d^2(\rho, \rho_g) + \frac{1}{2} \eta \left(\frac{1}{d(\rho_i, \rho_o) - d_s} - \frac{1}{d_m - d_s} \right)^2 & d(\rho) \leq d_o \\ \frac{1}{2} \xi d^2(\rho, \rho_g) & d(\rho) > d_o \end{cases} \end{aligned} \quad (5.24)$$

根据上面的公式可知,势场由当前位置朝着目标呈现减小的趋势,在障碍物周围有势能增大的区域。因此,可以地图上栅格点的势能大小作为权重系数,引导物体向着目标方向移动。

● 基于 APF 改进的 A*算法的路径规划研究

A*算法计算节点邻域内待搜索节点的代价函数,选取最优的节点当作扩展节点,不断重复直至搜索到目标节点。基于 APF 改进的 A*算法,是一种动态设置代价函数的权值的方式,即通过地图栅格点信息计算权值 λ_n ,采取动态加权的代价函数。 λ_n 的选取体现了改进算法的有效性,如果太大,则搜索快速但可能引起搜索的结果不是最优;如果太小,则降低搜索的效率。因此,对全局势能函数做归一化处理后:

$$\lambda(n) = \frac{U(n) - U_{\min}}{U_{\max} - U_{\min}} \in (0,1) \quad (5.25)$$

式中, $U(n)$ 是第 n 点的势函数值,

在计算当前节点 n 邻域的若干待选节点的距离估值时,考虑到航天器运动动力学约束,将约束参数化为移动一个栅格消耗的代价,然后对节点到目标点的距离估值 $h(n)$ 进行改进:

$$D(n) = \min(|n.x - \text{traget}.x|, |n.y - \text{traget}.y|, |n.z - \text{traget}.z|) \quad (5.26)$$

$$H(n) = \sqrt{(n.x - \text{traget}.x)^2 + (n.y - \text{traget}.y)^2 + (n.z - \text{traget}.z)^2} \quad (5.27)$$

$$h(n) = C_d \times D(n) + C_h \times [H(n) - 2 \times D(n)] \quad (5.28)$$

式中: C_d 是相邻栅格直线移动代价, C_h 是相邻栅格的哈密顿距离方式下的移动代价, $h(n)$ 采用切比雪夫距离表示。

改进后的 A*算法中代价函数：

$$\begin{aligned}
 f(n) &= g(n) + \lambda_n \times h(n) \\
 &= g(n) + (1 + \lambda(n)) \times h(n) \\
 &= g(n) + (1 + \frac{U(n) - U_{min}}{U_{max} - U_{min}}) \times \{ C_d \times D(n) + C_h \times [H(n) - 2 \times D(n)] \}
 \end{aligned} \tag{5.29}$$

式中： $\lambda_n = 1 + \lambda(n)$ 。

在基于 APF 改进的 A*算法的路径规划过程中，为了便于描述，定义如下标识：

MAP -地图栅格信息；

OPEN -开启集，存放待待查询栅格的信息；

CLOSED -关闭集，存放已经查询过的栅格；

Expand -扩展集，存放当前节点邻域中待查询节点；

$g(p)$ -从起点 s 到当前点 p 的代价；

$g(n)$ -从起点 s 到待查询节点 n 的代价；

$h(n)$ -从待查询节点 n 到目标点 $target$ 的代价；

$f(n)$ -待查询节点 n 的总代价；

开启集用矩阵表示，第 1 列存放待查询节点的布尔值，如果是当前点的邻域点则记为 1，否则记为 0；第 2-4 列存放节点的坐标；第 5-7 列存放父节点的坐标；第 8-10 列依次存放 $g(n)$ 、 $h(n)$ 、 $f(n)$ 。

基于 APF 改进的 A*算法的路径规划流程图如图 5.6 所示，具体步骤如下：

(1) 分别创建相关数据集合 *MAP*、*OPEN*、*Expand*，根据 SLAM 构建的全局地图，标记起始点 s 、目标点 $target$ 以及障碍物 $obstacle$ ；

(2) 把起始点 s 添加到 *OPEN*，当前节点指针指向起始点，设置 $g(p) = 0$ ；

(3) *OPEN* 中点的第一列设置为 1，把当前节点 p 存储到 *CLOSED*；

(4) 搜索当前节点 p 邻域的若干个节点 n （不包括和 *CLOSED* 共同的节点），分别计算 $g(n)$ 、 $h(n)$ 、 $f(n)$ ，并存储到 *Expand*；

(5) 依次比较 *Expand* 和 *OPEN* 的点，如果 *OPEN* 包含该点，把相应的点对应的第一列设成 1，比较 $g(n)$ ，若 *Expand* 中值更小，把 *OPEN* 中的 $g(n)$ 、 $f(n)$ 替换，且把该点的父指针指向当前节点；如果 *OPEN* 不包含该点，把该点添加进去；如果 *OPEN* 检测到 $target$ ，跳转到最后一步，否则执行下一步，

(6) 选取 *OPEN* 第一列是 1 并且 $f(n)$ 代价最低的点，把当前节点指针指向该点，执行 (3)；

(7) 从目标点 $target$ 依据父指针进行回溯到起点 s ，逆序输出路径节点序列。

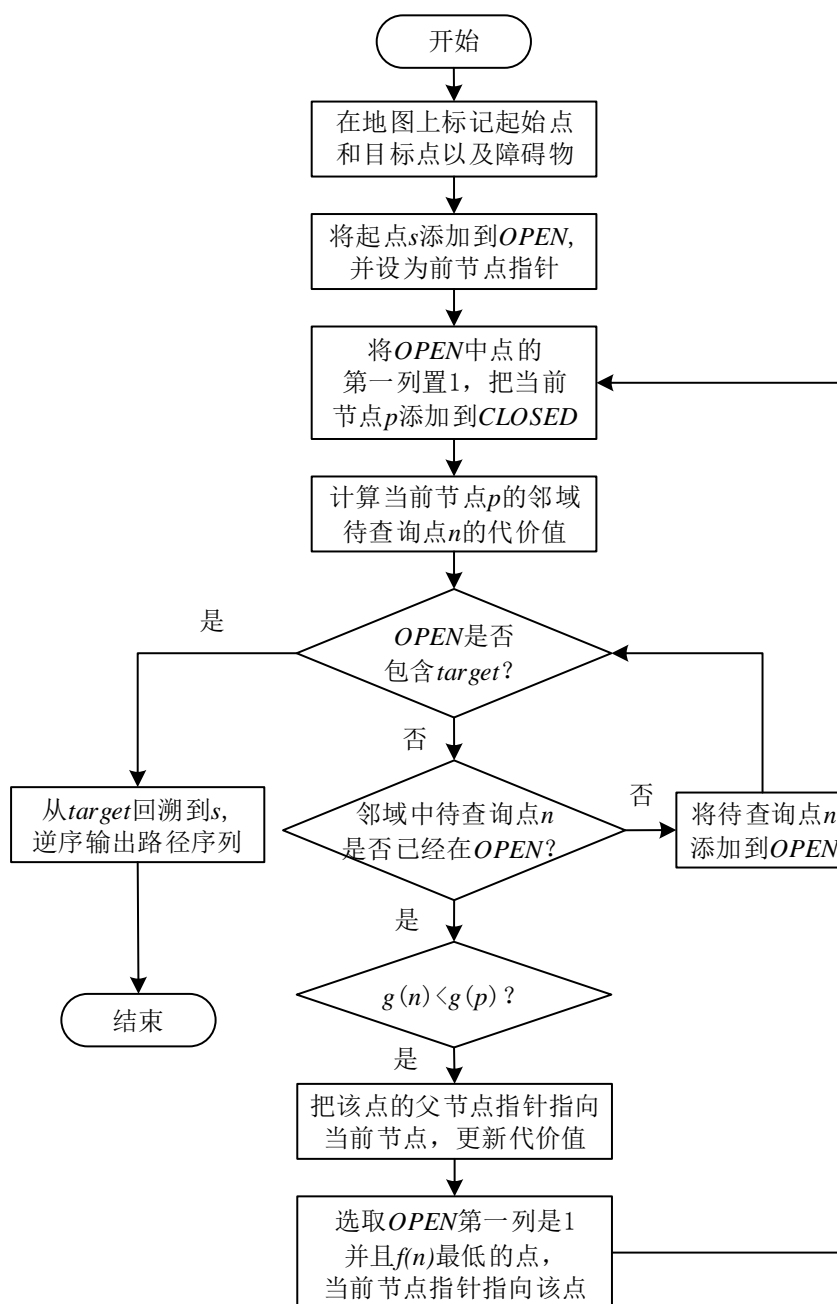


图 5.6 基于 APF 改进的 A*算法的路径规划流程图

5.5 仿真研究

5.5.1 实验环境及过程

为了验证本章算法的有效性，本文在 MATLAB 2015b win64 环境中编写了数字仿真软件。

实验过程：服务航天器从悬停点到目标点的接近阶段，进行路径规划。路径规划开始时，按照算法流程依次从开始点出发，直到目标点。路径规划的应用场景图如图 5.7 所示。

仿真初始条件设置:

- 起始点位于(0,0,0)，目标点位于(25,0,0)，黄色栅格为设置的障碍物；
- 接近阶段的最短距离为 25m，路径点到障碍物边界的最小安全距离为 1m。

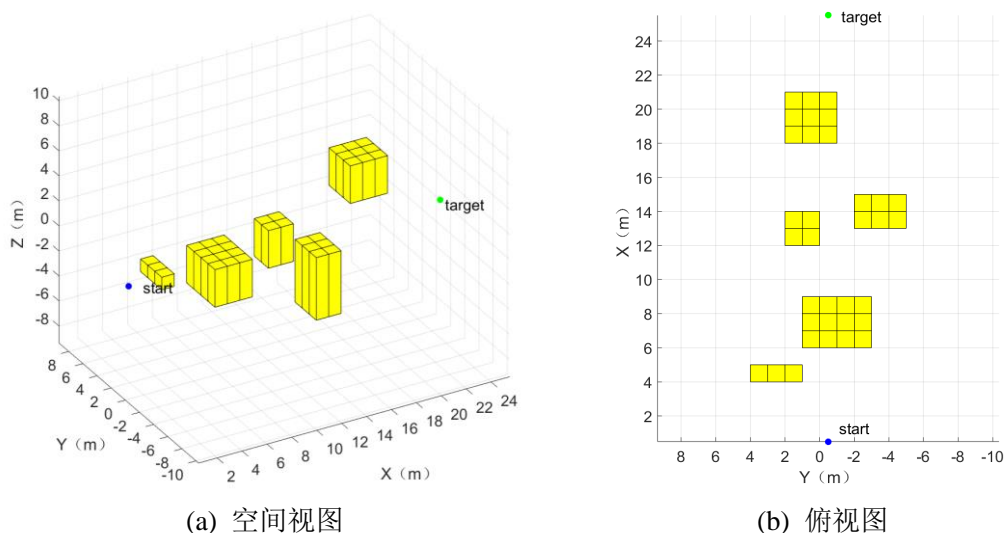


图 5.7 路径规划应用场景图

5.5.2 实验结果分析

A*算法的路径规划结果对比图，如图 5.8 所示，同时给出空间俯视图与俯视图，其中，start 是起始点，target 是目标点，黄色方块是预设的障碍物，蓝色实线代表 A*算法的路径规划轨迹，紫色虚线代表基于 APF 改进后的算法的路径规划轨迹。两种路径规划算法的路径点序列对比如表 5.1 所示。

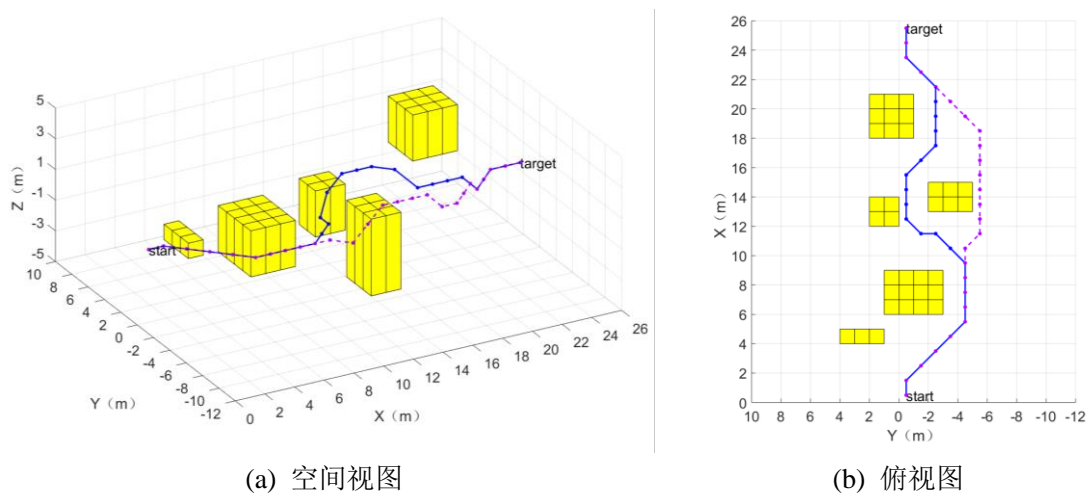


图 5.8 A*算法的路径规划结果对比图

表 5.1 两种路径规划算法的路径点序列对比

名称	路径序列
A*算法	(0,0,0),(1,0,0),(2,-1,0),(3,-2,0),(4,-3,0),(5,-4,0),(6,-4,0),(7,-4,0),(8,-4,0),(9,-4,0), (10,-3,0),(11,-2,0),(11,-1,0),(12,0,1),(13,0,2),(14,0,2),(15,0,2),(16,-1,2),(17,-2,1),(18, -2,1),(19,-2,1),(20,-2,1),(21,-2,0),(22,-1,0),(23,0,0),(24,0,0),(25,0,0)
基于 APF 改进的 A*算法	(0,0,0),(1,0,0),(2,-1,0),(3,-2,0),(4,-3,0),(5,-4,0),(6,-4,0),(7,-4,0),(8,-4,0),(9,-4,0), (10,-4,0),(11,-5,0),(12,-5,1),(13,-5,2),(14,-5,2),(15,-5,2),(16,-5,2),(17,-5,1),(18,-5,1),(19,-4,1),(20,-3,1),(21,-2,0),(22,-1,0),(23,0,0),(24,0,0),(25,0,0)

两种路径规划算法的规划结果比较如图表 5.2 所示。由表可知，相较于通用的 A*算法，基于 APF 改进的 A*算法，路径点基本维持不变，减少 3.7%；路径长度缩短了 4.17%；但是搜索点的数量和算法耗时明显减少，算法耗时减少 29.3%，表明改进后的 A*算法通过引入的 APF 设置引导函数的权重系数，使得搜索路径避开障碍物，并朝着目标点移动，从而提高了搜索效率，可以满足近距离捕获系统的实时性要求。

表 5.2 两种路径规划算法比较

路径规划数据	A*算法	基于 APF 改进的 A*算法
搜索点	692	383
算法耗时	0.379s	0.265s
路径点	27	26
路径长度	31.606	30.288

5.6 本章小结

本章给出了服务航天器捕获失效航天器的框架；设计了服务航天器捕获失效非合作目标的控制策略，并针对接近过程中的避障和运动学及动力学约束问题，引入人工势场来动态设置引导函数的权重系数，研究了基于改进 A*算法的最优路径规划；以服务航天器从悬停点接近失效目标航天器为例，进行路径规划算法仿真，仿真结果验证了算法满足近距离捕获系统的实时性要求。

第六章 总结与展望

6.1 全文工作总结

本文结合空间长期失效航天器的特点,开展了基于激光雷达 SLAM 的失效目标航天器近距离捕获关键技术研究。本文分别从近距离捕获系统设计及失效目标航天器的运动状态分析、基于激光雷达的 SLAM、失效航天器典型机构的识别和位姿估计、捕获失效航天器的控制策略和接近路径规划几个方面进行了研究,并对本文中涉及的算法开展仿真实验。本文的研究和工作内容主要包括:

(1) 近距离自主捕获系统方案及失效目标航天器研究

针对失效目标航天器的近距离自主捕获系统,设计了总体方案;然后对长期失效目标航天器的特点、运动状态以及空间场景等进行分析,对近距离捕获技术提供了分析的基础;最后,对失效航天器的近距离自主捕获系统中的关键技术、方案的可行性进行了分析。

(2) 基于激光雷达的图优化 SLAM 研究

将传统的图优化 SLAM 方法应用到空间近距离捕获任务的场景中,给出了传感器数据采集、数据之间的关联以及位姿图构建方法;利用闭环检测的约束信息对位姿图优化;依据失效目标航天器自身运动特点的规律性,提出一种基于先验子图检测的图优化 SLAM 方法。对改进后的算法进行了仿真实验,结果表明改进后的 SLAM 算法估计出的服务航天器的位姿精度均提到提高,满足系统指标要求。

(3) 失效航天器的识别及位姿估计

由于激光雷达获取的点云包含失效航天器以及碎片等环境信息,本文给出了目标的识别算法,并且根据后期抓捕任务的需要,对典型机构进行识别,并估计其位姿;通过法线向量估计,提取出边界特征点,通过边界点进行位姿配准,本文在位姿估计中提出一种优化算法,提高了算法的效率;为验证算法的可行性,以服务航天器在定点对失效目标航天器悬停观测为例开展仿真实验,仿真结果表明算法具有较好的目标位姿估计精度和实时性。

(4) 捕获失效航天器的控制策略和路径规划算法研究

提出了服务航天器捕获失效航天器的框架,同时制定了服务航天器捕获失效航天器的策略;综合考虑接近过程中的避障和运动学及动力学约束问题,提出基于 APF 改进的 A*算法进行路径规划;以服务航天器从悬停点接近失效航天器为例,开展仿真实验,结果表明路径规划有效地避开障碍物,以最短的路径到达目标点,提高了搜索效率,满足自主捕获系统的实时性要求。

6.2 后续研究工作展望

本文基于激光雷达 SLAM，构建了失效航天器的近距离自主捕获系统的整体方案。研究了基于先验子图检测的 SLAM 算法，并对失效航天器的典型抓捕机构进行识别和位姿估计，然后基于上述信息对服务航天器接近失效航天器阶段进行路径规划以及制定了捕获策略，并对各部分算法进行的仿真实验验证。但目前相关的研究仍然存在一定的问题和不足，后续将进一步对其进行补充和改善：

1. 本文研究的近距离捕获系统是以空间长期失效航天器为对象，它处于一种缓慢自旋的运动状态，与高速任意翻滚的航天器有较大的差别。因此，在后续的研究中，可以根据失效航天器的运动学特性，估计运动变化之间的动力学关系，将动力学信息添加到 SLAM 因子图，从而将 SLAM 方法逐步推广到更广泛、更真实的运动场景中。

2. 本文中算法的运动场景和接近规划，与真实的在轨捕获系统有一定的差别，并且传感器数据基于 MATLAB 仿真，而在实际场景中，传感器受到测量范围、分辨率、安装误差、遮挡等因素的影响，很可能导致算法的精度下降。因此，在后续的工作中，仿真尽可能在更真实的运动场景下进行，选择真实的传感器并进行标定，考虑遮挡等情况。

3. 本文搭建了软件仿真平台，由于精力和能力有限，在实际工作中，硬件平台部分完成了地面实验台和模拟星的搭建，在后续的研究工作中，还需要继续搭建失效航天器典型机构的运动模拟，在全物理实验平台上对本文的算法进行验证。

参考文献

- [1] Angel Flores-Abad, Ou Ma, Khanh Pham, et al. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing[J]. Progress in Aerospace Science, 2014, 68: 1-26.
- [2] 余婧. 航天器在轨服务任务规划技术[D]. 国防科学技术大学, 2015.
- [3] Clemens Kaiser, Fredrik Sjoberg, Juan Manuel Delcura, et al. SMART-OLEV-an orbital life extension vehicle for servicing commercial spacecrafts in CEO[J]. Acta Astronautica, 2008, 63(1-4): 400-410.
- [4] 黄攀峰, 王明, 常海涛, 等. 失效航天器的姿态机动接管控制[J]. 宇航学报, 2016, 37(8): 924-935.
- [5] 王志超. 非合作航天器视觉位姿测量的研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2013.
- [6] Mak Tafazoli. A study of on-orbit spacecraft failures[J]. Acta Astronautica, 2009, 64(2-3): 195-205.
- [7] Michael Milford, Gordon Wyeth. Hybrid robot control and SLAM for persistent navigation and mapping[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2010, 58(9): 1096-1104.
- [8] 魏许. 空间非合作目标的近距离相对位姿测量技术研究[D]. 南京航空航天大学, 2013.
- [9] David Droschel, Max Schwarz, Sven Behnke. Continuous mapping and localization for autonomous navigation in rough terrain using a 3D laser scanner[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2017, 88: 104-115.
- [10] Jorge A. Davila, Gian C. Gomez-Cortes. Attitude control of spacecraft using robust backstepping controller based on high order sliding modes[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference, Boston, MA, August 19-22, 2013.
- [11] Victor Andaluz, Flavio Roberti, Juan Marcos Toibero, et al. Adaptive unified motion control of mobile manipulators[J]. Control Engineering Practice, 2012, 20(12): 1377-1352.
- [12] Salvador Gonzalez-Vazquez, Javier Moreno-Valenzuela. Time-scale separation of a class of robust PD-type tracking controllers for robot manipulators[J]. ISA Transaction, 2013, 52(3): 418-428.
- [13] Guang Zhai, Yue Qiu, Bin Liang, et al. On-orbit with flexible tether-net system[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(5-6):613-623.
- [14] 王超. 空间目标在轨捕获技术研究综述[J]. 装备学院学报, 2013, 24(4): 63-66.

- [15] 史也. 空间机器人自主捕获目标的轨迹规划与控制研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2013.
- [16] 曲丽萍. 移动机器人同步定位与地图构建关键技术的研究[D]. 哈尔滨工程大学, 2013.
- [17] 权美香, 朴松昊, 李国. 视觉 SLAM 综述[J]. 智能系统学报, 2016, 11(6): 768-776.
- [18] Daniel Gutierrez-Gomez, J.J. Guerrero. True scaled 6 DOF egocentric localization with monocular wearable systems[J]. Image and Vision Computing, 2016, 52: 178-194.
- [19] Hyoung-Ki Lee, Kiwan Choi, Jiyoung Park, et al. Self-calibration of gyro using monocular SLAM for an indoor mobile robot[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2012, 10(3): 558-566.
- [20] 林睿. 基于图像特征点的移动机器人立体视觉 SLAM 研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2011.
- [21] Peter Henry, Michael Krainin, Evan Herbst, et al. RGB-D mapping: using Kinect-style depth cameras for dense 3D modeling of indoor environments[J]. The International Journal of Robotics Research, 2012, 31(5): 647-663.
- [22] Hauke Strasdat, J.M.M. Montiel, Andrew J. Davison. Visual SLAM: why filter[J]. Image and Vision Computing, 2012, 30(2): 65-77.
- [23] 宋宇, 李庆玲, 康轶非, 等. 平方根容积 Rao-Blackwellised 粒子滤波 SLAM 算法[J]. 自动化学报, 2014, 40(2): 357-367.
- [24] 梁明杰, 闵华清, 罗荣华. 基于图优化的同时定位与地图创建综述[J]. 机器人, 2013, 35(4): 500-512.
- [25] Sean Augenstein, Stephen M. Rock. Simultaneous estimation of target pose and 3-D shape using the FastSLAM algorithm[C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference (GNC), Chicago, IL, USA, August 10-13, 2009.
- [26] Sean Augenstein, Stephen M. Rock. Improved frame-to-frame pose tracking during vision-only SLAM/SFM with a tumbling target[C]. IEEE International Conference on Robotics and Automation, Shanghai, China, May 9-13, 2011.
- [27] Frank Schnitzer, Klaus Janscheck, Georg Willich. Experimental results for image-based geometrical reconstruction for spacecraft rendezvous navigation with unknown and uncooperative target spacecraft[C]. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Vilamoura, Algarve, Portugal, October 7-12, 2012.
- [28] Dae-Min Cho, Panagiotis Tsiotras, Guangcong Zhang, et al. Robust feature detection, acquisition and tracking for relative navigation in space with a known target[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference, Boston, MA, August 19-22, 2013.
- [29] Brent E. Tweddle. Factor graph modeling of rigid-body dynamics for localization, mapping,

- and parameter estimation of a spinning object in space[J]. *Journal of Field Robotics*, 2014, 32(6): 897-933.
- [30] Brent E. Tweddle. Computer vision-based localization and mapping of an unknown, uncooperative and spinning target for spacecraft proximity operations[D]. Massachusetts Institute of Technology, 2013.
- [31] Dylan Thomas, Scott Kelly, Jonathan Black. A monocular SLAM method for satellite proximity operations[C]. *American Control Conference (ACC)*, Boston, MA, USA, July 6-8, 2016.
- [32] 郝刚涛, 杜小平, 宋建军. 空间翻滚非合作目标相对位姿估计的视觉 SLAM 方法[J]. *宇航学报*, 2015, 36(6): 706-714.
- [33] Roberto Opromolla, Giancarmine Fasano, Ciancarlo Rufino, et al. A review of cooperative and uncooperative spacecraft pose determination techniques for close-proximity operations[J]. *Progress in Aerospace Science*, 2017, 93:53-72.
- [34] Antoine Petit, Eric Marchand, Keyvan Kanani. Combining complementary edge, keypoint and color features in model-based tracking for highly dynamic scenes[C]. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Hongkong, China, May 31 - June 7, 2014.
- [35] Sumant Sharma, Simone D'Amico. Comparative assessment of techniques for initial pose estimation using monocular vision[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 123:435-445.
- [36] Jian-Feng Shi, Steve Ulrich. Uncooperative spacecraft pose estimation using an infrared camera during proximity operations[C]. *AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition*, Pasadena, California, Aug 31 - Sep 2, 2015.
- [37] Shai Segal, Avishy Carmi, Pini Gurfil. Stereovision-based estimation of relative dynamics between noncooperative satellites[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2014, 22(2): 568-584.
- [38] Yipeng Li, Yunchun Xie. Relative state estimation of model-unknown spinning noncooperative target using stereo EKF-SLAM[C]. *Proceedings of the 36th Chinese Control Conference*, Dalian, China, July 26-28, 2017.
- [39] Austen Suqi, Tae W. Lim. Detection and identification of objects using point cloud data for pose estimation[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference*, San Diego, California, USA, January 4-8, 2016.

- [40] Andrew Rhodes, Eric Kim, John Christian, et al. LIDAR-based relative navigation of non-cooperative objects using point Cloud Descriptors[C]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Long Beach, California, USA, September 13-16, 2016.
- [41] Vincenzo Pesce, Michele Lavagna, Riccardo Bevilacqua. Stereovision-based pose and inertia estimation of unknown and uncooperative space objects[J]. Advances in Space Research, 2017, 59(1):236-251.
- [42] 桂力, 郑顺义, 曹姝清, 等. 基于点云的非合作航天器位姿测量方法研究[J]. 上海航天, 2016, 33(6): 122-128.
- [43] 高伟, 杨光. 基于点云的空间非合作目标运动测量技术研究[J]. 计算机仿真, 2016, 33(6): 41-58.
- [44] 庞新源. 非合作目标识别及多功能捕获机构的研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2014.
- [45] 李文跃, 徐贵力, 周龙, 等. 空间非合作目标相对导航技术研究[J]. 航空兵器, 2012, 3: 14-18.
- [46] 梁斌, 杜晓东, 李成, 等. 空间机器人非合作航天器在轨服务研究进展[J]. 机器人, 2012, 34(2): 242-256.
- [47] Farhad Aghili. A prediction and motion-planning scheme for visually guided robotic capturing of free-floating tumbling objects with uncertain dynamics[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2012, 28(3): 634-649.
- [48] Angel Flores-Abad, Lin Zhang, Zheng Wei, et al. Optimal capture of a tumbling object in orbit using a space manipulator[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(6): 2014-2017.
- [49] J. Michael, K. Chudej, M. Gerdts, et al. Optimal rendezvous path planning to an uncontrolled tumbling target[C]. 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, Wurzburg, Germany, September 2-6, 2013.
- [50] Gaurav Misra, Xiaoli Bai. Task-constrained trajectory planning of free-floating space-robotic system using convex optimization[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(11): 2857-2870.
- [51] Luciano Blasi, Simeone Barbato, Massimiliano Mattei. A particle swarm approach for flight path optimization in a constrained environment[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 26(1):128-137.
- [52] Basem M. ElHalawany, Hala M.Abdel-Kader, Adly TagEldeen, et al. Modified A* algorithm for safer mobile robot navigation[C]. Proceedings of International Conference on

- Modelling, Identification & Control (ICMIC), Cairo, Egypt, August 2 – September 2, 2013.
- [53] Vincent Roberge, Mohammed Tarbouchi, Gilles Labonte. Comparison of parallel genetic algorithm and particle swarm optimization for real-time UAV path planning[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2013, 9(1):132-141.
- [54] Qing Ni, Licheng Feng, Yiyong Huang. Optimal control of spacecraft for close proximity with collision avoidance[C]. 2016 3rd International Conference on Information Science and Control Engineering, Beijing, China, July 8-10, 2016.
- [55] 耿云海, 卢伟, 陈雪芹. 在轨服务航天器对失控目标的姿态同步控制[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2011, 44(1): 1-6.
- [56] 穆清清. 空间运动目标自主捕获路径规划研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2012.
- [57] 卢伟. 在轨服务航天器与失控目标交会对接的相对位姿耦合控制[D]. 哈尔滨工业大学, 2012.
- [58] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制[M]. 宇航出版社, 1998.
- [59] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京航空航天大学出版社, 1998.
- [60] 胡忠华. 自旋目标抓捕的轨迹规划及捕获后复合体的控制[D]. 哈尔滨工业大学, 2016.
- [61] 刘厚德, 王学谦, 梁斌, 等. 自主捕获中自旋目标运动特性分析与地面模拟方法[J]. 机器人, 2013, 35(1):1-8.
- [62] 邹谦. 基于图优化 SLAM 的移动机器人导航方法研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2016.
- [63] 潘心冰. 基于 Kinect 的移动机器人 SLAM 技术研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2017.
- [64] Vadim Indelman, Stephen Williams, Michael Kaess, et al. Information fusion in navigation systems via factor graph based on incremental smoothing[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2013, 61:721-738.
- [65] Y. Latif, C. Cadena, J. Neira. Robust loop closing over time for pose graph slam[J]. The International Journal of Robotics Research, 2013, 32(14): 1611-1626.
- [66] D. Galvez-Lopez, J. D. Tardos. Bags of binary words for fast place recognition in image sequences[J]. IEEE Transactions On Robotics, 2012, 28(5): 1188-1197.
- [67] A. Hornung, K. M. Wurm, M. Bennewitz, et al. Octomap: An efficient probabilistic 3d mapping framework based on octrees[J]. Autonomous Robots, 2013, 34(3): 189-206.
- [68] 梁士超. 三维点云预处理技术研究[D]. 绵阳: 西南科技大学, 2012.
- [69] 杨滨华. 基于点云的非合作航天器超近距离位姿测量技术研究[D]. 南京理工大学,

2017.

- [70] 何雨枫. 室内微小型无人机路径规划路径规划算法研究[D]. 南京航空航天大学, 2014.
- [71] Wang H, Yu Y, Yuan Q. Application of Dijkstra algorithm in robot path-planning[C]. Machanic Automation and Control Engineering (MACE), 2011 Second International Conference on. IEEE, 2011:1067-1069.
- [72] 欧阳鑫玉, 杨曙光. 基于势场栅格法的移动机器人避障路径规划[J]. 控制工程, 2014, 21(1): 134-137.

致 谢

时光荏苒，岁月如梭，在南航求学的两年半时光，就这样悄悄流逝，这段时间的学习和生活以及经历的所有点点滴滴都令人难忘，也让我快速成长起来。在此，对所有帮助过我、支持我的老师、同学和朋友致以真诚的谢意。

首先，由衷地感谢我的导师，康国华研究员。研究生短短两年半的时间，在康老师的细心指导下，我成长为具备一定科研能力、有完整的软硬件工程开发经验、独立解决问题的研究生。康老师是一位优秀并且独特的导师，在科研上对我们要求严格细致，做事认真完美，在生活中宽以待人，细心周到。他博学多才，教给我们很多专业知识、课外知识以及生活常识，不管是学习还是生活，都是我学习的榜样。在生活中，他给予我们无微不至的关心，经常会带给我们佳节点心、新鲜水果，组织课外拓展活动，也时时嘘寒问暖，心情低落的时候及时鼓励和安慰我们，让我心怀感激。在这里，我向他表示深深的感谢。

同时，衷心感谢微小卫星研究中心的吴云华老师、程月华老师、华冰老师、陈志明老师、郁丰老师等，还有课题组的成员们以及同学，陈雪芬师姐、周琼峰师姐、范凯师兄、潘俊帆师兄，同级的刘瑶、杨炳辉，以及金晨迪师弟、郭玉洁师妹、乔思元师妹等，朝夕相处，一起科研学习、一起生活玩乐，彼此相互鼓励，相互帮助，建立了深厚的情谊，感恩我们一同走过的时光。

感谢研究生期间一起成长的室友、同学，不论未来我们身处何方，与你们相伴的日子都是我宝贵的财富。

感谢我挚爱的父母和弟弟，他们是我的精神动力，尤其在两年多的研究生期间，他们的关心和鼓励支持，让我不畏艰难，勇往直前。

最后，向百忙之中抽出时间评阅本文的专家和老师表示由衷的感谢和诚挚的谢意！

2018 年 3 月

在学期间的研究成果及发表的学术论文

攻读硕士学位期间发表（录用）论文情况

1. 康国华, 周琼峰, 范凯, 马云. 采用超声电机的旋转式惯导系统转台[J]. 中国惯性技术学报, 2016.24(4), 421-426.

攻读硕士学位期间申报的专利情况

1. 康国华, 马云, 金晨迪. 基于 SLAM 技术的航天器相对自主导航系统(发明专利). 申请号: 201710850340.7

攻读硕士学位期间参加科研项目情况

1. 基于超声电机的旋转调制系统开发（北京 33 所），主要负责人，已结题。
2. SAST 基金上海航天创新项目（上海 509 所），主要参与人，已结题。
3. 卫星捕获系统的全物理仿真平台设计（863 项目子课题），主要负责人，已结题。
4. 面向在轨服务的控制模块设计（民用航天十二五计划），主要参与人，已结题。

攻读硕士学位期间获得的奖学金与荣誉

1. 研究生新生特别奖学金
2. 学业一等奖学金
3. NUAA “群星” 创新奖（团队）
4. 第十二届研究生电子设计竞赛华东赛区一等奖
5. 2016 年中俄大学生小卫星创新设计大赛优胜奖