

不规则小天体自主着陆预测制导控制方法研究

2018 年 6 月

中图分类号: V448.2

UDC 分类号: 629.7

不规则小天体自主着陆预测制导控制方法研究

| | |
|---------|----------------------|
| 作者姓名 | _____ |
| 学院名称 | _____宇航学院_____ |
| 指导教师 | _____ |
| 答辩委员会主席 | _____ |
| 申请学位 | _____ |
| 学科专业 | _____ |
| 学位授予单位 | _____北京理工大学_____ |
| 论文答辩日期 | _____2018 年 6 月_____ |

Research on Autonomous Predictive Guidance and Control Method for Spacecraft Landing on Small body

Candidate Name: _____

School or Department: School of Aerospace Engineering

Faculty Mentor: _____

Chair, Thesis Committee: _____

Degree Applied: _____

Major: _____

Degree by: Beijing Institute of Technology

The Date of Defence: June, 2018

不规则小天体自主着陆预测制导控制方法研究

北京理工大学

研究成果声明

本人郑重声明：所提交的学位论文是我本人在指导教师的指导下进行的研究工作获得的研究成果。尽我所知，文中除特别标注和致谢的地方外，学位论文中不包含其他人已经发表或撰写过的研究成果，也不包含为获得北京理工大学或其它教育机构的学位或证书所使用过的材料。与我一同工作的合作者对此研究工作所做的任何贡献均已在学位论文中作了明确的说明并表示了谢意。

特此申明。

签 名： 日期：

关于学位论文使用权的说明

本人完全了解北京理工大学有关保管、使用学位论文的规定，其中包括：①学校有权保管、并向有关部门送交学位论文的原件与复印件；②学校可以采用影印、缩印或其它复制手段复制并保存学位论文；③学校可允许学位论文被查阅或借阅；④学校可以学术交流为目的，复制赠送和交换学位论文；⑤学校可以公布学位论文的全部或部分内容（保密学位论文在解密后遵守此规定）。

签 名： 日期：

导师签名： 日期：

摘要

软着陆探测是小天体探测任务中的重要组成部分，自主导航与制导控制是实现小天体软着陆的关键技术之一。本学位论文考虑小天体附近动力学环境的特点，针对着陆轨迹凸优化、着陆轨迹估计、跟踪控制等问题，开展了不规则小天体自主着陆预测制导控制方法研究。论文主要内容如下：

首先，进行了不规则小天体着陆动力学建模与制导控制方案设计。针对不规则小天体引力场的特点，给出了球谐系数、多面体和质点群三种引力场建模方法，建立了小天体着陆探测器轨道动力学模型。考虑不规则小天体着陆的特点，设计了基于模型预测控制的软着陆制导控制方案。

其次，研究了多约束条件下小天体着陆轨迹凸优化方法。分析了不规则小天体着陆约束条件，针对探测器与小天体表面碰撞规避问题，设计了下降飞行段和垂直着陆段相结合的着陆轨迹规划方法，考虑非凸的着陆轨迹约束，研究了基于最优分离超平面的凸化方法，对下降飞行轨迹和垂直着陆轨迹进行了规划。

然后，研究了考虑误差补偿的探测器着陆轨迹确定方法。建立了光学导航观测模型，利用多视线信息测量实现探测器位置、速度确定，基于扩展卡尔曼滤波方法设计了导航滤波器，在此基础上，考虑小天体复杂环境下未建模扰动加速度的影响，研究了干扰误差输入观测器，提高系统导航精度。

最后，研究了不确定环境下着陆轨迹跟踪预测控制方法。针对软着陆过程中环境加速度等外部干扰对着陆精度的影响，设计了基于二次规划的跟踪预测控制算法，考虑探测器状态约束和能耗限制，对着陆轨迹进行滚动优化，结合状态量的多步预测和跟踪反馈控制结构，实现了对规划轨迹的跟踪控制。

关键词：小天体；软着陆；轨迹凸优化；轨迹确定；预测跟踪控制

Abstract

Small body landing detection is usually an important part of deep space exploration. Spacecraft's autonomous navigation, guidance and control is one of the key technologies to soft landing. In this thesis, the predictive guidance and robust control of irregular small body landing is researched considering the characteristics of dynamic environment nearby small body, for the convex optimization problem for landing trajectories, landing trajectory determination and tracking control. The main contents of this paper are as follows:

Firstly, the dynamic model of small body landing is established and the guidance and control scheme is designed. Aiming at the characteristics of irregular gravitational field of small body, methods of the spherical harmonic function model, polyhedron model and mascon model are introduced. Then, the orbit dynamic model of small body landing is established. Considering the characteristics of landing on irregular small body, designing a soft landing mission and proposing the entire guidance and control algorithm structure.

Secondly, the method of trajectory planning based on convex optimization with multiple constraints is researched. Analyzed the constraints of landing on irregular small body, for the reason of collision avoidance between the detector and small body, designed a landing trajectory planning method combined with circumnavigation phase and vertical landing phase. An optimal separating hyperplane constraint is imposed during the circumnavigation phase that ensures spacecraft will not collide with the surface of the asteroid. Planned the landing trajectory of circumnavigation phase and vertical landing phase.

Then, the method of determining the landing trajectory considering of error compensation. An optical navigation observation model is established, And multiple sight measurement is used for determining the position and velocity of the detector. Navigation filter is designed based on EKF(Extended Kalman Filtering). Base on this, considering the impact of unmeasured disturbances or omitted modeling information in a complex environment of small bodies, input observer is researched in order to improve navigation accuracy.

Lastly, the method of trajectory tracking predictive control in uncertain environment is researched. As to the impact of external disturbances during soft landing, the method of

tracking prediction control algorithm based on quadratic programming is designed. Considering detector state constraints and fuel limits, combined with Multi-step prediction and tracking feedback control structure state quantity, realized tracking control of planning trajectory.

Key words: soft landing; convex optimization; filtering estimation; predictive control

目录

| | |
|--|----|
| 摘要 | I |
| Abstract..... | II |
| 第一章 绪论 | 7 |
| 1.1 研究背景和意义 | 7 |
| 1.2 小天体着陆探测任务概述 | 8 |
| 1.3 小天体着陆轨迹规划与制导技术研究进展 | 9 |
| 1.3.1 不规则引力场建模研究现状 | 10 |
| 1.3.2 不规则小天体轨迹优化设计的研究现状 | 11 |
| 1.3.3 不规则小天体制导控制方法研究现状 | 12 |
| 1.3.4 模型预测控制(Model Predictive Control)方法研究现状 | 13 |
| 1.4 论文主要研究内容 | 15 |
| 第二章 着陆动力学模型与制导控制方案..... | 17 |
| 2.1 引言 | 17 |
| 2.2 小天体着陆动力学模型 | 17 |
| 2.2.1 相关坐标系 | 17 |
| 2.2.2 不规则小天体引力场建模 | 18 |
| 2.2.3 轨道动力学模型 | 22 |
| 2.3 小天体着陆制导控制方案设计 | 23 |
| 2.3.1 小天体着陆阶段的区分 | 23 |
| 2.3.2 制导控制算法结构 | 24 |
| 2.5 本章小结 | 25 |
| 第三章 小天体着陆轨迹凸优化方法研究..... | 26 |
| 3.1 引言 | 26 |
| 3.2 小天体着陆约束分析 | 26 |
| 3.2.1 下降飞行轨迹约束 | 26 |
| 3.2.2 垂直着陆轨迹约束 | 27 |
| 3.2.3 过冲约束与其它约束 | 28 |

| | |
|------------------------------------|-----------|
| 3.3 基于凸优化的着陆段轨迹优化设计 | 29 |
| 3.3.1 凸优化算法及其问题转化 | 29 |
| 3.3.2 最优超平面与下降飞行轨迹优化设计 | 30 |
| 3.3.3 垂直着陆轨迹优化设计 | 32 |
| 3.4 仿真结果及分析 | 33 |
| 3.5 本章小结 | 39 |
| 第四章 探测器着陆轨迹滤波估计方法研究 | 40 |
| 4.1 引言 | 40 |
| 4.2 探测器着陆导航方案与测量模型 | 40 |
| 4.2.1 自主着陆导航方案 | 40 |
| 4.2.2 基于视线测量的观测模型 | 41 |
| 4.3 状态确定观测器设计 | 42 |
| 4.3.1 扩展卡尔曼滤波观测器的设计 | 43 |
| 4.3.2 输入观测器的扰动估计和补偿方案设计 | 44 |
| 4.4 数学仿真分析 | 47 |
| 4.4.1 导航滤波器仿真分析 | 47 |
| 4.4.2 输入观测器仿真分析 | 49 |
| 4.5 本章小结 | 52 |
| 第五章 探测器着陆轨迹跟踪预测控制方法研究 | 53 |
| 5.1 引言 | 53 |
| 5.2 基于二次规划的轨迹预测跟踪 | 53 |
| 5.2.1 轨迹跟踪问题描述 | 53 |
| 5.2.2 动力学线性化建模 | 54 |
| 5.2.3 预测跟踪控制算法设计 | 55 |
| 5.3 预测控制约束处理与控制量求解 | 60 |
| 5.3.2 预测控制的约束处理 | 60 |
| 5.3.3 二次规划问题求解 | 61 |
| 5.4 仿真结果与分析 | 62 |
| 5.5 本章小结 | 65 |
| 结论 | 66 |

| | |
|------------------------|----|
| 参考文献 | 67 |
| 攻读学位期间发表论文与研究成果清单..... | 72 |

第一章 绪论

1.1 研究背景和意义

随着人类文明的发展、科技进步以及对新事物的不断探索，遥远太空中的天体逐渐变成了全世界学者研究探讨的热门话题。人类认识宇宙的手段也愈加丰富，深空探测也成为人类航天活动的重要方向之一^[1]。通过深空探测活动，可以使人类更深入了解太阳系及人类的起源、演化和现状，从而进一步认识地球环境的形成，同时有利于推动地外天体防御技术的发展，发现宇宙中的地球上的稀缺物质^[2]。其中，太空中的小天体被认为保存有宇宙形成初期的古老物质，因此探测小天体是人类了解宇宙起源的重要途径之一。同时，由于小天体复杂的引力环境等多种因素的存在，完成探测任务有利于对航天科技进行验证^[3]。

近年来在全世界范围内掀起了小天体探测的热潮。由于大部分小天体具有体积小、质量轻、形状不规则、运动状态复杂等特点，只依靠地面获取到小天体的信息是非常有限的。因此为获得详细的探测数据，着陆探测是一种较为有效的方式。但是小天体表面往往地形复杂，导致着陆探测器的操作与探测器的其他任务上有着很大的区别。在已经发射的三次小天体着陆探测任务中，NASA 的近地小行星交会探测任务里，NEAR 探测器完成了首次着陆探测任务，ESA 的罗塞塔号实现了较为长期的表面驻留，而日本航天局的隼鸟号采用了“touch and go”的短期接触及采样方式^[4]。由此可见，各主要航天国家都十分重视小天体探测^[5]。

从全世界仅有的几次成功着陆的任务中发现，其最有风险的环节在于探测器接近至着陆小天体的过程。小天体表面具有科学价值的区域往往地形较为复杂，这就需要针对性地去设计着陆策略，并对控制系统提出更高的要求。探测器在着陆过程中需要实现避障，对控制器的推力也有一定的限制。因此目前的飞行控制系统必须要求能够满足约束条件、安全、能够实现性能优化、具有一定的鲁棒性。少数几种控制方法可以系统地同时满足这些具有挑战性且如此广泛的需求，在众多控制方法之中，预测控制有着实现容易、可以处理约束、计算效率高等优点，成为研究着陆制导控制问题中的一个重要研究方向^[6-8]。

本文以小天体探测为背景，针对探测器着陆时变化快、引力环境复杂等特点，考虑着陆轨迹凸优化、着陆轨迹估计、跟踪控制等问题，对不规则小天体自主着陆预测

制导控制方法进行了研究。

1.2 小天体着陆探测任务概述

截止目前，已有 3 次小天体探测任务已经实现在小天体表面附着。此外，日本的隼鸟二号和美国的奥西里斯正在飞行途中。其中隼鸟二号计划对 C 类小天体 1999JU3 采样返回^[9]，奥西里斯同样计划实现对 C 类小天体 Bennu1999RQ36 进行采样返回。历次小天体附着相关任务的实施情况如图 1.1 所示。

| 发射时间 | 任务名称 | 所属国家 | 探测目标 | 探测方式 | 任务结果 |
|------------|-----------|-------|------|-------|------|
| 1996-02-17 | “近地小行星交会” | 美国 | 小行星 | 着陆 | 成功 |
| 2003-05-09 | “隼鸟” | 日本 | 小行星 | 采样返回 | 成功 |
| 2004-03-02 | “罗塞塔-菲莱” | 欧洲航天局 | 彗星 | 环绕+着陆 | 成功 |
| 2014-12-03 | 隼鸟-2 | 日本 | 小行星 | 采样返回 | 途中 |
| 2016-09-09 | “奥西里斯” | 美国 | 小行星 | 采样返回 | 途中 |

图 1.1 历年来小天体着陆探测主要任务

美国作为世界航天探测技术的领先者，在小天体探测领域取得了举世瞩目的成就。1996 年 2 月 17 日，NASA 用 Delta-2 型火箭成功发射了以编号为 Eros433 小天体作为探测目标的“近地小行星交会” NEAR 探测器，如图 1.2 所示。NEAR 探测器与 2000 年成功飞抵 Eros433，并于 2001 年成功着陆，实现了人类航天史上第一次成功软着陆在小天体表面的壮举^[10-11]。科学家通过对探测器所拍摄到小天体的照片进行研究分析，确定了 Eros433 的质量分布、自转运动规律等物理信息。

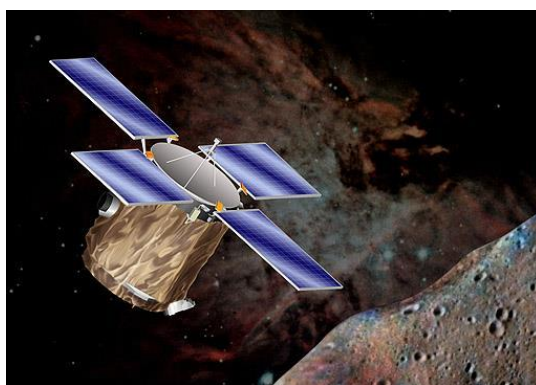


图 1.2 NEAR 探测器

1996 年, 日本航天局(JAXA)拟定了名叫 Muses-c 的小天体探测计划。在一系列前期的研究工作完成之后, 与 2003 年发射了一颗编号为 25143 的小天体 Itokawa 为探测目标的“隼鸟号”小天体探测器, 如图 1.3。2005 年, 探测器以悬停下降的方式成功着陆于小天体 Itokawa 的表面, 并且成功采集了小天体表面的岩石样品。2010 年, “隼鸟号”探测器成功返回地球, 成为人类航天史上第一次在小天体表面采集样本并且成功返回地球的小天体探测器^[12]。日本航天局并于 2014 年成功发射了“隼鸟 2 号”探测器^[13]。



图 1.3 “隼鸟号”探测器

20 世纪 90 年代初, 美国航空航天局(NASA)和欧空局(ESA)制定了一个名叫“罗塞塔(Rosetta)彗星彗核取样”的深空探测计划, 并计划一个能将着陆器和返回舱成功送抵彗星的探测器, 其中着陆器将完成彗星表面的取样任务, 返回舱将带着着陆器提取的样品返回地球。2004 年, 欧空局在 2004 年 3 月 2 日在库鲁航天中心成功发射了“罗塞塔号”彗星探测器。探测器分别经过一次火星借力飞行以及三次地球借力飞行之后, 于 2014 年飞抵“67P/Churyumov-Gerasimenko”号彗星, 并于同年的 11 月, 成功释放一个叫“菲莱号”的彗星着陆器, 完成了人类航天史上第一次彗星着陆任务^[14-15]。



图 1.4 “罗塞塔号”彗星探测器

1.3 小天体着陆轨迹规划与制导技术研究进展

1.3.1 不规则引力场建模研究现状

精确的重力场研究模型是作为研究小天体轨道运动特性的前提和基础。对与引力场的研究,经历了从简单到复杂、从低维到高维的研究阶段^[16]。经典的引力场建模方法是对球谐函数叠加摄动项并进行级数展开,一个均质球的引力场等效于一个点质量产生的引力场,球谐函数摄动展开方法是在一个测度为零的对象上进行摄动处理。但是对于强不规则小天体,在一些区域上级数发散,在另外一些区域上,级数收敛非常慢^[17]。在此之后,质点群模型与简单的特殊体模型被用来尝试克服这一问题^[18]。质点群模型对强不规则天体的建模精确程度远好于球谐函数摄动展开模型,但是质点群法计算量较大。此后,由 Werner^[19]于 1994 年建立的小天体多面体模型法不仅能克服处理球谐函数摄动展开模型在特殊区域发散的问题,还能仿真出强不规则天体的几何外形。多面体模型法是目前唯一能同时解决收敛与强不规则几何外形仿真的方法^[20]。

(1) 球谐函数摄动展开模型

19 世纪末, Bierly^[21]提出了利用傅里叶级数逼近天体重力势能的方法,其不但复杂且收敛速度很慢,因此未能被广泛使用。MacMillan^[22]提出了使用勒让德多项式逼近重力场的方法,由于其有着比较好的收敛特性,该方法得到了普遍使用。之后, Kaulahe 与 Heiskanen^[23]提出了球谐函数法,其核心是利用球谐函数对天体重力场进行描述,由于其实现方便,计算效率高,且精度足够的优点,该方法迅速成为不规则小天体引力场建模的重要方法之一。其最为显著的特点是可以分析目标天体非球型重力项对探测器轨道运动的影响情况。

为解决球谐函数法在 Brillouin 球域发散的问题, Pick 和 Pichahe^[24]在 1973 年建立了椭球函数法极大提升了小行星附近空间的收敛域。但是由于其计算量大、算法复杂存在着较大的局限性。2002 年 Dechambre 等^[25]提出了一种通过球谐系数求解椭球系数的方法,为椭球谐函数法的推广应用做出了贡献。

(2) 多面体模型

通常的引力多体问题,考虑多个质点在相互之间的引力作用下的运动,属于有限个点质量产生的引力场,其测度依然为零。Werner^[19]给出了使用均质多面体描述不规则小天体集合外形与引力场物理模型的方法,并将该方法应用到模拟火卫一的集合外形与物理模型中,使用了 146 个顶点和 288 个三角形面。Scheeres^[26]等使用小天体 4769Castalia 的由雷达观测数据生成的多面体物理模型,研究了小天体附近的质点运动,给出并讨论了质点运动的 Jacobi 积分与零速度面的表达形式,并计算了若干个周期轨

道族。自从 Weener 给出了使用多面体描述不规则小天体几何外形与引力场物理模型方法之后，多面体模型已经在小天体附近动力学的研究中成为最为先进的方法。

(3) 质点群模型

质点群模型将小天体近似为一系列小质量球的集合，小球的质量总和与原小天体质量相同。该模型相对简单，引力位的精度也可以达到多面体模型的精度，但小天体模型不确定性对引力场建模精度影响较大。同时该方法不能提供直接的判断探测器位于小天体内部还是外部的判据，在小天体轨道设计和着陆方案设计中难以进行碰撞检测^[27]。

1.3.2 不规则小天体轨迹优化设计的研究现状

探测任务对探测器的质量有着严格的限制，探测器所能携带的燃料也将非常有限。在燃料有限的前提下，要完成计划好的航天任务，就必须对探测器的飞行轨迹做出最优的设计，以达到消耗最少的燃料，实现探测任务的目的。同时，小天体着陆过程中的轨迹优化是提升任务安全性的重要手段，并且是轨迹跟踪制导的基础。目前小天体着陆轨迹优化问题可以大致分为三类：间接法、直接法、以及启发式优化法。

与间接法对应的就是直接法，也即数值解法。计算机性能的提升使得直接法逐渐兴起，其在有限的时间节点上将控制量进行离散，从而将连续的动力学方程约束转化为代数约束，结合路径约束与边界约束将最优控制问题转化为非线性规划（non-linear programming, MLP）问题，从而将问题简单化。

近年来，伪谱法（正交配点法）成为直接法的一个重要的发展方向。该方法采用全局插值多项式的有限基底在一系列配点上近似控制变量与状态，其中配点一般为正交多项式的根。其核心思想是连续最优控制问题转化为离散的非线性规划问题，但是面临着解算耗时长的的问题。根据所采用的插值多项式与配点类型的不同，常用的伪谱法包括 Cebyshev 伪谱法、Legendre 伪谱法、Radau 伪谱法、Gauss 伪谱法等。Fahroo^[28]充分比较研究了不同伪谱法的精度、收敛速度和计算效率等性能。其中 Gauss 伪谱法是最近由 Benson 等在 Legendre 伪谱法的基础上提出的，Benson 同时证明了 NLP 问题的库恩塔克条件（karush-kuhn-tucker, KKT）与最优控制问题一阶最优性条件的等价性。伪谱法凭借其精度高、收敛快的特点在近期航空航天领域得到了广泛的应用^[29]。此外 Lantoine 等在小天体附着下降轨迹优化的基础上将轨迹优化问题转化为两点边值最优控制问题，并提出了一种将直接法与间接法相结合的求解方法，在保证进度的同

时减少了求解时间^[30]。

凸优化算法也是直接法的一种，具有形式简单，计算效率高的特点^[31]。它的子类，二阶锥规划问题(SOCP)，在探测器轨迹优化方面得到了广泛的应用^[32-33]。二阶锥规划问题要求性能指标和动力学方程为线性，并且约束条件满足二阶锥约束。将动力学离散化以及使得约束满足而阶锥约束以后，采取内点法对参数优化问题进行求解，可以确保结果能够在有限次迭代收敛到全局最优解。

1.3.3 不规则小天体制导控制方法研究现状

随着深空探测技术的不断突破，探测器软着陆小天体过程中的制导控制方法研究工作受到广大学者重视。考虑到探测器附着小天体的飞行过程所需要的时间较短，探测器与地面基站的通讯有着很长时间的延迟，因此探测器在附着小天体的过程中需要有一定能力的自主性和实时性。小天体的自旋运动，不规则、复杂的若引力场环境，太阳或者其他行星的引力摄动等都在影响着探测器着陆的快速性和精确性，因此对制导控制方法提出了很高的要求。

小天体制导方法分为离线制导和在线制导。其中，离线制导是实现规划参考轨迹，并存储于计算机，在着陆时跟踪参考轨迹完成制导；而在线制导是根据探测器的实时运动参数，能够星载自主完成制导与控制算法的实施。

离线制导方法可以保证探测器进入安全模式，避免与约束产生冲突，以保证飞行过程的安全，成为广泛使用的制导方法^[34]。魏若岩等人研究了使用模型预测控制跟踪这种参考轨迹的可行性^[35]。Lee 等人^[36]提出了一种控制方案，用于在有限时间内让探测器悬停在小行星附近的期望位置。

Colin R. McInnes 等^[37]提出了一种采用开环视线制导律软着陆小天体的制导控制方法，Liaw 等^[38]提出了一种采用变结构控制理论设计标称轨迹跟踪制导律的制导控制方法。Broschart 等^[39]提出了一种探测器自由下降到探测目标小天体的便面的制导控制方法，李爽等^[40]提出了一种基于 PD+PWPF 设计的标称轨迹跟踪制导律，以解决小天体引力场建模误差以及其它扰动的影响。

John M^[41]提出了一种将标称轨迹设计转化成二阶凸规划问题，并采用状态反馈方法设计制导律的标称轨迹跟踪制导方法。崔平远等^[42]提出了一种针对脉冲机动的小天体探测器的闭环鲁棒制导控制方法。Lan 等^[43]为解决标称轨迹跟踪制导方法的误差的收敛问题，提出了一种基于非奇异终端滑模控制理论的制导控制方法。

在文献^[44]中, 作者 Dominic Liao-McPhern 在考虑软着陆过程中, 使用恒重密度椭球近似重力模型, 控制器使用线性二次调节器 (LQR) 以达到目标期望, 并通过拓展指令调节器 (ECG) 改变 LQR 的输入来实施约束。利用基于预测的扩展指令调节器 (ECG) 处理约束完成控制的方案近年来受到了 Willian Dunham 和 Kolmanovsky 等学者的广泛研究。在研究成果^[45]中, 作者 Dominic 将该方案与凸模型预测控制、非线性模型预测控制方案相比较, 发现该方案能够控制到更小的误差, 有着更高的计算效率。

1.3.4 模型预测控制(Model Predictive Control)方法研究现状

(1) 模型预测控制方法概述

模型预测控制是一种离散时间控制策略, 通过预测系统的方式, 可以在一段时间内解决有限域最优控制的问题。在每一个采样时刻, 把当前的状态作为系统的初始状态, 然后求解一个有限时域最优控制问题, 获得当前的控制作用; 对优化产生的一系列控制序列, 仅采用优化出第一个控制量作用于系统, 产生下一时刻的状态量。传统的控制作用所采用的是离线控制律, 而预测控制是一种在线控制作用, 图 1.5 为预测控制框图, 虽然各类算法在模型预测模型的种类和实现形式上存在诸多差异, 但其基本特点都是基于预测模型、滚动优化和反馈校正的控制原理。

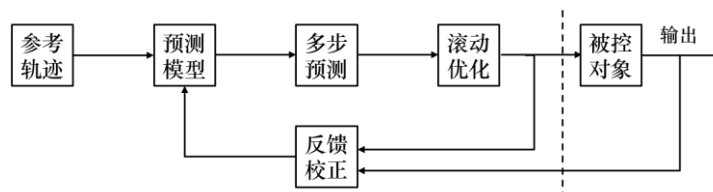


图 1.5 预测控制框图

(1) 预测模型

模型预测控制需要一个能描述系统动态过程行为的模型。这个模型的作用是能根据系统当前信息和未来的控制输入, 预测系统未来的动态。因此这个模型称为预测模型。这里系统的未来控制输入, 正是用来改变系统未来的预测输出, 使其最大限度接近参考输出的最优控制变量。预测模型具有基于当前的状态值预测系统未来动态的功能。预测模型通常包括: 阶跃响应模型、脉冲响应模型、状态空间模型、传递函数模型和模糊模型等。

(2) 滚动优化

模型预测控制中的优化与通常的离散最优控制算法不同, 不是采用一个不变的全

局最优目标，而是采用滚动式的有限时域优化策略。在每一采样时刻，根据该时刻的优化性能指标，求解该时刻起有限时段的最优控制率。计算得到的控制作用序列也只有当前值是实际执行的，在下一个采样时刻又重新求取最优控制率。也就是说，优化过程不是一次离线完成的，而是反复在线进行的，即在每一采样时刻，优化性能指标只涉及从该时刻起到未来有限的时间，而到下一个采样时刻，这一优化时段会同时向前推移。

（3）反馈校正

模型预测控制求解的是一个开环优化问题。在模型预测控制中，采用预测模型进行过程输出值的预估只是一种理想的方式，对于实际过程，由于存在非线性、时变、模型失配和干扰等不确定因素，使基于模型的预测不可能准确地与实际相符。因此，在预测控制中，通过输出的测量值与模型的预估值进行比较，得出模型的预测误差，再利用模型预测误差来校正模型的预测值，从而得到更为准确的将来输出的预测值。正是这种由模型加反馈校正的过程，使预测控制具有很强的抗干扰和克服系统不确定的能力。不断根据系统的实际输出对预测输出做出修正，使滚动优化不但基于模型，而且利用反馈信息，构成闭环优化控制。

模型预测控制的最大的缺点在于每一步必须求解一个优化问题，因此计算量大，不利于快时变系统的在线实施。其控制方法的发展主要受到了计算机硬件限制（比如相对较低的工业处理器的计算能力）和缺乏定制的数值解算器。但是由于近年来计算硬件的巨大进步以及定制的高效数值求解器的发展，这些之前主要的限制因素所产生的阻碍随着时间的推移而减少。

在实际的航天任务中，探测器几乎总是收到各种物理限制，而这些限制应该采用适当的控制约束以至于能充分建模。预测控制直接考虑到所有类型的控制约束，同时又能够稳定所涉及的系统。而传统的控制技术（例如 PID 控制器， H_∞ 等），只能间接地满足控制约束，这样不仅会造成控制效果的不足，甚至导致系统的不稳定。预测控制可以允许系统考虑控制和状态约束，这是预测控制的一大优势。文献综述^[46]概述了预测控制在航空航天领域的应用。

不可预测的变化与环境中的未知状况（例如火箭中的大气偏差，太阳耀斑引起在太阳帆板上的辐射压力的变化，缺乏探测数据的小天体）要求在太空任务中对于探测器要使用高度弹性和自主的系统。预测控制已经被证明是一个先进的控制框架，并且深入的应用到深空探测领域^[50-60]。

(2) 预测控制方法研究现状

模型预测控制作为一个控制框架,在传统的工业级的预测控制里经常将滚动优化过程转换成一种二次规划的形式以方便求解^[47]。由于预测控制方法内部逻辑的清晰和实时适用性的显著进步,其具有巨大的潜力,是航天控制系统未来发展的重要方向^[46]。在实际的工程应用中,由于问题本身的复杂性和控制目标的多样性,一些智能控制中的一些方法被引入到预测控制中,使得模型预测控制向着智能化的方向发展,从而形成当前预测控制研究的一大方向^[49]。在增强预测控制控制算法的鲁棒性方面,利用输入观测器来估计和抵消干扰或者系统模型的不确定性是控制理论中的的一个比较成熟的技术。Kolmanovsky 将输入观测器与预测控制相结合,使得控制器得到了较好的鲁棒性。

非线性模型预控制是目前预测控制领域研究的热点问题,在航天领域,同样也有学者将非线性模型预控制用在探测器控制方向。随着非线性模型预测控制的理论发展日趋完善,其在航天领域的应用前景会更加广阔。如何在线调节非线性模型预测控制器的调节参数,以实现良好的控制性能,是非线性模型预测控制面临的难题之一,为此,文献^[49]基于模糊逻辑和模糊规则设计了一种启发式在线调节方法,虽具有一定的灵活性,但不能保证鲁棒的稳定性。基于模糊模型的非线性预测控制研究取得了不少的成绩,但是依然存在着对多步预测缺乏有效的方法,适用性较差等缺点。

预测过程中最优化解问题时预测控制算法的核心问题。解决最优化问题的方法大致分为两类:结构算法和迭代算法。前者如分支定界法,后者诸如禁忌搜索算法、模拟退火算法、遗传算法、粒子群优化算法等智能优化算法。

1.4 论文主要研究内容

本文以探测器着陆小天体任务作为背景,考虑小天体附近动力学环境的特点,针对着陆轨迹凸优化、着陆轨迹估计、跟踪控制等问题,开展了不规则小天体自主着陆预测制导控制方法研究。本文的主要研究内容如下:

第一章介绍了小天体探测任务的研究背景以及着陆任务的意义,分析了自主导航与控制系统在深空探测任务中的关键作用。介绍了历次小天体着陆探测任务的概况,以及着陆控制方法的发展现状,分析了小天体引力场建模方法发展以及国内外学者在小天体着陆制导控制方面的研究现状。

第二章建立不规则小天体附近引力场模型，分析了几种引力场建模的方法和优缺点。建立了参考坐标系，完成着陆段轨道动力学建模，以此为基础，考虑不规则小天体着陆的特点，设计了基于模型预测控制的软着陆制导控制方案。

第三章对研究了多约束条件下小天体着陆轨迹凸优化方法进行研究。针对在飞行下降段探测器与小天体表面碰撞规避问题，设计基于最优分离超平面的凸化方法，对下降飞行轨迹和垂直着陆轨迹进行了规划。

第四章对考虑误差补偿的探测器着陆轨迹确定方法进行了研究。建立了光学导航观测模型，利用多视线信息测量实现探测器位置、速度确定，基于扩展卡尔曼滤波方法设计了导航滤波器。针对未建模的扰动加速度的影响，研究了干扰误差输入观测器。

第五章对不确定环境下着陆轨迹跟踪预测控制方法进行了研究。设计了基于二次规划的跟踪预测控制算法，考虑探测器状态约束和能耗限制，对着陆轨迹进行滚动优化，结合状态量的多步预测和跟踪反馈控制结构，实现了对规划轨迹的跟踪控制。

第二章 着陆动力学模型与制导控制方案

2.1 引言

小天体具有形状不规则、引力场弱、空间摄动影响大、先验信息少与安全着陆区域小等特点。为保证探测任务成功进行，需要对小天体引力场进行精确建模，建立探测器着陆动力学模型。针对小天体引力场不规则的特点，研究了不规则弱引力场的建模方法，将质点群法和多面体法作比较。着陆任务相比探测任务的其它阶段更为复杂，需要探测器有着自主制导与控制能力，本章最后介绍了本文的制导控制算法结构，制导控制系统主要由轨迹优化设计，状态确定，轨迹跟踪几个部分组成。

2.2 小天体着陆动力学模型

传统的星体软着陆问题，类似于火星着陆或者是月球着陆，一般忽略天体自转，而且假定着陆探测器及着陆目标点处在同一个纵向平面内，在单平面的极坐标系中建立着陆动力学、运动学模型。因此垂直于轨道面方向的侧向速度、位置误差将不可避免。

本文将在考虑到目标小天体自旋，并且假设小行星密度 ρ 均匀的前提下，在小天体固连坐标系下，建立小天体着陆探测器的三维着陆动力学模型。

2.2.1 相关坐标系

1) 小天体惯性坐标系 $\sum^i: O_i x_i y_i z_i$

坐标系原点位于小天体的质心； $O_i x_i$ 轴在天体赤道平面内，并指向赤道平面与黄道平面相交节线交点； $O_i z_i$ 轴垂直于赤道平面；与小天体自转角速度矢量方向相一致； $O_i y_i$ 轴与 $O_i x_i$ 轴和 $O_i z_i$ 轴满足右手定则。

2) 小天体固连坐标系 $\sum^a: O_a x_a y_a z_a$

坐标系原点位于小天体质心， $O_a x_a$ 轴在小天体赤道平面内指向某子午线与赤道平面的交点， $O_a z_a$ 轴为最大惯量轴方向。 $O_a y_a$ 与 $O_a x_a$ 和 $O_a z_a$ 满足右手定则。

3) 着陆坐标系 $\sum^l: O_l x_l y_l z_l$

坐标系原点位于预设着陆点上； $O_l z_l$ 轴从小天体质心指向着陆点矢量 $O_i O_l$ 方向一致； $O_l x_l$ 轴沿经线的切线方向指南极方向； $O_l y_l$ 轴、 $O_l z_l$ 轴和 $O_l x_l$ 轴满足右手定则。着陆坐标系与小天体固连坐标系之间的关系如图 2.1 所示。

4) 本体固连坐标系 $\sum^b: O_b x_b y_b z_b$

坐标系远点位于探测器的质心上； x_b 轴与探测器的纵对称轴相平行； z_b 轴垂直于探测器的纵对称面； $O_b x_b$ 、 $O_b y_b$ 和 $O_b z_b$ 满足右手定则。

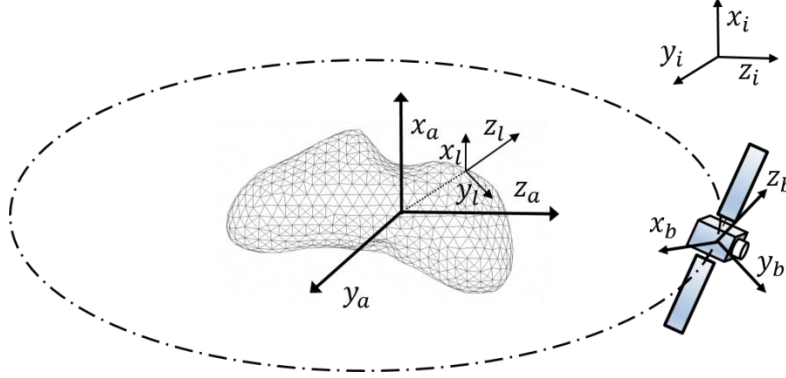


图 2.1 探测器与小天体的位置关系

2.2.2 不规则小天体引力场建模

为使探测器能够安全着陆与小天体表面，对其周围的引力场模型的分析显得尤为重要。如何获得更加精确的不规则小天体的引力场模型，一直以来都是研究热点。小天体的形状具有不规则性，其与类似于地球的球型的行星有着很大的区别，这是导致轨道动力学问题变得复杂的主要原因之一。

小天体引力场建模方法主要分为两类，即数值法和解析法。数值法包括多面体方法和质点群法；而解析法主要是球谐函数展开法。下面选取较为常用的球谐函数法和多面体逼近法加以说明。

1) 球谐系数法

在引力场中的任一点 $P(x, y, z)$ 处的引力函数为 $F(x, y, z)$ 。其引力 F 与引力势函数 $V(x, y, z)$ 之间的物理关系可以用以下方程来解释：

$$F(x, y, z) = [F_x, F_y, F_z]^T = \frac{\partial V(x, y, z)}{\partial r(x, y, z)} \quad (2.1)$$

由式 2.1 可知，点 P 处的引力函数是由引力势能对于位置的求导得到。因此，建立不规则小天体引力场模型问题也转化成了求解引力场引力势函数 $V(x, y, z)$ 的问题。

通过查找一些文献，得知球谐系数法的引力势能函数如下表述：

$$V = \frac{GM}{R} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_0}{R} \right)^n \bar{P}_{nm}(\sin \phi) (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \quad (2.2)$$

式中 λ 、 ϕ 分别是检验点距小行星质心的经度(rad)和纬度(rad);

R 检验点距小行星质心的高度(m);

\bar{C}_{nm} 、 \bar{S}_{nm} 为球谐系数;

n 、 m 分别为阶数、次数;

G 为万有引力常数($N \cdot m^2 / kg^2$);

M 为小行星的质量;

R_0 布里渊球半径(Km);

\bar{P}_{nm} 为缔合勒让德多项式。

为了将求解问题加以简化, 建模时选取小天体的二阶引力势函数 g :

$$g = \frac{GM}{r} \left\{ 1 + \left(\frac{r_a}{r} \right)^2 \left[\frac{1}{2} C_{20} (3 \sin^2 \phi - 1) + 3 C_{22} \cos^2 \phi \cos 2\lambda \right] \right\} \quad (2.3)$$

二阶引力势函数 g 在小天体固连坐标系三个坐标轴上的分量表示如下:

$$\begin{cases} g_x = \frac{\partial U}{\partial x} = -\frac{GM}{r^3} \left\{ 1 - \left(\frac{r_a}{r} \right)^2 \left[\frac{3}{2} C_{20} (1 - 5 \sin^2 \phi) + 3 C_{22} (2 - 5 \cos^2 \phi \cos 2\lambda) \right] \right\} \\ g_y = \frac{\partial U}{\partial y} = -\frac{GM}{r^3} \left\{ 1 - \left(\frac{r_a}{r} \right)^2 \left[\frac{3}{2} C_{20} (1 - 5 \sin^2 \phi) - 3 C_{22} (2 + 5 \cos^2 \phi \cos 2\lambda) \right] \right\} \\ g_z = \frac{\partial U}{\partial z} = -\frac{GM}{r^3} \left\{ 1 - \left(\frac{r_a}{r} \right)^2 \left[\frac{3}{2} C_{20} (3 - 5 \sin^2 \phi) - 15 C_{22} \cos^2 \phi \cos 2\lambda \right] \right\} \end{cases} \quad (2.4)$$

2) 多面体逼近法

探测器一般在远程观测或者掠飞任务时能够获得目标小天体的光学或者雷达图像, 进行分析之后, 采用多面体逼近的方法预先估计小天体的引力场, 为接近和着陆段轨道设计和控制提供引力场模型。假设小天体内部密度分布均匀, 那么多面体表征的小天体引力场模型的误差主要来自于形状误差, 因此可以通过提升对小天体形状的近似度来提升精度。随着探测器计算能力的提高, 多面体逼近法的应用也越来越广泛。

多面体模型逼近法重力势能表达式如下:

$$U = \frac{1}{2} G \sigma \sum_{e \in edges} r_e^T E_e r_e \cdot L_e^f - \frac{1}{2} G \sigma \sum_{f \in faces} r_f^T E_f r_f \cdot \omega_f \quad (2.5)$$

式中 $e \in edges$ 表示棱边, $f \in faces$ 表示平面。

对重力势能 U 求一阶偏导可得:

$$[g_x, g_y, g_z]^T = \nabla U = -G\sigma \sum_{e \in \text{edges}} L_e E_e r_e + G\sigma \sum_{f \in \text{faces}} \omega_f E_f r_f \quad (2.6)$$

式中一些参数的具体数学含义为：

$$\begin{aligned} \omega_f &= 2 \arctan \left(\frac{\det[r_i \ r_j \ r_k]}{r_i r_j r_k + r_i r_j^T r_k + r_j r_k^T r_i + r_k r_i^T r_j} \right) \\ L_e^f &= \int_e r^{-1} ds = \ln \frac{r_{e1} + r_{e2} + e_{12}}{r_{e1} + r_{e2} - e_{12}} \\ E_e &= \hat{n}_A (\hat{n}_{12}^A)^T + \hat{n}_B (\hat{n}_{21}^B)^T, \quad F_f = \hat{n}_f \hat{n}_f^T \end{aligned} \quad (2.7)$$

其中 σ 表示小天体密度 (Kg/m^3)； e 、 f 分别表示多面体的边和面； r_j 、 r_e 分别是检验点指向多面体表面与边的任一点位置矢量； \hat{n}_A 、 \hat{n}_B 是面 A 和 B 的单位法向量矢量； \hat{n}_f 是多面体 f 的外法向量方向矢量； \hat{n}_{12}^A 、 \hat{n}_{21}^B 是面 A 和 B 的边 e 的外法向单位方向矢量； r_i 、 r_j 、 r_k 是由检验点到平面三角形的三定点的位置矢量； r_{e1} 、 r_{e2} 、 e_{12} 分别是检验点到边 e 两个端点的距离及边 e 的长度。图 2.2 为多面体法的平面法向量与棱边法向量的示意图。

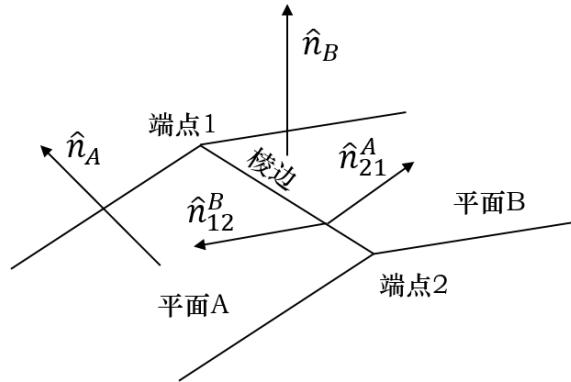


图 2.2 平面法向量与棱边法向量示意图

计算重力加速度的过程中，可以得到引力势能对位置矢量的二阶偏导和引力场的拉普拉斯算子(Laplacian)。

根据拉普拉斯算子中的求和项 $-\sum \omega_f$ ，可以判断检验点是在多面体的外侧还是表面，其判定方法为

$$-\sum_{f \in \text{faces}} \omega_f = \begin{cases} 0, & \text{inside} \\ -4\pi, & \text{outside} \\ 2\pi, & \text{surface} \end{cases} \quad (2.8)$$

3) 质点群法

质点群法是种非常直观的引力场表征方法。利用已经观测得来的小天体的形状数据,用有限的离散的质点去近似小天体的整体引力。采用质点群法描述小天体引力场,去质点数量为 N , 各质点质量为 $m_i (i=1, 2, \dots, N)$, 小天体质心到质点矢量分别为 $\rho_i (i=1, 2, \dots, N)$, 小天体质心到探测器矢量为 r , 则采用质点群法得到小天体对探测器的近似引力为

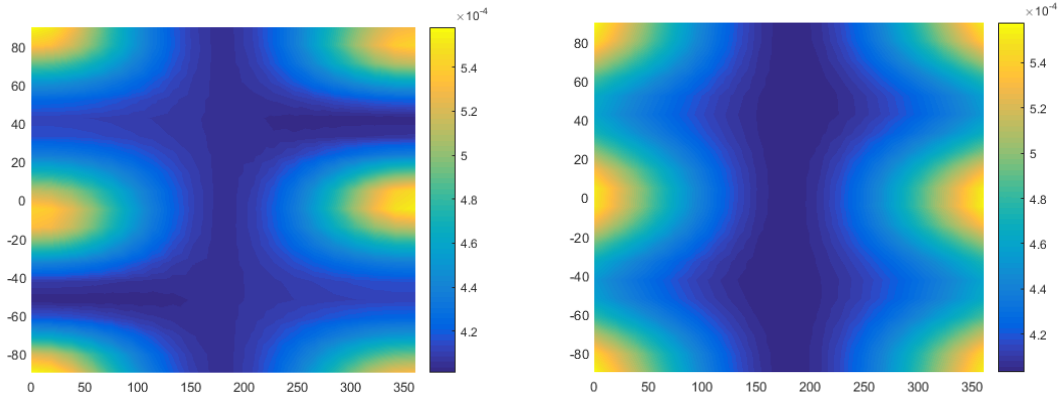
$$F = \sum_{i=1}^N \frac{Gm_i(r - \rho_i)}{\|r - \rho_i\|^3} \quad (2.9)$$

式中, G 为引力常数。采取 N 个质量不等的质点近似小天体对探测器的引力

$$F = \frac{Gm_1(r - \rho_1)}{\|r - \rho_1\|^3} + \frac{Gm_2(r - \rho_2)}{\|r - \rho_2\|^3} + \dots + \frac{Gm_N(r - \rho_N)}{\|r - \rho_N\|^3} \quad (2.10)$$

质点群模型在实际的应用中有着一定的缺点,由于简化后的质点并不能代表小天体整个形状,所以无法对探测器进行碰撞检测,其误差累计问题比较严重。质点群法在目前的小天体附近的探测器轨道运动研究中应用较少。

图 2.3 给出了多面体模型与质点群模型的引力势比较图。图 2.3(a)是 22km 高度的多面体引力场,图 2.3(b)为同样高度的由四个质点多构成的引力场。图 2.3(a)和图 2.3(b)的横坐标为经度,纵坐标为纬度。



(a) 22km 高度多面体仿真引力场

(b) 质点群仿真引力场

图 2.3 多面体与质点群仿真引力场

多面体模型是目前比较精确的引力场模型,为分析质点群法的误差情况,图 2.4 给出了质点群引力场大小与多面体引力场大小之间的误差百分比。通过参数的设定,四个质点模拟不规则小天体的引力场的误差百分比到达 15%左右。因此,在不需要非常精准的引力建模情况下,质点群可以作为一种替代方法。并且在使用更多的点逼近

小天体的引力场时，可以有效减少引力场误差。

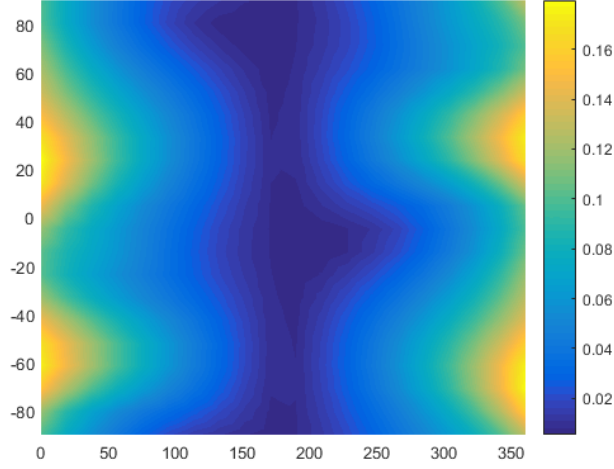


图 2.4 质点群误差

2.2.3 轨道动力学模型

本节针对探测器在小天体近距离运动的特点，依据牛顿运动学定律和相对运动学理论，推导出探测器轨道动力学模型。假设探测器相对于目标小天体的相对位置矢量为 R_c ，探测器相对于目标天体相对速度矢量可以定义为：

$$V = \frac{dR_c}{dt} = V_L + \omega_0 \times R_c \quad (2.11)$$

V 表示惯性坐标系中探测器与小天体的速度矢量， V_L 是探测器相对于小天体的速度在小天体固连坐标系中的表示， $\omega_0 = [0 \ 0 \ \omega_0]^T$ 是小天体固连坐标系相对于惯性坐标系的旋转角速度。

对速度方程加以求导，可得探测器相对于惯性空间的加速度为

$$\left(\frac{dV}{dt} \right)_I = \left(\frac{dV_L}{dt} \right)_I + \omega \times \left(\frac{dR_c}{dt} \right)_I + \left(\frac{d\omega_0}{dt} \right)_I \times R_c \quad (2.12)$$

其中根据科氏定律，可以得知在惯性坐标系与小天体固连坐标系下的关系为

$$\left(\frac{dV_L}{dt} \right)_I = \left(\frac{dV_L}{dt} \right)_a + \omega \times V_L \quad (2.13)$$

$$\left(\frac{dR_c}{dt} \right)_I = V_L + \omega_0 \times R_c \quad (2.14)$$

将式(2.13)和式(2.14)整理过后可得

$$\left(\frac{d\mathbf{V}_L}{dt} \right)_a = \left(\frac{d\mathbf{V}}{dt} \right)_a - 2\boldsymbol{\omega}_0 \times \mathbf{V}_L - \boldsymbol{\omega}_0 \times (\boldsymbol{\omega}_0 \times \mathbf{R}_c) \quad (2.15)$$

因此，探测器在小天体固连坐标系中的轨道动力学方程可以描述为以下形式：

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\omega\dot{y} - \omega^2 x = T_x / m + g_x \\ \ddot{y} + 2\omega\dot{x} - \omega^2 y = T_y / m + g_y \\ \ddot{z} = T_z / m + g_z \\ \dot{m} = (T_x + T_y + T_z) / I_s g_0 \end{cases} \quad (2.16)$$

式中 T_i $i = x, y, z$ 为探测器轨道控制发动机的推力， m 为探测器的质量， I_s 为推力发动机的比冲， g_0 为地球引力加速度。

2.3 小天体着陆制导控制方案设计

2.3.1 小天体着陆阶段的区分

在小天体探测任务中，探测器沿着过渡轨道降至距离小天体一定高度后，开始软着陆过程。着陆任务的目标是控制探测器以较小的相对速度安全着陆在小天体的表面上。而探测器在距着陆区域较远的位置开始下降时，需要避免与小天体发生碰撞，因此本文引用了安全椭球约束。用一个固定椭球面去包络小天体，控制小天体在安全椭球之外，避免与小天体表面发生碰撞，直到探测器到达着陆点上方。到达着陆点上方之后，探测器抵达着陆点前面临着新的状态约束。

因此在下降着陆过程中，出于上述的考虑，本文将这个目标分成两个阶段：下降飞行阶段和垂直着陆阶段，如图 2.5 所示。

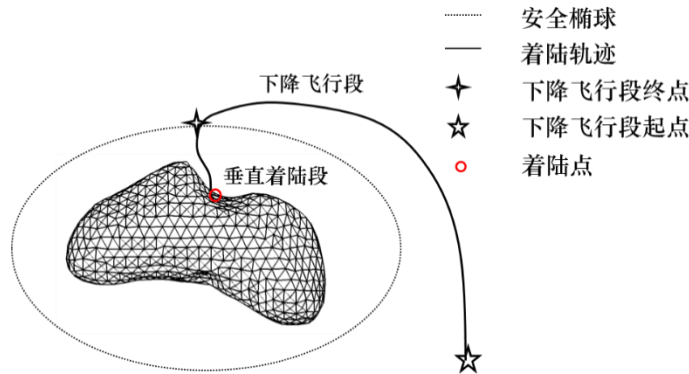


图 2.5 着陆任务规划示意图

当探测器从起始点向小天体接近直至小天体的安全椭球面，这一阶段被指定为下降飞行段；而当探测器进入安全椭球之后一直到探测器着陆到小天体表面的这一阶段，

被指定为探测器的垂直着陆段。

将问题分解成为两个子问题，以方便使用不同的状态约束条件，每一阶段的任务更加明确；其次，这样处理有助于系统的灵活性，并且可以更加便捷的调整控制器参数，节省燃料，而任务规划的主要目标之一是在燃料最优的情况下实现任务目标。

2.3.2 制导控制算法结构

小天体着陆段的探测器制导与控制系统的流程图如图 2.6 所示。在探测器软着陆过程中，针对轨迹约束和耗能等的各种要求，首先是研究一种凸优化的方法对整个着陆过程进行轨迹优化。同时也需要考虑到实际情况对于系统的要求，例如推力幅值限制和速度大小限制等。在下降飞行段，由于凸优化针对的是凸集的约束，因此涉及约束集合凸化方法，本文设计了一种基于最优超平面的集合凸化方法。通过对凸优化问题的求解获得一条满足轨迹约束以及系统约束的优化轨迹。

在得到满足状态约束的标称轨迹后，本文研究了预测控制方法去完成轨迹跟踪过程。从多步预测、滚动优化和反馈控制三个方面设计预测控制器。使用预测控制跟踪标称轨迹完成控制过程的优势在于可以在时域较短的情况下完成控制过程，并依然可以满足系统的各种约束条件，同时减少了在线控制器的计算量。

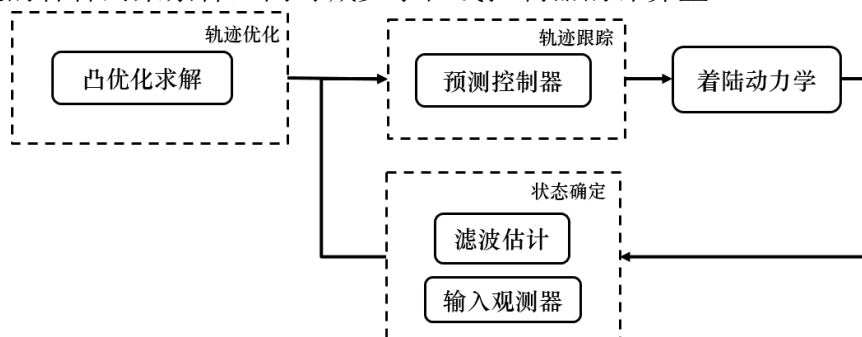


图 2.6 小天体着陆自主导航与控制流程图

探测器在着陆段的飞行过程中，每间隔一段时间就对下方着陆区域使用导航相机拍摄，以获得所选取的特定的着陆特征点在照片中的像素坐标。通过多个特征点的坐标解算出探测器的位置。通过不断地测量着陆区域特征点的位置，探测器在每个时刻的位置速度状态均可获得。本文选择卡尔曼滤波作为导航系统的估计器，对运动状态的偏差加以滤波估计，再结合状态的递推值得到最终的状态估计值。利用加速度计测量得到小天体以外的控制力对探测器产生的加速度，结合小天体引力计算出轨道状态一步递推值。

探测器在受到小天体的引力和发动机的推力之外，仍然有未建模的干扰量或者是

被忽略的干扰加速度在影响着动力学。本文设计了一种输入观测器去观测并补偿由于动力学未建模干扰加速度产生的状态误差，其输出的动力学误差估计与预测控制器的输出值相结合作用于探测器的着陆系统，与轨迹滤波器相结合，完成整个系统的状态确定过程。

2.5 本章小结

本章围绕小天体着陆动力学模型的建立与分析，首先对着陆过程中所需要的坐标系加以定义，并建立了着陆器在着陆点固连坐标系下的轨道动力学模型。其次，介绍了球谐函数法、多面体法和质点群法等三种小天体引力场建模的方法，比较了质点群法和多面体法之间的差别。最后，提出了本文对于着陆段探测器制导控制算法结构设计。

第三章 小天体着陆轨迹凸优化方法研究

3.1 引言

由于小天体质量体积比较小、密度与形状的不规则，传统开环的制导控制方案就难以确保探测器软着陆小天体的安全性。同时着陆过程中探测器面临燃料的优化、严格的推进器控制约束以及多样的状态约束等问题，因此，多约束的燃料最优末端制导问题成为近年来国内外学者的关注热点。传统的多项式制导算法因为简单稳定的特点在工程中得到应用，但是在能耗优化和约束满足等方面存在不足。

本章针对着陆轨迹优化问题设计了多约束凸优化方法。针对探测器与小天体表面碰撞规避问题，设计了下降飞行段和垂直着陆段相结合的着陆轨迹规划方法。并研究了最优超平面法将非凸约束集合进行凸化，以 Eros433 作为软着陆的目标天体进行了数值仿真和分析。

3.2 小天体着陆约束分析

探测器在软着陆的过程中面临着复杂多变的环境，并且在飞行下降和垂直着陆面临着不同的约束条件，因此本节提出着陆过程中位置量约束，以达到避障的效果。本节分别从飞行下降段和垂直着陆段来分析状态约束。

3.2.1 下降飞行轨迹约束

在探测器下降飞行过程中需要避免与小天体发生碰撞，直到探测器抵达着陆点的上方。为了避免与不规则小天体表面碰撞，引入包围小天体的椭球面作为位置约束，控制探测器在安全椭球面外以完成避障，如图 3.1 所示。由于小天体形状的不规则性，椭球面可以通过调整参数值包络小天体。在数学上，约束被表示为

$$c_{se} = 1 - \left(\frac{x}{a_s} \right)^2 - \left(\frac{y}{b_s} \right)^2 - \left(\frac{z}{c_s} \right)^2 \leq 0 \quad (3.1)$$

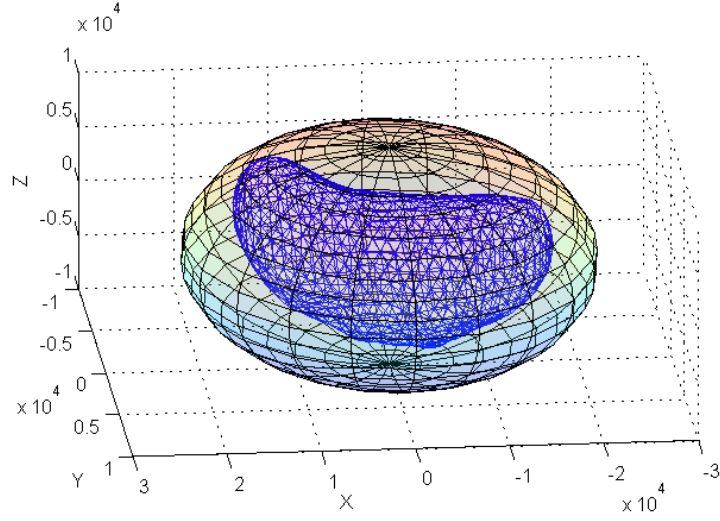


图 3.1 安全椭球面

3.2.2 垂直着陆轨迹约束

1) 抛物面约束

在探测器到达着陆点上方之后，探测器有一段垂直着陆的过程。为保证探测器在垂直着陆过程中的安全，避免其与复杂地形的地面障碍物发生碰撞从而影响任务的顺利进行，其着陆轨迹可以限制在一个抛物面内，即增加一个抛物面约束，如图 3.2 所示。

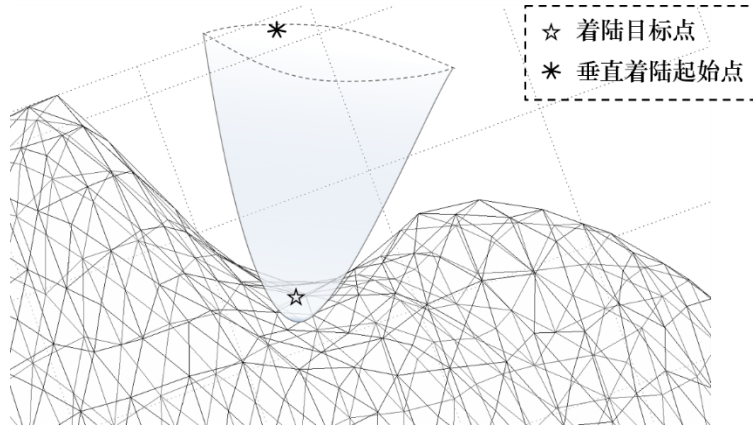


图 3.2 抛物面约束示意图

η 是着陆点 r_L 处的小天体表面的法向量。假设 \vec{F}_n 是一个 z 轴与 η 一致的坐标系。而 C_{na} 是小天体固连坐标系到 \vec{F}_n 坐标系的转换矩阵，则整个着陆抛物面约束可以表示为

$$c_{lp} = (r - r_p)^T C_{na}^T \begin{bmatrix} \frac{1}{a_p^2} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{a_p^2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{a_p^2} \end{bmatrix} C_{na} (r - r_p) - \eta^T C_{na} (r - r_p) \leq 0 \quad (3.2)$$

其中 a_p 是控制抛物面宽度的参数； $r_p = r_L - d_p \eta$ ， r_p 将约束抛物面向小天体内部下移一段距离，这样可以放宽抛物面约束。

2) 四棱锥面约束

在将预测控制问题转化成二次规划问题之后，抛物面约束有着其非线性的特点，因此不能作为求解二次规划的约束条件。因此引用四棱锥面约束，用四个平面所围成的区域作为状态约束，形成四棱锥的形状，如图 3.3 所示。控制探测器在四棱锥面内完成避障过程，这样可以得到线性化的状态量约束。四棱锥的顶点是 r_p ，如果探测器在时间 $k\Delta t$ 处在四棱锥内，那么施加在探测器上的优化约束由下式给出：

$$\begin{aligned} \sigma_i^T (H\xi((k+j)\Delta t) - r_L - d) &\geq 0, \\ i &= A, B, C, D \quad j = 0, 1, \dots, j^* \end{aligned} \quad (3.3)$$

其中 j^* 是预测域长。

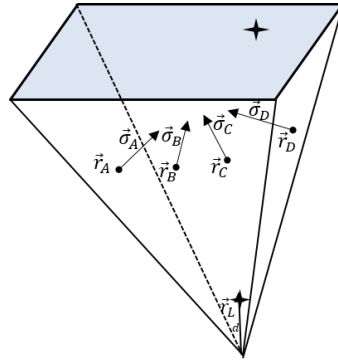


图 3.3 四棱锥面约束

3.2.3 过冲约束与其它约束

抛物面约束可以保证探测器在到达预定着陆点前不与障碍相撞从而具有安全的着陆轨迹，但是因为轨控发动机仅能提供有限推力，即可能存在的情况是在产生最大推力的情况下，仍无法使得探测器着陆时速度为零。为防止探测器与小天体地面发生高速碰撞，设计一个安全平面模拟来着陆平面，如图 3.4 所示。其数学表达为

$$c_{no} = -\eta \cdot (r - r_T) \leq 0 \quad (3.4)$$

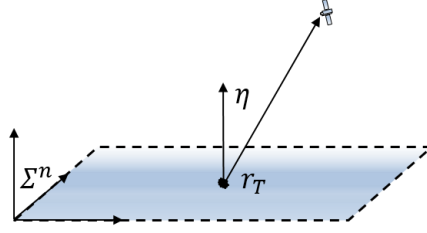


图 3.4 过冲约束

其中 η 为着陆平面的法向量，方向与 Σ^n 的 z 轴一致。 r_T 是期望的着陆位置。

控制能力是小天体着陆轨迹规划必须考虑的一个关键问题，由于执行机构的控制能力有限，设定所能提供的输入幅值上限为 u_{\max} ，因此规划的控制加速度量不得超过这一范围。同时由于小天体引力小，因此逃逸速度一般比较小。针对这一问题，设定速度的上限为 v_{\max} ，探测器的速度被控制在这一范围以内。

3.3 基于凸优化的着陆段轨迹优化设计

3.3.1 凸优化算法及其问题转化

由于发射能力以及任务成本的限制，探测器所携带的燃料有限，特别是在软着陆阶段，由于各种不确定干扰因素的影响，探测器从起始点开始有可能需要飞行数公里才能到达预定着陆位置。因此，着陆轨迹规划需要建立在最小燃耗优化基础上考虑，本文引用基于多步预测的凸优化算法。

凸优化算法有着形式简单、计算效率高的特点，如果能将问题构架成凸优化问题的形式，则可以使用内点法对其进行迭代求解。因此，将软着陆问题转化成为凸优化问题可以降低轨迹优化的复杂性，提高计算效率。

凸优化问题的形式如下

$$\begin{aligned} \min \quad & J = F(x) \\ \text{subject to} \quad & f_i(x) \leq 0 \quad i = 1, \dots \\ & c_i x = b_i \quad i = 1, \dots \end{aligned} \quad (3.5)$$

其中凸优化问题的三个要求分别为：目标函数为凸函数、不等式约束为凸函数、等式约束为仿射函数。对于凸优化问题，局部最优解即为全局最优解，并且可以证明当凸优化问题满足一定的条件时，全局最优解一定存在。

探测器在软着陆的过程中面临多样约束，将约束条件凸化之后，可使小天体着陆制导问题转化为凸规划问题并求解，如图 3.5 所示。在本文研究中，小天体着陆过程中

所包含的非凸形式的约束通过算法加以凸化，使得探测器动力学和状态量与输入控制的约束均为凸函数。

基于凸优化的轨迹优化算法结构如图，首先是对软着陆问题进行凸化处理，将该问题转变为凸优化问题之后，在使用处理凸优化的一般思路去完成优化过程。在优化中有一个多步预测的过程，是为了使得探测器在一段时间以内同样能够满足系统所需要的约束条件，并在这一段时间之内寻找出最优的轨迹和求解出控制量。并将控制序列中的第一列传递给被控对象，最终完成反馈控制过程。

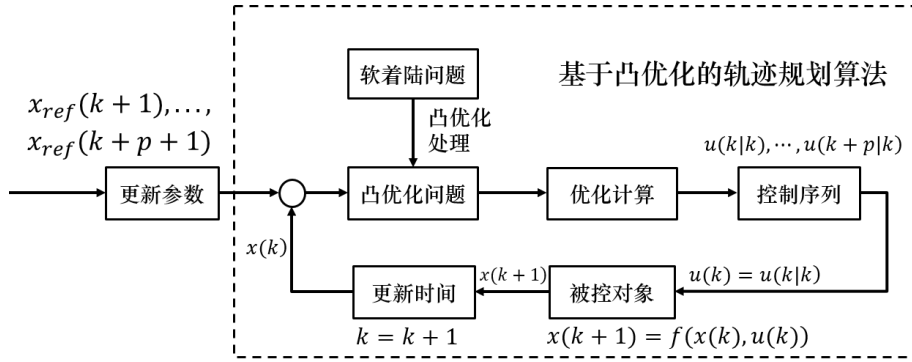


图 3.5 着陆轨迹凸优化算法示意图

在下降飞行段，探测器的安全区域在安全椭球之外，根据凸集的定义可知其约束条件不是一个凸集，针对这样的问题，本文提出了最优超平面法。在垂直着陆段，本文在避免与小天体表面碰撞处理方面所采用的是抛物面约束，其约束条件均为凸集，评价函数也为凸函数。满足凸优化的运算处理条件，是一个二阶锥问题（SOCP），可以直接进行求解。

3.3.2 最优超平面与下降飞行轨迹优化设计

为实现飞行飞行段的避障，本文定义一个包含目标小天体的外接椭球体。约束可以被参数化为：

$$x_{k+1}^T H^T H x_{k+i} > 1, \quad i = 1, \dots, N \quad (3.6)$$

该约束方程是一个凹面约束，最优超平面就是将该约束条件加以凸近似，实现凸化。在之前的研究中，仿射超平面被假设为以恒定速率围绕小天体旋转，但是在探测器飞行过程中由于位置变化比较复杂，比较难以确定超平面的旋转速率。

最优超平面法的第一步是定义一个仅由探测器当前位置和安全椭球参数所决定的分离超平面。 w 代表小天体外接的安全椭球体。显然， w 是一个凸集，因此，对于每个 $\rho \in \partial w$ ，在点 ρ 处存在对 w 的支撑超平面。对于每个时刻的探测器位置矢量 r ，存

在着一组对于 w 的支撑平面，其在点 r 和集合 w 之间形成分离超平面。通过将当前探测器位置矢量投影到安全椭球面 w 上，得到分离超平面。该分离超平面将投影点指向探测器的矢量作为法向量，并且经过投影点，如图 3.6。

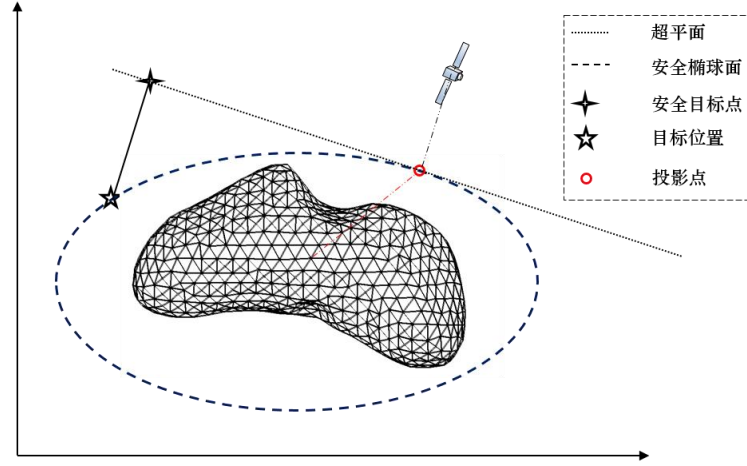


图 3.6 旋转分离超平面示意图

为获得分离超平面，首先解决以下凸优化问题

$$\begin{aligned} \min \quad & \|r - \rho\|^2 \\ \text{subject to} \quad & \rho^T W \rho \leq 1 \end{aligned} \quad (3.7)$$

优化求解的结果是找到在椭球体 w 上距离探测器最近的点 ρ^* 。Weierstrass 定理保证了 ρ^* 的存在。

优化问题(3.7)的拉格朗日方程为：

$$L(\rho, \lambda) = (r - \rho)^T (r - \rho) + \lambda (\rho^T W \rho - 1) \quad (3.8)$$

其必要条件如下：

$$\frac{\partial L}{\partial \rho} = -2r + 2\rho^* + 2\lambda W \rho^* = 0, \quad (3.9)$$

$$\frac{\partial L}{\partial \lambda} = \rho^{*T} W \rho^* - 1 = 0, \quad (3.10)$$

其中：

$$\rho^* = (I + \lambda W)^{-1} r, \quad (3.11)$$

$$\rho^{*T} W \rho^* = 1 \quad (3.12)$$

矩阵 $(I + \lambda W)$ 是正定对角矩阵。第一个方程式推出了式(3.10)，将式(3.11)代入式(3.12)，得到：

$$r^T (I + \lambda W)^{-1} W (I + \lambda W) r = 1 \quad (3.13)$$

因此，该优化问题的解可以表示为：

$$\rho^* = (I + \lambda W)^{-1} r \quad (3.14)$$

W 表示安全椭圆， λ 是以下方程的解：

$$r^T (I + \lambda W)^{-1} W (I + \lambda W) r = 1 \quad (3.15)$$

在 ρ^* 的方向上进行线搜索，直到获得正确的 ρ^* 。

下一步，得到分离超平面的法向量：

$$\eta = \frac{r - \rho^*}{\|r - \rho^*\|} \quad (3.16)$$

根据图所示，可以将约束条件 $x_{k+i} \in \mathbb{R}^6 \setminus B$ 修改成：

$$\eta_k^T (H\xi_{k+i} - \rho_k^*) \geq 0, \quad i = 1, \dots, N \quad (3.17)$$

可见这个不等式约束是线性的，满足凸优化对于约束条件的要求。

下降飞行段约束如下：

$$\begin{aligned} \min \quad & J = \frac{1}{2} (x_T - x_N)^T P (x_T - x_N) + \sum_{k=0}^{N-1} (x_T - x_{k+i})^T Q (x_T - x_{k+i}) + u_{k+i}^T R u_{k+i} \\ \text{Subject to:} \quad & \\ & x_{k+i} = A x_{k+i-1} + B u_{k+i-1} + f_g(x_{k+i-1}), \quad i = 1, \dots, N \\ & \|u_{k+i}\|_{\infty} \leq u_{\max}, \quad i = 0, \dots, N-1 \\ & x_k = x_0 \\ & x_{k+i} \in \mathbb{R}^6 \setminus B, \quad i = 1, \dots, N \end{aligned} \quad (3.18)$$

其中， $\mathbb{R}^6 \setminus B$ 表示去除小天体形状之外的安全区域。通过分离超平面法处理之后，式 3.18 中的最后一项约束可以表示为，

$$\eta_k^T (Hx_{k+i} - \rho_k^*) \geq 0, \quad i = 1, \dots, N \quad (3.19)$$

3.3.3 垂直着陆轨迹优化设计

与下降飞行段相类似，在垂直着陆段依然受到控制量、速度和位置的约束，转化为凸优化问题之后，可以表示成如下形式：

$$\begin{aligned}
\min J &= \frac{1}{2} (x_T - x_N)^T P (x_T - x_N) + \sum_{k=0}^{N-1} (x_T - x_{k+i})^T Q (x_T - x_{k+i}) + u_{k+i}^T R u_{k+i} \\
\text{Subject to :} \\
x_{k+i} &= A x_{k+i-1} + B u_{k+i-1} + f_g(x_{k+i-1}), \quad i = 1, \dots, N \\
\|u_{k+i}\|_{\infty} &\leq u_{\max}, \quad i = 0, \dots, N-1 \\
x_k &= x_0 \\
x_{k+i} &\in \mathbb{R}^6 \setminus B, \quad i = 1, \dots, N \\
c_{lp} &= (r - r_p)^T C_{na}^T \begin{bmatrix} \frac{1}{a_p^2} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{a_p^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} C_{na} (r - r_p) - \eta^T C_{na} (r - r_p) \leq 0
\end{aligned} \tag{3.20}$$

其中, $H = [I_3 \quad 0_3]$, n_L 是着陆平面法向量, θ 是抛物面倾角, x_L 表示目标点, $P, Q, R \in \mathbb{R}_{++}^n$ 为正定加权矩阵, u_{\max} 为允许范围内的最大控制量, N 为多步预测时间, $f_g(x_k)$ 表示当探测器状态量为 x_k 时所受到的小天体引力。

3.4 仿真结果及分析

选取 Eros433 小天体作为着陆的目标天体, 采用椭球函数法获得小天体的引力加速度, 对上述算法进行仿真分析, Eros433 的物理参数如表 3.1 所示。

表 3.1 Eros433 物理参数

| 参量 | 大小 | 单位 |
|---------------|-------------------------------------|------------------------|
| 体积 | 2503 ± 25 | km^3 |
| 质量 | $(6.6904 \pm 0.003) \times 10^{15}$ | kg |
| 平均密度 | 2.67 ± 0.0003 | g/cm^3 |
| 大小 | $34.4 \times 11.2 \times 11.2$ | km |
| 自旋周期 | 1639.38885 ± 0.0005 | deg/day |
| Brillouin 球半径 | 16 | km |

控制器相关参数选取在表 3.2 中给出, 分别是飞行下降段和垂直着陆段所需仿真参数。delta 表示动力学离散取样值, sample 表示仿真系统的采样时间。需要说明的一点

是状态量与控制量的加权矩阵 Q 和 R 的选取较为重要，其可以避免由状态量与控制量量级差异带来的舍入误差，其选取相当于对两个量进行无量纲化处理。

表 3.2 Eros433 凸优化仿真参数

| 飞行下降段参数 | 单位 | 数值 | 垂直着陆段参数 | 单位 | 数值 |
|------------|------------------|-----------------------------|------------|------------------|----------------------------|
| δ | - | 10 | δ | - | 5 |
| $sample$ | s | 0.01 | $sample$ | s | 0.01 |
| N | - | 40 | N | - | 30 |
| v_{\max} | m/s | 10 | v_{\max} | m/s | 10 |
| u_{\max} | m/s ² | 0.07 | u_{\max} | m/s ² | 0.07 |
| P | - | I_6 | P | - | I_6 |
| Q | - | $10^{-3}(I_3 \oplus 15I_3)$ | Q | - | $10^{-3}(I_3 \oplus 5I_3)$ |
| R | - | I_3 | R | - | $10I_3$ |
| d_p | m | 150 | a_s | - | 22 |
| η | - | $[3 \ 3 \ 0.5]^T$ | b_s | km | 10 |
| a_p | - | 400 | c_s | km | 10 |

在本仿真中，忽略探测器的姿态变化，探测器的起始位置为 $[20000 \ -20000 \ 0]^T$ m，规划的终端位置在小天体固连坐标系下坐标为 $[1512.8 \ 9880.7 \ -1475.2]^T$ m，起始速度为 $v_0 = [0.1 \ -0.3 \ -0.1]^T$ m/s，终端速度为 $[0 \ 0 \ 0]^T$ m/s。仿真结果如下所示。

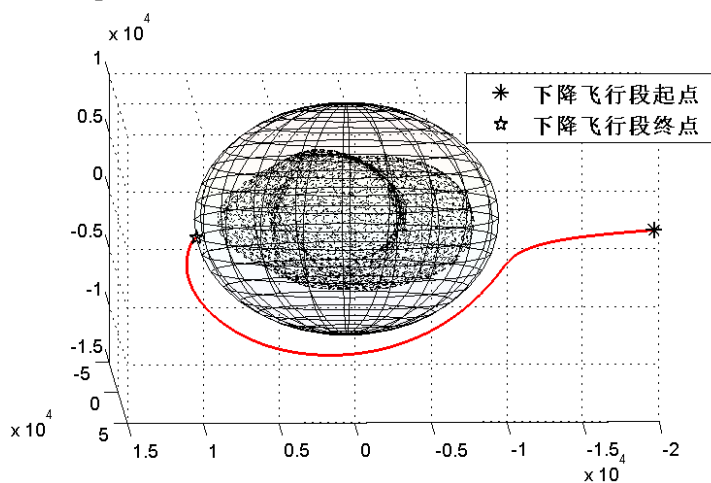


图 3.7 飞行下降段轨迹优化结果

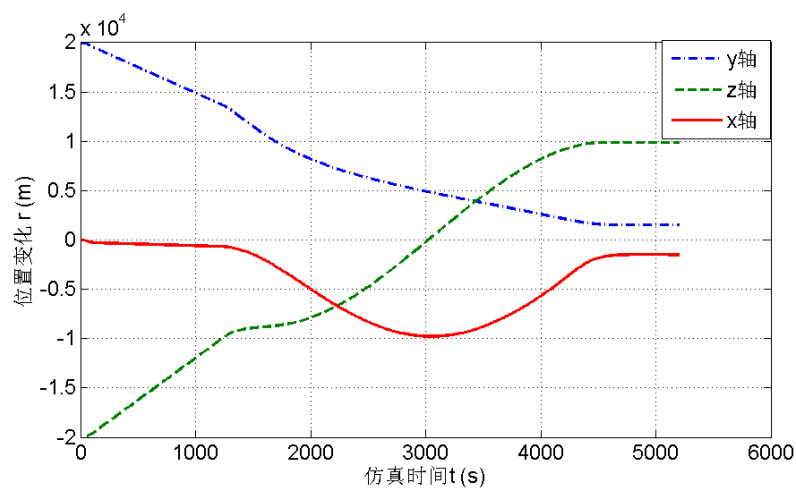


图 3.8 飞行下降段位置变化曲线

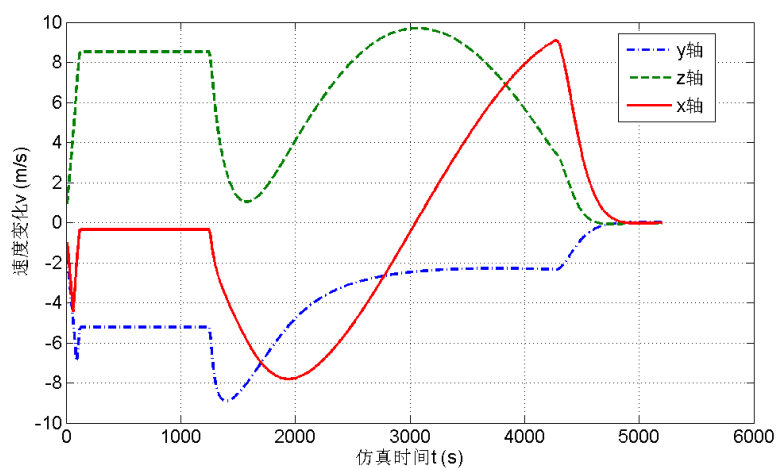


图 3.9 飞行下降段速度变化曲线

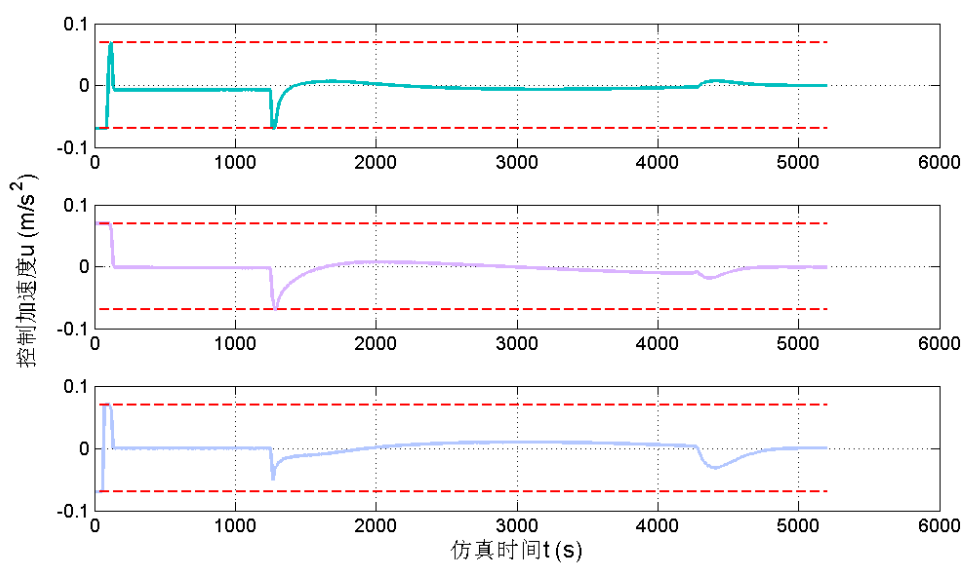


图 3.10 飞行下降段三轴控制加速度变化曲线

由图 3.8 所示, 给出了探测器在下降飞行段三轴位置的时间历程, 在凸规划制导算法给出控制量的作用之下, 探测器经过 5000 s 的时间三轴的位置和速度均平缓收敛到期望, 说明探测器在 5000 s 时完成了飞行下降段任务。从图 3.7 可以看出探测器飞行轨迹的三维图, 探测器一直在安全椭球之外并且绕过安全椭球到达目标位置。

图 3.9 给出了探测器速度变化的仿真曲线, 为实现探测器能够绕过安全椭球抵达期望位置的目标, 探测器速度的变化较为频繁。由于小天体引力小, 逃逸速度也比较小, 因此本文将速度幅值控制在 10 m/s 以内, 从图 3.11(a)可知速度的幅值约束得到了满足。从图 3.10 中可以看出在飞行下降段的末段, 三轴的控制加速度都平缓收敛到 0 m/s^2 , 并且控制加速度都被控制在 0.7 m/s^2 以内, 说明控制量约束也得到了满足。因为在下降飞行段探测器机动的时间长, 速度慢, 所以控制加速度的值比较小。

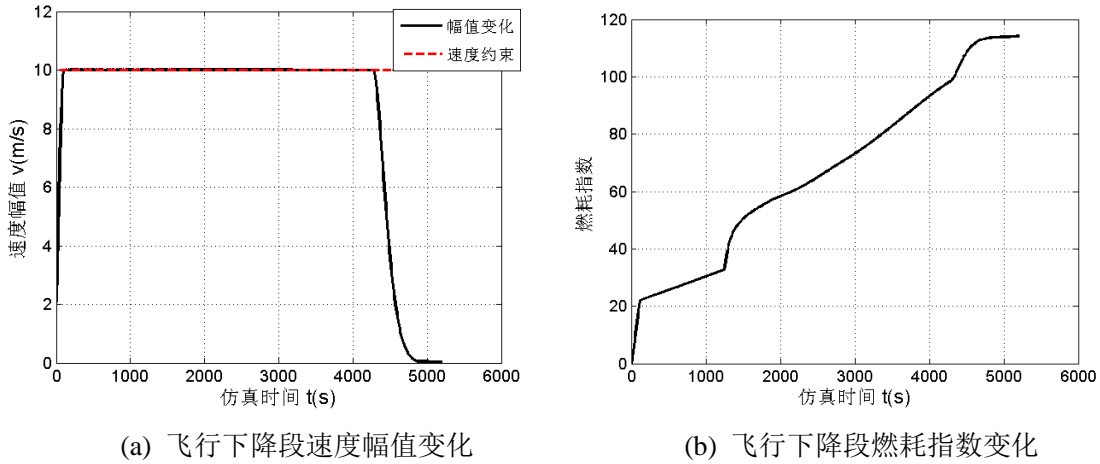


图 3.11 飞行下降段仿真结果

假设燃料使用指数与 Δv 成正比, 其中 t_f 是最终时间, 等式中对控制量取的是一范数。

$$\Delta v = \int_0^{t_f} \|u(t)\|_1 dt \quad (3.21)$$

从图 3.11(b)中可以看出飞行下降段的燃耗指数为 116.2250。

在垂直着陆段, 初始位置即为下降飞行段的终端位置, 转化到着陆坐标系为 $[1500 \ -590.9 \ 4543.7]^T\text{ m}$, 初始速度为 $[0.1 \ -0.3 \ 0.2]^T\text{ m/s}$ 。终端位置期望为 $[0 \ 0 \ 0]^T\text{ m}$, 终端速度期望为 $[0 \ 0 \ 0]^T\text{ m/s}$ 。

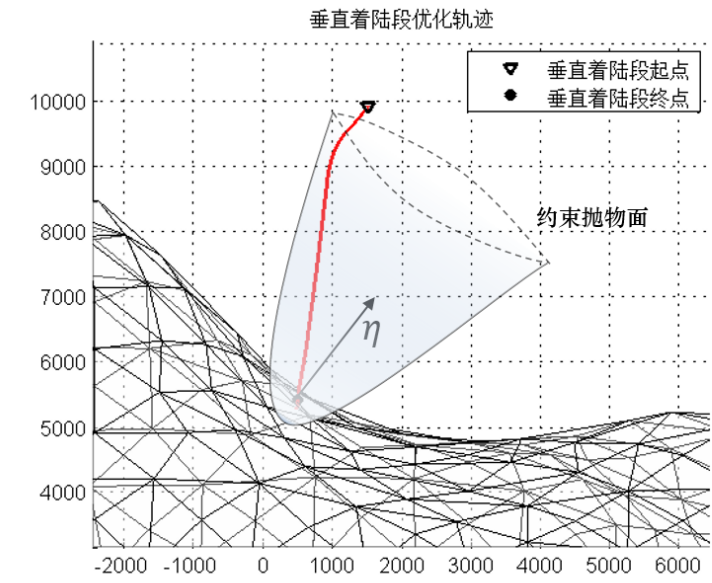


图 3.12 垂直着陆段轨迹优化结果

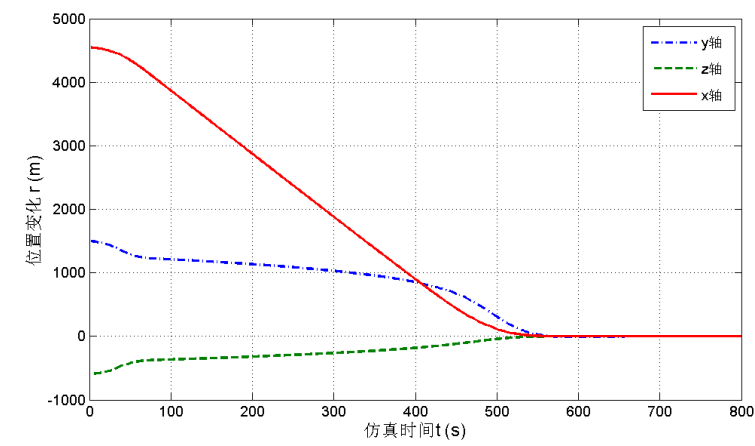


图 3.13 垂直着陆段位置变化曲线

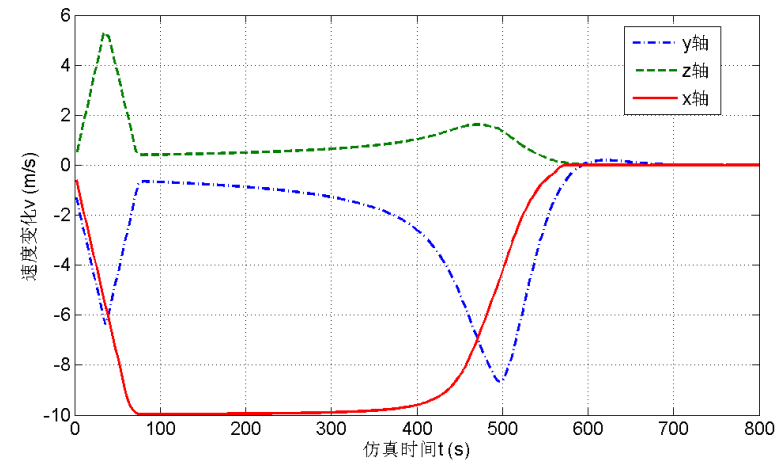


图 3.14 垂直着陆段速度变化曲线

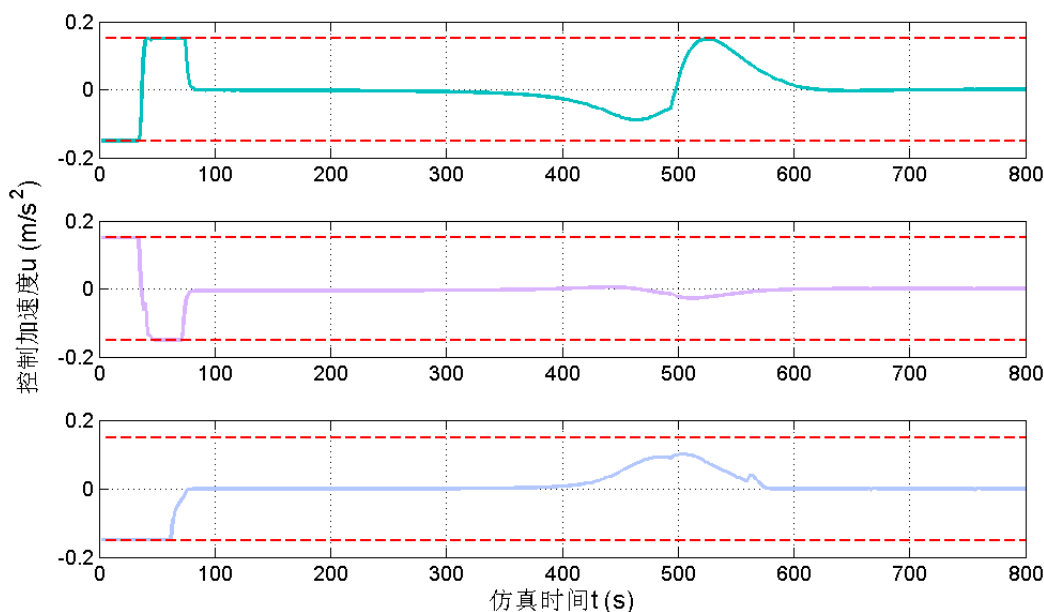


图 3.15 垂直着陆段控制加速度变化曲线

同样的，从图 3.13 和图 3.14 中可以看出，探测器经过 700 s 时间内位置和速度分量逐渐收敛到零，说明在 700 s 时完成了垂直着陆任务，最后的位置误差在 1 m 以内，可见凸优化算法对末端位置约束的处理有着不错的效果。并且在垂直于着陆平面的 z 轴位置状态量一直大于零，说明完好的满足了过冲约束。图 3.12 给出了探测器在下降着陆段的三维飞行轨迹，可以清晰的看出飞行轨迹严格位于所给出的约束圆锥面之内，完成了探测器在垂直下降段的避障过程。

从图 3.15 中可知在垂直着陆段中刚开始的 100 s 内，控制加速度的变化曲线呈现出最大-最小的形式，类似于最优控制得出的结果，这也从一定意义上说明了由于性能指标中添加了能耗项，着陆器在垂直着陆段达到了近似燃料最优的效果。同时，控制加速度满足了三轴各自幅值在 0.15 m/s^2 之内。因为在垂直着陆段所需要的机动时间短，尽管机动的距离比较短，但是探测器面领着更加复杂的动力学环境和状态约束，所以在垂直着陆段稍微放宽对于控制加速度的约束。

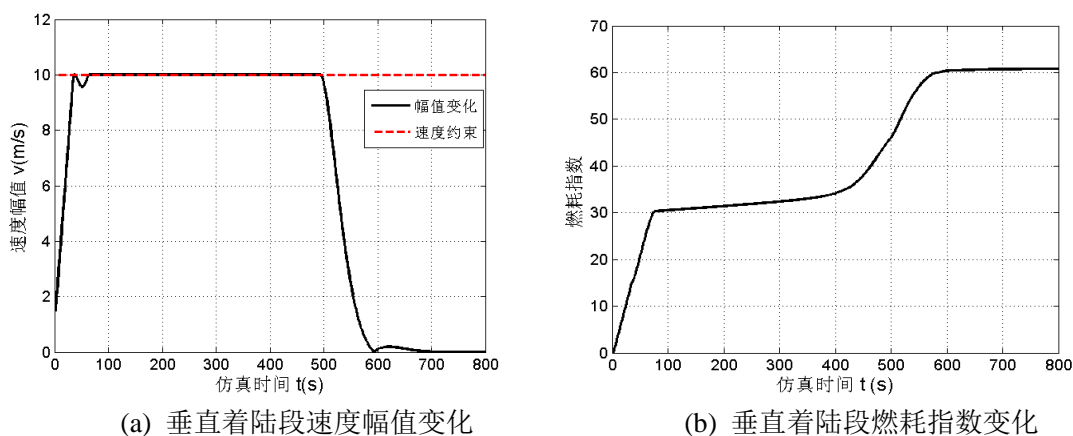


图 3.16 垂直着陆仿真结果

图 3.16(a)给出了探测器在垂直着陆段的速度幅值随时间变化的曲线，依然控制在 10 m/s 以内，可见速度满足其约束条件。从图 3.16(b)可以得知垂直着陆段的燃耗指数为 61.6815。在将下降飞行段和垂直着陆段的轨迹规划曲线相结合之后，图 3.17 给出了探测器整个着陆段的飞行轨迹。

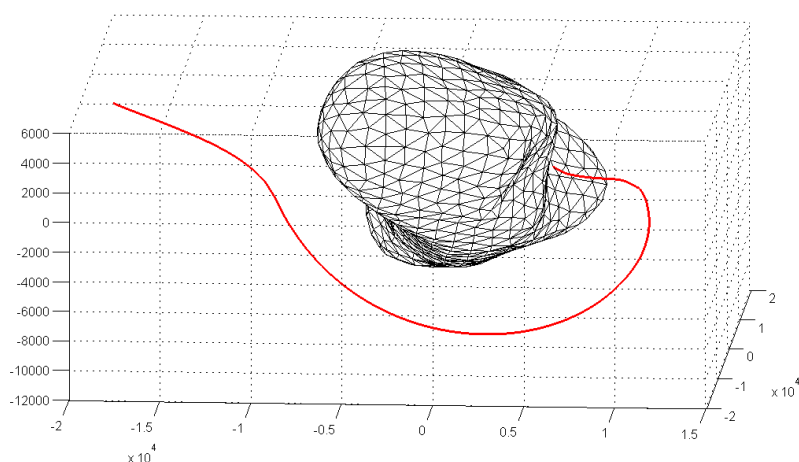


图 3.17 着陆过程轨迹优化结果

3.5 本章小结

本章首先针对着陆过程中探测器避免碰撞小天体表面的问题，引入了轨迹优化所涉及到的多种状态约束。其次，设计了基于最优超平面的下降飞行轨迹凸优化方法，通过超平面法对小天体包络椭球非凸约束集合进行凸化，完成了下降飞行段的避障。垂直着陆段中的状态约束集合均为凸集，可以直接转化成凸优化问题。而凸优化问题可以通过内点法进行高效求解。通过仿真分析可以得知这种轨迹规划方式有实现简单，精准度高的特点。

第四章 探测器着陆轨迹滤波估计方法研究

4.1 引言

为保证小天体着陆任务的成功，探测器需要高精度的导航能力，以完成任务过程中的状态确定。而且自主导航精度在很大程度上影响着最终的着陆精度。在复杂的太空环境下，有一些观测较为困难的量比如太阳光压、太阳引力等等，会对探测器动力学模型产生一定的干扰，增加系统的不确定性，对于探测器的状态确定会有一定影响。

本章针对上述所提到的一些问题，设计基于视线信息的视线测量相对导航方法，光学导航作为近几年来小天体着陆任务中较为成熟的导航方式，有自主性强、精度高的特点。基于扩展卡尔曼滤波方法设计了导航滤波器，得到探测器的状态估计。在此基础上，研究了干扰误差输入观测器，有效的补偿未测量的干扰或是被忽略的建模信息，得以更加准确的确定状态信息。

4.2 探测器着陆导航方案与测量模型

4.2.1 自主着陆导航方案

自主导航技术能减少操作的复杂性，可以为姿态控制、机动规划和轨道控制等方面的自主能力提供支持，增加探测器的应用潜力。光学导航是深空探测中广泛使用的一种自主导航方式，基于视线信息的视线测量相对导航方法，可以持续稳定的给出误差不超过一定范围的位置姿态估计。本文忽略着陆过程中的姿态变化。图 4.1 为状态确定系统的结构示意图，由光学导航相机、轨迹滤波器和输入观测器构成了状态确定系统。

基于视线测量的自主导航方案可概括为：首先通过导航相机获得小天体表面的灰度图像进行图像处理，提取并跟踪小天体表面的特征点。接着将测量结果输入导航系统。利用导航滤波算法，得到探测器相对位姿估计值。

对于形状与引力场均不规则的小天体，其表面动力学表现的更加复杂、丰富。由于系统所受环境力中存在未测量的干扰量或是被忽略的建模信息，对状态确定系统提出了很高的要求。本文采用干扰观测器的方法，通过对于干扰加速度的补偿，改善状态估计效果。和卡尔曼滤波器一同起到了轨迹确定的作用，增加导航机构的精确性。

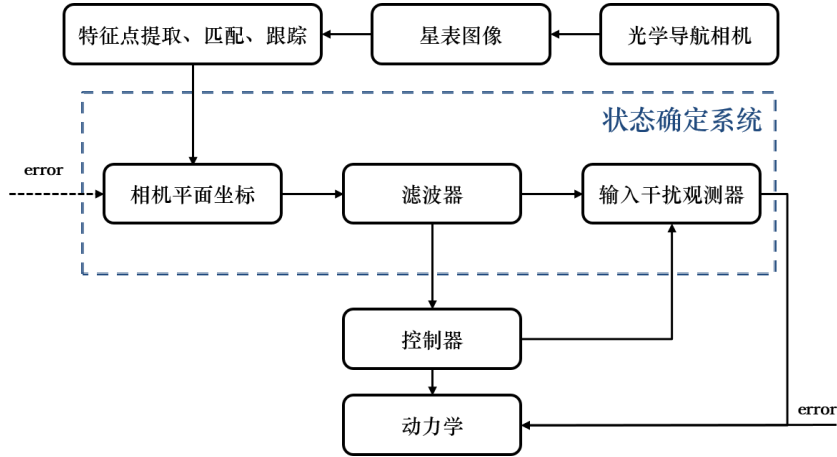


图 4.1 状态确定系统示意图

光学导航获得所选取的特征点在相机平面的坐标之后可以通过扩展卡尔曼滤波估计出探测器当前状态。输入观测器需要的是当前状态与当前控制器给出的控制加速度，通过算法解算之后获得系统的干扰及速度估计，与控制器的控制加速度一起作用于动力学系统，从而得到补偿系统误差的效果。

4.2.2 基于视线测量的观测模型

设特征点 P 在特征点坐标系下的坐标为 $p_i^t = [p_{ix}^t \ p_{iy}^t \ p_{iz}^t]^T$ ，在导航坐标系下的坐标为 $p_i^b = [p_{ix}^b \ p_{iy}^b \ p_{iz}^b]^T$ ，因此特征点在不同的坐标下的位置关系为，

$$p_i^b = C_{bt} p_i^t \quad i=1, \dots, n \quad (4.1)$$

其中 C_{bt} 是特征点坐标系到导航坐标系的转移矩阵。因为导航相机坐标系和本体系保持固定的角度，所以假设本体系和导航相机固连坐标系重合。 n 为特征点的个数。

因此特征点到探测器的矢量可以表示为，

$$p_i^t - r^t = [x_i^t \ y_i^t \ z_i^t]^T \quad (4.2)$$

探测器在完成小天体着陆的过程中，导航相机对小天体表面所选取的特征点进行拍照，通过图像处理之后，可以得到特征点在相机平面的坐标 (p, l) ，利用其为轨道确定系统的观测量。相机的输出可以写成如下模型，

$$p_i = f \frac{C_{bt}(1,1)x_i^t + C_{bt}(1,2)y_i^t + C_{bt}(1,3)z_i^t}{C_{bt}(3,1)x_i^t + C_{bt}(3,2)y_i^t + C_{bt}(3,3)z_i^t} + v_p \quad (4.3)$$

$$l_i = f \frac{C_{bt}(2,1)x_i^t + C_{bt}(2,2)y_i^t + C_{bt}(2,3)z_i^t}{C_{bt}(3,1)x_i^t + C_{bt}(3,2)y_i^t + C_{bt}(3,3)z_i^t} + v_l \quad (4.4)$$

其中， v_p ， v_l 为测量噪声，一般假设为高斯白噪声。导航观测示意如图 4.2，本文

选取三个着陆特征点 p_1 、 p_2 、 p_3 ，三点正好可以观测出探测器的位置。图中的三个坐标系分别为小天体固连坐标系 Σ^a 、本体坐标系 Σ^b 和特征点坐标系 Σ^t 。

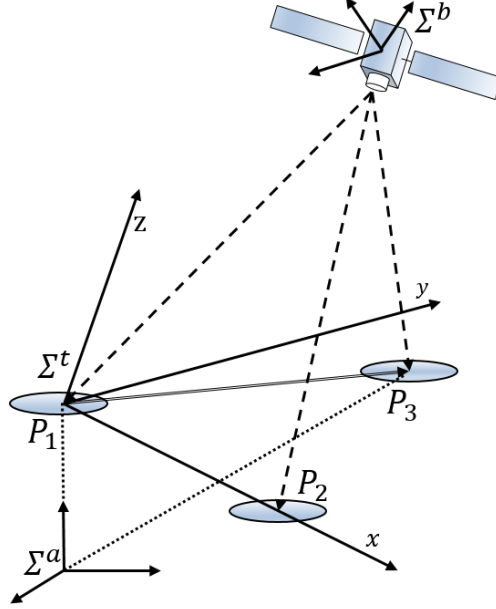


图 4.2 导航观测示意图

为了便于建立更简洁的观测函数，所以对上述进行简化。令 b_i 为特征点 P_i 在相机本体坐标系（视线方向）下的单位向量为：

$$b_i = \frac{1}{\sqrt{p_i^2 + l_i^2 + f^2}} \begin{bmatrix} -p_i \\ -l_i \\ f \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

在特征点坐标系中，再将导航相机的相机固连坐标系中心与特征点 P_i 进行单位化，得到

$$r_i = \frac{1}{\sqrt{(x_i^t)^2 + (y_i^t)^2 + (z_i^t)^2}} \begin{bmatrix} x_i^t \\ y_i^t \\ z_i^t \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

利用式(4.6)对探测器状态求偏导，观测偏导数为，

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial p_i}{\partial X} \\ \frac{\partial l_i}{\partial X} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f \frac{1}{z_i^t} & 0 & -f \frac{1}{(z_i^t)^2} \\ 0 & f \frac{1}{z_i^t} & -f \frac{1}{(z_i^t)^2} \end{bmatrix} C_{bt} \quad (4.7)$$

4.3 状态确定观测器设计

4.3.1 扩展卡尔曼滤波观测器的设计

由于空间任务环境的复杂性，对于计算机的要求也不仅停留在计算能力方面，更加重要的是要求其能够在复杂的外部空间环境中平稳运行的能力，有较强的鲁棒性。因此为保证系统的可靠性，会根据适当的要求降低一定的运算能力。如果采用 UKF 滤波器，计算 sigema 点阵方程会增加计算机的工作量。考虑到星载计算机的计算能力，EKF 滤波器比较适合系统的需要。

假设系统的状态量所构成的方程以及观测量所构成的方程为

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= f(x_k, u_k) + w_k \\ y_k &= h(x_k) + v_k \end{aligned} \quad (4.8)$$

其中， w_k 表示过程噪声， v_k 表示量测噪声，假设其均为独立的高斯白噪声，即

$$\begin{aligned} p(w) &\sim N(0, Q) \\ p(v) &\sim N(0, P) \\ \text{Cov}[w_k, v_i] &= E[w_k v_i^T] = 0 \end{aligned} \quad (4.9)$$

其中 Q 为过程噪声的方差阵， P 为量测噪声的方差阵。

则 EKF 滤波算法如下：

通过状态转移矩阵对状态进行下一步预测和时间更新，

$$\hat{x}_{k+1,k} = f(\hat{x}_k, u_k) \quad (4.10)$$

$$P_{k+1,k} = \Psi_{k+1} P_k \Psi_{k+1}^T + Q_k \quad (4.11)$$

其中，

$$\Psi_{ij} = \frac{\partial f_i}{\partial x_j}(\hat{x}_k, u_k) \quad (4.12)$$

量测更新，

$$K_{k+1} = P_{k+1,k} H_{k+1}^T (H_{k+1} P_{k+1,k} H_{k+1}^T + R_{k+1})^{-1} \quad (4.13)$$

$$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}_{k+1,k} + K_{k+1} (y_{k+1} - h(\hat{x}_{k+1,k})) \quad (4.14)$$

$$P_{k+1} = (I - K_{k+1} H_{k+1}) P_{k+1,k} \quad (4.15)$$

其中，

$$H_{ij} = \frac{\partial h_i}{\partial x_j}(\hat{x}_{k+1,k}) \quad (4.16)$$

通过上述过程，最终获得收敛的更加准确的探测器的状态估计和误差协方差估计。其初始误差方差阵由地面监控站的前期观测给出，观测噪声方差阵由导航相机与姿态确定系统的性能确定。

4.3.2 输入观测器的扰动估计和补偿方案设计

考虑到数学简化后的动力学模型与实际的小天体引力之间存在着一定的误差，存在着一定未建模的干扰信息，需要设计一个观测器对动力学的输入端加以补偿。本文所研究的输入观测器通过对辅助变量的引入，并经过 Lyapunov 稳定性分析，估计误差能收敛到原点。但是对于不同的观测器增益也会对系统收敛精度产生影响。

假设着陆系统的动力学在有误差的情况下可以简写成如下形式，

$$\dot{\xi} = A_c \xi + B_c(u + w) \quad (4.17)$$

其中 ξ 是状态量， u 是控制量， w 表示动力学的未测量扰动或不确定性。并且假设动力学模型中的干扰是与状态向量和时间相关的函数，

$$w = \eta(\xi, t) \quad (4.18)$$

在 $w=0$ 的条件下提出一个状态反馈控制器可以被设计成如下形式，

$$u = u_d + K(\xi - \xi_d) \quad (4.19)$$

其中 u_d 是前馈控制常量， x_d 是使状态方程满足稳态平衡时($A\xi_d + Bu_d = 0$)相应的状态量，此时控制器达到稳定。矩阵

$$A_{cl} = A_c + B_c K \quad (4.20)$$

是 Hurwitz（渐近稳定）。当 $w=0$ 时闭环系统的李雅普诺夫函数为

$$V_1 = \frac{1}{2}(\xi - \xi_d)^T P(\xi - \xi_d) \quad (4.21)$$

其中 $P = P^T > 0$ ，是下面李雅普诺夫方程的解，

$$A_{cl}^T P + P A_{cl} = -R, \quad R = R^T > 0 \quad (4.22)$$

由于着陆系统的动力学模型误差不为 0，本文将控制律设计为

$$u = u_d + K(\xi - \xi_d) - \hat{w} \quad (4.23)$$

\hat{w} 是干扰 w 的估计。

为得到 \hat{w} ，此时定义一个输出 z ，至少与控制量有相同的维数。

$$z = H_0 \xi \quad (4.24)$$

因此矩阵 $H_0 B_c$ 代表第一个马尔科夫参数。因此，

$$\dot{z} = H_0 A_c \xi + H_0 B_c (u + w) \quad (4.25)$$

如果系统采用[1]中描述的观测器的形式，描述如下，

$$\begin{aligned} \dot{\zeta} &= \gamma (\hat{r} + H_0 A_c \xi + H_0 B_c u) \\ \hat{r} &= \gamma z - \zeta \\ \hat{w} &= \left((H_0 B_c)^T (H_0 B_c) \right)^{-1} (H_0 B_c)^T \end{aligned} \quad (4.26)$$

定义 $X^L = (X^T X)^{-1} X^T$ 。注意到，

$$\begin{aligned} \dot{\hat{w}} &= (H_0 B_c)^L \dot{\hat{r}} = (H_0 B_c)^L (\gamma \dot{z} - \dot{\zeta}) \\ &= (H_0 B)^L (\gamma H_0 A_c \xi + \gamma H_0 B_c (u + w) \\ &\quad - \gamma \hat{r} - \gamma H_0 A_c \xi - \gamma H_0 B_c u) \\ &= (H_0 B)^L (\gamma H_0 B_c w - \gamma \hat{r}) = \gamma (w - \hat{w}) \end{aligned} \quad (4.27)$$

定义误差估计，

$$\tilde{w} = w - \hat{w} \quad (4.28)$$

$$V_2 = \frac{1}{2} \tilde{w}^T \tilde{w} = \frac{1}{2} (w - \hat{w})^T (w - \hat{w}) \quad (4.29)$$

对于任意 $c_1 > 0$ 满足以下条件，

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= -\gamma (w - \hat{w})^T (w - \hat{w}) + (w - \hat{w}) \dot{w} \\ &\leq -2(\gamma - \frac{c_1}{2}) V_2 + \frac{1}{2c_1} \dot{w}^T \dot{w} \end{aligned} \quad (4.30)$$

如果确界，

$$b^2 > \sup_{t \geq 0} \dot{w}^T(t) \dot{w}(t) \quad (4.31)$$

存在，让 $c_1 = \gamma$ 。得到下式，

$$\dot{V}_2 \leq -\gamma V_2 + \frac{b^2}{2\gamma} \quad (4.32)$$

因此，

$$V_2(t) \rightarrow \frac{b^2}{2\gamma^2} [0, 1] \text{ as } t \rightarrow \infty \quad (4.33)$$

其收敛形式满足集合的 Hausdorff 规范。因此随着时间推移，估计误差 \tilde{w} 可以收

收敛到原点。可以通过选择足够大的观测器增益 γ ($\gamma > 0$)，可以使该邻域变得任意小。其中测量噪声和采样时间对 γ 的大小有着一定的限制作用。

对于具有控制律式 4.23 的着陆闭环系统，则考虑下面的 Lyapunov 函数，

$$V = V_1 + V_2 \quad (4.34)$$

V_1 和 V_2 的定义如上所示。让

$$\tilde{\xi} = \xi - \xi_d \quad (4.35)$$

计算上确界，

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \tilde{\xi}^T P(A_c \xi + B_c(u + w)) + (w - \hat{w})^T (\dot{w} - \dot{\hat{w}}) \\ &= \tilde{\xi}^T P(A_c(\xi - \xi_d) + A_c \xi_d + B_c(u_d + K\tilde{\xi} - \hat{w} + w)) \\ &\quad - (w - \hat{w})^T \dot{\hat{w}} + (w - \hat{w})^T \dot{w} \\ &= -\frac{1}{2} \tilde{\xi}^T R \tilde{\xi} + \tilde{\xi}^T P B_c (w - \hat{w}) - \gamma (w - \hat{w})^T (w - \hat{w}) \\ &\quad - (w - \hat{w})^T \dot{w} \\ &\leq -\frac{1}{2} \tilde{\xi}^T R \tilde{\xi} + \frac{\tilde{\xi}^T P B_c B_c^T P \tilde{\xi}}{2c} + \frac{c(w - \hat{w})^T (w - \hat{w})}{2} \\ &\quad + \frac{c_1}{2} (w - \hat{w})^T (w - \hat{w}) + \frac{\dot{w}^T \dot{w}}{2c_1} - \gamma (w - \hat{w})^T (w - \hat{w}) \end{aligned} \quad (4.36)$$

其中 c_1 和 c 的值可以任意取 ($c_1, c > 0$)。根据对 $w(t)$ 适当的假设，得到 \dot{V} 半全局稳定确界。

经过对输入观测器的稳定性分析之后，针对本文着陆系统的输入干扰观测器设计如下：

在着陆探测器的动力学模型存在干扰的情况下，系统模型具有形式，

$$\dot{\xi} = A_c \xi + B_c^1 u + B_c^2 w \quad (4.37)$$

如果 B_c^2 的范围不在 B_c^1 的范围内，完全补偿干扰是不可能的。如上文所述，我们可以将干扰补偿应用于输出，

$$y = H_0 \xi \quad (4.38)$$

输出 z 的维数至少与控制量 u 的维数一致。

$$\dot{z} = H_0 A_c \xi + H_0 B_c^1 u + H_0 B_c^2 w \quad (4.39)$$

$$u = (H_0 B_c^1)^L \left(-H_0 A_c \xi - H_0 B_c^2 \hat{w} + A_z(z - z_d) \right) \quad (4.40)$$

\hat{w} 是输入观测器产生的干扰估计,

$$\begin{aligned}\dot{\zeta} &= \gamma(\hat{r} + H_0 A_c \xi + H_0 B_c^1 u) \\ \hat{r} &= \gamma z - \zeta \\ \hat{w} &= (H_0 B_c^2)^L \hat{r}\end{aligned}\quad (4.41)$$

假设 A_c 是 Hurwitz, 并且可以规定扰动随时间变化的先验确界。可以表明对于任意 $\varepsilon > 0$, 如果输入观测器增益 γ 足够大, 会有 $\|z(t)\| \rightarrow [0, \varepsilon]$ 。

图 4.3 为输入观测器的示意框图, 输入观测器获得滤波估计状态 $\hat{\xi}(t)$ 和优化控制量 $u(t)$ 之后, 与辅助变量 ζ 通过一系列的解算得到干扰加速度 $w(t)$ 的估计 $\hat{w}(t)$ 。

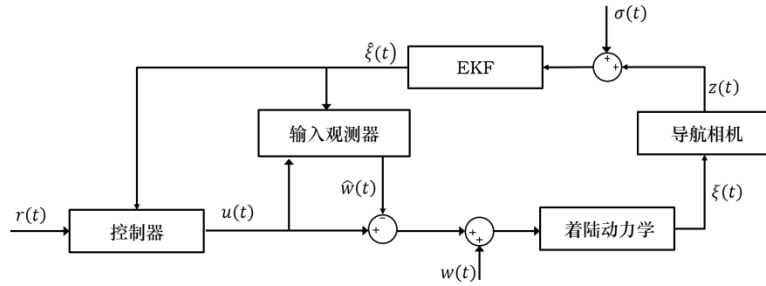


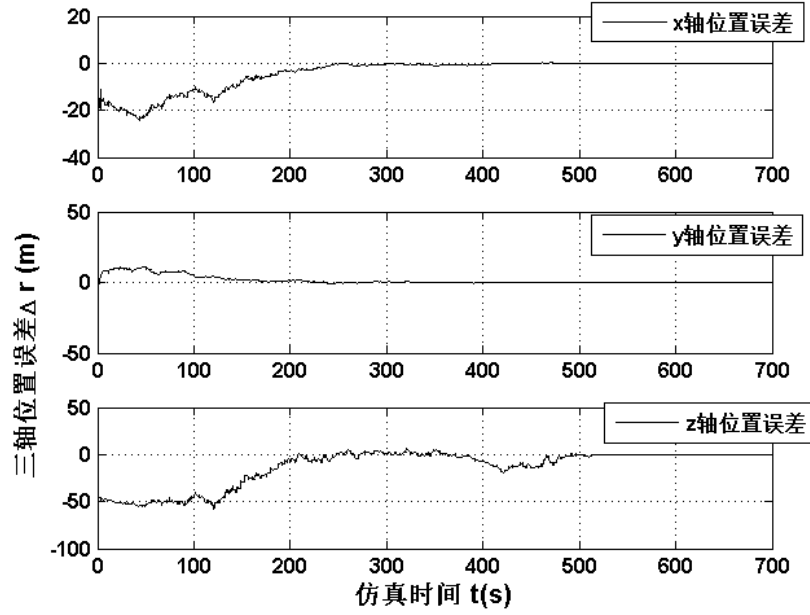
图 4.3 输入观测器示意图

一般来说, 对于所选输出 z 的零动态将会受到干扰 w 影响。如果 z 的零动态是渐近稳定的并且扰动 w 保持有界, 那么所有的状态量都是有界的。如果 w 是随状态值发生变化, 则可能难以确定先验边界值。在 $w(t) = \eta(\xi, t)$ 仅取决于输出 z 的情况下, 可以得到 $z(t)$ 到 z_d 的邻域的收敛以及所有状态的有界性。

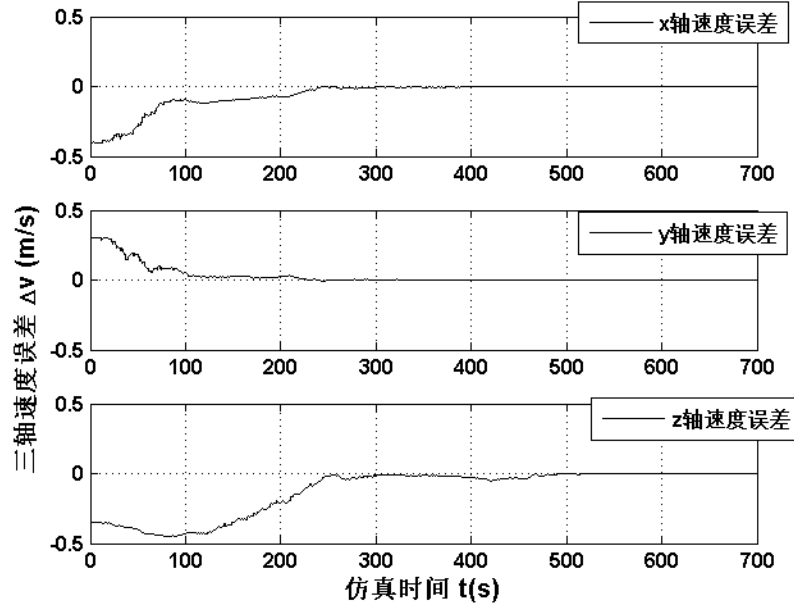
4.4 数学仿真分析

4.4.1 导航滤波器仿真分析

以小行星 Eros433 为探测对象, 对自主光学导航的性能进行分析。探测器的初始位置和终端位置与第 3.3 节仿真参数相一致。导航相机每 1s 拍照一次, 导航相机视场角为 $3^\circ \times 3^\circ$, 分辨率为 1024×1024 , 图像处理精度为 0.1 pixel, 姿态确定精度为 0.0006° 量级。探测器的初始位置误差满足 50m 随机分布, 三轴速度误差满足 0.1 m/s 随机分布, 相机在三个方向上的测量方差均为 $\sigma_c = 3e-4$ 。探测器速度和位置误差如下图所示。



(a) EKF 位置估计误差



(b) EKF 速度估计误差

图 4.4 扩展卡尔曼滤波仿真结果

选取探测器的垂直着陆段作为导航系统的应用背景，初始位置即为下降飞行段的终端位置，转化到着陆坐标系为 $[1500 \ -590.9 \ 4543.7]^T$ m，初始速度为 $[0.1 \ -0.3 \ 0.2]^T$ m/s。终端位置期望为 $[0 \ 0 \ 0]^T$ m，终端速度期望为 $[0 \ 0 \ 0]^T$ m/s。

根据规划的轨迹变化，探测器在 700s 左右完成垂直着陆过程，速度和位置量均达到零附近。由图 4.4 可知，采用扩展卡尔曼滤波观测器对光学导航信息进行滤波处理之

后,实现了探测器位置 r , 速度 v 的估计误差均在 300 s 后收敛到零附近,在稳定时刻,位置估计稳定 0.5m 以内,速度误差收敛至 0.01m/s 以内,精度完全满足导航要求。

通过仿真结果得知,利用卡尔曼滤波观测器对光学导航进行状态估计,其结果可以满足导航需求,且有着较高的精度。相比于单个特征点加上激光测距仪的方法更加精准,也防止了光学导航在距离着陆面比较近时,由于导航路标不再视场中所产生的误差发散现象。

4.4.2 输入观测器仿真分析

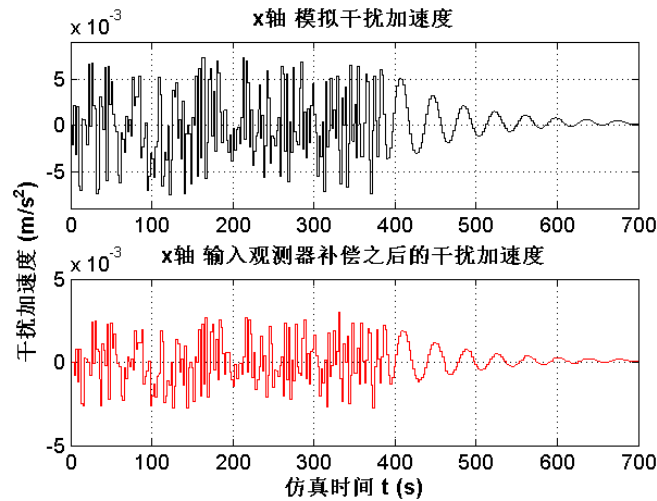
依然以 Eros433 着陆探测器的垂直着陆段为背景,控制方案为预测控制,着陆仿真时长为 700s,其中输入观测器的仿真参数参数如表 4.1。

表 4.1 输入观测器仿真参数

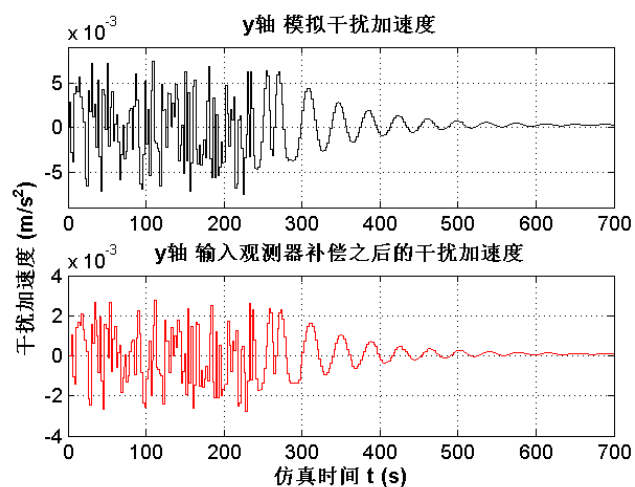
| 参数 | 数值 |
|-----------|------------------|
| γ | 88 |
| delta | 5 |
| H | $[I_3 \ 0_3]$ |
| ζ_0 | $0_{3 \times 1}$ |

为验证输入观测器的误差补偿效果,并且方便本文的分析,参考文献^[53]所加模拟的干扰加速度如下,干扰加速度的采样时间为 2s。

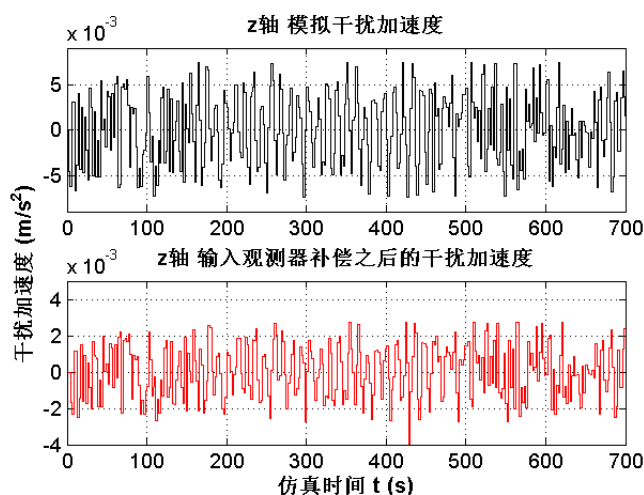
$$w = \eta(\xi, t, i) = 0.5 \times [0.1 \cos^2(\xi_i^3) - 0.2 \sin(10\xi_i) - 0.05e^{\xi_i^2}] \quad i = 1, 2, 3 \quad (4.42)$$



(a) x 轴干扰加速度



(b) y 轴干扰加速度



(c) z 轴干扰加速度

图 4.5 输入观测器干扰补偿仿真结果

图 4.5 分别为在假设状态量完全可测，并且没有导航误差的情况下，输入观测器对于三轴的动力学未测量干扰量补偿效果的仿真结果，从图中可以直观的看出输入观测器对于系统干扰加速度的补偿。图 4.5 上面是所加模拟干扰量，真值的绝对值基本在 0.01 以内，下面是输入观测器得出的干扰估计与模拟干扰量相减之后，系统真正受到的动力学端的干扰。经过补偿之后的干扰幅值仅为之前的干扰量的一半大小，补偿干扰的效果较为明显。

在真实的着陆任务中，存在着一定的导航误差，并且状态量不可能完全可测，为分析输入观测器在系统中补偿误差的效果，将输入观测器和导航系统相结合仿真，观察输入观测器对于状态确定的影响。表 4.2 给出了状态确定系统的仿真参数。

表 4.2 状态确定系统仿真参数

| 参数 | 数值 |
|------------|-------------|
| γ | 80 |
| σ_c | $5e-4$ |
| δ | 10 |
| H | $[I_3 \ 0]$ |

图 4.5 和图 4.6 是有无输入观测器对于探测器导航系统的状态确定产生影响的仿真结果。

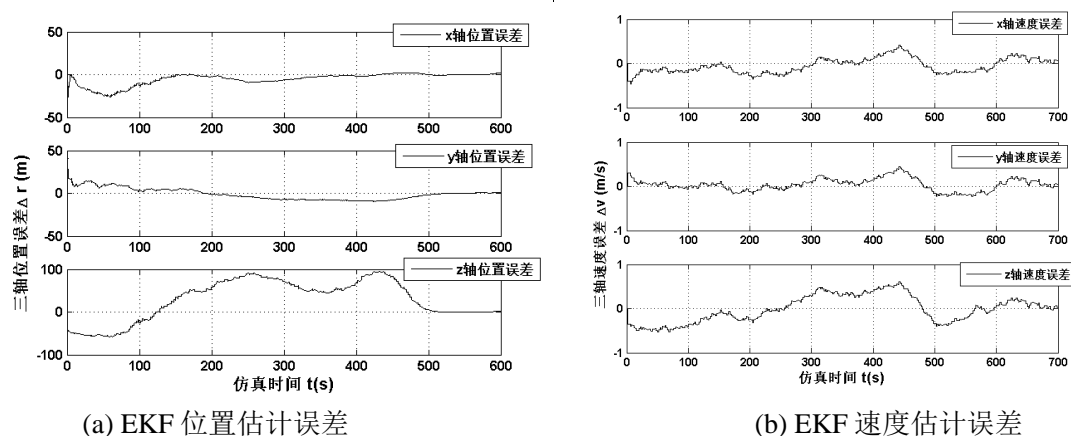


图 4.6 无输入观测器

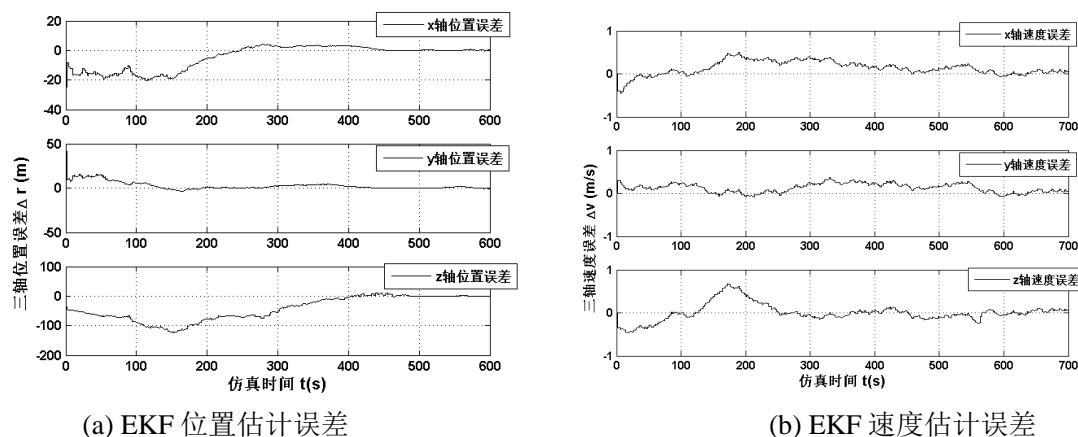


图 4.7 有输入观测器

从图 4.6 中可以看出，在增加干扰之后的 EKF 算法，着陆探测器的位置误差依然能够收敛到 0.1m，速度误差能够收敛到 0.1m/s。但比起之前没有动力学干扰的情况收敛时间更长，着陆过程中的位置与速度误差也更大。

在位置估计方面，由于 z 轴的误差在垂直着陆末端仍然比较大，因此在图中可以

看到 z 轴的位置误差较大, 并且在 500s 左右才收敛, 在 400s 时位置误差依然有很大的波动。从图 4.7 可知, 在系统增加了输入观测器之后, z 轴的位置误差收敛效果比之前更好, 并在 400s 左右便收敛到零附近。其它两轴因为滤波器原本的收敛效果就很好, 因此变化较小。在速度估计方面, 在动力学干扰的影响下, 速度误差的波动较大, z 轴较为明显。在增加输入观测器之后, 速度误差的收敛效果比之前更好。从仿真结果可以看出输入观测器对于系统的作用, 在一定程度上可以改善滤波精度。

4.5 本章小结

本章研究了考虑误差补偿的探测器着陆轨迹确定方法。针对小天体探测任务中自主性、实时性、高导航精度等要求, 首先设计了一种基于视线测量的导航方案, 对光学导航算法进行滤波器设计, 获得着陆器的状态估计与状态误差协方差估计, 为后续研究提供了准确的导航估计信息。考虑小天体复杂环境下未建模扰动加速度的影响, 在扩展卡尔曼导航滤波器的基础上, 设计了干扰误差输入观测器, 提高系统导航精度。

第五章 探测器着陆轨迹跟踪预测控制方法研究

5.1 引言

由于初始入轨误差、导航误差、推力器输出误差以及外部干扰的存在，着陆系统需要自主轨迹跟踪控制机构去对优化所得的标称轨迹进行闭环跟踪。本章主要研究了在不确定环境下着陆轨迹跟踪预测控制方法，利用模型预测控制算法计算效率高、适用广、鲁棒性强的优点去完成轨迹跟踪控制过程。设计控制器，分析了预测控制对于着陆轨迹约束的处理方案，进行了数值仿真分析。

5.2 基于二次规划的轨迹预测跟踪

预测作为最优控制的延伸，因其可实现多目标优化，处理带约束的优化问题等优点，被广泛地应用于工控、电力系统、航天、航空等领域。预测控制最大的特点就是滚动优化的思想，最优控制的性能指标一般是与控制量、状态量有关的函数积分式，积分区间一般始于初始时刻并止于终端时刻，而预测控制则是以滚动前进的有限的预测周期优化替代最优控制中的全局优化。预测控制成功的结合了前馈控制，实时滚动的求解当前最优控制并施加给系统，可克服模型的不确定性产生的误差，增强了系统的鲁棒性能，是一种实时有效控制策略。

其简约的控制框架和优化性能的方式，取得了显著的成功。并且在控制效率方面，预测控制似乎是最有效的，但是在预测时域比较长的时候需要计算机有着很强的计算能力。

5.2.1 轨迹跟踪问题描述

随着小天体着陆探测任务的复杂化和多样化，对探测器在着陆段的制导控制系统提出了高操作灵活性的要求，同时对制导方法的鲁棒性和实时性提出了更高的期望。在一些学者的研究中可以发现，采用滑模等控制方法进行轨迹跟踪时，会在零周围产生一定的抖震，要通过控制器的反复输出开关信号给系统。但当采用连续控制的方法去设计控制器，可以避免频繁输出开关控制信号。预测控制可以在轨迹过程中考虑系统状态约束，对于探测器任务的临时改变或者遇到严重偏离标称条件的特殊情况下，依然可以让着陆系统满足实际要求，这一点有着突出的优势。

本章主要内容是基于模型预测控制的轨迹跟踪方法的设计。其中，第三章凸优化

给出的考虑了状态量和控制量约束的标称轨迹作为模型预测控制的目标期望，在每隔固定的时间 ΔT 进行一次跟踪计算控制。推力施加给探测器动力学模型之后可由相关传感器实时测出位置及速度信息，从而构成闭环控制系统。

5.2.2 动力学线性化建模

如第二章所述，可以通过对于引力函数求偏导的方法将探测器的软着陆模型进行离散化。在模型预测控制中，就需要较为精确的离散化模型。因此，本节需要对探测器动力学加以离散化处理。

根据 2.4.1 所推导出来的动力学模型，可知动力学的状态空间表达式为

$$\dot{\xi}(t) = A_c \xi(t) + B_c \hat{F}_g(\xi(t)) + B_c u(t) = f_c(\xi(t), u(t)) \quad (5.1)$$

其中 ξ 为探测器在着陆目标天体固连坐标系下的矢径， $\xi = [x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$ ， $\hat{F}_g(\xi(t))$ 代表小天体引力 g 的值，矩阵 A_c 和 B_c 的值分别为

$$A_c = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \omega^2 & 0 & 0 & 0 & 2\omega & 0 \\ 0 & \omega^2 & 0 & -2\omega & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad B_c = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

在探测器飞行中，式 5.1 所描述系统的解在 $t_k + \Delta T$ 时刻可以近似为

$$\xi(t_k + \Delta T) = e^{A_c \Delta T} \xi(t_k) + \int_0^{\Delta T} e^{A_c(\Delta T - \sigma)} B_c d\sigma \cdot u(t_k) + \int_0^{\Delta T} e^{A_c(\Delta T - \sigma)} B_c d\sigma \cdot \hat{F}_g(t_k) \quad (5.3)$$

其中 $\hat{F}_g(t_k)$ 为引力势函数在状态 $\xi(t_k)$ 上的梯度，以数值引力梯度作为离散模型中引力加速度输入项。

经过离散化处理之后，系统动力学式 5.3 改为时变的非线性方程

$$\hat{\xi}_0(t_k + \Delta T) = f(\hat{\xi}_0(t_k), \hat{u}_0(t_k)) \quad (5.4)$$

将系统式 5.4 在当前状态 $\xi_0(t)$ 和 $u_0(t)$ 处进行一阶泰勒展开，得到，

$$\xi(t + \Delta T) = f(\hat{\xi}_0(t), u_0(t)) + \left. \frac{\partial f}{\partial \xi} \right|_{\hat{\xi}_0(t), \hat{u}_0(t)} (\xi(t) - \hat{\xi}_0(t)) + \left. \frac{\partial f}{\partial u} \right|_{\hat{\xi}_0(t), \hat{u}_0(t)} (u(t) - \hat{u}_0(t)) \quad (5.5)$$

作如下设定，

$$A_d = \left. \frac{\partial f}{\partial \xi} \right|_{\hat{\xi}_0(t), \hat{u}_0(t)} \quad B_d = \left. \frac{\partial f}{\partial u} \right|_{\hat{\xi}_0(t), \hat{u}_0(t)} \quad (5.6)$$

线性化的动力学模型可以写成如下形式

$$\delta \xi(t + \Delta T) = A_d \delta \xi(t) + B_d \delta u(t) \quad (5.7)$$

其中 $\delta \xi = \xi(t) - \hat{\xi}_0$, $\delta u(t) = u(t) - \hat{u}_0$ 。

5.2.3 预测跟踪控制算法设计

模型预测控制是以计算机为实现手段，因此该算法一般为采样控制算法而不是连续控制算法。图 5.1 为预测算法的结构示意图。在模型预测控制里，分成系统模型、动态优化算法和性能指标及约束三个部分。预测控制算法的原理上根据系统模型，在满足约束条件的情况下最小化性能指标函数在线反复迭代求解出最优控制序列。由于系统模型与实际被控模型可能具有差异，并且系统存在一定的干扰，因此仅选取最优控制序列中的第一项作为输入给被控系统。在一定的控制时间之后，再次重复上述过程。由此可见该控制系统是随着预测时域滚动前进的，从而模型预测控制也被称为滚动时域控制。

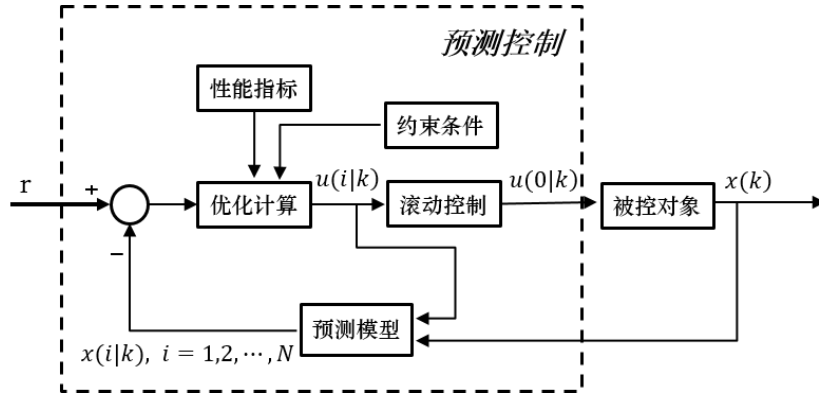


图 5.1 预测控制算法示意图

根据上一节离散化的推导过程，本节假定着陆过程是一种线性定常离散时间的状态空间模型，其简化形式为，

$$\xi(k+1) = A\xi(k) + Bu(k) \quad (5.8)$$

$$y(k) = C\xi(k) \quad (5.9)$$

多步预测首先需要的是对状态量的多步预测，假设着陆过程中所有位置状态向量可测，因而 $C = [I \ 0_3]$ 。同时先假设对扰动和测量噪声为零。

通过对式 (5.8) 的迭代进行多步预测，

$$\begin{aligned}
 \hat{\xi}(k+1|k) &= A\xi(k) + B\hat{u}(k|k) \\
 \hat{\xi}(k+2|k) &= A\hat{\xi}(k+1|k) + B\hat{u}(k+1|k) \\
 &= A^2\xi(k) + AB\hat{u}(k|k) + B\hat{u}(k+1|k) \\
 &\vdots \\
 \hat{\xi}(k+p|k) &= A\hat{\xi}(k+p-1|k) + B\hat{u}(k+p-1|k) \\
 &= A^p\xi(k) + A^{p-1}B\hat{u}(k|k) + \cdots + B\hat{u}(k+p-1|k)
 \end{aligned} \tag{5.10}$$

其中, p 是预测时域, m 是预测控制时域。输入的控制量只在 $k, k+1, \dots, k+m-1$ 时变化, 并在以后的时刻不再变化。

用增量的形式表达状态方程可以相应的减少相对误差, 在预测表达式中常用 $\delta u(k+i|k)$ 来表达。可知,

$$\delta \hat{u}(k+i|k) = \hat{u}(k+i|k) - \hat{u}(k+i-1|k) \tag{5.11}$$

同时, 在 k 时刻已经知道了 $u(k-1)$, 所以有

$$\begin{aligned}
 \hat{u}(k|k) &= \delta \hat{u}(k|k) + u(k-1) \\
 \hat{u}(k+1|k) &= \delta \hat{u}(k+1|k) + \delta \hat{u}(k|k) + u(k-1) \\
 &\vdots \\
 \hat{u}(k+p-1|k) &= \delta \hat{u}(k+p-1|k) + \cdots + \delta \hat{u}(k|k) + u(k-1)
 \end{aligned} \tag{5.12}$$

因此会有,

$$\begin{aligned}
 \hat{\xi}(k+1|k) &= A\xi(k) + B[\delta u(k|k) + u(k-1)] \\
 \hat{\xi}(k+2|k) &= A^2\xi(k) + AB[\delta \hat{u}(k|k) + u(k-1)] + B[\delta \hat{u}(k+1|k) + \delta \hat{u}(k|k) + u(k-1)] \\
 &= A^2\xi(k) + (A+I)B\delta \hat{u}(k|k) + B\delta \hat{u}(k+1|k) + (A+I)Bu(k-1) \\
 &\vdots \\
 \hat{\xi}(k+m|k) &= A^m\xi(k) + (A^{m-1} + \cdots + A + I)B\delta \hat{u}(k|k) \\
 &\quad + \cdots + B\delta \hat{u}(k+m-1|k) + (A^m + \cdots + A + I)Bu(k-1) \\
 &\vdots \\
 \hat{\xi}(k+p|k) &= A^p\xi(k) + (A^{p-1} + \cdots + A + I)B\delta \hat{u}(k|k) \\
 &\quad + \cdots + (A^{p-m} + \cdots + A + I)B\delta \hat{u}(k+m-1|k) \\
 &\quad + (A^{p-1} + \cdots + A + I)Bu(k-1)
 \end{aligned}$$

将其写成矩阵形式如下,

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} \hat{\xi}(k+1|k) \\ \vdots \\ \hat{\xi}(k+m|k) \\ \hat{\xi}(k+m+1|k) \\ \vdots \\ \hat{\xi}(k+p|k) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A \\ \vdots \\ A^m \\ A^{m+1} \\ \vdots \\ A^p \end{bmatrix} \xi(k) + \begin{bmatrix} B \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^{m-1} A^i B \\ \sum_{i=0}^m A^i B \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^{p-1} A^i B \end{bmatrix} u(k-1) \\
 &+ \begin{bmatrix} B & \cdots & 0 \\ AB+B & \cdots & 0 \\ \cdots & \cdots & \cdots \\ \sum_{i=0}^{m-1} A^i B & \cdots & B \\ \sum_{i=0}^m A^i B & \cdots & AB+B \\ \cdots & \cdots & \cdots \\ \sum_{i=0}^p A^i B & \cdots & \sum_{i=0}^{p-m} A^i B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \hat{u}(k|k) \\ \vdots \\ \delta u(k+m-1|k) \end{bmatrix} \quad (5.13)
 \end{aligned}$$

根据前面的状态空间模型，可以得到预测的位置状态

$$\hat{y}(k+i|k) = C \hat{\xi}(k+i|k), \quad i=1,2,\dots,p \quad (5.14)$$

在式 5.13 中包含了 A^i 。在预测时域 p 比较大的时候，会增加星载计算机的计算负荷，并且会导致数值计算问题。而且如果系统是不稳定的，那么在 A^i 中的某些元素相对于其他元素会变得非常大。

在基于模型预测控制软着陆轨迹跟踪的问题中，本文提出了如下的评价函数作为系统优化的目标

$$J = \min \sum_{k=0}^{N-1} (\xi_k - r_k)^T Q (x_k - r_k) + \sum_{k=0}^{N-1} U_k^T R U_k + (\xi_N - r_N)^T P (\xi_N - r_N) \quad (5.15)$$

其中， Q 是状态量加权矩阵， R 是控制量加权矩阵， P 是终端状态量加权矩阵。为了方便观察，可以简写成如下形式

$$J = \|\hat{Y}_{pre} - R_k\|_Q^2 + \|\Delta U_k\|_R^2 \quad (5.16)$$

式中，

$$\hat{Y}_{pre} = \begin{bmatrix} \hat{y}(k+1|k) \\ \vdots \\ \hat{y}(k+p|k) \end{bmatrix}, \quad R_k = \begin{bmatrix} r_{k+1} \\ \vdots \\ r_{k+p} \end{bmatrix}, \quad \Delta U_k = \begin{bmatrix} \delta u(k|k) \\ \vdots \\ \delta u(k+p-1|k) \end{bmatrix} \quad (5.17)$$

将矩阵方程式 5.12 和式 5.13 加以合并简化后, 不难得到如下的多步预测的表达式, 得到预测的状态和预测输出

$$\hat{\xi}_{pre} = \Gamma_x \xi(k) + \psi_x u(k-1) + \Upsilon_x \Delta U_k \quad (5.18)$$

$$\hat{Y}_{pre} = \Gamma \xi(k) + \psi u(k-1) + \Upsilon \Delta U_k \quad (5.19)$$

其中 Γ_x 、 ψ_x 、 Υ_x 、 Γ 、 ψ 、 Υ 式 5.12 和式 5.13 决定, 此处省略。定义预测的位置输出和目标轨迹之间的误差

$$\varepsilon(k) = R_k - \Gamma \xi(k) - \psi u(k-1) \quad (5.20)$$

传统的 QP 问题评价函数描述如下:

$$J = \frac{1}{2} X^T H X + F^T X \quad (5.21)$$

改写式中的评价函数成为二次规划问题的形式后,

$$\begin{aligned} F &= 2\Gamma^T Q_{bar} \varepsilon(k) \\ H &= \Gamma^T Q_{bar} \Gamma + R_{bar} \end{aligned} \quad (5.22)$$

其中,

$$R_{bar} = \begin{bmatrix} R & & \\ & \ddots & \\ & & R \end{bmatrix}, \quad Q_{bar} = \begin{bmatrix} Q & & \\ & \ddots & \\ & & Q \\ & & & P \end{bmatrix} \quad (5.23)$$

在着陆过程中涉及到对于控制量的约束, 因而对 ΔU_k 进行如下处理, 写成线性约束的形式,

$$\begin{bmatrix} -W \\ W \end{bmatrix} \Delta U_k \geq \begin{bmatrix} u(k-1) - u_{\max} \\ \vdots \\ u(k-1) - u_{\max} \\ u_{\min} - u(k-1) \\ \vdots \\ u_{\min} - u(k-1) \end{bmatrix} \quad (5.24)$$

$$\begin{bmatrix} -V \\ V \end{bmatrix} \Delta U_k \geq \begin{bmatrix} -\Delta u_{\max} \\ \vdots \\ -\Delta u_{\max} \\ \Delta u_{\min} \\ \vdots \\ \Delta u_{\min} \end{bmatrix} \quad (5.25)$$

其中,

$$W = \begin{bmatrix} I_3 & 0 & \cdots & 0 \\ I_3 & I_3 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ I_3 & I_3 & \cdots & I_3 \end{bmatrix}, \quad V = \begin{bmatrix} I_3 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & I_3 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & I_3 \end{bmatrix} \quad (5.26)$$

图 5.2 为滚动优化的示意图, 每次选取求解优化问题得出的控制量的第一项作为系统的闭环输入。在下一个采样时刻, 重复此过程不断进行滚动优化, 并且更新着陆标称轨迹。

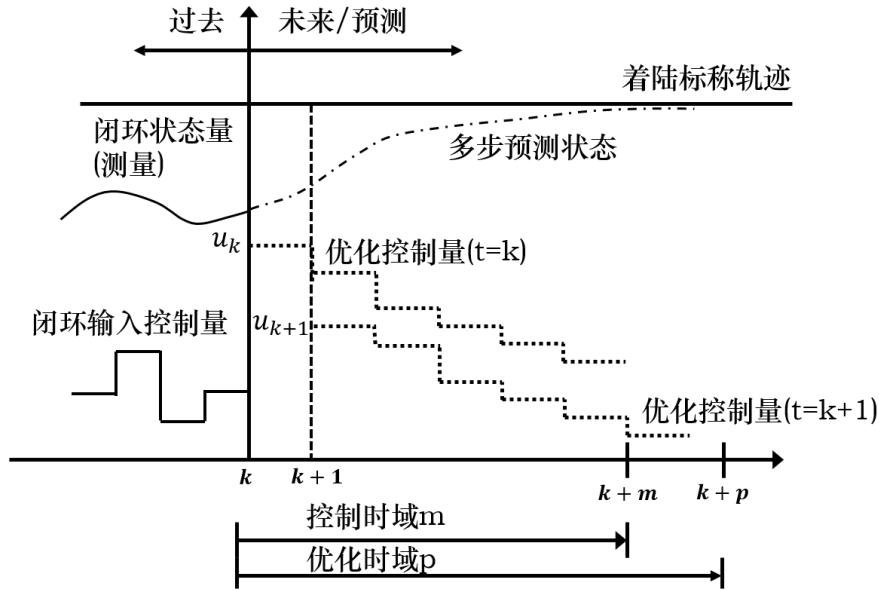


图 5.2 预测控制滚动优化示意图

模型预测控制是一种闭环控制算法。在通过优化确定了一系列未来的控制作用之后, 为了防止动力学模型失配或者是太空中各种复杂的环境干扰引起控制对理想状态的偏离, 预测控制通常是只实现本时刻的控制作用。等到下一个采样时刻, 通过导航系统获得的测量状态量这一实时信息对基于模型的预测加以修正, 然后进行新的优化, 图 5.3 为基于约束的模型预测控制算法示意图。

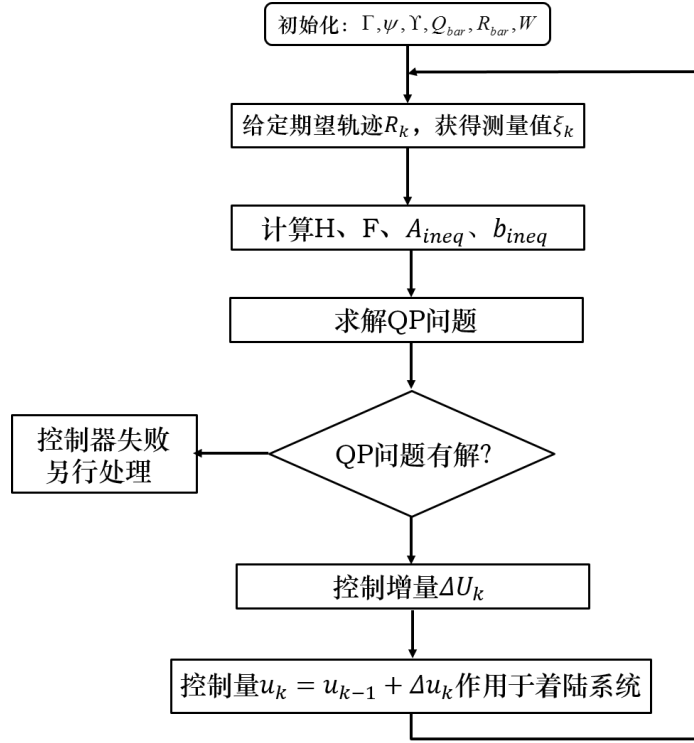


图 5.3 有约束的预测控制算法流程图

则着陆系统的闭环控制律可以定义为

$$\Delta u_k = [I_3 \ 0 \ \cdots \ 0] \Delta U_k \quad (5.27)$$

再将得到的控制增量进行累加构成实际控制 u_k 作用于探测器的开环系统，完成反馈控制过程。

5.3 预测控制约束处理与控制量求解

5.3.2 预测控制的约束处理

在 3.2 节也非常详尽地叙述了着陆过程中用来避障的一些状态量的约束。基于二次规划的模型预测控制在处理约束方面要满足二次规划对于约束的要求，因而在着陆过程中采用线性化的约束条件。

在下降飞行段，对于系统状态量 ξ ，安全椭球约束线性化之后表示如下，

$$-\eta_k^T H \xi_{k+i} \leq -\eta_k^T \rho_k^*, \quad i = 1, \dots, N \quad (5.28)$$

在垂直着陆段，因为抛物面约束是二阶锥约束，因而选择线性的四棱锥面约束，

$$-\sigma_i^T H \xi_{k+j} \leq -\sigma_i^T (r_L + d) \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (5.29)$$

经观察可知对于着陆不同阶段的状态约束都可以表述成如下形式

$$A_x \xi \leq b_x \quad (5.30)$$

A_x 和 b_x 表示不同的约束条件。该约束应该满足于所有的预测状态，

$$\begin{aligned} \tilde{A}_x \hat{\xi}_{pre} &\leq \tilde{b}_x \\ \tilde{A}_x (\Gamma_x \xi_k + \psi_x u_{k-1} + \Upsilon_x \Delta U_k) &\leq \tilde{b}_x \\ \tilde{A}_x \Upsilon_x \Delta U_k &\leq \tilde{b}_x - \tilde{A}_x \Gamma_x \xi_k - \tilde{A}_x \psi_x u_{k-1} \end{aligned} \quad (5.31)$$

其中，

$$\begin{aligned} \tilde{A}_x &= \text{blkdiag}(A_x, \dots, A_x) \\ \tilde{b}_x &= [b_x^T \dots b_x^T]^T \end{aligned} \quad (5.32)$$

上文已经讨论了关于状态量和控制量的约束情况，因此对于控制增量的所有约束可以由下式加以表示，

$$A_{ineq} \Delta U_k \leq b_{ineq} \quad (5.33)$$

其中， A_{ineq} 和 b_{ineq} 表示为，

$$\begin{aligned} A_{ineq} &= [-V^T \quad V^T \quad -W^T \quad W^T \quad (\tilde{A}_x \Upsilon_x \Delta U_k)^T]^T \\ b_{ineq} &= \begin{bmatrix} -\Delta u_{\max} \\ \vdots \\ -\Delta u_{\max} \\ \Delta u_{\min} \\ \vdots \\ \Delta u_{\min} \\ u_{k-1} - u_{\max} \\ \vdots \\ u_{k-1} - u_{\max} \\ u_{\min} - u_{k-1} \\ \vdots \\ u_{\min} - u_{k-1} \\ \tilde{b}_x - \tilde{A}_x \Gamma_x \xi_k - \tilde{A}_x \psi_x u_{k-1} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5.34)$$

经过上述的方法已经将模型预测控制问题转换成为一个二次规划问题。可以通过对二次规划问题的求解得到 ΔU_k 。

5.3.3 二次规划问题求解

在上述的讨论中可以发现，在线预测控制的主要计算量体现在求解有不等式约束的二次规划问题中。二次规划是一个典型的数学优化问题，它优化的目标是一个典型

的数学优化问题，其优化目标是一个二次实函数，可以采用多种方式求解，最有效的两种方法是积极集法和内点法。

积极集法的核心是，在有一个起始点的前提下，每次迭代的时候用积极集中的约束构成等式约束解得当前的最优解，再去判断得到的这个解是否违反某个新的约束。积极集法同时具有迭代步数不稳定，求解过程复杂，计算量大的缺点。

内点法适用于任何形式的二次规划问题，其算法核心是，从一个内点出发，找到一个可行下降方向使得内点沿着这个方向移动能够使目标函数值下降，重复上述过程直到满足迭代终止为止，得到的点即为最优点，其计算复杂度较低。本文将使用内点法对二次规划问题进行求解。一般来说，其优化值是一个关于当前测量值 ξ_k ，控制时域 m 和预测时域 p 的非线性函数。

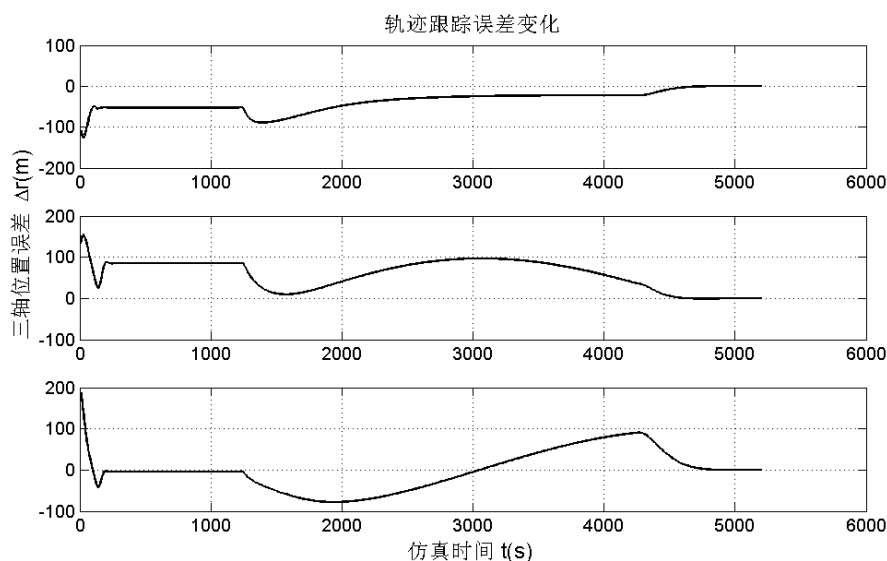
5.4 仿真结果与分析

为验证上一节所涉及的基于预测控制的轨迹跟踪算法的正确性和高效性，在本节中给出多约束条件下的小天体着陆控制问题的数值仿真。预测控制算法中的优化运算利用了 MATLAB 中的 `quadprog` 函数。根据之前给出的任务规划过程以及标称轨迹，依然将软着陆过程分成飞行下降段和垂直着陆段分别进行分析。

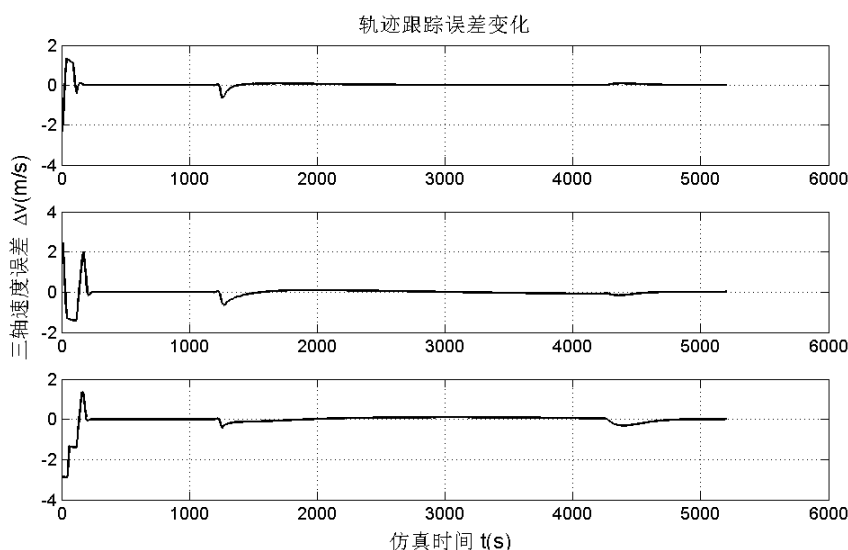
表 5.1 预测控制器相关参数

| 参数 | 数值 |
|-----------------|--------------------------------------|
| 采样时间 ΔT | 5s |
| 预测时域 p m | 20, 15 |
| 状态量加权矩阵 Q | $30 \cdot \text{blkdiag}(I_3, 5I_3)$ |
| 控制量加权矩阵 R | I_3 |

由控制器追踪的是第三章的优化轨迹，因此整个着陆段的仿真时间与之前优化过程相一致。在飞行下降段，探测器飞行 5000s 左右到达飞行下降段的终点；在垂直着陆段，探测器经历 800s 左右到达终点，并完成整个着陆过程。图 5.5 为飞行下降段的仿真结果。



(a) 下降飞行段轨迹跟踪位置误差

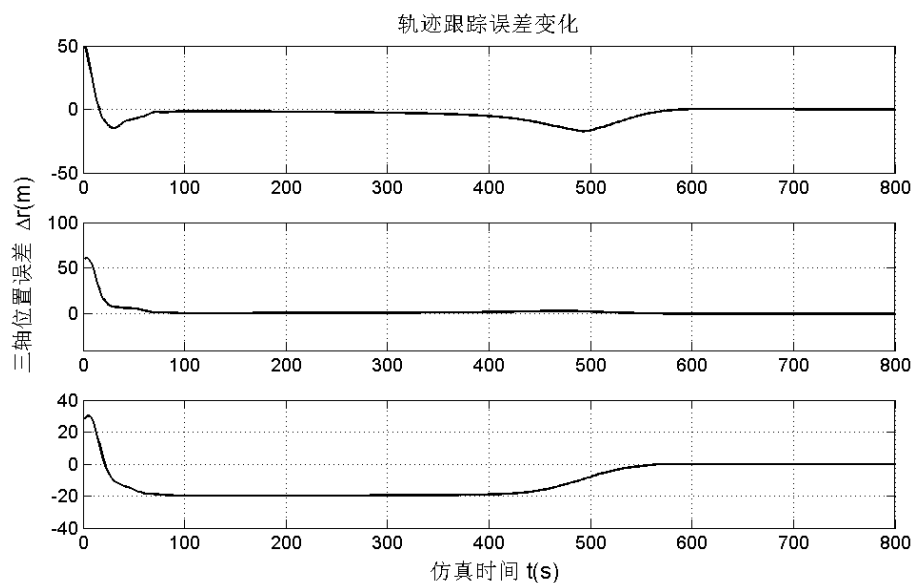


(b) 下降飞行段轨迹跟踪速度误差

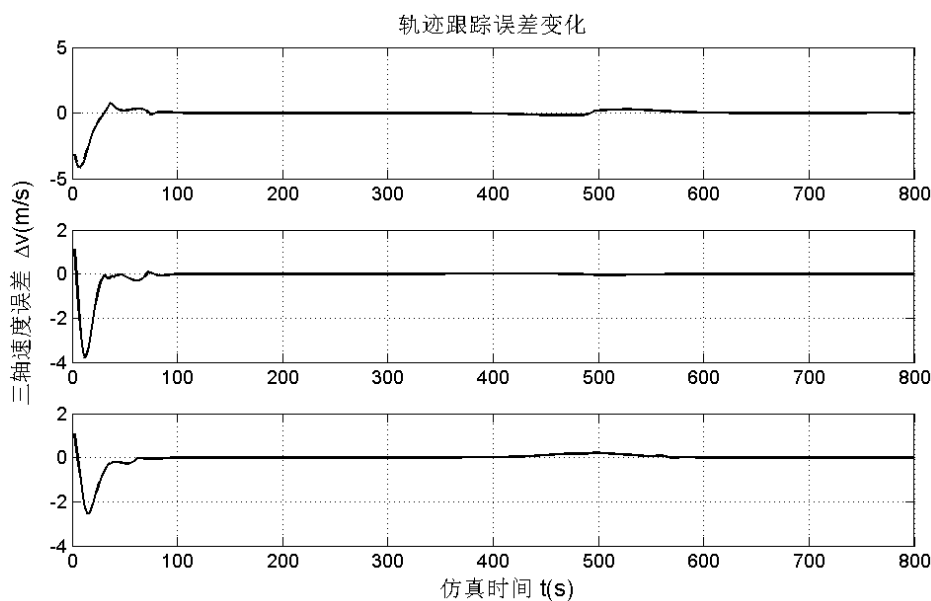
图 5.4 下降飞行段仿真结果

由于飞行下降段的机动时间长，机动距离远，因此初始位置跟踪误差设定在 100m 左右，初始速度误差在 3m/s 左右。图 5.4(a)为下降飞行段的位置跟踪误差变化，在图中可以看出初始的位置误差随时间逐渐收敛，在 4800s 左右三轴位置误差均收敛至零。从图 5.4(b)观察探测器速度与标称速度之间的误差变化，可见速度追踪的效果更好。在 2000s 左右便迅速收敛至零，因为初始位置误差比较大，所以在刚开始时速度误差较大，为更好补偿位置误差。

下图为垂直着陆段的轨迹跟踪仿真结果。



(a) 垂直着陆段轨迹跟踪位置误差



(b) 垂直着陆段轨迹跟踪速度误差

图 5.5 垂直着陆段仿真结果

在垂直着陆段，给系统初始的位置误差在 50m 左右，速度初始误差在 1m/s 左右。从图 5.5(a)和图 5.5(b)可以看出，跟踪控制器依然是对速度跟踪的效果更好，在 100s 左右便迅速收敛至零。在位置误差变化方面，也在 600s 左右收敛至零。由于探测器在 750s 左右达到着陆目标点，因此该控制器完成了跟踪控制探测器，并实现着陆任务的功能。

在飞行下降段和垂直着陆段两个阶段里，控制器在跟踪速度方面的效果更好，在

位置方面收敛的时间更长，这是因为预测控制在求解控制量过程中同时也考虑到能耗的需求。过多追求位置跟踪的效果，一方面是增加了星载计算机的计算负荷，另一方面会导致位置误差产生抖震，控制器输出变化较大，浪费燃料。而且，在控制过程中同样考虑了探测器的状态与控制量的约束，即便在有一定的位置误差的前提下，依然能够使着陆系统满足要求，并且在一定程度上增强了控制系统的鲁棒性。

5.5 本章小结

本章研究了不确定环境下着陆轨迹跟踪预测控制方法。首先设计了基于二次规划的跟踪预测控制算法，并考虑探测器状态约束和能耗限制，分析了预测控制的约束处理方案，对着陆轨迹进行滚动优化，结合状态量的多步预测和跟踪反馈控制结构，实现了对规划轨迹的跟踪控制，可以节省在线的计算负担，也可以增强控制系统的鲁棒性。

结论

小天体引力场不规则且不确知，探测器着陆轨迹需要满足多约束条件，同时还要求着陆控制系统具有较强的鲁棒性。本学位论文针对着陆轨迹凸优化、着陆轨迹估计、跟踪控制等问题，对不规则小天体自主着陆预测制导控制方法进行了研究。本文取得的主要成果总结如下：

1、针对不规则小天体软着陆多约束轨迹规划问题，设计了基于最优超平面的下降飞行轨迹凸优化方法，通过超平面法对小天体包络椭球非凸约束集合进行凸化，避免了探测器与不规则小天体表面发生碰撞。

2、考虑小天体复杂环境下未建模扰动加速度的影响，研究了基于误差补偿的探测器着陆轨迹估计方法，在扩展卡尔曼导航滤波器的基础上，设计了干扰误差输入观测器，提高系统导航精度。

3、针对软着陆过程中环境加速度等外部干扰对着陆精度的影响，设计了基于二次规划的跟踪预测控制算法，通过对着陆状态的多步预测和控制量滚动优化，实现对规划轨迹的跟踪控制。

综上所述，本文对小天体着陆预测制导控制方法进行了研究。在后续研究中，还有几个方面需要进一步的研究：

1、着陆过程中探测器计算运算能力是一个需要考虑的因素，如何利用有限的计算资源实现高精度实时制导需要进一步研究；

2、针对复杂状态约束条件下的非凸约束状态集合，如何更加有效地实现着陆轨迹凸优化是需要进一步研究的问题。

参考文献

- [1] 吴伟仁, 于登云. 深空探测发展与未来关键技术[J]. 深空探测学报, 2014, 1(1): 5-17.
- [2] 崔平远, 高艾, 朱圣英. 深空探测自主导航与制导[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2016: 1-2.
- [3] 于正淩, 崔平远. 行星着陆自主导航与制导控制研究现状与趋势[J]. 深空探测学报, 2016, 3(4): 345-355.
- [4] 董捷. 国外探测器接近至着陆小天体的飞行策略研究[J]. 航天器工程, 2016, 25(4): 87-94.
- [5] 朱恩涌, 孙国江, 果琳丽等. 我国小行星探测发展思路及关键技术探讨[J]. 航天器工程, 2012, 21(3): 96-100.
- [6] Mayne D Q, Rawlings J B, Rao C V, et al. Constrained model predictive control: Stability and optimality[J]. Automatica, 2000, 36(6): 789-814.
- [7] Camacho D E F, Bordons D C. Model Predictive Control[M]. Process Control. Springer London, 2004: 575-615.
- [8] Mayne D Q. Model predictive control: Recent developments and future promise[J]. Automatica, 2014, 50(12): 2967-2986.
- [9] Kawaguchi J, Fujiwara A, Uesugi T. Hayabusa-Its technology and science accomplishment summary and Hayabusa-2[J]. Acta Astronautica, 2008, 62(10-11): 639-647.
- [10] Veverka J, Farquhar B, Robinson M, et al. The landing of the NEAR-Shoemaker spacecraft on asteroid 433 Eros[J]. Nature, 2001, 413(6854): 390-394.
- [11] Evans L G, Starr R D, Brückner J, et al. Elemental composition from gamma-ray spectroscopy of the NEAR-Shoemaker landing site on 433 Eros[J]. 2001, 36(12): 1639-1660.
- [12] Yano H, Kubota T, Miyamoto H, et al. Touchdown of the Hayabusa spacecraft at the Muses Sea on Itokawa[J]. Science, 2006, 312(5778): 1350-1353.
- [13] Pinillaalonso N, Lorenzi V, Campins H, et al. Near-infrared spectroscopy of 1999 JU3, the target of the Hayabusa 2 mission[J]. Astronomy & Astrophysics, 2013, 552(4): A79.

- [14] Schwehm G H, Schulz R. The International Rosetta Mission[M]. Laboratory Astrophysics and Space Research. Springer Netherlands, 1999: 39-50.
- [15] Atzei A, Schwehm G, Coradini M, et al. Rosetta/cnsr - Esa's Planetary Cornerstone Mission[J]. Esa Bulletin.bulletin Ase.european Space Agency, 1994, 77(77): 7-18.
- [16] 姜宇, 宝音贺西. 强不规则天体引力场中的动力学研究进展[J]. 深空探测学报, 2014(4): 250-261.
- [17] Kozai Y. The motion of a close earth satellite[J]. Astronomical Journal, 1959, 64(8): 367.
- [18] Lass H, Blitzer L. The gravitational potential due to uniform disks and rings[J]. Celestial Mechanics, 1983, 30(3): 225-228.
- [19] Werner R A. The gravitational potential of a homogeneous polyhedron or don't cut corners[J]. Celestial Mechanics & Dynamical Astronomy, 1994, 59(3): 253-278.
- [20] Werner R A, Scheeres D J. Mutual Potential of Homogeneous Polyhedra[J]. Celestial Mechanics & Dynamical Astronomy, 2005, 91(3-4): 337-349.
- [21] Byerly W E. An Elementary Treatise on Fourier's Series and Spherical, Cylindric, and Ellipsoidal Harmonics[J]. Bibliolife, 1959.
- [22] Rumker C. The theory of the potential[M]. Dover Publications, 1958.
- [23] Gross D, Hauger W, Schröder J, et al. Dynamics of Rigid Bodies[M]. Engineering Mechanics 3. Springer Berlin Heidelberg, 2011: 129-210.
- [24] Hobson B E W. The theory of spherical and ellipsoidal harmonics[J]. Monatshefte Für Mathematik Und Physik, 1934, 41(1): A22-A22.
- [25] Dechambre D, Scheeres D J. Transformation of spherical harmonic coefficients to ellipsoidal harmonic coefficients[J]. Astronomy & Astrophysics, 2002, 387(3): 1114-1122.
- [26] Scheeres D J, Ostro S J, Hudson R S, et al. Orbits Close to Asteroid 4769 Castalia[J]. Icarus, 1996, 121(1): 67-87.
- [27] Yu T, Scheeres D J. Small body surface gravity fields via spherical harmonic expansions[J]. Celestial Mechanics & Dynamical Astronomy, 2014, 119(2):169-206.
- [28] Fahroo F, Ross I M. Costate Estimation by a Legendre Pseudospectral Method[C]. Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. 2001: 270-277.

- [29] Tawfigur R, Zhou H, Sheng Y Z, et al. Trajectory Optimization of Hypersonic Vehicle Using Gauss Pseudospectral Method[J]. Applied Mechanics & Materials, 2012, 110-116(6): 5232-5239.
- [30] Petersen C, Jaunzemis A, Baldwin M, et al. Model predictive control and Extended Command Governor for improving robustness of relative motion guidance and control[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 2014, 152:701-718.
- [31] Liu X, Lu P, Pan B. Survey of convex optimization for aerospace applications[J]. Astrodynamics, 2017, 1(1): 23-40.
- [32] Ploen S R, Ploen S R. Convex Programming Approach to Powered Descent Guidance for Mars Landing[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2007, 30(5): 1353-1366.
- [33] Blackmore L, Acikmese B, Scharf D P. Minimum-Landing-Error Powered-Descent Guidance for Mars Landing Using Convex Optimization[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2012, 33(4): 1161-1171.
- [34] John M. Carson, Richard M. Murray. et al. Robust Model Predictive Control with a Safety Mode: Applied to Small-Body Proximity Operations[C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. 2008.
- [35] Wei R, Xiaogang R, Zhu X, et al. A method of guidance, navigation and control for soft landing on asteroid based on constrained MPC[C]. Intelligent Control and Automation. IEEE, 2015: 4213-4217.
- [36] Lee D, Sanyal A K, Butcher E A, et al. Finite-time control for spacecraft body-fixed hovering over an asteroid[J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2015, 51(1): 506-520.
- [37] McInnes C R, Radice G. Line-of-sight guidance for descent to a minor solar system body[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2015, 19(3): 740-742.
- [38] Liaw D C, Cheng C C, Liang Y W. Three-Dimensional Guidance Law for Landing on a Celestial Object[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2000, 23(5): 890-892.
- [39] Morgan D, Chung S J, Hadaegh F Y. Model Predictive Control of Swarms of Spacecraft Using Sequential Convex Programming[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2014, 37(6):1-16.

- [40] Li S, Cui P, Cui H. Autonomous navigation and guidance for landing on asteroids[J]. *Aerospace Science & Technology*, 2006, 10(3): 239-247.
- [41] AIAA. Robust Model Predictive Control with a Safety Mode: Applied to Small-Body Proximity Operations[C]. *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. 2008.
- [42] 崔平远, 朱圣英, 崔祜涛. 小天体自主软着陆脉冲机动控制方法研究[J]. *宇航学报*, 2008, 29(2): 127-132.
- [43] Lan Q, Li S, Yang J, et al. Finite-time soft landing on asteroids using nonsingular terminal sliding mode control[J]. *Transactions of the Institute of Measurement & Control*, 2014, 2015(1): 1-10.
- [44] Dunham W, Petersen C, Kolmanovsky I. Constrained control for soft landing on an asteroid with gravity model uncertainty[C]. *American Control Conference. IEEE*, 2016: 5842-5847.
- [45] Liao-Mcpherson D, Dunham W D, Kolmanovsky I. Model Predictive Control Strategies for Constrained Soft Landing on an Asteroid[C]. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*. 2016.
- [46] Eren U, Prach A, Koçer B B, et al. Model Predictive Control in Aerospace Systems: Current State and Opportunities[J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2017, 40(7): 1541-1566.
- [47] Kostova S, Imslund L, Ivanov I. Constrained model predictive control: stability and optimality[C]. *Prentice Hall*, 2015: 141-149.
- [48] 焦巍, 刘光斌. 非线性模型预测控制的智能算法综述[J]. *系统仿真学报*, 2008(24): 6581-6586.
- [49] Ali E. Heuristic on-line tuning for nonlinear model predictive controllers using fuzzy logic[J]. *Journal of Process Control*, 2003, 13(5): 383-396.
- [50] Huang X, Cui H, Cui P. An autonomous optical navigation and guidance for soft landing on asteroids[J]. *Acta Astronautica*, 2004, 54(10): 763-771.
- [51] Furfaro R, Cersosimo D, Wibben D R. Asteroid Precision Landing via Multiple Sliding Surfaces Guidance Techniques[J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2013, 36(4): 1075-1092.

- [52] Jewison C, Erwin R S, Saenz-Otero A. Model Predictive Control with Ellipsoid Obstacle Constraints for Spacecraft Rendezvous[J]. IFAC-PapersOnLine, 2015, 48(9):257-262.
- [53] Liu X, Lu P, Pan B. Survey of convex optimization for aerospace applications[J]. Astrodynamics, 2017, 1(1): 23-40.
- [54] Yang H, Bai X, Baoyin H. Rapid Trajectory Planning for Asteroid Landing with Thrust Magnitude Constraint[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2017.
- [55] Pinson R M. Autonomous optimal trajectory design employing convex optimization for powered descent on an asteroid[J]. 2016.
- [56] S. Di Cairano, Park H, Kolmanovsky I. Model Predictive Control approach for guidance of spacecraft rendezvous and proximity maneuvering[J]. International Journal of Robust & Nonlinear Control, 2012, 22(12): 1398-1427.
- [57] Weiss A, Kolmanovsky I, Baldwin M, et al. Model Predictive Control of three dimensional spacecraft relative motion[C]. American Control Conference. IEEE, 2012: 173-178.
- [58] Park H, Cairano S D, Kolmanovsky I. Linear Quadratic Model Predictive Control Approach to Spacecraft Rendezvous and Docking[C]. AAS-AIAA Spaceflight Mechanics. 2011.
- [59] Hartley E N, Trodden P A, Richards A G, et al. Model predictive control system design and implementation for spacecraft rendezvous[J]. Control Engineering Practice, 2012, 20(7): 695-713.
- [60] Dvijotham K, Fazel M, Todorov E. Universal Convexification via Risk-Aversion[J]. Eprint Arxiv, 2014.

攻读学位期间发表论文与研究成果清单