

哈爾濱工業大學

毕业设计（论文）

题 目 基于 EDT 原理清理太空垃圾
方案及轨道分析

专 业 飞行器设计与工程
学 号 1061810111
学 生 葛 霄
指 导 教 师 齐乃明
答 辩 日 期 2010 年 7 月 5 日

哈尔滨工业大学毕业设计（论文）评语

姓名: 葛霄 学号: 1061810111 专业: 飞行器设计与工程

毕业设计（论文）题目: 基于 EDT 原理清理太空垃圾方案及轨道分析

工作起止日期: 2010 年 3 月 1 日 起 2010 年 7 月 1 日止

指导教师对毕业设计（论文）进行情况，完成质量及评分意见:

指导教师签字: _____ 指导教师职称: _____

评阅人评阅意见:

评阅教师签字: _____ 评阅教师职称: _____

答辩委员会评语:

根据毕业设计（论文）的材料和学生的答辩情况，答辩委员会作出如下评定：

学生 _____ 毕业设计（论文）答辩成绩评定为：_____

对毕业设计（论文）的特殊评语:

答辩委员会主任（签字）: _____ 职称: _____

答辩委员会副主任（签字）: _____

答辩委员会委员（签字）: _____

年 月 日

哈尔滨工业大学毕业设计（论文）任务书

姓 名：葛霄 专 业：飞行器设计与工程 任务起至日期： 2010年3月1日 至 2010年7月1日	院 (系)：航天学院 班 级：0618202
毕业设计（论文）题目： 基于 EDT 原理清理太空垃圾方案及轨道分析	
立题的目的和意义： 地球轨道上卫星的数量与日俱增，人类的空间活动越来越频繁，人类活动制造的产物——太空垃圾(Space Debris)最终会引发对地球附近空间活动的严重影响。为了在日益繁忙的太空中保证航天器的安全运行的需求，对非合作目标的捕获及处理技术提出了很高的要求，诸如空间垃圾清除、故障航天器的在轨捕获、太空反卫、拦截等已成为航天技术发展所必须面对和解决的课题。可见，提出减少太空垃圾有效的方法非常重要。 EDT (Electrodynamic Tether)原理，即利用空间地磁场的电动力学发电系绳原理，对空间绳系系统应用于太空环境发电和提供推进力有着广阔的应用前景。 本课题来源于 CAST 创新基金项目，主要以解决太空垃圾清理的为研究背景，探讨基于绳系卫星 EDT 原理的清理/捕获太空垃圾的可行方案。	
技术要求与主要内容： 1) 提出一种清理捕获方案； 2) 分析目前太空垃圾分布情况； 3) 理解绳系卫星的系绳发电原理，及其应用背景和实现方案； 4) 分析空间环境的不同轨道和轨道参数下，系绳工作的情况； 5) 提出一种可行的捕获策略。	

进度安排:

- 1) 3.1~3.29 查阅论文相关资料，
整理相关研究方案的资料，
编写开题报告；
- 2) 3.29~4.30 分析绳系卫星发电原理和开展轨道研究；
- 3) 5.1~6.15 开展理论分析，并进行数学仿真，
完成捕获策略的设计和分析，
毕业设计结论分析；
- 4) 6.16~7.1 撰写毕业论文，准备答辩，
翻译英文资料。

同组设计者及分工:

无

指导教师签字_____

年 月 日

教研室主任意见:

教研室主任签字_____

年 月 日

摘 要

太空垃圾对在轨运行的航天器已经成为不容忽视的重大安全隐患，研究清理太空垃圾的方法成为当今各国研究的热点。空间绳系系统是当代空间技术的一个新领域。EDT(Electrodynamic Tether)原理，即电动力学发电系绳原理，在太空环境发电和提供推进力等方面有着广阔的应用前景。

本课题来源于CAST创新基金项目，主要以解决太空垃圾的清理为研究背景，探讨基于绳系卫星EDT原理的清理/捕获太空垃圾的可行方案，分析EDT在轨工作情况。

本文回顾了太空垃圾的研究、绳系卫星研究发展概况；分析了太空环境中对绳系卫星有影响的各种环境因素；建立了精确的地磁场模型；给出了等离子体密度模型及其计算方法；分析了太空垃圾的分布，并给出了系统工作的轨道参数。

在分析、借鉴国外研究资料的基础上，基于EDT原理，提出了一种采用绳系卫星清理/捕获太空垃圾的方案；建立了绳系系统的简化模型和弹性模型；并对系绳稳定平衡与控制问题做了初步分析。

初步提出了一种可行的捕获策略，并进行了理论分析。

最后，基于所建的理论模型进行仿真分析。计算了不同轨道参数下系统的电流、洛伦兹力、位置等。并通过仿真实验证了所设计的捕获策略的有效性。

关键词：太空垃圾清理；EDT 原理；空间环境；系绳模型；捕获策略；Matlab 仿真

Abstract

There are growing concerns that the accumulation of space debris is leading to significant threats to on-orbit spacecrafts. It is urgent for the researches of effective mitigation measures of space debris. Space Tethered System has explored a new area for the development of Space Technology. EDT (Electrodynamic Tether) Technology has extensive prospects in application of power-supply in space and providing thrust for satellites.

Based on the CAST Innovation Fund Project, a reasonable and effective debris removal measure, which is the use of EDT as orbital transfer system for deorbiting space debris, is discussed and explored. EDT performance is also analyzed.

Researches of space debris and tethered satellite are summarized. Space environment which mainly concerns with tethered satellite is analyzed, precise geomagnetic field model is established, plasma density model is put forward and the distribution of space debris is analyzed so as to provide orbit parameters.

Based on EDT principles and the analysis of relative foreign researches, a plan for debris removal with tethered satellite is put forward. A simple tether model and a flexible tether model are established. Moreover, the stability and balance of tether performance and the control of tether are discussed preliminarily.

A removal strategy is proposed and theoretical analysis is performed.

Finally, numerical simulation analysis is performed based on established theoretical models. Current, Lorenz force, position, etc. are computed with different orbital parameters. The feasibility of designed removal strategy is proved by simulation results.

Keywords: Space debris Removal, EDT Principle, Space Environment, Tether Model, Removal Strategy, Simulation with Matlab

目 录

摘 要.....	I
Abstract.....	II
第 1 章 绪论.....	1
1.1 课题背景和意义.....	1
1.2 太空垃圾综述.....	1
1.2.1 太空垃圾概述.....	1
1.2.2 地球空间环境特征.....	3
1.2.3 太空垃圾应对策略.....	4
1.2.4 国外太空垃圾应对的研究现状.....	5
1.2.5 国内太空垃圾应对的研究现状.....	6
1.3 绳系卫星综述.....	6
1.3.1 绳系卫星概念.....	6
1.3.2 绳系卫星特性.....	7
1.3.3 绳系卫星应用和实例.....	8
1.3.4 绳系卫星清理太空垃圾的可行性.....	10
1.4 论文的主要研究内容.....	10
第 2 章 空间环境和太空垃圾分布研究.....	12
2.1 引言.....	12
2.2 空间环境分析.....	12
2.2.1 地磁场.....	12
2.2.2 等离子体密度.....	14
2.2.3 大气密度和重力.....	16
2.3 太空垃圾分布研究.....	17
2.3.1 太空垃圾分布研究的意义.....	17
2.3.2 太空垃圾分布研究.....	17
2.4 本章小结.....	19
第 3 章 捕获方案分析.....	20
3.1 引言.....	20
3.2 卫星轨道运动模型.....	20
3.2.1 轨道六根数.....	20
3.2.2 坐标变换.....	21
3.2.3 轨道运动学模型.....	21

3.3 EDT 原理.....	22
3.3.1EDT 系统组成.....	22
3.3.2EDT 原理.....	23
3.4 基于 EDT 原理的绳系卫星捕获方案研究.....	24
3.4.1 方案概述.....	24
3.4.2 捕获方案研究设计.....	27
3.5 系绳发电模型建立.....	29
3.5.1 简化模型.....	29
3.5.2 弹性模型.....	31
3.6 系绳稳定平衡与控制问题研究.....	33
3.7 本章小结.....	34
第 4 章 太空垃圾的捕获策略初步研究.....	35
4.1 引言.....	35
4.2 捕获策略的研究.....	35
4.2.1 释放系绳策略研究.....	35
4.2.3 相对运动和导引控制率.....	36
4.3 本章小结.....	38
第 5 章 仿真结果与分析.....	39
5.1 引言.....	39
5.2 发电系绳在轨工作仿真分析.....	39
5.2.1 简化模型.....	39
5.2.2 弹性模型.....	44
5.3 捕获策略仿真分析.....	51
5.3.1 卫星追踪太空垃圾捕获仿真分析.....	51
5.3.2 释放子星的误差控制仿真.....	52
5.4 本章小结.....	53
结 论.....	54
参考文献.....	55
致 谢.....	57
附录 1 英文资料翻译.....	58
附录 2 英文资料翻译(原文).....	66
附录 3 经过施密特近似标准化之后高斯系数表.....	74

第1章 绪论

1.1 课题背景和意义

为了在日益繁忙的太空中保证航天器的安全运行的需求，对非合作目标的捕获及处理技术提出了很高的要求，诸如空间垃圾清除、故障航天器的在轨捕获、太空反卫、拦截等已成为航天技术发展所必须面对和解决的课题。地球轨道上卫星的数量与日俱增，人类的空间活动越来越频繁，人类活动制造的产物——太空垃圾(又称空间碎片，Space Debris)最终会引发对地球附近空间活动的严重影响。而太空垃圾的自然减少需要一个相当长的时间^[1]。可见，提出减少太空垃圾有效的方法非常重要。

EDT (Electrodynamic Tether)原理，即利用空间地磁场的电动力学发电系绳原理，对空间绳系系统应用于太空环境发电和提供推进力有着广阔的应用前景。

本课题来源于CAST创新基金项目，主要以解决太空垃圾的清理为研究背景，探讨基于绳系卫星EDT原理的清理/捕获太空垃圾的可行方案，分析EDT在轨工作情况。

1.2 太空垃圾综述

1.2.1 太空垃圾概述

太空垃圾是位于地球轨道上或重返大气层的非功能性人造物体，主要包括废弃的人造卫星、火箭脱离的装置及燃烧残骸、航天器有意释放的碎片、航天器分解后产生的碎片以及空间碎片碰撞产生的碎片等^[2]。1993年国际上成立了机构间空间碎片协调委员会(IADC, Inter-Agency Space Debris Coordination Committee)，加强了有关国家的航天局、空间研究中心之间关于空间碎片学术交流与合作，提出了缓减空间碎片的措施与建议。NASA(美国航天航空局)、ESA(欧洲航天局)及NASDA(日本宇宙开发署)等航天机构已提出了各自的空间碎片缓减指南、缓减手册或缓减标准^[3,4]。摘自文献[5]中的表1.1阐释了太空垃圾的来源。

表1.1 太空垃圾来源

主要种类	原因	碎片来源
任务相关物体(在任务运行期间释放的部件)	设计成要释放的物体	操作性碎片(紧固件、盖子、导线)
		试验中释放的物体(针状物、球状物等)
		试验后将予割断的系绳
		其他(在回收进空间站前释放的物体等)
	无意释放的物体	退化后剥落的漆块和防护层
		被碎片割断的系绳
		回收空间站前处于安全保障而释放的物体
		密度大的液体(核动力系统泄露的液体等)
		含有铝添加剂的固体发动机燃烧后的熔渣
在轨解体	故意破坏	科学或军事实验中的破坏(包括自毁、故意撞击等)
		再入前为尽量减少地面灾害而实施的结构性分解
		为确保星上装置和数据的保密性而实施的破坏
在轨解体	意外解体	故障引起的爆炸
		指令爆炸系统造成的高强度爆炸
		剩余推进剂、蓄电池等引起的低强度爆炸
	在轨撞击	同编目物体撞击后产生的碎片
		同未编目粒子撞击后产生的碎片
结束任务的空间系统		留在GEO、GTO、LEO和HEO的系统

根据美国宇航局的统计，随着人类探索、开发和利用外层空间的深入，越来越多的航天器被送入太空。目前地球轨道上有大约4000个运行中或报废的人造卫星和火箭残体，此外还有大约6000个可以看到并跟踪到的太空垃圾碎片；而直径超过1厘米的太空垃圾，更多达20万个^[6]。绝大部分的太空垃圾处于高度低于2000km的近地轨道，它们绕地球旋转的速度通常为7~8km/s，而太空垃圾与航天器的平均撞击速度约10 km/s，最高可达16km/s。运行在地球轨道上的这些物体无时无刻不对卫星本身、航天飞机以及国际空间站的安全构成威胁^[2]。

大量太空垃圾对现役航天器形成的威胁越来越大。1983年，美国航天飞机“挑战者”号与一块直径0.2mm的涂料剥离物相撞，导致舷窗被损，只好停止飞行。苏联的“礼炮-7”号轨道站也多次被此类“尘埃”损坏。1986年，“阿丽亚娜”号火箭进入轨道之后不久便爆炸，产生564块10cm大小的残骸和2300块小碎片，这枚火箭的残骸使两颗日本通信卫星“命赴黄泉”^[3]。在1996年，法国“西雷斯”(CERISE)卫星就曾被10年前法国火箭爆炸后产生的一块碎片击中。这就是一起典型的太空垃圾“宇宙交通肇事案”。2009年2月10日，美国“铱33”卫星与退役的俄罗斯“宇宙2251”卫星的当空相撞成为历史上首次卫星相撞事件。美国NASA约翰逊太空中心(Johnson Space Center)轨道残骸计划办公署的计划主管尼古拉斯·约翰逊(Nicholas Johnson)介绍：“一颗10克质量的太空垃圾撞击航天器时，它的撞击效果就和质量1300千克、时速100千米的汽车撞击效果一样，后果是灾难性的。”

1.2.2 地球空间环境特征

表1.2 四种轨道上各种环境参数对航天器的影响^[7]

环境条件	低轨道 100~1000km	中轨道 1000~10000km	地球同步轨道 36000km	行星际飞行轨 道
中性大气	阻力对轨道影响严重， 原子氧对表面腐蚀严重	没有影响	没有影响	没有影响
等离子体	影响通信，电源泄露	影响微弱	充电问题严重	影响微弱
高能带电 粒子	辐射带南大西洋异常区 和高纬地区宇宙线诱发 单粒子事件	辐射带和宇宙线 的剂量效应和单 粒子事件效应严 重	宇宙线的剂量效 应和单粒子事件 效应严重	宇宙线的剂量 效应和单粒子 事件效应严重
磁场	磁力矩对姿态影响严 重，磁场可作为姿态测 量参考系	磁力矩对姿态有 影响	影响微弱	没有影响
太阳电磁 辐射	对表面材料性能有影响	对表面材料性能 有影响	对表面材料性能 有影响	对表面材料性 能有影响
地球大气 反照和射 出辐射	对航天器辐射收支有影 响	影响微弱	没有影响	没有影响
流星体	有低碰撞概率	有低碰撞概率	有低碰撞概率	有低碰撞概率

表 1.2(续表)

环境条件	低轨道 100~1000km	中轨道 1000~10000km	地球同步轨道 36000km	行星际飞行轨道
空间碎片	碰撞概率最大区-机械损伤较严重	低碰撞概率-机械损伤	碰撞概率较大-机械损伤较严重	无影响

宇宙空间充满了各种形态的物质：中性气体、电离气体、等离子体和各种能量的带电粒子；引力场、磁场和电场；各种波长的电磁辐射(从能量极高的 γ 射线到频率极低的电磁波)。它们都具有十分复杂的空间结构和随时间变化的特征，在近地空间可以划分为高层大气、电离层、磁层、等离子体层、辐射带等主要区域。在磁层以外更远的空间则是由太阳风和行星际磁场构成的日层，已经在其中运行的行星、小行星、彗星等^[8]。在不同高度轨道上的影响因素也不尽相同。

空间环境对于太空垃圾的影响也对捕获太空垃圾有很重要的参考价值。了解不同轨道上的空间环境对于清理/捕获卫星的工作条件、捕获太空垃圾的难度以及太空垃圾的分布特性有很大帮助。利用空间环境中的磁场和等离子体环境，为绳系卫星发电技术提供保障，也是本课题的研究关键。此外，低轨道的大气环境是太空垃圾再入的基本环境，了解大气环境特征对太空垃圾再入的时间和清理的可靠性十分重要。所以，了解空间环境的特性是研究利用 EDT 原理清理太空垃圾的重要一步。

1.2.3 太空垃圾应对策略

20世纪70年代末美国科学家就注意到太空垃圾的数量将急剧增长，与太空垃圾的碰撞几率和飞行体的面积成正比。从80年代初太空垃圾的研究工作就蓬勃发展起来了。各国都投入了很大力量来研究太空碎片。对于在轨航天器的防护，由于毫米级和微米级的空间小碎片体积太小并且数量太多，无法逐个测量它们的轨道，航天器无法实施机动策略躲避其撞击，只能采取对航天器进行防护设计的方法。文献[2]指出，防护设计的途径有三条：一是“增强体力”，即通过优选表面材料、改变结构和增加厚度来提高航天器抵御太空垃圾撞击的能力；二是“戴盔穿甲”，在航天器外面增加屏障，降低太空垃圾对航天器的撞击损害；三是“互相遮挡、保护弱者”，将娇弱经不起撞击的关键部件安置在“避风港湾”之处。

太空垃圾大多数来源于(废弃)卫星的当空碰撞，所以废弃卫星的回收是首选解决太空垃圾的方案。对于废弃的卫星，如果想办法再收回来，要耗费很大的代价。

文献[5]总结了各国科学家的设想，包括：激光发射器、金属细丝、太空垃圾收集车、定位跟踪、“自杀卫星”和“空间工友”等想法，其中后四条的理念都是希望通过发射清理/捕获卫星，进行在轨捕获，然后销毁太空垃圾。PMD(Postmission Disposal)被认为是最有效地限制未来轨道垃圾数量的方法：将结束任务后的航天器的轨道寿命限制在25年内，发射后的火箭本体或退役航天器被移至低轨道(LEO)的25年衰退轨道或者储存轨道(2000km高度以上)，从而减少LEO的太空垃圾密度。25年衰退轨道是由NASA/NASDA/ESA提出的安全标准的期限。文献[9]通过在轨试验证明了PMD方案的有效性。然而，这个方案还不足以减缓空间环境的恶化，在轨捕获大型垃圾物体是很必要的^[10]。

1.2.4 国外太空垃圾应对的研究现状

近年来，在轨捕获(On-Orbit Capture)技术蓬勃发展，它是指在有人或者无人参与的情况下完成对在轨目标抓捕的过程。美国70年代曾多次以航天飞机为作业平台，完成了对故障卫星的抓捕与回收。利用电动力缆绳使废弃卫星离轨的思想最初是由美国NASA约翰逊太空中心的Joseph P. Loftus在1996年提出的。最初的分析结果由Robert L. Forward在1996年公布。而根据1995年TSS-1R项目中试验数据的显示，该方案存在着一定的客观依据。此后NASA又专门设立了一个名为ProSEDS(Propulsion Small Expendable Tether Deployer System)的项目，用于该方案的试验验证。与此同时，还推出了该项目的商业版本产品，即称为Terminator Tether的电动力缆绳装置，用于微小卫星在任务末期的离轨。随着宇航技术的不断发展，特别是近几年来空间机器人技术的快速发展，许多国家开始研制具备在轨捕获能力的自主智能空间机器人系统。较为典型的空间机器人系统包括日本的ETS-VII以及美国的轨道快车(Orbital Express)系统。2007年3月8日，美国“宇宙神”5型火箭采取“一箭多星”的方式携带“轨道快车”先期技术验证装置从佛罗里达州卡纳维拉尔角发射升空，开始了为期4个月的自主交会和停靠能力验证试验。“轨道快车”系统由两颗卫星组成，一颗是作为维修卫星的波音公司“自主空间传送机器人轨道器”(Autonomous Space Transport Robotic Orbiter, ASTRO)，另一颗是鲍尔宇航公司替代下一代耐用卫星(NEXT generation serviceable Satellite, NEXTSat)进行试验的客户卫星。但目前上述系统均以刚性的机械臂作为捕获手段，且捕获目标为合作目标，相对于未来非合作目标的在轨捕获任务，刚性机械臂难以适应^[11]。近年来，取代机械臂的柔性飞网(Tether Net)的研究也发展起来，柔性飞网更适用于对非合作目标的捕获，具有很大的发展前景^[12]。俄罗斯“能源”火箭航天企业总

裁维塔利·洛波塔预计，2020年前世界太空垃圾清理市场规模将达到30亿美元，该企业正在研制一种核动力太空清洁船，以解决日益严峻的太空垃圾问题，并占领世界太空垃圾清理市场。该集团研发的太空清洁船构想图由核动力装置驱动，可在无人驾驶状态下长期自动作业。它携有容量巨大的太空垃圾收集仓和加工处理系统，能将太空垃圾拖拽到安全状态，或用高温技术将其完全毁化。

1.2.5 国内太空垃圾应对的研究现状

我国对太空垃圾的问题也一向非常重视。出于对复杂的太空垃圾问题进行深入研究的需要，1993年在联合国和平利用外层空间委员会的支持下，由美国、俄国、日本、欧空局发起的机构间空间碎片协调委员会(IADC)正式成立。该组织目前有9个成员国，我国于1995年加入该组织^[1]。早在上世纪90年代初，中国就组建了一支从事太空垃圾研究的队伍，成功开发出长征四号乙火箭末级剩余推进剂排放系统，解决了火箭入轨后第三子级“钝化”问题，避免了因自身爆炸产生太空垃圾情况的出现。自2000年以来，中国航天科技集团公司一院、五院、八院及中国科学院等各方面科技工作者通过努力，又完成了部分基础设施的建设，使我国具备了参加国际太空垃圾联测的能力，还自主研发出太空垃圾撞击风险评估软件包等。

随着空间垃圾问题的日益严重，国内专家对此给予了很多的关注。于绍华和杨林娜以距离速率控制算法和全方位距离速率控制算法为基础构造的三种末端交会控制模式具有普遍的应用意义，适用于多种交会任务，包括在大椭圆轨道上的飞船交会；邓子辰、程龙等研究了空间拦截问题；王颖等研究了空间交会停靠方法；朱仁璋对绳系卫星、航天器交会对接总体设计方面的问题开展了深入的研究；唐国金等系统阐述了交会对接任务规划的问题建模、求解理论、算法模型和规划软件等；王跃峰等开展了太空垃圾碰撞预警及轨道规避策略。但国内的研究方向主要集中于卫星防护方面，对空间垃圾清理及空间攻防技术的研究起步较晚。然而，由于空间垃圾对卫星存在有巨大的威胁，因此开展空间垃圾清理的研究就显得尤为重要。

1.3 绳系卫星综述

1.3.1 绳系卫星概念

空间绳系系统(Tether System)是指两个或者多个航天器用柔性绳连接在一起构成的空间系统。最典型的空间绳系系统是由母星、系绳、子星组成。该概念由意

大利天文学家 Colombo 在 1974 年提出。80 年代末期，空间系绳进入了空间飞行与应用试验阶段，与此同时，高性能的小型化卫星也开始汇入航天活动的主流。现代小卫星不仅轻小，且性能好，适用于绳系系统的子星。空间绳系技术更多独特的应用价值被发现，其中包括：利用子星远离母星而不受到辐射及电磁干扰的优越条件，进行其它条件下无法完成或者不适宜完成的科学试验(比如重力梯度试验、高空电离层试验、空气热力学试验、外层大气科学的研究以及辐射天文学试验等)；利用绳系释放有效载荷以及空间有效载荷的回收与废物处理；利用绳系系统可以随意控制的微重力环境，进行太空生产；利用电动力学系绳发电；利用绳系进行能量与物质的传送等等。绳系卫星系统的运动包括展开(Deployment)、状态维持(Station-keeping)、回收(Retrieval)、剪断(Cut-off)等形式^[13, 14]。

从太空垃圾的综述中，可以发现，目前具有很大应用前景的清理/捕获卫星对于太空垃圾捕获有很大的研究空间。本课题在此基础上采用了基于 EDT 原理的绳系卫星的概念，进行探讨研究，主要工作形式是：导电缆绳以轨道速度在地球磁场中运动产生的洛伦兹力，就是缆绳的电动力拉力。如果仅靠大气阻力进行离轨，废弃航天器离开它的轨道可能需要成百上千年的时间，而采用了电动力缆绳离轨系统，只用几个星期或几个月的时间就可完成离轨。并且，由于绳系卫星的可以不通过推进剂进行升降轨，节约了能量、充分利用了地磁场能源。

1.3.2 绳系卫星特性

由于绳系卫星系统是一个柔性、大尺度系统，故给空间运动中的卫星系统带来一些独特的特性，也可能带来复杂的振动、天平动、系绳受力不均等问题。同时，由于系绳的轻质量和柔性特性，故系统的姿态运动容易受到一些外界因素的作用，包括重力梯度力、大气阻力、地球轨道偏心率、轨道倾角、控制作用以及其它微弱作用及小几率干扰，如宇宙辐射、热周期变化、臭氧、雷电干扰、陨星体及宇宙碎片流等等。

总体来说，绳系卫星系统与传统航天器相比有以下特性^[14, 15]：

- 1) 空间分布特性：绳系系统是一个多维、大尺度、柔性、能量耗散系统。由于柔性系绳的结构特征，绳系卫星能够构成以母星、系绳和子星为整体的分布在公里量级的范围。因此可以利用这一特性延长操作机构的作用距离，将操作机构放置到需要的位置。绳系系统的主体可以在比较远的距离外通过系绳向目标释放一定的终端操作机构，利用该机构来实施对目标的捕获，主体在安全范围之外通过系绳对捕获的过程进行监控，然后通过收拢系绳，来实现主体与目标物

的对接和停靠。

- 2) 重力梯度特性：绳系系统的对地定向性。重力是作用在物体上的地球引力和惯性离心力的合力，由于这两个力均与航天器离地心的距离有关，因而重力随地心距变化，形成重力梯度。绳系卫星系统作轨道运动时，系绳沿当地垂线方向指向地心，当地垂线方向是绳系系统的稳定平衡位置，这是重力梯度的作用结果。重力梯度概念包括重力梯度力与重力梯度力矩两方面。由于系绳的长度，可以显著的突出重力梯度的作用效果，可以有效的产生人工重力。
- 3) 动量交换特性：连接在系绳两端的航天器在分离运动的过程中由于受到系绳张力的影响，存在动量的交换，这种动量交换的效果，同系绳的长度有直接的关系。空间绳系系统的动量交换特性可以用来进行航天器的变轨和有效载荷的空间投放等。
- 4) 系统旋转特性：由于系绳的长度，可以显著的放大系统整体旋转所带来的对人工重力的影响，系统的旋转特性也可以增大动量交换的效果。
- 5) 电动力学特性：当系绳由导电材料构成时，系绳的长度还能使得导电系绳同地球的微弱磁场、电离层的作用效果更为明显，这类效应可以用于发电或者提供推进力。

目前利用这些特性提出的绳系系统在空间技术中的应用有很多，如空间绳系机动技术、绳系捕获与停靠技术、绳系编队飞行技术、绳系电动推进技术等等。其中空间绳系机动技术包括绳系空间投放和轨道转移技术，它主要利用绳系系统的动量交换特性，来实现子星的变轨和有效载荷的空间投放，绳系系统还可以利用其旋转特性来增大动量交换的效果。绳系捕获与停靠技术是一种新的空间交会对接技术，它主要就是利用绳系系统的空间分布特性，通过数十米甚至数千米长系绳连接的捕获/停靠终端器去接近目标航天器，使得主星能在很远距离之外完成对目标的捕获，实现交会对接，可以有效地避免碰撞，提高安全性。绳系捕获与停靠技术特别适用于高难度的对非合作目标的捕获。

1.3.3 绳系卫星应用和实例

对于绳系卫星的研究，国外已有很多相关的研究和实践经验。俄罗斯、美国、意大利和日本在这方面的研究成果较多。如 1989 年俄罗斯的系统-1、系统-1A 和系统-2 系统，1993 年和 1994 年美国 SEDS-1、PMG 与 SEDS-2 的飞行试验，1996 年美国 TiPS 实验装置进入轨道。国内绳系卫星的研究尚处于理论阶段，方案设计和应用还需探索研究。

美国的动量交换/电动推进绳系技术(MXER)原理如图 1.1 所示, 绳系系统在预定轨道运行并绕其质心旋转。绳索端头的捕捉器运动至轨道近地点时, 抓取在地球近地轨道飞行的载荷, 旋转半周后, 释放并投掷载荷进入高能量轨道。随后, 利用电动系绳推进系统使其恢复到原运行轨道, 进行下次载荷抓取投掷。反之, 使用该技术也可将载荷(如在其它星球上采集的样品舱)送回到地球^[15]。图 1.2 所示的是 MXER 的 GRASP 绳/网捕获机构。在该技术中, 提出了利用绳系飞网来完成其他技术手段难以完成的空间捕获任务, 系统通过系绳释放终端器去接近目标物, 当两者的位置关系达到要求时, 终端器张开绳网捕捉目标物, 并收拢网口完成对目标的捕获, 使用绳网的好处是使得捕获有一定容错能力。

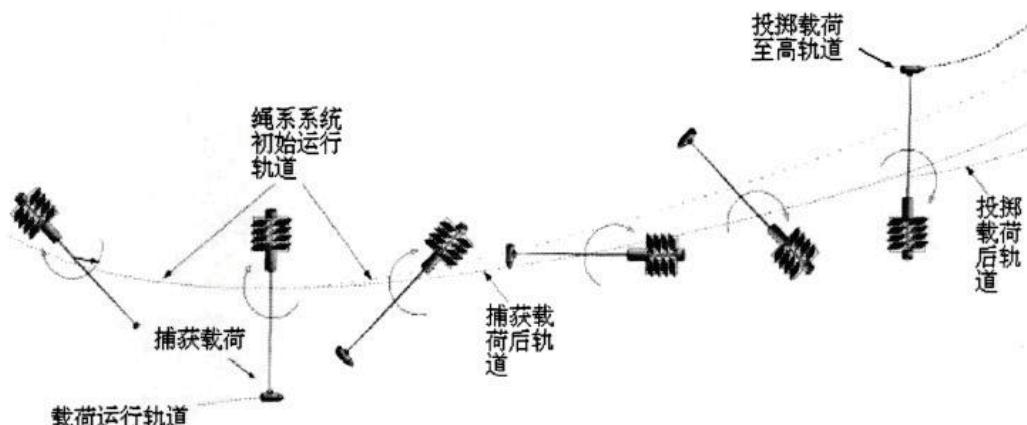


图 1.1 动量交换绳系系统

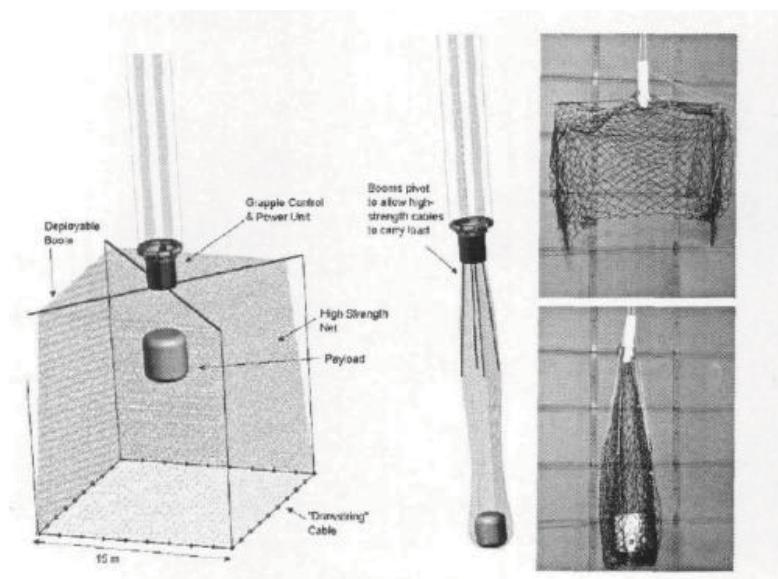


图 1.2 GRASP 绳/网捕获机构

1.3.4 绳系卫星清理太空垃圾的可行性

发电系绳的绳系卫星在清理/捕获太空垃圾的可行性值得深入探讨。基于 EDT 原理清理太空垃圾的优点和风险性在文献[16]中有详细的阐述论证。由于绳系卫星的是通过系绳工作，小直径的系绳很有可能被轨道上的垃圾或者陨石破坏，系绳工作的可靠性令人担忧；而且，系绳产生的推进力大小及其方向依赖于当地磁场方向和系绳的方向，系统的系绳是否能够在太空环境中产生适合的稳定洛伦兹力使系统稳定运行值得探讨；非合作目标的轨道参数和姿态参数的可测性以及其外形的不规则性对绳系卫星与太空垃圾交会的方法成为另一个难题；此外，绳系卫星系统是否是一个具有成本效益的清理太空垃圾的方案。这些问题都需要进一步研究。文献[17]的作者对其中一些问题进行了分析讨论，并进行了仿真实验，肯定了发电系绳的绳系卫星能够提供一个快速安全并且经济的清理太空垃圾的方法。日本 JAXA 也在太空垃圾可行性的问题上作了很多分析阐述。从大量参考文献的理论和实验结论，可以看出，利用 EDT 原理清理太空垃圾的方案是可行的。利用绳系卫星清理太空垃圾将是一个具有很大前景的方案。本毕业论文将对其中一些问题进行研究讨论，做出相应分析。

1.4 论文的主要研究内容

本课题“基于 EDT 原理清理太空垃圾的方案及轨道分析”的研究任务如下：

- 1) 分析目前太空垃圾分布情况；
- 2) 提出一种清理捕获方案；
- 3) 理解绳系卫星的系绳发电原理，及其应用背景和实现方案；
- 4) 分析空间环境的不同轨道和轨道参数下，系绳工作的情况；
- 5) 提出一种可行的捕获策略。

论文的主要结构安排如下：

第1章 绪论

本章对课题相关背景——即太空垃圾的现状和基于 EDT 原理的绳系卫星——进行了综述，明确了论文研究的目的和意义，确定了论文研究的主要内容。

第2章 空间环境和太空垃圾分布研究

本章分析了地磁场的分布和计算模型、等离子密度的分布和计算模型以及大气密度和地球重力势能的计算模型，并且给出太空垃圾分布情况，为绳系卫星工作的轨道参数打下基础。

第3章 捕获方案和发电系绳在轨工作研究

本章提出一种卫星系统对太空垃圾的初步清理/捕获方案，系统地介绍了轨道动力学基础理论、绳系卫星系统的系绳发电原理，建立了绳系系统的简化模型和精确模型，对发电系绳在轨工作的平衡和稳定进一步分析。

第4章 太空垃圾的捕获策略研究

本章基于国外对卫星与太空垃圾交会时捕获策略的研究，提出了一种可行的捕获策略，进行了理论分析。

第5章 仿真结果与分析

本章对各个模型进行了仿真，得出了相应的结果，并进行了比较和详细的分析。

第2章 空间环境和太空垃圾分布研究

2.1 引言

绳系卫星系绳发电的实现背景是地球周围的空间环境。系绳发电需要涉及到地磁场的计算模型、等离子体分布的计算模型、空间大气密度和重力势能的计算模型。本章详细给出以上计算模型的研究结论。此外，通过查阅相关资料，整理出目前地球周围太空垃圾的分布情况。太空垃圾的轨道分布由 NORAD(北美空防司令部)的地面雷达和光学望远镜观测得到，其轨道参数以 TLE(Two Line Elements)或者 SSR(Satellite Situation Report)的形式发表^[18]。这些数据含有一定的观测和传输误差。通过分析太空垃圾的分布和轨道参数，确定清理捕获垃圾的可行性，从而确定清理/捕获卫星工作的主要区域和设计的方案中可能遇到的实际问题。

2.2 空间环境分析

2.2.1 地磁场

绳系卫星的系绳发电原理基于地球附近的地磁场使导电系绳产生电流和洛伦兹力，从而实现卫星系统的降轨。地磁场与地球关系的示意图 2.1 如下图所示，磁场大小随着轨道高度增大而减小，与地心的距离的三次方成反比。有关地磁场模型的概述和建立在文献[15]、[19]中都有详细的讨论。

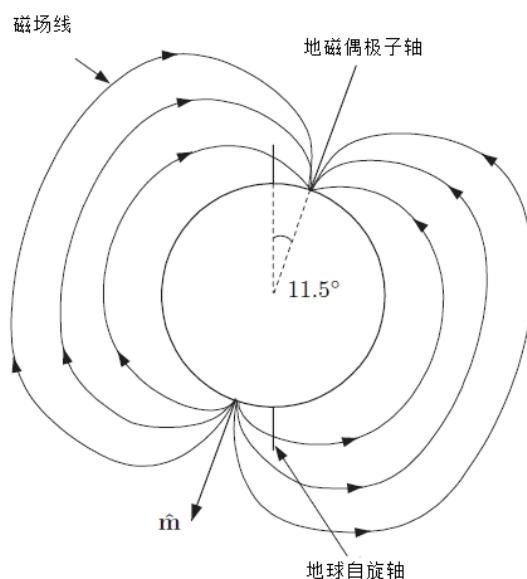


图 2.1 地磁场和地球之间关系示意图

1999 年测得地球自旋轴与地磁偶极子轴之间夹角约为 11.5° , 每年约漂移 0.2° 。接近地面的磁场大小从赤道附近的 30000nT 变化到接近地极的 60000nT 。真实的地磁场偶极子轴并不完全与地心重合。

目前一种国际普遍认可的地球磁场模型是由 IAGA(International Association of Geomagnetism and Aeronomy)组织提出的 IGRF(International Geomagnetic Reference Field)模型, 其核心是每五年更新的一系列高斯系数 g_n^m 和 h_n^m 。本文所采用的地球磁场模型是根据 IGRF2000 的原理和数据编录在 Matlab/M-file 中建立了磁场模型。

根据 IGRF 依据的磁感应强度公式

$$\begin{aligned} B_r &= \frac{-\partial V}{\partial r} = \sum_{n=1}^k \left(\frac{a}{r}\right)^{n+2} (n+1) \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\phi + h_n^m \sin m\phi) P_n^m(\theta) \\ B_\theta &= \frac{-1}{r} \frac{\partial V}{\partial r} = - \sum_{n=1}^k \left(\frac{a}{r}\right)^{n+2} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\phi + h_n^m \sin m\phi) \frac{\partial P_n^m(\theta)}{\partial \theta} \\ B_\phi &= \frac{-1}{r \sin \theta} \frac{\partial V}{\partial \phi} = \frac{-1}{\sin \theta} \sum_{n=1}^k \left(\frac{a}{r}\right)^{n+2} \sum_{m=0}^n m(-g_n^m \sin m\phi + h_n^m \cos m\phi) P_n^m(\theta) \end{aligned} \quad (2-1)$$

式中 r 、 θ 、 ϕ ——分别是磁场半径、 90° -纬度值、经度值, $^\circ$;

B_r 、 B_θ 、 B_ϕ ——分别是半径方向、纬度反方向和经度方向的磁感应强度, T;

g_n^m 、 h_n^m ——高斯系数;

V ——标量势能(scalar potential);

$P_n^m(\theta)$ ——标准 Legendre 多项式的解。

标准 Legendre 多项式的解如下

$$P_n(\theta) = \frac{1}{2^n n!} \left(\frac{d}{d\theta}\right)^n (\theta^2 - 1)^n \quad (2-2)$$

$$P_{n,m}(\theta) = (1 - \theta^2)^{\frac{1}{2m}} \frac{dm}{d\theta^m} (P_n(\theta)) \quad (2-3)$$

经修正后可得:

$$P_n^m(\theta) = \left[\frac{2(n-m)!}{(n+m)!} \right]^{1/2} P_{n,m}(\theta) \quad (2-4)$$

高斯系数 g_n^m 和 h_n^m 经过施密特近似标准化之后的系数表见附录 3。

此外, 为了方便应用, 磁感应强度在地心惯性坐标系中的分量转化方程如下

$$\begin{aligned} B_x &= (B_r \cos \theta + B_\theta \sin \theta) \cos \alpha - B_\phi \sin \alpha \\ B_y &= (B_r \cos \theta + B_\theta \sin \theta) \sin \alpha + B_\phi \cos \alpha \\ B_z &= (B_r \sin \theta + B_\theta \cos \theta) \end{aligned} \quad (2-5)$$

式中 θ —— 90° -纬度值, $^\circ$;

α ——当地恒心时(用角度来划分, $^\circ$)。

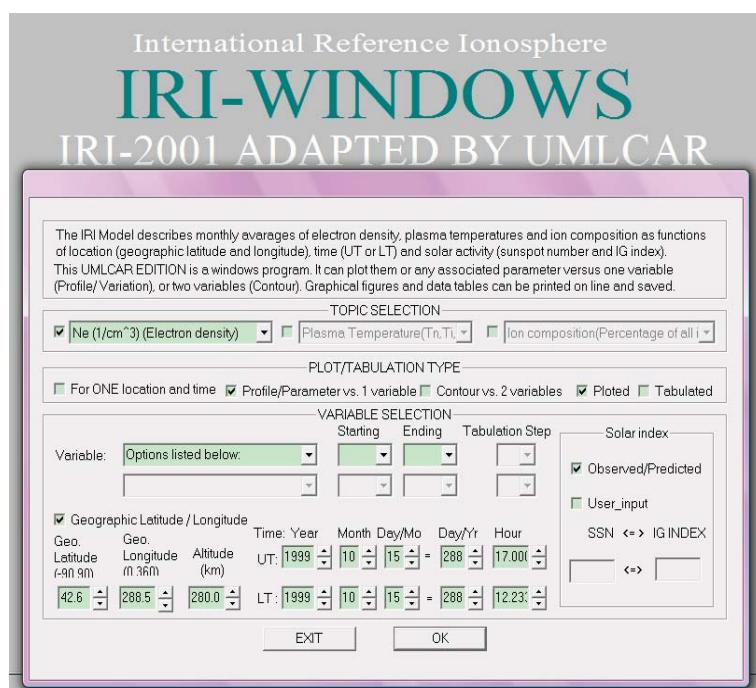
在 Matlab 中用 M 文件进行仿真计算，提供经纬度、轨道高度以及距离 2000 年的时间便可计算出当地的磁场大小。经过仿真计算出的磁场大小与实测结果的一致。

在高轨道倾角时，卫星的轨道运动和地磁场的相对运动几何关系不是很乐观，并且等离子体密度也相对较小。故预测二者相互作用产生的推进力效果也不明显。具体分析在仿真结果中说明。

2.2.2 等离子体密度

系绳发电原理是基于导电系绳和等离子体空间环境为媒介产生电流的。等离子体的密度、频率等等对系绳发电原理的研究有着重要作用。等离子体环境影响电流回路能否平缓运转(从而影响洛伦兹力的波动、绳系卫星在轨的姿态)、电流回路中介质的电阻大小等等。综上所述，等离子体模型的研究对研究系绳发电原理很重要。

由于毕业设计建立模型的要求无法达到十分精确，所以考虑采用 IRI(International Reference Ionosphere)2001 模型或者 IRI2007 模型计算等离子体密度。利用文献[20]中给出的电流的公式计算系绳电流。IRI2001 模型有 NASA 提供的独立的 IRI_20~1.EXE 文件，IRI2007 模型没有独立的运行软件，二者都可以通过 NASA 官网运算。等离子体密度数据的采集是根据输入经纬度、轨道高度以及距离 2001 或 2007 年的时间得到。但 IRI-2001 不能计算 2007 年以后的数据。



Virtual Ionosphere, Thermosphere, Mesosphere Observatory (VITMO)
International Reference Ionosphere - IRI-2007

This page enables the computation and plotting of IRI parameters: electron and ion (O_+ , H_+ , Het , O_2^+ , NO_+) densities, total electron content, electron, ion and neutral (CIRA-86) temperatures, equatorial vertical ion drift and others.

NEW: July 9, 2009: Indices files extended back to years 1958 and 1959 (IGY)
 NEW: Feb 4, 2010: Indices files updated with definitive and predicted indices

[Go to the IRI description](#)

[Help](#)

* Select Date and Time
 Year (1958-2012): 2000
 Note: If date is outside the Ap index range (1958-2010/04), then STORM model will be turned off.
 Month: January Day (1-31): 01
 Time Universal Hour of day (e.g. 1.5): 1.5

* Select Coordinates
 Coordinates Type Geographic
 Latitude(deg., from -90. to 90.): 50 Longitude(deg., from 0. to 360.): 40
 Height (km, from 60. to 2000.): 100

* Select a Profile type and its parameters:
 Height, km [60. - 2000.] Start 100 Stop 2000 Stepsize 50

图 2.2 IRI-2001 和 IRI-2007 运行界面

根据毕业设计的需求，采集一定的轨道高度上太空垃圾分布地点的等离子体密度数据。考虑采集一定轨道高度的所有等离子体密度，将数据传送到 Matlab 中进行进一步的筛选。由于仿真模型计算量的限制，在尽可能精密的采集间隔下(每隔 15° 经度和 5° 纬度)和一定轨道高度下采集得到等离子体密度数据，并传送到 Matlab 中运算。图 2.2 所示的是 IRI-2001 和 IRI-2007 的运行界面。

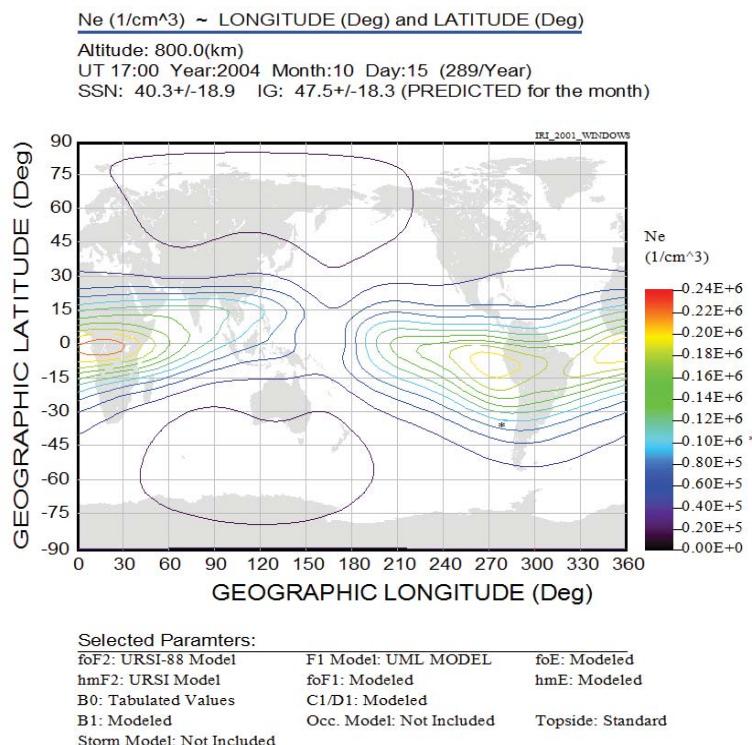


图 2.3 800km 高度下，等离子体密度分布图

*LONGITUDE	LATITUDE	ELECTRON DENSITY
*[Deg]	[Deg]	Ne (1/cm^3)
0.00	-90.00	19476.000
15.00	-90.00	19476.000
30.00	-90.00	19477.000
45.00	-90.00	19477.000
60.00	-90.00	19477.000
75.00	-90.00	19478.000
90.00	-90.00	19478.000
105.00	-90.00	19472.000
120.00	-90.00	19472.000
135.00	-90.00	19473.000
150.00	-90.00	19473.000
165.00	-90.00	19473.000
180.00	-90.00	19473.000
195.00	-90.00	19541.000
210.00	-90.00	19541.000
225.00	-90.00	19542.000
240.00	-90.00	19542.000
255.00	-90.00	19542.000
270.00	-90.00	19542.000
285.00	-90.00	19543.000
300.00	-90.00	19543.000
315.00	-90.00	19543.000
330.00	-90.00	19543.000
345.00	-90.00	19544.000
360.00	-90.00	19544.000

图 2.4 800km 高度下，等离子体密度的部分数据采集表

根据第 3 章中太空垃圾分布的描述以及所选择考虑的密集分布区域，轨道高度选择在 800km、1000km、1500km 时，2010 年 9 月 15 日，每隔 15° 经度和 5° 纬度进行仿真计算。如图 2.2 所示是 IRI-2001 程序的运行界面。图 2.3 所示为 800km 高度下，2004 年 10 月 15 日等离子体密度分布图。图 2.4 为等离子体密度的部分数据采集表。

2.2.3 大气密度和重力

空间飞行器的空间环境作用力主要是地球引力。考虑到绳系卫星系绳发电产生的洛伦兹力很小，量级与大气阻力接近，故也考虑大气阻力对卫星的作用。大气密度和地球重力对在轨卫星均产生作用力。由于使用精确模型和简化模型对分析卫星受力情况区别不大，故采用简化模型。采用文献[21]中提供的大气阻力计算公式

$$f_z = -C_D A \frac{\rho}{2} v^2 \quad (2-6)$$

式中 C_D ——阻力系数，可取为 2.2；

A ——卫星垂直于速度方向的横截面积， m^2 ；

ρ ——大气密度， kg/m^3 ；

v ——卫星速度， m/s 。

其中，大气密度参考公式^[15]

$$\rho = \rho_0 \exp \left[3.8 \times 10^{-5} \exp \left(\frac{h}{h_0} \right) - 8.25 \exp \left(-\frac{h}{h_0} \right) - 7.67 \ln \left(\frac{h}{h_0} \right) - 0.093 \left(\frac{h}{h_0} \right) + 19.05 \right] \quad (2-7)$$

式中 h ——轨道高度，km；

h_0 ——参考高度，100km；

ρ_0 ——参考高度处的大气密度， 10^{-15} kg/m³。

地球重力的计算公式如下，沿地球半径方向指向地球

$$mg = \frac{GMm}{r^2} \quad (2-8)$$

式中 G ——万有引力常数， 6.67259×10^{-11} Nm²/kg²；

M ——地球质量， 5.98×10^{24} kg；

m ——卫星质量，kg；

r ——卫星距地心的距离，km。

2.3 太空垃圾分布研究

2.3.1 太空垃圾分布研究的意义

在空间任务的历史上，合作性航天器的相会对接已有很多经验了，早在 1965 年 12 月 15 日，美国“双子星座”6 号和 7 号飞船在航天员参与下，实现了世界上第一次有人太空交会。但是航天器与太空垃圾的相会更加困难，因为太空垃圾是非合作性目标，并没有相会的雷达的反射器。因此需要视觉传感器或者被动雷达来完成交会对接^[17]。另外，还有一些太空垃圾的问题对实际捕获可能产生影响，比如太空垃圾在轨道上多为翻滚^[22]，太空垃圾的运动不确定性等因素，可能造成捕获过程中卫星和机械臂之间复杂的动力学耦合，并可能在捕获中带来很强的载荷。综上所述，需要对太空垃圾的分布和特性有很好的了解，以便进行更好的方案设计。太空垃圾的姿态运动特性情况复杂，不能一概而论，主要通过捕获卫星上的视觉传感器来测量其形状和运动特征。下面主要分析太空垃圾的分布。

2.3.2 太空垃圾分布研究

分析太空垃圾的分布，以便决定绳系卫星清理太空垃圾的轨道及轨道参数。以下分析结论主要来源于官方网站和文献[18]。

太空垃圾的轨道分布由 NORAD(北美空防司令部)的地面雷达和光学望远镜观

测得到，其轨道参数以 TLE(Two Line Elements)或者 SSR(Satellite Situation Report)的形式发表^[18]。根据 2008 年 3 月的 TLE 和 SSR 数据中的轨道参数，决定哪些太空垃圾急需要处理。TLE 和 SSR 中包含了服役卫星和太空垃圾的数据。在 12880 个编录的物体中共有 11525 个表示在图中，因为有一些已被分类的空间物体的轨道参数并没有发表出来。利用进化模型(Evolutionary Model)的研究表明，大型空间物体更应该被移出，因为一旦碰撞产生，大型物体将是无数小碎片的来源。因此，毕业设计将 RCS(Radar Cross Section, 雷达对物体的可探测度)大于 $0.5m^2$ 的物体候选为太空垃圾清除的对象。

图 2.5 显示的是，每隔 50km 高度，所有编录的物体的数量，以及 RCS 大于 $0.5m^2$ 物体的数量。图中表明，1000km、800km 和 1500km 的轨道高度是分布密度最高的区域。这些区域中，太空垃圾的数量已经超过了危急密度(Critical Density)，也就是说，太空垃圾的碰撞事件(Collisional Cascading)已经大量发生了。所以，从这些区域移除太空垃圾将是一个抑制进一步碰撞事件的有效方法。

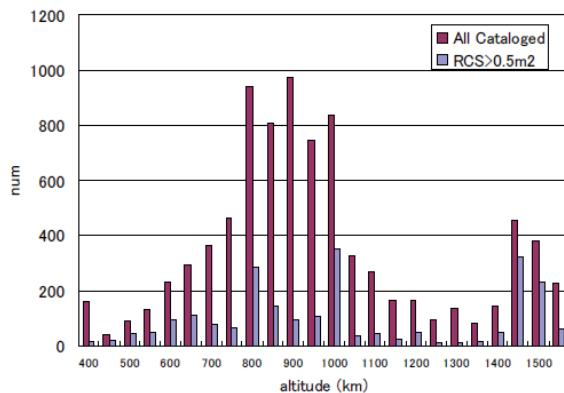


图 2.5 不同轨道高度的物体数量

在 700—1500km 轨道高度 RCS 大于 $0.5m^2$ 的太空垃圾的轨道倾角见图 2.6。

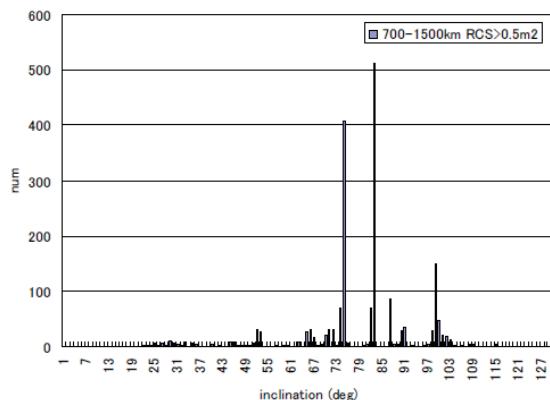


图 2.6 700-1500km 轨道高度且 $RCS > 0.5m^2$ 的物体数量和倾角分布

900-1000km 物体的升交点(RAAN)(以格林尼治子午线的经度为零度)绘于图 2.7 中。这表明一些物体在很狭窄的轨道平面内。

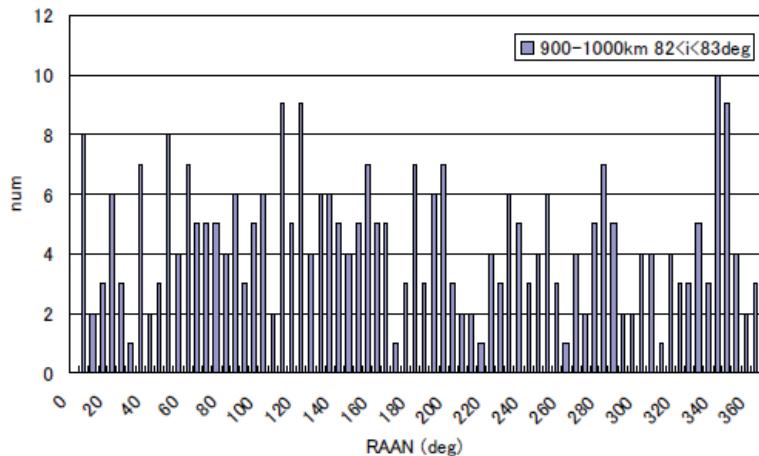


图 2.7 900-1000km 轨道高度、RCS $> 0.5\text{m}^2$ 且倾角在 $82^\circ - 83^\circ$ 的物体数量分布

从这些分析中，可以决定以下三组轨道参数下的太空垃圾候选为清除的垃圾：

- 1) 太阳同步轨道，700—1000km 轨道高度，轨道倾角在 $98^\circ - 100^\circ$ 之间。
- 2) 900—1000km 轨道高度， 83° 轨道倾角。
- 3) 1400—1500km 轨道高度， 74° 、 83° 和 52° 轨道倾角。

2.4 本章小结

本章给出了详细的空间环境分析和太空垃圾分布分析情况。系绳发电需要涉及到地磁场的计算模型、等离子体分布的计算模型、空间大气密度和重力势能的计算模型。本章详细给出了以上计算模型的研究结论。通过分析太空垃圾的分布和轨道参数，确定了清理捕获垃圾的可行性。为发电系绳在轨工作的研究和捕获策略的分析奠定了基础。

第3章 捕获方案分析

3.1 引言

基于 EDT 原理的绳系卫星对太空垃圾的捕获方案的研究是基于美国、欧洲和日本的研究方案，综合 CAST 创新基金研究项目的主旨，从而综合提出的一种可行的方案。本章将详细给出绳系卫星捕获太空垃圾的过程和待选方案，最后提出最优方案。

发电系绳的在轨工作研究主要是对不同轨道高度下系绳在空间环境中的洛伦兹力分析和比较。本毕业设计讨论了两种简化和精确系绳模型。此外，本章还讨论分析了系绳离轨时间、系绳的受力平衡关系、系绳稳定的控制方案等内容。

3.2 卫星轨道运动模型

研究绳系卫星在电动力拉力作用下的运动，涉及到卫星轨道运动基础理论的内容。为此，首先对卫星的轨道运动模型进行详细的研究，为后面的研究奠定基础。

3.2.1 轨道六根数

轨道根数又称轨道要素，它们确定轨道平面在空间的取向、轨道在轨道平面中的取向、轨道的形状和空间飞行器在轨道上的位置。轨道根数共有六个，即轨道倾角 i 、升交点(或降交点)、经度 Ω 、近心点角距 w 、真近角 θ 、轨道半长轴 a 和偏心率 e 。

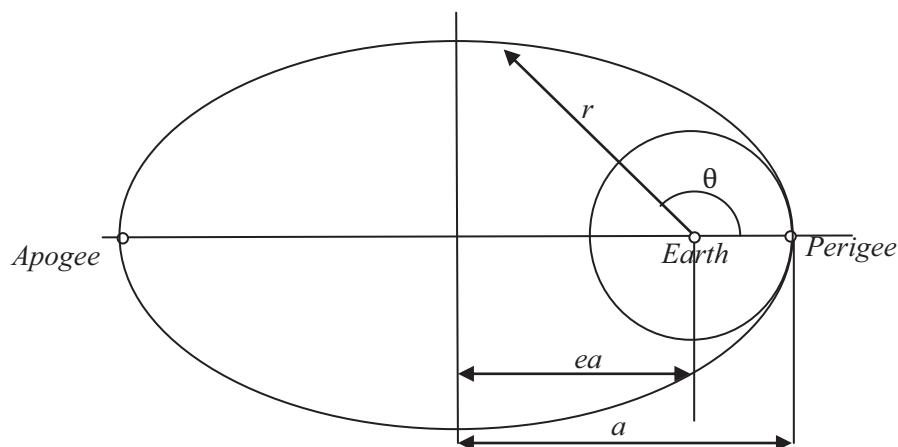


图 3.1 真近角 θ 、轨道半长轴 a 和偏心率 e 示意图

轨道倾角 i 是轨道平面和赤道平面之间的夹角。

升交点是空间飞行器自南半球至北半球时过赤道面的点。

经度 Ω 是零子午面(过格林尼治天文台)与赤道交点沿赤道至升交点的角度。

近心点角距 w 是近心点矢径延长线与节线(升、降交点的连线)间的夹角。

真近角 θ 、轨道半长轴 a 和偏心率 e 的含义见图 3.1。

3.2.2 坐标变换

由于卫星速度所在的轨道坐标系与磁场的地面坐标系不在同一坐标系内, 故需要进行转换。假设圆轨道上, \vec{e}_r 为地球半径方向, \vec{e}_v 为卫星速度方向, \vec{e}_n 为轨道平面法向。 \vec{b}_r 、 \vec{b}_θ 、 \vec{b}_ϕ ——分别是地球半径方向、当地纬度方向(正北)和经度方向(正东)的单位向量。 $[\vec{b}_\phi \vec{b}_r \vec{b}_\theta]$ 到 $[\vec{e}_v \vec{e}_r \vec{e}_n]$ 需要转过一个 γ 角度。 γ 与轨道参数的关系如下

$$\cot \gamma \times \sin i = \cos i \times \tan(w + \theta) \quad (3-1)$$

式中 Θ ——当地纬度, rad;

i ——轨道倾角, rad;

w ——近心点角距, rad;

θ ——真近点角, rad。

磁场强度在轨道坐标系下的坐标 $[B_x \ B_y \ B_z]$ 有如下坐标变换

$$[B_v \ B_r \ B_n] = [B_\phi \ B_r \ B_\theta] \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & \sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & -\cos \gamma \end{bmatrix} \quad (3-2)$$

3.2.3 轨道运动学模型

假设地球为理想球体(质量均匀分布或按同心球体等密度分布的球体), 不考虑其它作用力的影响时, 卫星的轨道运动称为二体运动, 它的运动轨道为开普勒轨道。

在地心惯性参考坐标系中, 若考虑其它作用力的影响(大气阻力), 卫星围绕地球的运动方程为

$$\ddot{\vec{r}} + \frac{\mu}{r^3} \vec{r} = \frac{\vec{F}}{m} \quad (3-3)$$

式中 \vec{r} ——卫星在地心惯性坐标系中的位置矢量;

μ ——地球引力常数, $3.986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$;

\vec{F} ——卫星除地球引力外的作用力;

m ——卫星质量。

在本论文的模型建立中, 将卫星运行轨道简化为圆轨道。给出 $F=0$, 即除地球引力外的作用力为零的时候, 卫星在轨道上运行的速度和角速度, 速度方向为卫星前进的轨道切线方向。

$$v_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (3-4)$$

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}} \quad (3-5)$$

3.3 EDT 原理

3.3.1 EDT 系统组成

EDT 系统的主要组成如下: 转轴(Reel)、释放机构(Release mechanism)、系绳(Tether)和电子发射器(Electron emitter)。EDT 系统的结构示意图如图 3.2 所示。

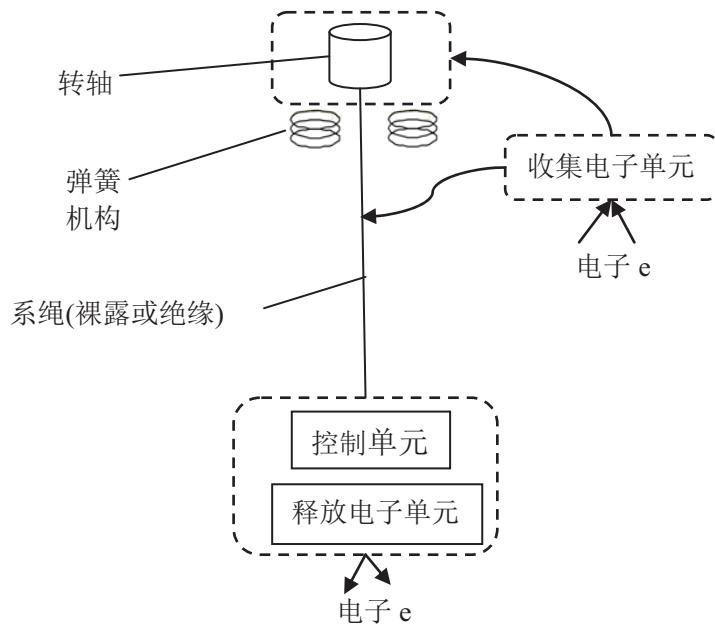


图 3.2 EDT 系统结构示意图

- 1) 系绳: 系绳分为有非导电介质包裹的导电系绳(Insulated Tether)和裸露的导电系绳(Bare Tether)两种。前者需要专门收集电子的电子采集器, 而裸露系绳作为收集空间环境中的电子媒介。系绳主要有编织系绳(Braided Tether)或者网状系

绳(Net Tether)两种，主要由铝材料制成(综合考虑各种材质，铝的质轻和韧性均有很好的优越性)，并用碳纤维加强其韧性。网状系绳的优点在于系绳节点之间有一定空间距离，能够有效地防止空间垃圾的撞击毁损，提高系绳的可靠性。文献[16]详细论证阐述了发电系绳清理太空垃圾的可能性，在恶劣空间环境中受到太空物体的撞击下，只要系绳满足足够强度和节点个数的要求，系绳是可以完成工作任务的。由文献[26]中所述，典型的实验模型采用系绳的直径为2mm、密度为2g/m、强度为350N的裸露的编织系绳，拥有这样条件的系绳足以在实际等离子体空间环境中产生足够的电流和洛伦兹力。

- 2) 其他机构：由于本毕业设计不涉及EDT系统中其他机构的研究，故不作深入讨论。考虑到EDT系统应体积小而简单，其内部子系统也应该小而精简。释放机构可采用弹性机构，电子发射器可考虑采用空心阴极管(Hollow Cathodes)或者场致发射管(Field Emission Cathodes)，具体分析可参见文献[26]。此外，EDT系统上还需配备GPS接收器、Langmuir探测器、磁场探测器等用来勘测在轨绳系卫星的工作情况，还需配备备用电源，可在初始释放系绳时产生电流回路，或在电流不稳定时提供稳定电流回路，对电流回路进行必要的控制。

3.3.2 EDT 原理

假设绳系卫星运行在圆轨道上，根据本专业背景知识，假设 \vec{e}_r 为地球半径方向， \vec{e}_v 为卫星速度方向， \vec{e}_n 为轨道平面法向，均为单位向量。故有

$$\begin{aligned}\vec{r} &= r\vec{e}_r \\ \vec{v} &= \frac{d\vec{r}}{dt} = v\vec{e}_v \\ \vec{n} &= \vec{r} \times \vec{v} = rv\vec{e}_n\end{aligned}\tag{3-4}$$

卫星相对于磁场的速度

$$\vec{v}_r(km/s) = (v - w_e r \cos i) \vec{e}_v\tag{3-5}$$

式中 w_e ——地球自转角速度， $7.292 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$ ；

i ——轨道倾角， $^\circ$ 。

实际卫星磁场速度相对于卫星的速度很小，可忽略不计。

导电系绳在磁场中切割，产生感应电动势表示如下

$$\vec{E} = \int (\vec{v}_r \times \vec{B}) d\vec{l}\tag{3-6}$$

式中 \vec{v}_r ——卫星相对于磁场的速度向量；

\vec{B} ——磁感应强度向量；

\vec{l} ——系绳的长度向量。

产生感应电动势的系绳在等离子体空间环境中形成一个电流回路，系绳机构上有释放电子和收集电子的设备。通有电流的系绳切割磁场线，产生洛伦兹力表示如下

$$\vec{f} = \int \vec{I} d\vec{l} \times \vec{B} \quad (3-7)$$

式中 \vec{I} ——系绳中通过的电流强度向量。

图 3.3 给出了 EDT 原理的示意图。图中，系绳一端装有电子释放设备，导电系绳为裸露系绳，作为收集电子的设备。

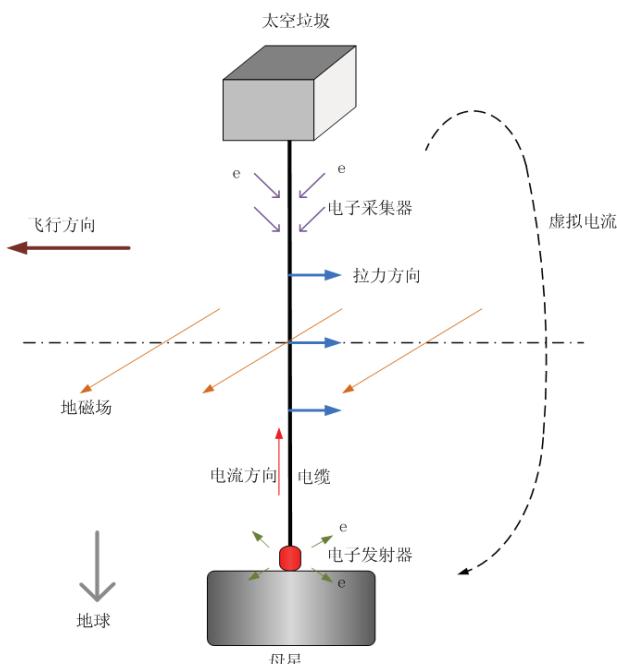


图 3.3 EDT 原理示意图

3.4 基于 EDT 原理的绳系卫星捕获方案研究

3.4.1 方案概述

清理/捕获卫星的工作过程有许多方案，利用了地球周围空间环境的特点，即磁场环境对带电系绳横向受力的影响和大气阻力对空间物体的轨道影响。比较典型的过程如下：首先，卫星借助于测控网获得太空垃圾目标所在轨道的轨道参数信息(轨道高度、轨道倾角等)。其次，卫星经过几次变轨接近目标，其间需要通过 GPS 导航和星敏感器或激光雷达等敏感器。然后，通过视觉传感器对目标的锁定、

识别后，选择最优的捕获方式将太空垃圾捕获——如果目标外形规则，则考虑选用机械臂；如果目标外形不规则，则考虑选用飞网。最后，通过系绳在磁场中的电动力降轨，从而清理太空垃圾。典型的发电系绳长度 5-10km，利用洛伦兹力使得绳系系统降轨的速率大约为每天 2 到 50km，洛伦兹力随着轨道倾角和轨道高度的增加而减小^[16]。

给出卫星捕获太空垃圾的过程示意图，如图 3.4 所示。

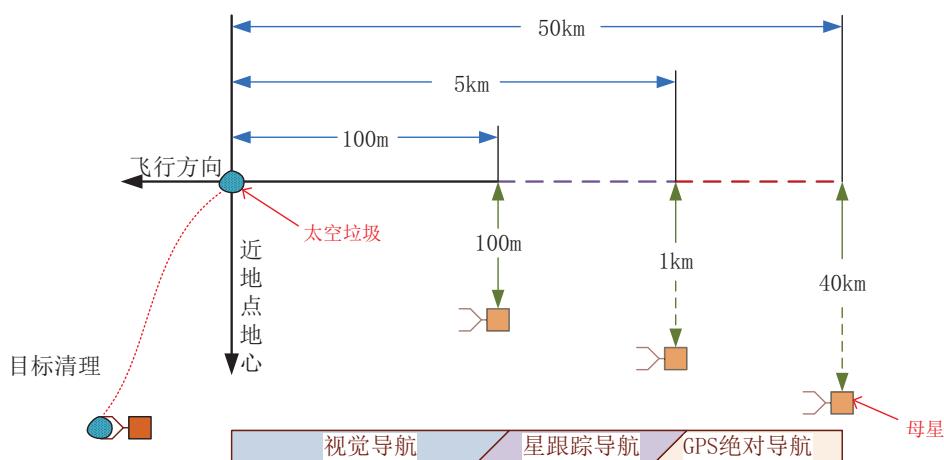


图 3.4 绳系卫星捕获太空垃圾过程示意图(机械臂)

下面参考国外文献，整理出了三种方案清理目标垃圾：

- 1) 母星带有多个 EDT 系统，通过机械臂捕获到目标后，母星将一个 EDT 系统依附在目标上，并与之分离。EDT 系统释放出系绳，利用 EDT 原理提供动力，实现对目标的变轨，使目标最终坠入大气层，以达到清理目标的目的。这样的卫星可以进行多次捕获。
- 2) 卫星携带小型背负式清理/捕获子星发射入轨，子星用机械臂或者飞网捕获目标，并与卫星母体分离，母星本身作为系绳的另一端构成绳系系统，使目标最终坠入大气层。
- 3) 母星携带小型背负式清理/捕获子星发射入轨，通过二者之间的系绳变轨，由机械臂捕获目标，将目标带到轨道寿命<25 年的轨道(约 630km 轨道高度)，释放目标，使其坠入大气层烧毁。卫星通过导电系绳变轨到其他轨道继续清理太空垃圾。



图 3.5 清理/捕获卫星的概念图^[26]

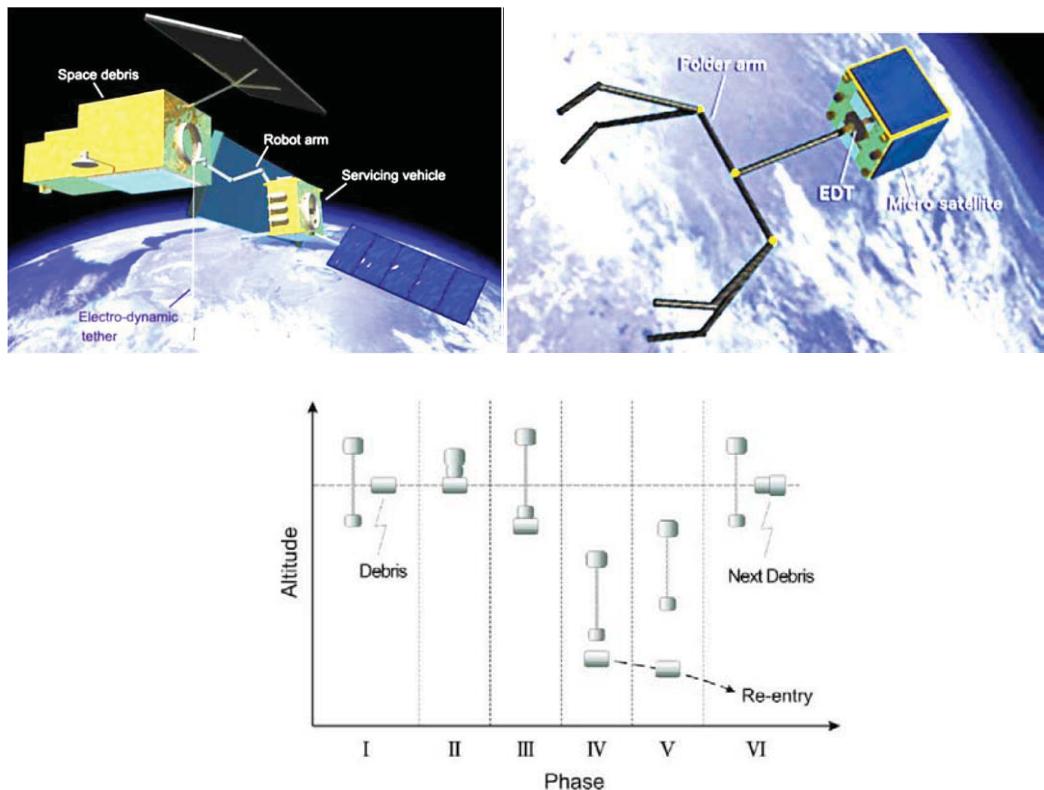


图 3.6 清理/捕获卫星方案 1 和方案 2^[18]和方案 3^[23]

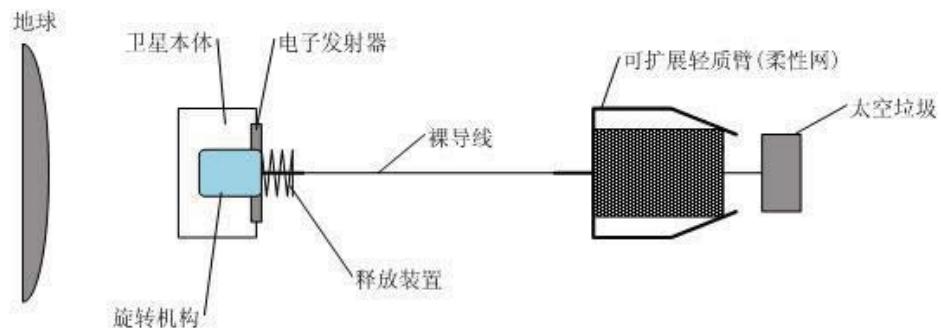


图 3.7 清理/捕获卫星方案 2 的组成示意图

3.4.2 捕获方案研究设计

太空垃圾的清理捕获方案有很多种，综合考虑 CAST 创新基金计划和在轨实现的可行性，以及文献[24]的阐述。初步设计清理捕获方案如下。

清理/捕获母星带有两个 EDT 系统(子星)发射入轨，一个子星上配备多个飞网机构，另一个子星上配备多个机械臂机构。飞网和机械臂的个数决定了能够清除的太空垃圾的次数和数量。首先，卫星借助于测控网获得目标所在轨道的轨道参数信息(轨道高度、轨道倾角等)。其次，卫星经过几次变轨接近目标，通过对目标的锁定、识别后选择最优的捕获方式。如果目标外形规则，则考虑选用机械臂的 EDT 系统；如果目标外形不规则，则考虑选用飞网的 EDT 系统。当母星距离太空垃圾目标数百米至数千米范围的时候，释放出带有合适 EDT 系统的子星进一步接近目标并捕获目标，接近方式可以按照预定轨迹或者渐进接近导引方法。当捕获到目标后，EDT 系统与飞网或者机械臂机构切断联系，飞网或机械臂机构释放出系绳和重物，利用绳系卫星原理提供动力，实现对目标的变轨，使目标最终坠入大气层，以达到清理目标的目的。与此同时，母星收回子星，根据动量守恒原理，由于切斷的系统降轨，母星将升轨，并且系绳在地磁场中产生反向电压以及反向电流，因而产生作为推进力的洛伦兹力使卫星升轨^[26]。这样的卫星可以进行多次捕获。

传统的交汇对接是通过机构间硬性地连接而实现的，从简单的互锁连接到复杂的机械臂捕获。本毕业设计还考虑了一种目前比较新颖的利用柔性飞网的捕获方式。柔性飞网捕获相对于机械臂的优点如下^[12]：

- 1) 捕获前和捕获后，飞网和释放平台之间的动力学耦合不严重，可以忽略，因此，对于控制系统的要求可以降低。此外，因为飞网捕获是一种面对点的捕获，所以捕获时不用考虑目标的外形和动力学状态。
- 2) 可以避免释放平台和目标之间的碰撞。而机械臂系统需要接近目标工作，有与目标撞击的危险。
- 3) 由于飞网的轻质量和小维度(收缩时)，系统方便携带多个飞网系统，从而进行多次捕获任务。

需要说明的是，本设计方案在综合各种方案的基础上，考虑了以下因素：

- 1) 太空垃圾在空间轨道运动和姿态运动的不稳定性。故母星在距离太空垃圾安全距离下释放子星进行进一步接近。
- 2) 系绳运动在空间环境和轨道摄动的干扰。故没有采用利用母星直接释放带有飞网或者子星(这里指没有推进系统)的系绳，否则长达 10km 量级的系绳的运动

偏差将不能达到捕获太空垃圾的效果。

- 3) 捕获方案的经济性和灵活性。综合采用柔性飞网和机械臂，利用了飞网的大维度对太空垃圾运动不定性的弥补以及机械臂捕获的精确性。此外，携带多个捕获机构，对一次发射入轨的卫星的利用效率大大提高。
- 4) 对于 EDT 系统，考虑采用绝缘导电系绳(Insulated Tether)，在系绳两端均装备等离子体接触器，用于收集或者释放电子，从而实现电流的双向流动，提高了绳系系统变轨的灵活性。

此外，本毕业设计并没有详细讨论多个捕获机构的质量对系统的影响和机构内部的装置安排，捕获机构的数量应该有一定的限制，该方案的具体分析需要通过经过优化设计得以论证。

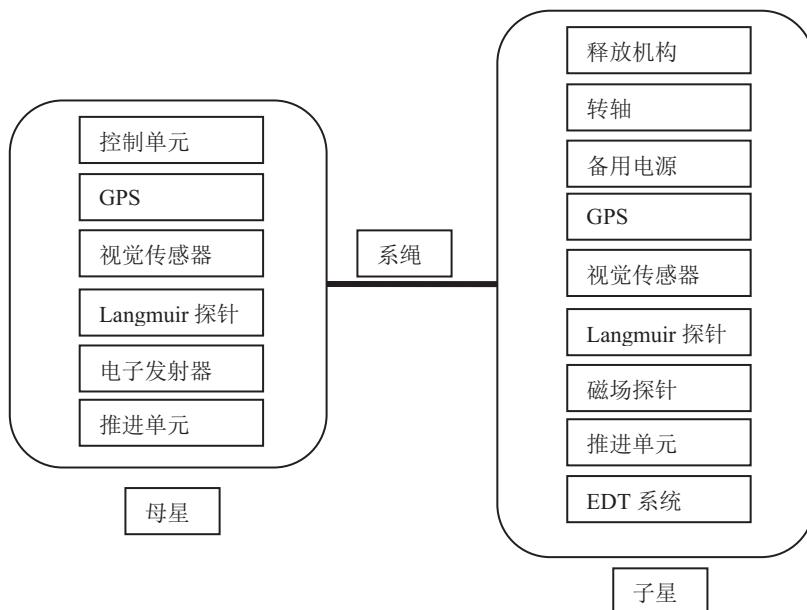


图 3.8 清理捕获卫星配备设备的概念图

该清理捕获卫星需要携带备用电源，以便为系绳产生电流而提供初始电能；还须配备推力器，以便卫星变轨接近太空垃圾和子星接近太空垃圾。其他配备机构在本论文上述已有讨论，不再赘述。此外捕获方案中对捕获过程有具体的方案。将在第 4 章捕获策略进行讨论。图 3.8 给出了清理捕获卫星配备设备的概念图。其中，Langmuir 探针和磁场探针用来探测空间环境中的等离子体和磁场信息，为系绳电动力学发电服务。

3.5 系绳发电模型建立

参考文献[2]、[5]、[25]、[26]等中绳系卫星系统模型的建立，本文用 Matlab 初步建立了两个系绳发电的模型，通过 Matlab 仿真可以实现以下目的：

- 1) 在特定的不同轨道高度、轨道倾角等不同轨道参数下，相同卫星模型的不同绳长的系绳电流和洛伦兹力大小比较；
- 2) 将系绳当作质点的简化模型，以及考虑系绳弹性由 N 个质点组成的精确模型仿真结果的比较；
- 3) 在精确的系绳模型中，沿着一定长度系绳的电流变化以及洛伦兹力变化、在轨道坐标系下系绳运动的变化分析；

考虑到本毕业设计建立模型的难度，初步设计了两种计算方法。第一种将系绳看作质点，并考虑系绳与轨道的夹角，即简化模型(Simple Tether Model)；第二种考虑了系绳的柔性，将其看作 N 个质点组成的弹性模型(Flexible Tether Model)，如图 3.9 所示。本毕业设计对两种情况分别建立模型，仿真得出在不同轨道参数下，系绳上产生的电流和洛伦兹力情况，以及系绳运动位置变化，并做出相应分析和改进。

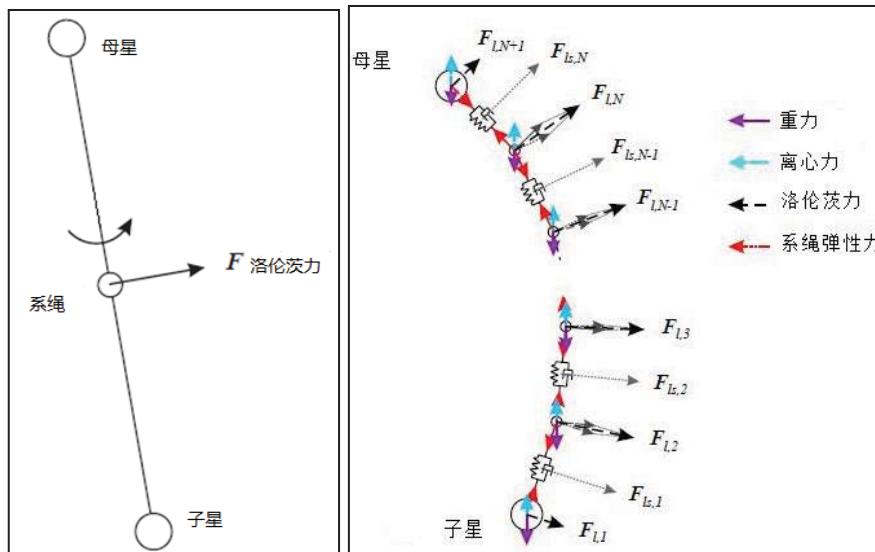


图 3.9 系绳简化模型和弹性模型^[23]

3.5.1 简化模型

简化模型(Simple Tether Model)即假设系绳为刚性，当作一个质点，并考虑系绳的质量。假设系绳在轨道平面中相对当地垂线偏角为 α ，系绳与轨道平面的夹角为 β 。运用 3.2.2 节对方向向量的定义，则系绳的长度、电流以及洛伦兹力可以表示

如下

$$\vec{L} = L\vec{e}_L = L \frac{(\vec{e}_r \cos \alpha + \vec{e}_v \sin \alpha + \vec{e}_n \sin \beta \cos \beta)}{\sqrt{1 + (\sin \beta \cos \beta)^2}} \quad (3-8)$$

$$\vec{I} = I\vec{e}_L \quad (3-9)$$

$$\vec{f} = L\vec{I} \times \vec{B} \quad (3-10)$$

下面对给出确定电流 \vec{I} 的过程。为了校对仿真结果，运用文献[23]提供的绳系卫星系统的数据和假设。发电系绳系统包含一些等离子体接触器——用于释放和收集电子——分别安装于系绳两端，配有备用电源，从而提供电路初始电流，并允许电流方向改变，从而更灵活地进行变轨。忽略其他电压压降，感应电流流过导电系绳的方程由欧姆定律给出

$$|V_{load} - V_{ind}| = IR_t + IR_p + V_a + V_c \quad (3-11)$$

式中 V_{load} ——备用电源电压，V；

V_{ind} ——感应电压，V；

R_t 、 R_p ——分为系绳电阻和空间等离子体的等效电阻，Ω；

V_a 、 V_c ——分为阳极和阴极的等离子体接触器的电压压降，V。

假设 $R_p = 0.2R_t$ ，且系绳的电阻 $R_t = \frac{\rho}{A}L$ ，则方程可以简化为

$$1.2R_t I^2 = |\vec{v}_r \times \vec{B} \vec{L} I - P| \quad (3-12)$$

式中 P——备用电源功率，W。

在简化模型的背景下，给出清理太空垃圾降轨所需要的时间计算方式，也就是从高轨道到低轨道的轨道转移时间。这里只给出计算方法，不做具体仿真研究。

假设卫星变轨的轨道是螺旋形(semi-circular)，降轨到25年衰退轨道，即630km轨道。抓捕和释放太空垃圾的任务的过程没有考虑入内这段时间。变轨过程中，洛伦兹力大小恒定连续。

因此，降轨时间 Δt 可用公式表示如下

$$\Delta t = \frac{\Delta E}{\dot{E}} = \frac{\sqrt{\mu}m}{2f_v r^{3/2}} \quad (3-13)$$

式中 ΔE ——轨道能量变化；

\dot{E} ——轨道能量变化率；

μ ——升交角距(argument of latitude)，即真近点角与近心点角距之和，°；

m ——绳系卫星系统质量，kg；

f_v ——系绳速度方向的洛伦兹力，N；

r ——轨道半径, m。

因此, 卫星从 r_1 降到 r_2 所需要的时间可以确定如下

$$t_{1 \rightarrow 2} = \int_{r_1}^{r_2} \Delta t \, dr \quad (3-14)$$

由于磁感应强度与 r^3 成反比关系, 所以当计算的轨道差很大时, 需要将时间分成几段来算。分成的段数决定了计算的精度。

降轨时间的计算不在本文讨论范围内, 由文献[23]研究计算得出, 对于轨道高度800km、轨道倾角98°的4000kg卫星系统, 降轨至630km的衰退轨道所需的时间与提供的备用电源功率、绳长有关。提供的电源功率越大、绳长越长, 降轨时间越短。10km绳长的卫星降轨需50到100天的时间, 类似的关于降轨时间的讨论在美国Terminator Tether的研究中也有其他方法详述。可见, 通过EDT原理使太空垃圾降轨的时间比起太空垃圾自然降轨时间大大减短。

3.5.2 弹性模型

精确的系绳弹性模型(Flexible Tether Model)是将系绳分解成N个质点(Lumped Mass), 并考虑质点之间的约束力。质点之间由无质量的弹簧和阻尼器连接。N越多, 系绳模型越精确。

建立轨道坐标系OXYZ, X轴指向卫星速度方向, Y轴指向地心反方向, Z轴垂直轨道平面与X、Y轴构成直角坐标系。如图3.10所示。

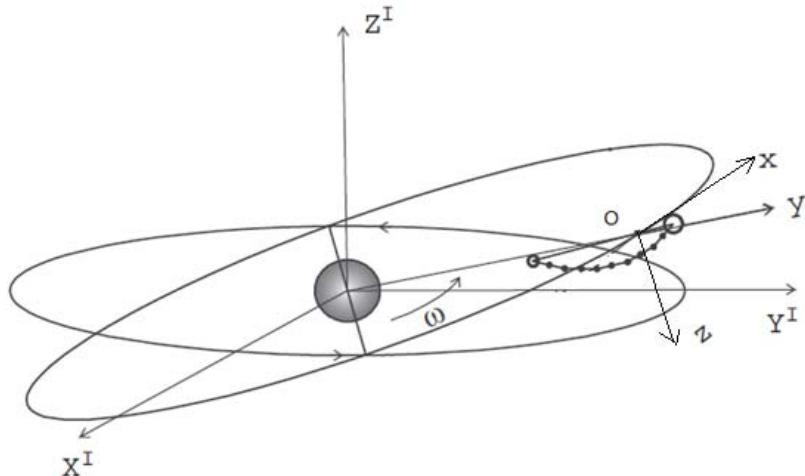


图3.10 轨道坐标系OXYZ

1. 系绳运动方程式

由(3-1)式推导可得, 弹性系绳模型中的第*i*个质点在轨道坐标系中的运动方程可以写成

$$\begin{aligned}\ddot{x}_i &= -(r + y_i)\ddot{\theta} - 2(\dot{r} + \dot{y}_i)\dot{\theta} + x_i\dot{\theta}^2 - \mu x_i[x_i^2 + (y_i + r)^2 + z_i^2]^{-3/2} + Q_{xi}/m_i \\ \ddot{y}_i &= -\ddot{r} - x_i\ddot{\theta} - 2\dot{x}_i\dot{\theta} + (r + y_i)\dot{\theta}^2 - \mu(r + y_i)[x_i^2 + (y_i + r)^2 + z_i^2]^{-3/2} + Q_{yi}/m_i \\ \ddot{z}_i &= -\mu z_i[x_i^2 + (y_i + r)^2 + z_i^2]^{-3/2} + Q_{zi}/m_i\end{aligned}\quad (3-15)$$

式中 Q_{xi} 、 Q_{yi} 、 Q_{zi} ——对第 i 个系绳质点所受合外力(除地球引力)在 X、Y、Z 的分量, N;

θ ——系绳质心运行的轨道角度, rad;

r ——轨道半径, km;

μ ——地球引力常数, $3.986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$;

m_i ——第 i 个系绳质点的质量, kg。

系绳所受外力包括导电系绳切割磁场产生的洛伦兹力、大气阻力, 还有地球引力。系绳各个质点所受的外力还要包括系绳内部的弹性力和阻尼力。

2. 系绳内部的弹性力和阻尼力

系绳的内力, 即质点之间的作用力由模拟弹簧和模拟阻尼器提供。

1) 弹性力

设 T_i 是第 i 个绳段中的弹性应力, 它同时对第 i 、第 $i+1$ 个质点施加作用力, 弹性力的大小由胡克定律给出

$$T_i = k(l_i - l_s) \quad (3-16)$$

式中 k ——弹性系数, $k = AE/l_s$, 其中 A 是系绳横截面积, E 是拉伸弹性模量;

l_i ——系绳第 i 段的实际长度;

l_s ——系绳分段的标称长度。

假设系绳均匀的, 每段系绳相应的参数也一样。需要说明的是, 考虑到柔性系绳只能被拉伸, 故模拟弹簧只能被拉伸、不能被压缩, 当 $l_i < l_s$ 时, $T_i = 0$ 。

2) 阻尼力

由于系绳材料的内部结构摩擦^[27], 应变能将会慢慢耗散, 而纵向的伸长也会缓慢变小, 这个现象称为滞后阻尼。在目前的应用中, 系绳的结构阻尼通常采用 Rayleigh 的耗散函数来描述。因此模拟系绳阻尼效应的无质量阻尼器的阻尼系数采用等效粘性阻尼系数 c_{eq} , 第 i 个质点的阻尼力由以下公式给出

$$F_i = c_{eq}\dot{l}_i \quad (3-17)$$

式中 c_{eq} ——等效粘性阻尼系数, $c_{eq} = 2m_i\zeta w_n$, 其中 ζ 为等效粘性阻尼比, $w_n = \sqrt{k/m_i}$, 为纵向自由振动频率。

同模拟弹簧, 模拟阻尼器也只有拉伸状态下才有应力, 当 $l_i < l_s$ 时, $F_i = 0$ 。

3. 感应电流方程式

导电系绳在磁场中运动，运用前述方程(3-6)和(3-7)式，计算出系绳中的感应电动势和洛伦兹力。当系绳的末端和电离层接触时，电动势在系绳中感应出电流。在系绳的顶端(指向背离地球的方向)，电子被收集起来并流向系绳的底端。系绳的底端会不断从周围的电离层中收集离子，并和系绳中的电子中和，从而保证系绳中的电流稳定存在。轨道运动限制理论(Orbital Motion Limit, OML Theory)是用来描述空间等离子产生电流的理论，具体参见文献[28]。由于本毕业设计研究理论能力有限，故采用由轨道运动限制理论的简化模型，求解出在等离子体环境中系绳中电流的二维运算方程^[20]

$$\frac{dI(x)}{dx} = en_p d \left(\frac{2eE(x)}{m_e} \right)^{1/2} \quad (3-18)$$

式中 $I(x)$ ——沿着系绳绳长的电流，A；

$E(x)$ ——沿着系绳绳长的感应电动势，V；

m_e ——基元电荷质量， 9.11×10^{-31} kg；

e ——基元电荷， 1.602×10^{-19} C；

n_p ——等离子体密度， m^{-3} ；

d ——系绳半径，m。

3.6 系绳稳定平衡与控制问题研究

携有太空垃圾系绳降轨的过程中，还需要探讨系绳工作的稳定性问题。发电系绳工作的控制涉及到两个问题：

- 1) 由于系绳产生的洛伦兹力拉力垂直作用于系绳上，因此系绳与当地垂线将有一定的夹角(轨道平面内夹角 α)，夹角的大小与拉力大小成一定比例。拉力引起的系绳夹角依赖于系统的重力来平衡。当拉力太大时，平衡破坏，系统便会变得不稳定，导致系统失控。并且，由于系绳两端的质量差很大，系统的质心不在系绳的中间，因此，系绳产生的洛伦兹力拉力(即时不是很大时)会产生一个使系绳偏离当地垂线的力矩。
- 2) 绳系系统的不稳定会导致系绳来回振动。因为系绳在轨道平面外的振动周期与轨道周期的一半几乎相等，所以引起的共振将会增加振动幅度，直到发生不受控的翻滚。

因此，本节将讨论系绳稳定工作的条件以及控制方法。

文献[20]提出了相应应对理念，提出对系绳感应电流的控制进行研究。文献[25]

和[21]对系绳中电动力的力与力矩的平衡做出分析,讨论了使电动力拉力最大的轨道平面内系绳与当地垂线的夹角的 α 的最优值,力与力矩平衡的条件。此外,通过控制系绳中的电流来控制夹角 α ,可以补偿地磁场强度和方向的变化,特别是在靠近地极位置的大倾角的轨道上,还可以补偿等离子体密度变化等其他因素。控制 α 是通过控制洛伦兹力的大小来实现的,也就是控制导电系绳中电流的大小和方向。

综上所述,为了控制绳系系统工作的稳定平衡,需要对系绳的电流控制。电流的控制方法总结如下:

- 1) 改变可控电阻值^[29]。根据欧姆定律,电流值受回路中电阻大小的影响。改变阴阳极接触器的电阻大小可以达到控制电流的目的。
- 2) 施加备用电源电压,产生正向或者反向电流从而控制电流的大小和方向。
- 3) 控制系绳的长度。由本文的仿真结果分析可见,在不提供备用电源时,电流和洛伦兹力随着系绳长度增加而增加。
- 4) 提前切断系绳中的电流来保证电流平均值在期望值的范围内。
- 5) 通过反馈控制来控制系绳中的电流。例如通过测量洛伦兹力对系统产生的加速度大小作为反馈信号。

根据文献[20]所述,对系绳振动提出一种简单的控制策略:如果系绳振动的摆动超过了某一角度(比如 0.2rad),那么就使系绳中的电流断开;当系绳振动的方向改变了,或者摆动幅度减小到低于 0.2rad,则使发电系绳继续工作。这个控制策略很巧妙地运用了开关控制,因为很难通过控制来自由地改变电流方向。这种方法同样应用于系绳与当地垂线夹角 α 的控制。

对于系绳偏离理想 α 角度的控制在文献[21]、[25]中有详细的描述和仿真分析,对系绳运动过程中振荡的控制在文献[20]中也有具体的应对方针策略。由上述文献的研究表明,系绳在一定的控制策略下能够稳定地工作降轨。

3.7 本章小结

本章给出了绳系卫星捕获太空垃圾的过程,提出了最优的捕获方案。建立了两种简化和复杂系绳模型下的系绳运动模型,以便对系绳在空间环境中的电流、洛伦兹力分析和比较。讨论了电流和洛伦兹力的计算方式。此外,本章还讨论分析了系绳离轨时间、系绳的受力平衡关系等内容。

第4章 太空垃圾的捕获策略初步研究

4.1 引言

本章研究的捕获策略主要是讨论在绳系卫星清理/捕获太空垃圾的过程中，绳系卫星经过变轨接近太空垃圾，到达一定距离范围内时，EDT 系统释放出飞网或者机械臂捕获太空垃圾的捕获策略。主要研究飞网与太空垃圾的交会方案。

4.2 捕获策略的研究

第 3 章已详细描述了太空垃圾的捕获过程。事实上，在 3.3.2 节给出的捕获方案，是在捕获策略研究的基础上给出来的。

为了保证卫星不与非合作目标撞击，故需在一定的距离范围外释放机构捕获目标。如果采用机械臂，文献[24]指出在卫星和太空垃圾交会后 100m 范围内缓慢接近，达到捕获距离时，母星本体上附着的机械臂将太空垃圾捕获。然而这种方案的可靠性很低，因为太空垃圾是非合作性目标，可能是不规则外形的翻滚的物体，近距离捕获目标对母星造成了很大的碰撞威胁；并且，在不确定目标捕获点和目标大小的情况下，是否能够用机械臂捕获目标也是一个值得探讨的问题。

毕业论文根据 CAST 创新基金的课题项目要求，采用了两种可选捕获方式，即柔性飞网和机械臂，在视觉传感器探测到目标的外形和姿态运动规律后决定用哪一种方式进行捕获。在柔性飞网的应用上，采用远距离捕获目标。如何释放系绳使得 EDT 系统接近目标是本论文研究的问题之一。下面对这个问题进行具体分析。

4.2.1 释放系绳策略研究

母星释放系绳(飞网)有如下两种方案：

- 1) 释放之前，预测目标的捕获点，使系绳按规划的释放角度释放，但飞网上没有推进系统，使其按照捕获轨迹逼近目标，最后将其捕获。
- 2) 在绳端装备携有推力器和探测装置的子星，子星根据一定的导引规律或预定轨迹逼近目标，最后将其捕获。

第一种方案的可行性取决于轨道对系绳的动力学扰动程度。为了补偿轨道动力学干扰，可以增加飞网的维度，也就是增大飞网的捕获范围。此外，考虑采用母星对沿着系绳的弹性控制来达到补偿轨道干扰，这种方法被证明不可行^[28]。

考虑到论文的卫星捕获太空垃圾的设计方案中包含两种捕获方式。当采用机械

臂捕获目标时，无法通过增大飞网的维度来补偿释放过程中的误差，并且，对于飞网来说，增大维度也是有限的。综上所述，论文采用第二种捕获方案，即在绳端装备携有推力器和探测装置的子星，子星根据一定的导引规律或者沿一定轨迹逼近目标，最后将其捕获。

下面对捕获过程具体描述：

与目标相会后，清理/捕获卫星的导引控制器预测到目标运动轨迹和捕获点返回清理/捕获卫星的时间，通过提前测好的目标运动产生一个捕获轨迹。当捕获点被视觉反馈控制系统跟踪到时，目标便可被捕获。可见，绳系卫星清理/捕获太空垃圾目标的过程与空间飞行器的交会和对接过程类似。所不同的是，绳系卫星与太空垃圾不需要在交会后二者的相对速度达到零。当清理/捕获卫星接近目标垃圾时，为了安全起见，应在一定距离之外实施姿态和运动测量，卫星和目标的交会过程可以在一定距离范围内结束，此后卫星释放出携带飞网和机械臂的EDT系统，按照捕获轨迹接近目标，最后释放出飞网或机械臂捕获目标。参考文献[24]、[26]所述，假定当卫星和目标距离100m到300m时，可释放EDT系统进行捕获，在距离目标20m时释放飞网/机械臂。目标捕获之后，立刻切断子星与飞网/机械臂之间的联系，捕获机构释放出带有终端重物的导电系绳，根据EDT原理降轨直到进入大气层烧毁。而子星则通过母星回收，继续完成下一个任务。

如果采用机械臂捕获，应考虑到以下的捕获策略^[22]：

- 1) 基于视觉传感器的信息，清理/捕获卫星通过图像处理或视觉反馈控制观察和评定目标的姿态和动作，在目标上选择一个便利的抓捕点(如果用机械臂)。
- 2) 根据目标旋转运动选择捕获的接近路线，并考虑同步旋转。
- 3) 捕获带来的冲击可用卫星上缓冲器缓冲。

4.2.3 相对运动和导引控制率

由空间飞行器动力学知识，两个空间飞行器相对距离小于50km时，假设目标飞行器的运行轨道为圆形，他们之间的相对运动方程式，又称希尔方程式(Hill's equation)，表示如下

$$\begin{aligned}\ddot{x} + 2w\dot{y} &= f_x \\ \ddot{y} - 2w\dot{x} - 3w^2y &= f_y \\ \ddot{z} + w^2z &= f_z\end{aligned}\tag{4-1}$$

式中 x 、 y 、 z ——追赶飞行器在轨道坐标系OXYZ中的坐标分量，m；

w ——目标飞行器的轨道角速度，rad/s；

f_x 、 f_y 、 f_z ——追赶飞行器单位质量的作用力在轨道坐标系中的分量，N。

导引方法包括多脉冲交会、渐近接近法等方法。比如采用比例微分控制率，若取轨道平面内运算

$$\begin{aligned} f_x &= -2c_1\dot{x} - c_2x + 2w\dot{y} \\ f_y &= -2c_3\dot{y} - c_4y + 2w\dot{x} \end{aligned} \quad (4-2)$$

式中 c_1 、 c_2 、 c_3 、 c_4 ——控制系数。

将(4-2)式代入(4-1)式，可以得到

$$\begin{aligned} \ddot{x} + 2c_1\dot{x} + c_2x &= 0 \\ \ddot{y} + 2c_3\dot{y} + (c_4 - 3w^2)y &= 0 \end{aligned} \quad (4-3)$$

如取 $c_1^2 < c_2$ ， $c_3^2 < (c_4 - 3w^2)$ ，则(4-3)式的解 $x(t)$ 、 $y(t)$ 按照指数规律渐近变小，直到追赶飞行器追上目标。选择合适的 c_1 、 c_2 、 c_3 、 c_4 ，便可以得到不同的交会对接过程。

此外，母星释放子星的导引方法还可以使飞行器按照一定的预定轨迹运行。由于捕获子星在太空垃圾密集的轨道上运行，可能有受太空垃圾撞击的危险，并且使捕获子星按照设定的路线飞行能够最优化捕获的角度和减小捕获太空垃圾带来的冲击、增加捕获概率。

简单来说，沿着预定轨道飞行的跟踪控制策略就是在子星上施加控制力和控制力矩，使子星不偏离预定轨迹飞行。控制变量为子星偏离误差。也采用比例微分导引法。为了更清楚地描述子星和发射母星的位置关系，假设二者在同一轨道平面内，只研究轨道平面的相对运动。建立在极坐标系内的希尔方程。

$$\begin{aligned} \ddot{\rho} - \rho(\omega + \dot{\phi})^2 - \rho\omega^2(3\sin^2\varphi - 1) &= u_\rho \\ \rho\ddot{\phi} - 2\dot{\rho}(\omega + \dot{\phi}) - 1.5\rho\omega^2\sin 2\varphi &= u_\varphi \end{aligned} \quad (4-4)$$

式中 ω ——母星的轨道角速度，rad/s；

ρ ——母星和子星间的距离，m；

φ ——母星发射子星的发射角度，m；

u_ρ 、 u_φ —— ρ 和 φ 方向的单位质量控制力，N。

采用比例微分控制的反馈，则有

$$\begin{aligned} u_\rho &= \rho(\omega + \dot{\phi})^2 + \rho\omega^2(3\sin^2\varphi - 1) + (\ddot{\rho}_d - \lambda_1 e_\rho - \lambda_2 \dot{e}_\rho) \\ u_\varphi &= \frac{-2\dot{\rho}(\omega + \dot{\phi}) - 1.5\rho\omega^2\sin 2\varphi}{\rho} + (\ddot{\varphi}_d - \lambda_3 e_\varphi - \lambda_4 \dot{e}_\varphi) \end{aligned} \quad (4-5)$$

其中， λ_1 、 λ_2 、 λ_3 、 λ_4 为控制系数。 e 是轨道偏离误差， ρ_d 、 φ_d 是预定运动轨迹。

因此，可以得到闭环误差运动

$$\begin{aligned}\ddot{e}_\rho + \lambda_1 \dot{e}_\rho + \lambda_2 e_\rho &= 0 \\ \ddot{e}_\varphi + \lambda_3 \dot{e}_\varphi - \lambda_4 e_\varphi &= 0\end{aligned}\quad (4-6)$$

选择合适的系数 λ_1 、 λ_2 、 λ_3 、 λ_4 ，就可以使误差运动控制在稳定范围内。

4.3 本章小结

本章对绳系卫星捕获太空垃圾的过程给出了具体的描述分析，并讨论研究了一种最优的捕获策略。对捕获策略进行了详细的数学化描述，仿真结果将在下一章中进行分析讨论。

第5章 仿真结果与分析

5.1 引言

本章主要对前几章建立的数学模型进行仿真分析。仿真工具是 Matlab 软件中的 M 文件和 Simulink 工具。本章将给出详细的仿真结果和分析，得出一定的结论，是本文内容的重点。

5.2 发电系绳在轨工作仿真分析

5.2.1 简化模型

为了校对仿真结果，运用文献[23]提供的绳系卫星系统的数据和假设条件。在简化模型中，没有具体分析等离子体接触器的工作情况，不考虑系绳具体编结结构，假设系绳的材料是铝。绳系卫星的简化模型的 EDT 系统参数设定如表 5.1 所示。

表 5.1 简化模型的绳系卫星系统数据

母星质量	600	(kg)
子星质量	400	(kg)
系绳质量	84.8	(kg)
系绳长度	10	(km)
系绳截面积	π	(mm ²)
系绳密度	8.48×10^{-3}	(kg/m)
导电率	27.4×10^{-9}	(Ωm)

数学仿真所用的轨道参数数据如下：

- 1) 800km 轨道高度，98°轨道倾角。
- 2) 1000km 轨道高度，83°轨道倾角。
- 3) 1500km 轨道高度，83°、74°、52°轨道倾角。

假设圆轨道，卫星入轨升交点为 120°，且以升交点为计时零点。理想化模型中系绳与当地垂线的夹角 α 、 β 均为零。简化模型中的地磁场模型采用 IGRF2000 地磁场模型(计算时间为 2010 年 9 月 15 日)、系绳模型采用第 3 章中的简化模型、等离子体与导电系绳构成的电流回路用简单的电阻回路模拟。

对空间发电系绳产生电流和洛伦兹力定量分析，比较分析不同长度系绳在不

同轨道高度和轨道倾角下的仿真结果。在 Matlab 中用 M 文件仿真结果和分析如下：

首先计算得出不同轨道高度和倾角下，符合轨道参数条件的星下点位置(选取了均匀分布的六个位置)，如表 5.2 所示。

利用表中的轨道参数，计算得出的系绳电流和洛伦兹力随系绳长度变化的仿真结果如图 5.1~5.2 所示。

表 5.2 部分轨道参数及星下点位置

轨道参数	纬度/°			经度/°		
800km/98°	0	70.3562	35.5959	120.0000	91.7630	115.6737
	-35.5959	-70.3562	-0.0000	99.0759	122.9866	94.7496
1000km/83°	0	70.7289	35.6903	120.0000	135.2970	104.4144
	-35.6903	-70.7289	-0.0000	109.2715	78.3889	93.6859
1500km/52°	0	48.5421	27.5926	120.0000	176.3696	84.2863
	-27.5926	-48.5421	-0.0000	126.6774	34.5941	90.9637

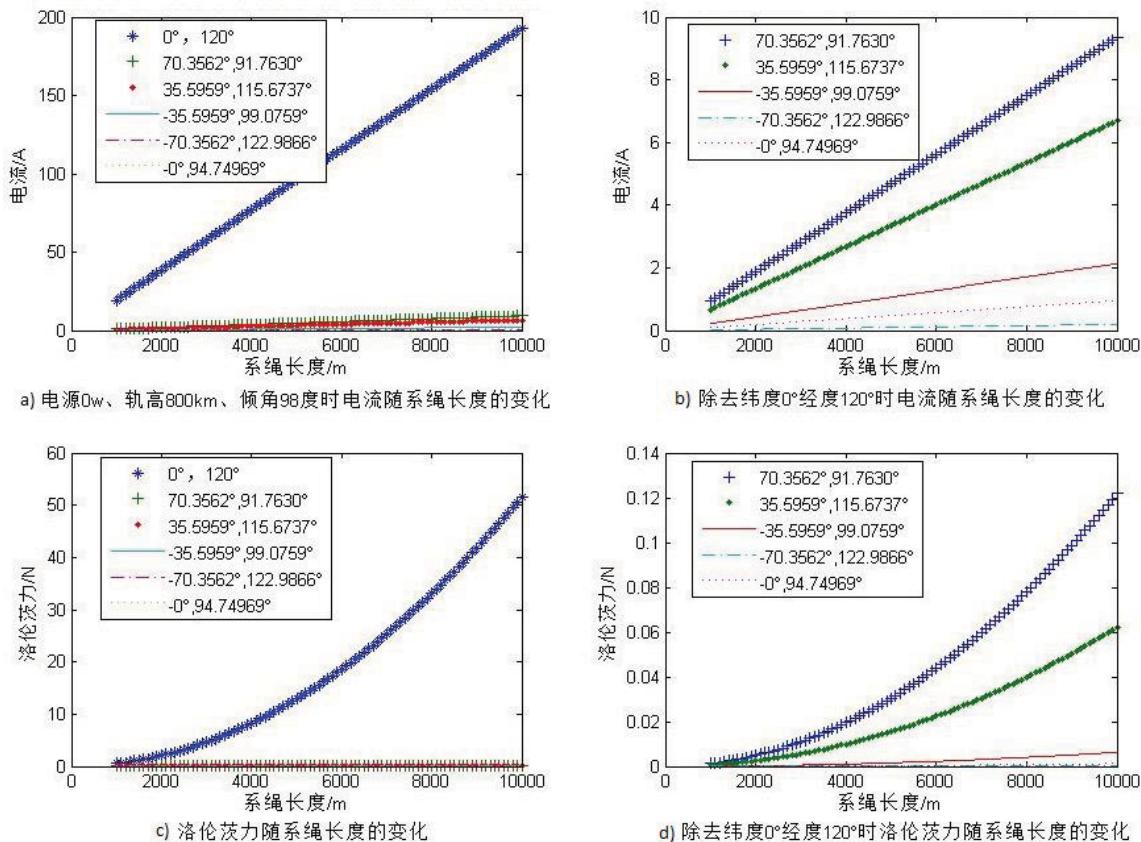


图 5.1 电源 0W、轨高 800km、倾角 98°时系绳在不同星下点的工作情况

1. 分析星下点位置对系绳工作的影响

图 5.1 结果显示，同一轨道高度和倾角下，不同星下点，系绳产生的电流和洛伦兹力不同。在纬度 0°、经度 120°时，系绳电流和洛伦兹力与其它轨道参数下差

值很大。可见，在系绳降轨的过程中，系绳电流和洛伦兹力的振荡很大，需要加以一定的控制，以防系统失稳。

在系绳不提供备用电源功率时，系绳中的电流和洛伦兹力随着系绳长度的增加而增加。可见，当轨道参数对系绳工作不利时，可以通过增加系绳长度获得足够的洛伦兹力进行降轨。但由于增大系绳长度也同时扩大了绳系系统在空间中的维度，因此增加了系绳工作的风险性。由图中不同经纬度星下点的洛伦兹力大小的比较，可见大多数情况下洛伦兹力随系绳长度变化不大。考虑到绳长越长，系统面临太空物体撞击的概率越大，并且消耗的电源越多，故不须以增长系绳长度为代价来提高洛伦兹力大小。综上所述，确定系绳工作的长度应优先考虑绳系卫星系统的结构和安全性等问题。美国的 Terminator Tether 确定的系绳全长为 20km，日本 JAXA 研究 EDT 原理时采用系绳长度为 10km。系绳长度的确定还需经过试验研究和在轨分析。从而对绳系系统工作效果最优化。

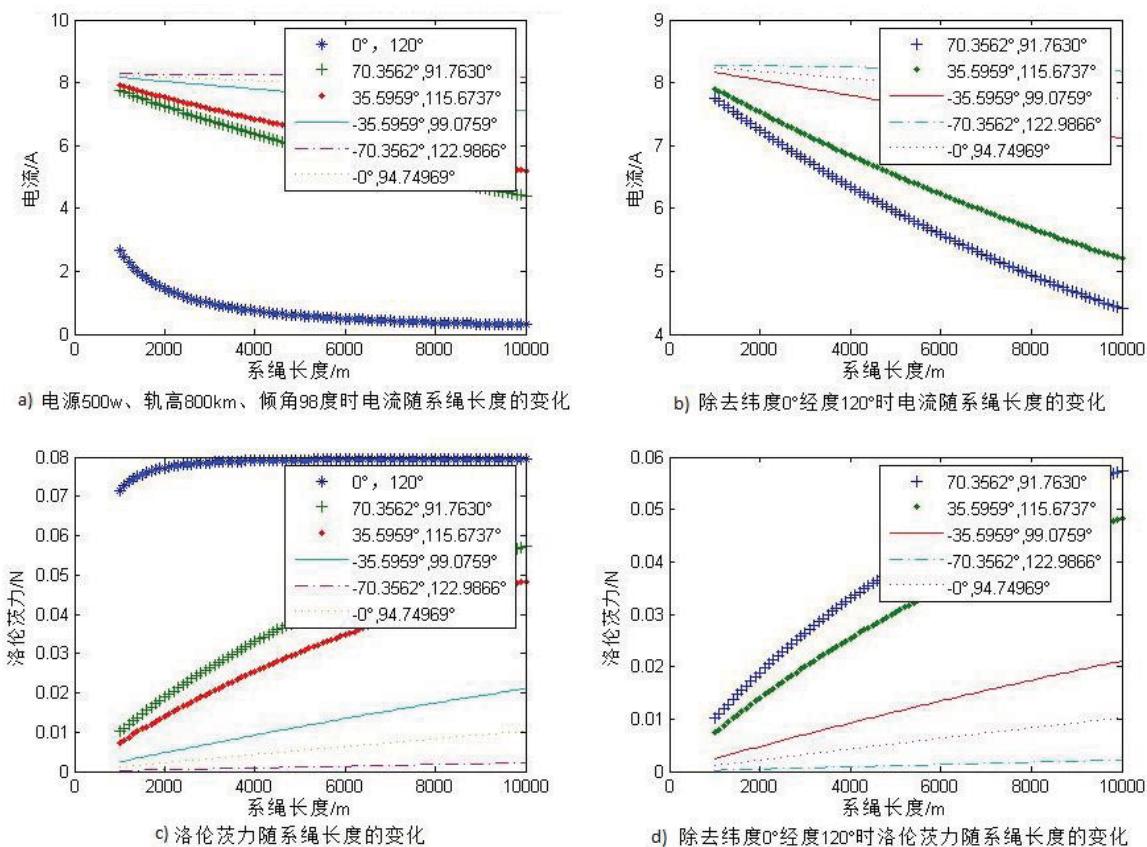


图 5.2 电源 500W、轨高 800km、倾角 98°时系绳在不同星下点的工作情况

图 5.2 对比图 5.1，可见在系统提供电源的情况下，系绳内电流的大小沿着卫星的轨道运动时变化不大，因而得到了很好的控制，因此洛伦兹力的变化也在控

制范围内，减弱了系绳的振荡。

2. 分析轨道高度对系绳工作情况的影响。

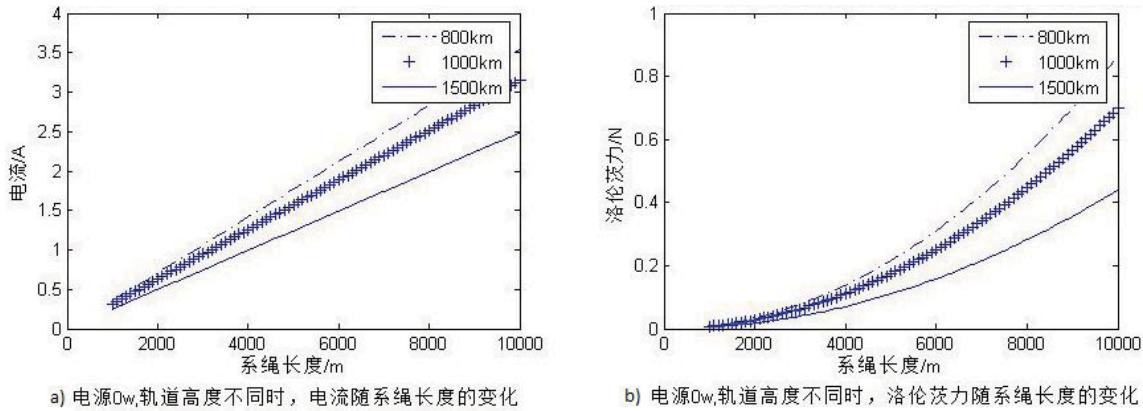


图 5.3 不同轨道高度时系绳的工作情况

图 5.3 所示的不同轨道高度下(800km、98°;1000km、83°;1500km、83°)系绳工作情况的比较，取轨道运行一周的平均值计算。可见，轨道高度越低，系绳在磁场中产生的电流和相应洛伦兹力也就越大。这是因为低轨道下的低磁场强度更大，所以 EDT 原理的作用更加明显。

3. 分析轨道倾角对系绳工作情况影响

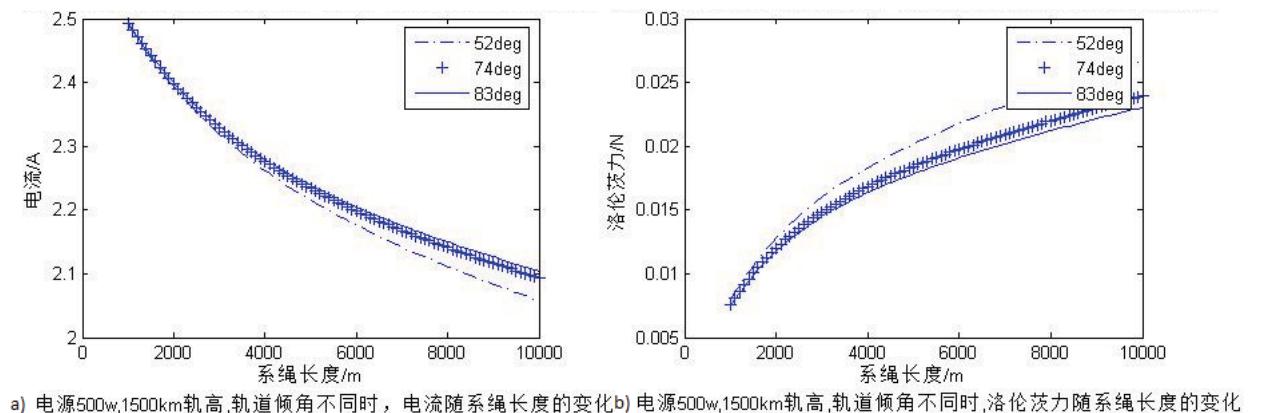


图 5.4 电源 500W、轨高 1500km、倾角不同时系绳工作情况

图 5.4 给出了在 1500km 轨道高度下，不同轨道倾角的轨道平面内，系绳绕轨道运行一周的电流和洛伦兹力平均值的比较。可见，轨道倾角越低，系绳内产生的电流越大，洛伦兹力也越大。这是因为，高倾角的地磁场大小方向变化很大，与系绳作用的有效磁场相对较小，并且高倾角的等离子体密度较小，对系绳产生电流贡献较小。因此，在绳系系统的降轨过程中，考虑在捕获到太空垃圾后，变轨至低轨道倾角运行，从而增加系绳发电的作用，减小降轨时间。

4. 分析提供电源功率对系绳工作情况的影响。

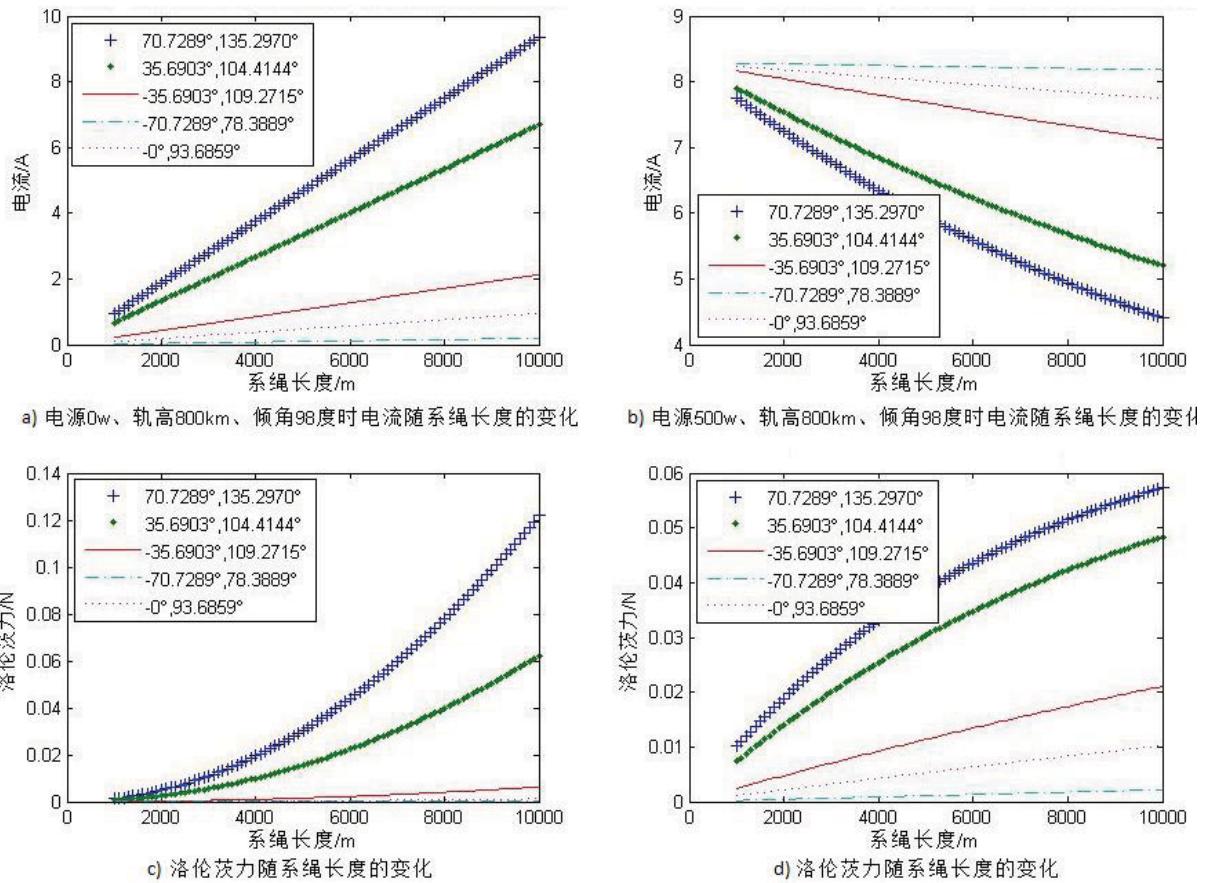


图 5.5 轨高 800km、倾角 98°时，不同电源功率的系绳工作情况 1

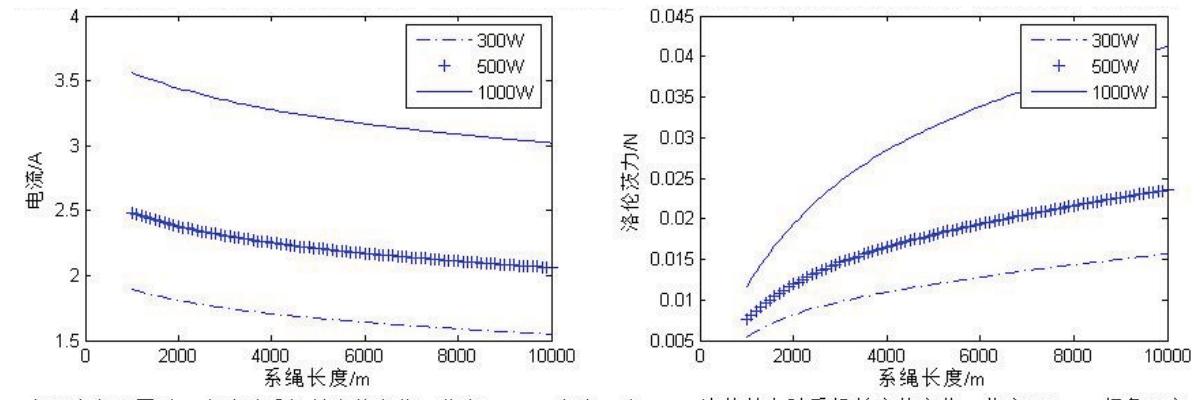


图 5.6 轨高 800km、倾角 98°时，不同电源功率的系绳工作情况 2

图 5.5 所示的是不提供电源和电源功率为 500w 两种情况下，系绳工作于同样轨道参数下的电流和洛伦兹力比较。图中，二者电流变化的趋势相反，这是因为电源提供功率与感应电压方向相反。但二者产生的洛伦兹力趋势一致，并且在电

源功率作用下，洛伦兹力变化随系绳长度变化更加平缓，这对系绳的释放和收回过程有很好的参考研究价值；并且，不同星下点的系绳洛伦兹力也比没有提供电源功率的时相差更小。可见，提供电源功率对系绳工作的稳定性有很大的帮助。

图 5.6 所示的是提供电源功率不同时，系绳在同样轨道参数下绕轨道一周所产生的电流和洛伦兹力的平均值比较。可见，提供电源功率越大，电流和洛伦兹力也就越大。因此，可以通过改变提供电源功率的大小来控制系绳工作。

5.2.2 弹性模型

弹性模型在 Matlab/Simulink 中建立。仿真数据参考文献[20]和[14]提供的绳系卫星在轨运行的数据，并应用了空间环境的 IGRF2000 地磁场模型、大气密度模型、IRI2007 等离子体模型。此外，模型也做了一些假设。假设绳系系统运行于圆轨道，系绳采用编织方式，不考虑系统在空间环境中所受的温度等影响，系统运行于 2010 年 9 月 15 日，其轨道高度为 800km，轨道倾角 98°。绳系卫星系统的数据如表 5.3。

表 5.3 弹性模型的绳系卫星系统数据

母星质量	3400	(kg)
子星质量	50	(kg)
系绳质量	19.8	(kg)
系绳长度	10	(km)
系绳弹性模量	1.4×10^{10}	(N/mm ²)
系绳等效粘性阻尼比	0.2	

图 5.7 和图 5.8 所示的是在 Matlab/Simulink 中建立的绳系系统的弹性模型。

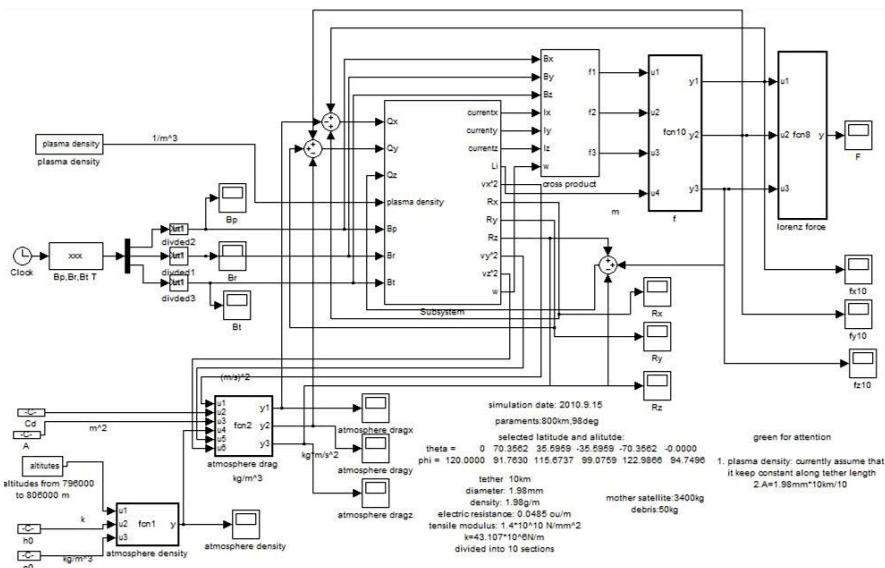


图 5.7 绳系系统弹性模型仿真系统图

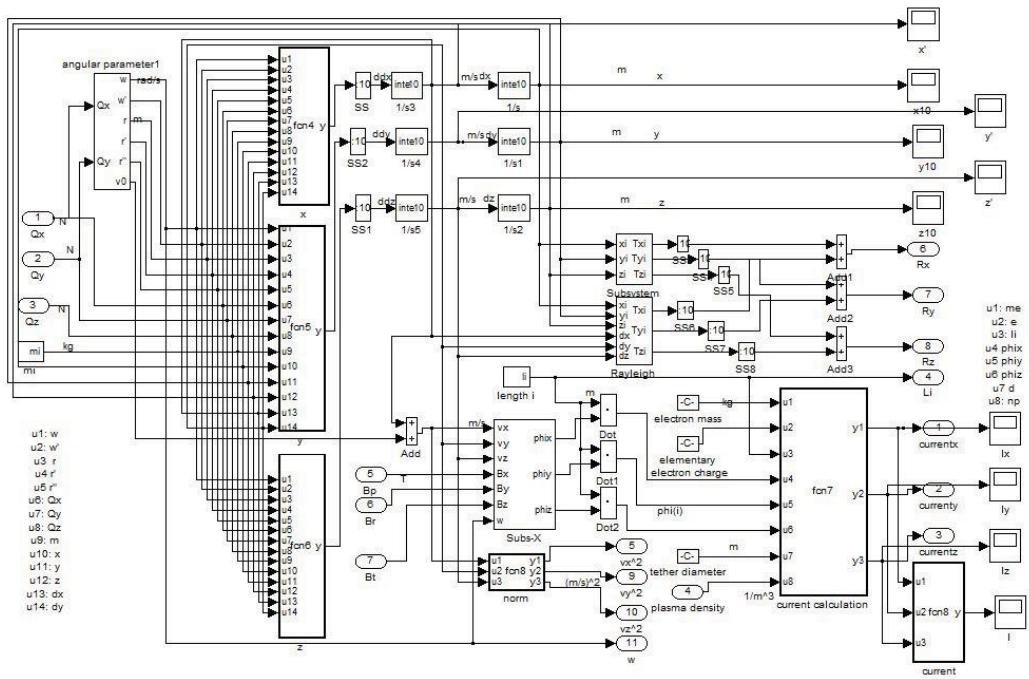


图 5.8 绳系系统弹性模型仿真子系统图

弹性模型的建立中，将系绳平均分为 10 段，每一段绳长为 1000m。母星与第 1 段系绳构成第 1 个质点，位于母星(即系绳端点)处，质量为 3401.98kg；第 2 到 9 个质点分别为各段的质心，质量为 1.98kg；第 10 段系绳与子星构成第 10 个质点，位于子星处，质量为 51.98kg。如图 5.9 所示。

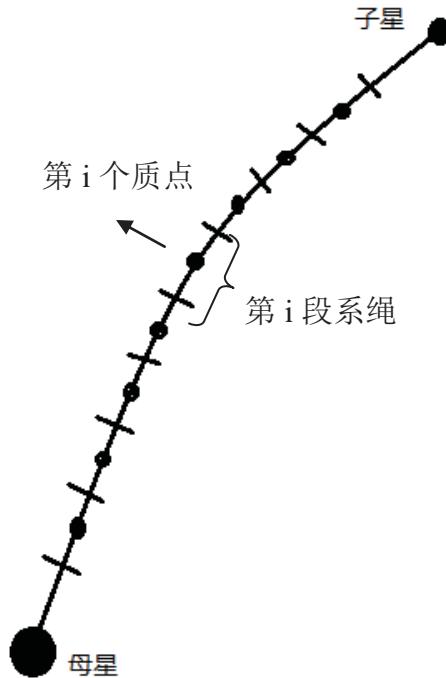


图 5.9 系绳结构示意图

弹性模型的仿真结果与分析如下所述:

1. 不考虑弹性力和阻尼力时的系绳运动情况。

不考虑系绳的弹性力和阻尼力，则系绳各分段点的运动互不影响。由于系绳初始状态是理想的匀速垂直地球半径方向飞行，故系绳远离地球的端点速度大于轨道速度，按照椭圆轨道飞离预定轨道。图 5.10 所作的示意图中，蓝色的实线代表无弹性力无阻尼力的系绳从 0°开始的轨道运动。系绳在不到运行一周的时间内迅速分散、系绳运动失真。由此可见，系绳需考虑其内部作用力才能对其在轨飞行的运动状态做出模拟仿真，讨论感应电流和洛伦兹力才有实际意义。

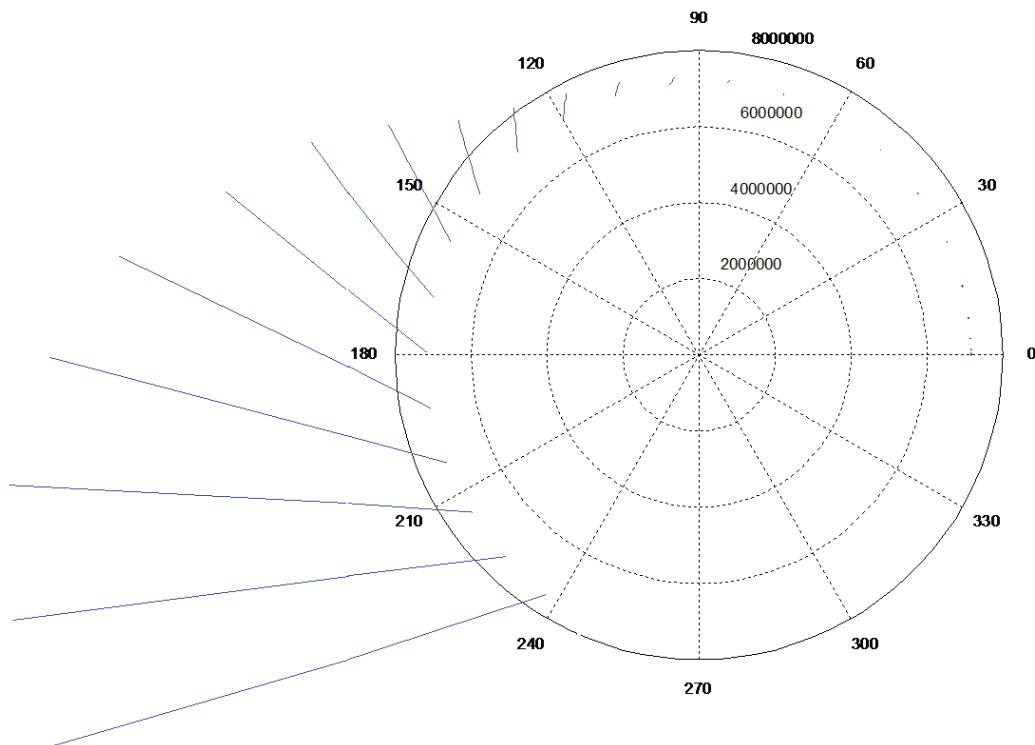
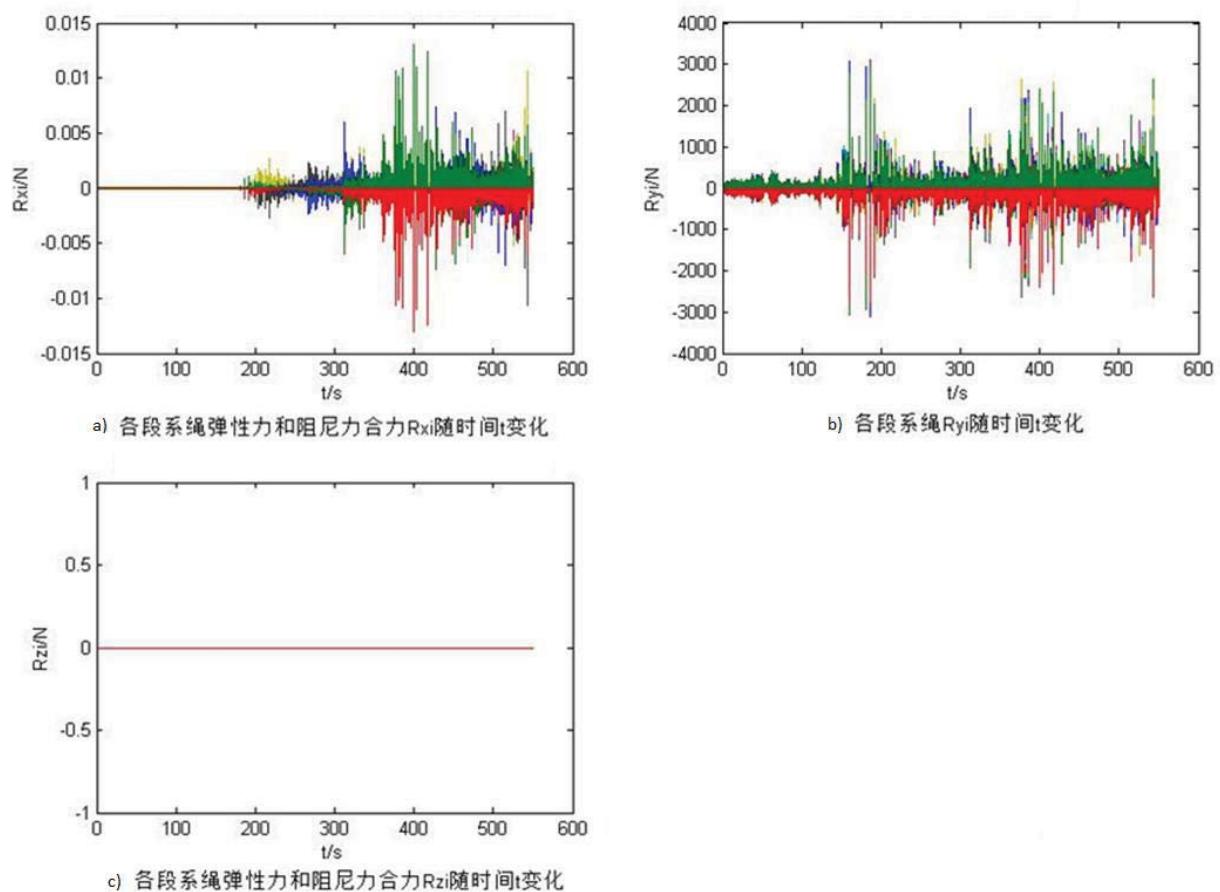


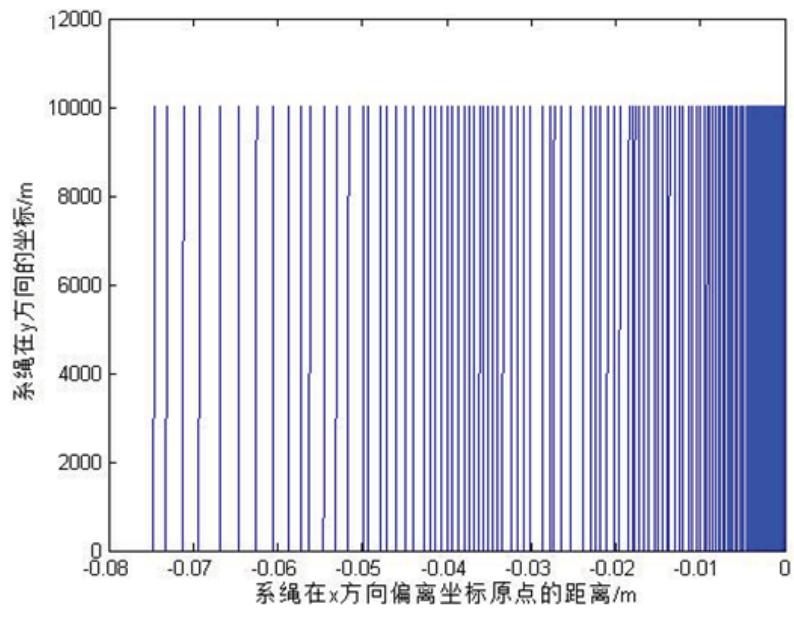
图 5.10 不考虑弹性力和阻尼力时系绳的运动情况

2. 不受外力作用时的系绳运动情况。

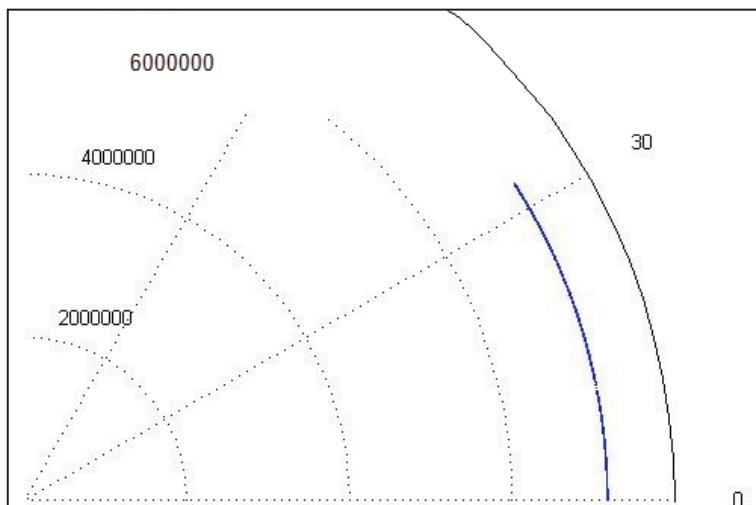
考虑系绳弹性力和阻尼力的作用，但不考虑系绳受大气阻力、磁场作用时的情况。此时，弹性模型只受到地球引力的作用，系绳内部有弹性力和粘滞阻尼力的作用。



5.11 不受外力作用时弹性系绳内部弹性力和阻尼力变化



a) 系绳不受外力作用，在x-y平面内的轨道运动，70s



b) 系绳轨道运动情况, 500s

图 5.13 不受外力作用时弹性系绳轨道运动情况

由图 5.11~图 5.13 可见, 系绳在内部作用力和地球引力的作用下, 系绳每段各个纵坐标基本能够沿着原定轨道运行。在长时间的运行下, 系绳有一定的升轨, 因为系绳内力的作用, 使得系统能量损耗。系绳内部作用力在 x 方向上以 $10^{-3}N$ 的量级振荡、 z 方向上无作用力, 可见系绳在垂直轨道平面上运行平稳。在 y 方向的作用力振荡较大, 这是因为 y 方向是系绳的拉伸方向。系绳内力存在高频振荡, 这是由系绳弹性和分布质量导致的。这在简化模型中是不能够体现的。

无外力作用下的弹性系绳运动和受力的分析讨论对于研究非导电绳系系统具有一定的研究价值。

3. 弹性模型受外力作用时的运动情况及系绳工作情况。

弹性模型所受外力主要有大气阻力和系绳切割磁场产生的洛伦兹力。大气阻力在一般轨道分析时不加以分析, 但对于低轨道飞行器的作用比高轨道明显, 特别是在太空垃圾即将进入大气层烧毁的阶段, 大气阻力不可忽略。弹性模型主要受到的外力是洛伦兹力。讨论分析的系绳受力及运动情况为模拟真实情况下系绳在空间环境中切割磁场线运动的情况。

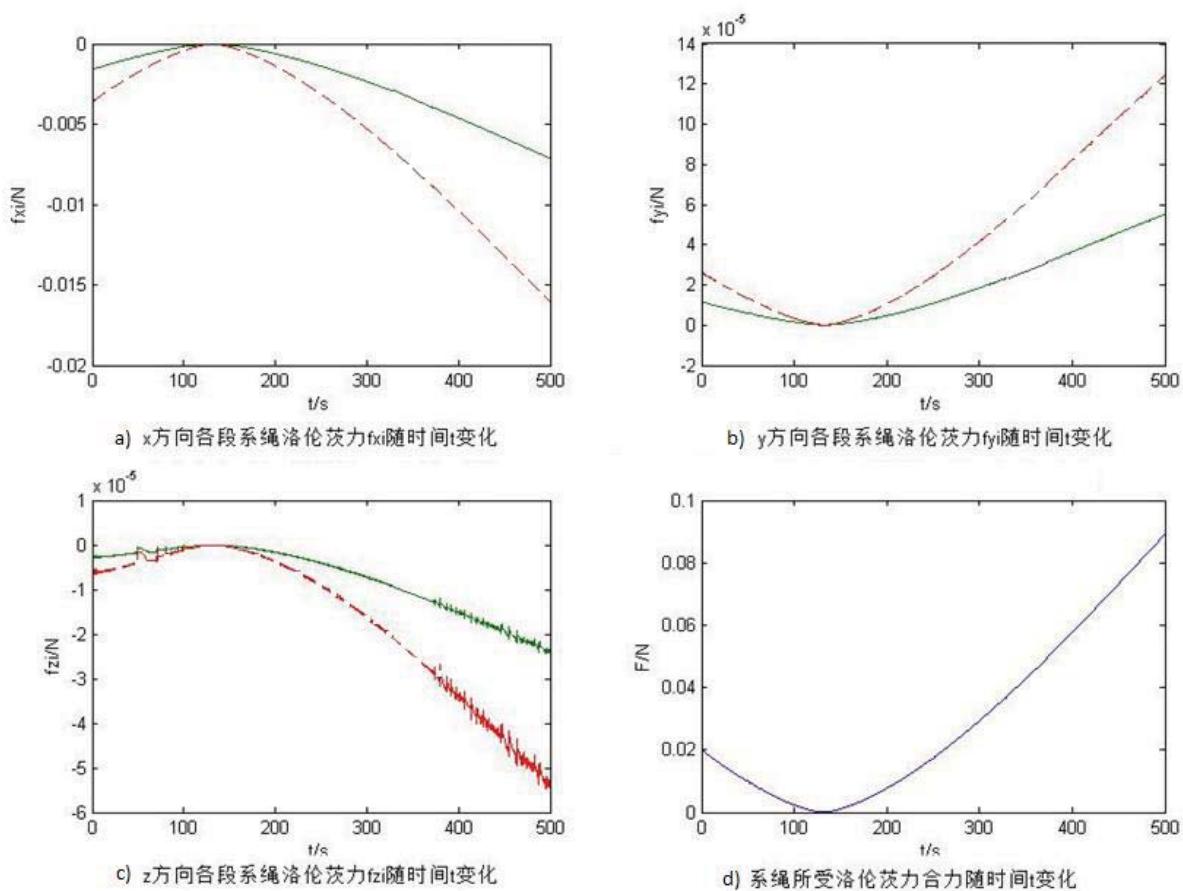
图 5.14 (各段)系绳在坐标系中洛伦兹力 $fx,y,z(i)/N$ 及其合力 F/N 随时间 t/s 变化

图 5.14 中, 虚线代表绳端两端系绳的洛伦兹力, 实线代表第一段到第八段的系绳的洛伦兹力。由图 5.14 可见, 系绳 x 方向洛伦兹力的标量最大, 合力的量级在 $0.01N$ 以上, 与其它文献仿真结果相符, 且随时间增加而增加。这是因为 x 方向是系绳运动速度方向, 产生洛伦兹力必然与运动方向相反, 从而实现降轨。y 和 z 方向的洛伦兹力量级在 $10^{-5}N$, 对系绳受力影响不大, 也在不断增加, 这与各段系绳的运动方向有关, 说明随着时间增加, 系绳偏离了垂直于轨道半径方向。z 方向的洛伦兹力有轻微的振荡, 振荡微弱, 可以与系绳本身的内力相缓冲抵消。并且, 由图可见, 沿着系绳的洛伦兹力变化不大, 基本重合, 而两端系绳洛伦兹力较大是由于绳段长度比其他绳段较大。

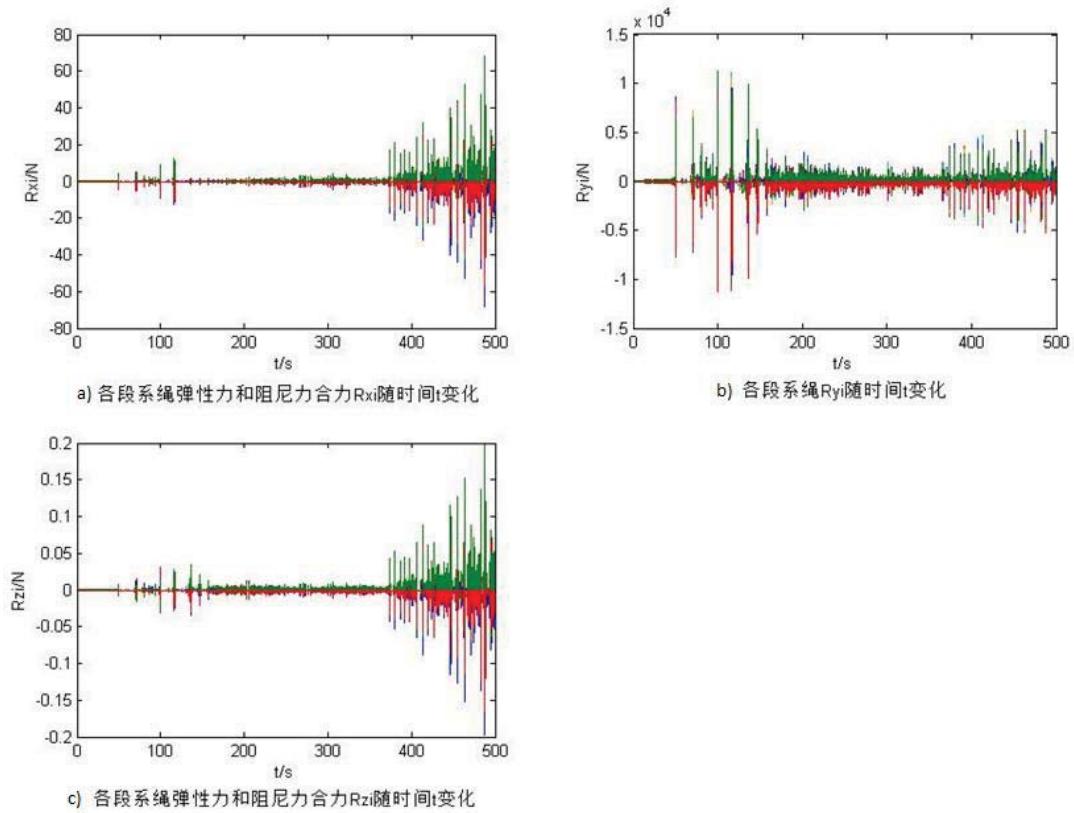


图 5.15 各段系绳弹性力和阻尼力合力 Rxi 、 Ryi 、 Rzi/N 随时间 t/s 变化

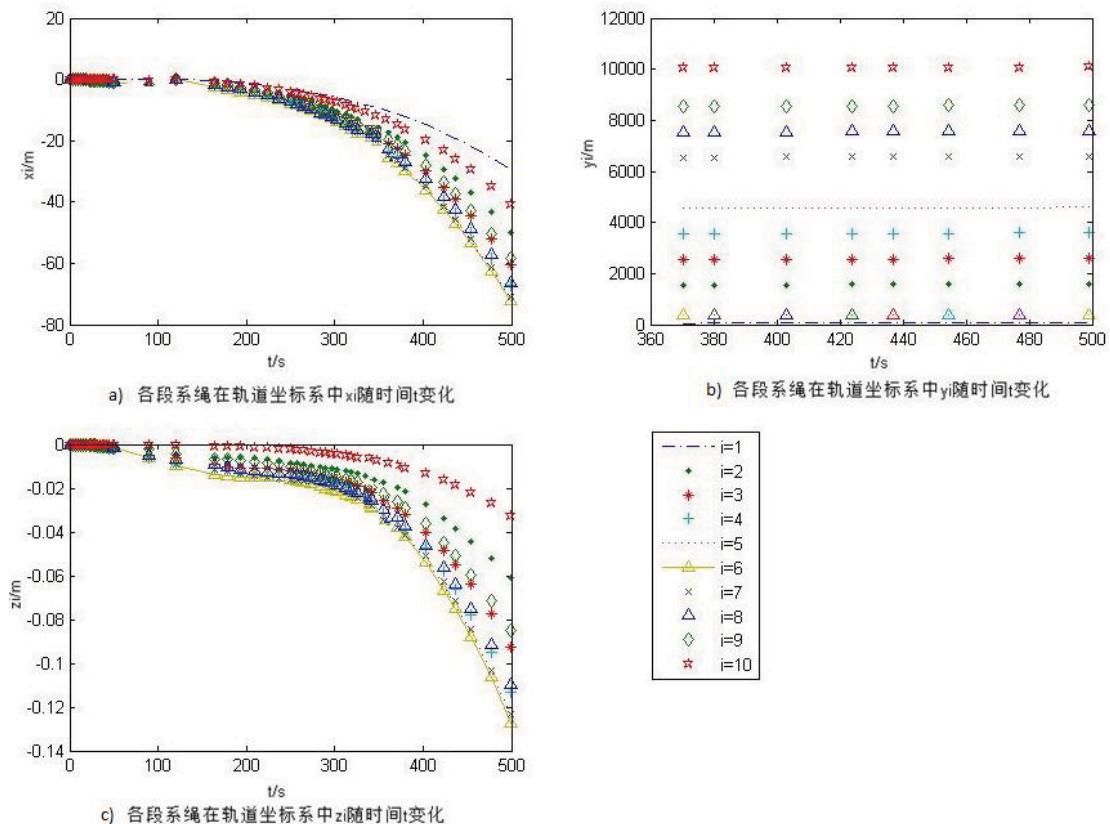


图 5.16 各段系绳位置分量 xi 、 yi 、 zi/m 随时间 t/s 变化

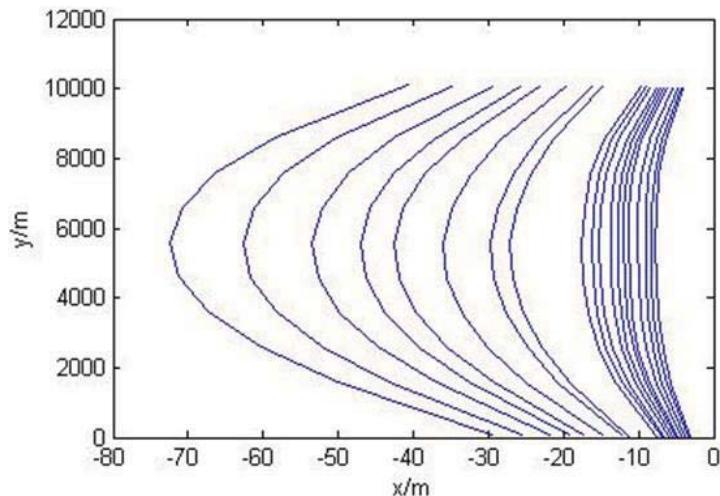


图 5.17 系绳在轨道平面内位置的变化, 500s

由图 5.15 可见, 弹性力和阻尼力的变化与不受外力的绳系系统所受内力变化类似, 存在高频振荡, 但 x 和 z 方向的内力比不受外力的绳系系统大得多。这主要是由于系绳受到了推进阻力作用, 使系绳的运动与两端的星体偏离较大, 由图 5.16 和图 5.17 可见, 系绳在轨运行 500s 的时间内, 轨道平面内各段系绳的摆角持续增大。拉伸作用而产生了较大的弹性力和阻尼力。当系绳的内力受到强度的限制时, 就需要施加控制力或者控制策略减小系绳摆动的摆角, 以使系绳工作稳定。

由于仿真步长的限制和系绳分为 10 段运行, 使得仿真时间较长、采集参量数量往往超过 Matlab 运行内存空间。由于时间有限, 故弹性模型的仿真在相对于降轨的较短时间内运行。但仿真足以显示出系绳在轨运动的状态改变和内外力的情况。在以后的工作中, 可以增大仿真时间, 并将模型在不同轨道参数下的运行情况加以比较分析。

5.3 捕获策略仿真分析

对 4.2 节提出的捕获策略进行仿真分析。分为卫星追踪飞网捕获仿真分析和飞网子星的误差控制仿真分析两部分。

5.3.1 卫星追踪太空垃圾捕获仿真分析

因为子星与太空垃圾基本在同一轨道运行, 讨论子星追赶上太空垃圾的导引率的意义不大。卫星为追赶飞行器, 太空垃圾为目标飞行器。假设二者在希尔方程定义的轨道坐标系内, x 和 y 方向距离各 50km, 选择合适的参数, 经过渐近接近法的比例微分导引, 仿真结果如下。

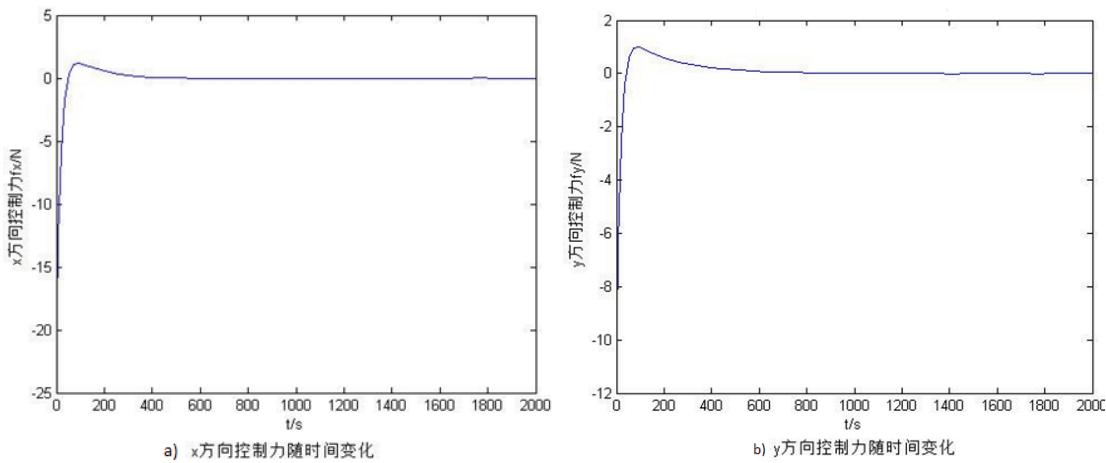


图 5.17 x、y 方向单位质量控制力随时间变化

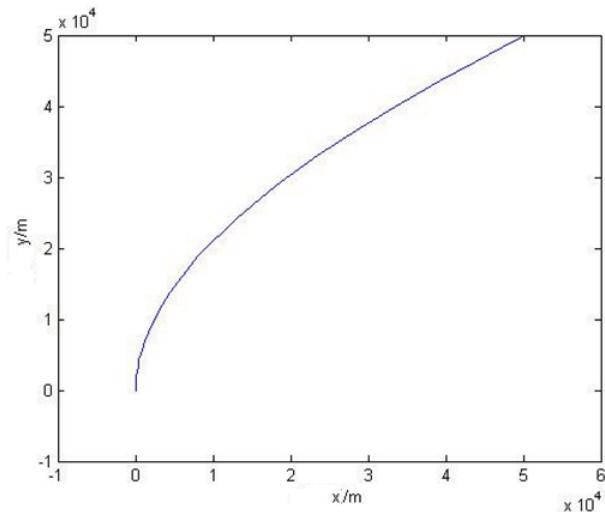


图 5.18 卫星与目标距离变化

由上图可见，只要选择合适的控制系数，能够保证控制力平稳，在交会过程中较短的时间内便能够稳定。控制力越小，卫星与目标交会的时间越长，但交会过程越平稳。在进一步的讨论研究中，应对交会时间和效率进行优化，并考虑轨道摄动对控制情况的影响。

5.3.2 释放子星的误差控制仿真

为了简化问题讨论，母星与太空垃圾在同一轨道上运行，二者间为几百米的距离。假设释放子星的轨迹为最简单的直线，由于释放子星需给其一定初速度，为了保证子星与目标不碰撞，释放过程因减速，假设 ρ_d 和 φ_d 分别为 $\rho_d = v_0 t - 0.5at^2$ 、 $\varphi_d = const = 0$ ，经过 100s 后子星沿捕获轨迹到达预定捕获点。可推算 v_0 和 a 的大小。选取文献[27]提供的数据进行仿真分析。 $v_0 = 5m/s$ 、 $a=0.05m/s^2$ 。释放子星

的初始误差设为 $\varphi_0 = 0.05rad$ 、 $0.2rad$ 、 $0.8rad$ 。

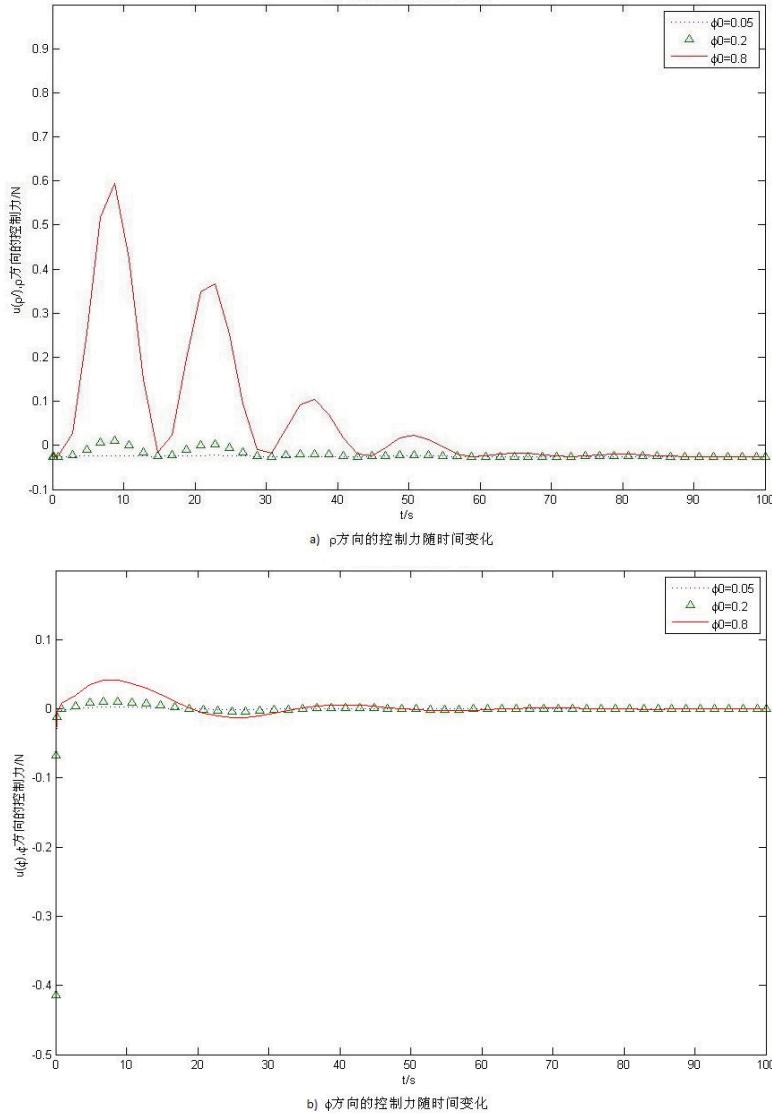


图 5.19 ρ 和 φ 方向单位控制力随时间的变化

仿真结果可见， φ_0 越大，两个方向的控制力变化越大。通过调整比例微分控制的控制系数，单位控制力可以在很小的变化范围内使误差减小，使子星按预定轨道飞行。后续工作可在更精确的轨道环境中进行研究分析。并可以加入系绳弹性力对控制力 ρ 方向的影响。

5.4 本章小结

本章对本文中各个模型进行了仿真，得出了相应的结果，并进行了比较和详细的分析讨论。本章的仿真分析对本文研究的结论有很重要的理论支持。

结 论

EDT 在太空环境发电和提供推进力等方面有着广阔的应用前景。本文基于CAST 创新基金项目，以解决太空垃圾的清理为研究背景，探讨了用绳系卫星清理太空垃圾的可行方案、进行了在轨分析。论文结果如下：

- 1) 分析了太空环境中对绳系卫星有影响的各种环境因素。经过数学仿真，探讨了地磁场、等离子体环境对EDT系统工作的影响。分析了太空垃圾的分布情况，确定了EDT系统的工作轨道参数。
- 2) 在分析总结国外资料的基础上，提出了一种用绳系卫星清理/捕获太空垃圾的方案；建立了EDT的简化模型和弹性模型，对系绳在轨工作情况进行了详细分析讨论，进行了数学仿真分析；对系绳稳定平衡与控制问题做了初步的分析讨论。
- 3) 提出了一种可行的捕获策略，进行了仿真分析。

本文在提出太空垃圾清理/捕获方案的基础上，对EDT的在轨工作情况进行了详细的分析讨论。主要分析了不同轨道参数下系绳的电流和洛伦兹力、对系绳运动情况进行了分析和改善，并初步提出了可行的捕获策略。这些工作对CAST创新基金的后续研究任务作了铺垫。

在本文的基础上，以后的工作可以在以下方面展开：

- 1) 研究绳系卫星在轨释放和收回系绳的过程，分析其稳定性和控制方法。
- 2) 研究释放捕获太空垃圾的飞网的释放过程、飞网的展开方式。
- 3) 研究绳系卫星的配置、结构，以及EDT系统中除了系绳以外的装置和它们对系绳工作的影响。

参考文献

- [1] D. Rex, P. Eichler. The Possible Long Term Overcrowding of LEO and the Necessity and Effectiveness of Debris Mitigation Measures[C]. Proceedings of the First European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 1993. ESA SD-01:607- 615.
- [2] 刘文君. 空间碎片现状的国际法思考[J]. 辽宁警专学报, 2009, 54(2): 25- 27.
- [3] 杨建民. 空间碎片减缓标准的研究与探讨[J]. 航天标准化. 2000, (1): 6- 11.
- [4] 朱毅麟. 关于编制《空间碎片缓减标准》的研究[J]. 航天标准化. 2000, (4): 8-13.
- [5] 李怡勇, 沈怀荣, 李 智. 空间碎片环境危害及其对策[J]. 导弹与航天运载技术, 2008, 298(6): 31- 35.
- [6] 应璐珺. 太空垃圾挑战人类[J]. 今日科技, 2009.02, 51-56.
- [7] 姜锦山等. 空间科学与应用[M]. 科学出版社, 2001.
- [8] 徐福祥. 卫星工程概论[M]. 宇航出版社, 2003.
- [9] J.-C. Liou, N. L. Johnson. A LEO satellite postmission disposal study using LEGEND[J]. Acta Astronautica, 2005, 57: 324- 329.
- [10] J.-C. Liou, N. L. Johnson. A sensitivity study of the effectiveness of active debris removal in LEO[J]. Acta Astronautica, 2009, 64: 236- 243.
- [11] 翟 光, 仇 越, 梁 斌, 等. 空间飞网捕获机器人系统时变惯量姿态动力学研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(4): 1131-1136.
- [12] G. Zhai, Y. Qiu, B. Liang, et al. On-orbit capture with flexible tether-net system[J]. Acta Astronautica. 2009, 65: 613- 623.
- [13] 朱仁璋, 林华宝, 马兴瑞. 论绳系小卫星的应用与技术可行性[J]. 航天器工程, 2001, 10(3): 37- 46.
- [14] 李强. 空间绳系卫星系统动力学建模及仿真研究[D]. 国防科学技术大学研究生院工学硕士学位论文, 2007.
- [15] 崔本廷. 空间绳系的控制与应用[D]. 国防科学技术大学研究生院工学硕士学位论文, 2006.
- [16] C. Pardinia, T. Hanadab, P. H. Kriskoc. Benefits and risks of using electrodynamic tethers to de-orbit spacecraft[J]. Acta Astronautica, 2009, 64: 571- 588.
- [17] C. Pardinia, T. Hanadab, P. H. Kriskoc, et al. Are de-orbiting missions possible using electrodynamic tethers?[J]. Acta Astronautica, 2007, 60: 916- 929.
- [18] S. Kawamoto, Y. Ohkawa, S. Kitamura, et al. Strategy for active debris removal using electrodynamic tether[J]. Transactions of Space Technology Japan, 2009, 7,

ists26: Pr_2_7- Pr_2_12 .

- [19] J. Davis. Mathematical modeling of earth's magnetic field[J]. Technical Note, 2004.
- [20] S. Kawamoto, T. Makida, F. Sasaki, Y. Okawa, et al. Precise numerical simulations of electrodynamic tethers for an active debris removal system[J]. Acta Astronautica, 2006, 59: 139- 148.
- [21] 刘文佳. 电动力缆绳离轨特性研究[D]. 哈尔滨工业大学工学硕士学位论文, 2006.
- [22] S. Nishida, T. Yoshikawa. A robotic small satellite for space debris capture[C], International Conference on Robotics and Biomimetics. Bangkok, Thailand, 2009.
- [23] Y. Ishige, S. Kawamoto, S. Kibe. Study on electrodynamic tether system for space debris removal[J]. Acta Astronautica, 2004, 55: 917- 929.
- [24] G. Zhai, Y. Qiu, B. Liang, et al. Research of capture error and error compensate for space net capture robot[C]. IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, Sanya, China, 2007.
- [25] R. L. Forward, R. P. Hoyt, C. W. Uphoff. Terminator TetherTM: A spacecraft deorbit device[J]. Spacecraft and Rockets, 2000, 37(2): 187- 196.
- [26] Y. Ohkawa, S. Kawamoto, S. Nishida, et al. Research and development of electrodynamic tethers for space debris mitigation[J]. Transactions of Space Technology Japan, 2009, 7, ists26, Tr_2_5- Tr_2_10.
- [27] 邹经湘. 结构动力学[M]. 哈尔滨工业大学出版社, 1996.
- [28] A. Dinklage. Plasma physics: confinement, transport and collective effects[M]. Springer, Berlin Heidelberg, 2005.
- [29] Y. Yamaigiwa, E. Hiragi, T. Kishimoto. Dynamic behavior of electrodynamic tether deorbit system on elliptical orbit and its control by Lorentz force[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9: 366- 373.

致 谢

感谢我的导师齐乃明教授。在毕业设计的选题、理论研究中对我悉心指导，使我受益匪浅。齐老师严谨的治学态度、务实的作风以及对待工作一丝不苟的精神，使我深受感染，在我的毕业设计过程中，以及今后的学术生涯，产生重要而积极的影响。

感谢我的父母、亲人、朋友。感谢你们在大学四年特别是在忙碌的毕业设计中，对我的照顾、支持和理解。

附录1 英文资料翻译

清理太空垃圾的发电系绳研发

摘要: 本文阐述了清理太空垃圾的发电系绳 (EDT) 系统的研发现状。EDT 是一种先进的推进技术, 理论上不需要推进剂或者电源, 而太空垃圾的降轨系统需要高效的推进系统, 所以 EDT 是一种吸引人的选择。由于还没有人证明 EDT 能够产生推进力, 实际研发太空垃圾清理的第一步是证明 EDT 的在轨工作运行原理。因此, 我们用一个小卫星研发 EDT 系统。本文中, 阐述了 EDT 在轨实现的概念和研发现状。

1. 序言

近几十年来, 太空垃圾的数量与日俱增。令人严重担忧的是垃圾的数量激增到危险的水平, 届时经常有太空垃圾的碰撞, 而且有用的飞行器也被垃圾群所遮蔽。一些研究人员已经报道说这种可怕的情况已经在某些轨道上发生了。

为了避免这种不希望的情况, 必须不但减少产生新的垃圾的几率, 而且要减少已经在轨垃圾的数量。由于大型垃圾的碰撞几率非常高, 所以在某个特定常用轨道上, 清除数以百计的大型垃圾可能会有效阻止垃圾碰撞。针对未来缓解太空垃圾问题, 日本航空航天研究局 (JAXA) 航空航天研发理事会已经对高效清理太空垃圾的策略进行了研究。

将大型卫星从原轨道降轨 (如太阳同步轨道), 一般需要很大的速度增量, 所以, 有效的推进系统的发展是获得未来清理空间垃圾技术的不可或缺的第一步。因为 EDT (发电系绳) 只需用很小电力和推进力 (故而推进系统很简单而又有效) 变可以为降轨产生推动, 所以, EDT 可谓最具有吸引力的候选降轨方案之一。

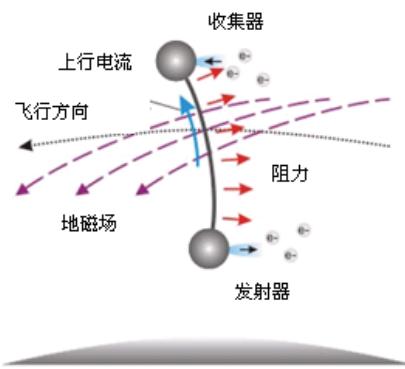


图 1 发电系绳的推力产生原理

图 1 是在轨时 EDT 的推进力产生原理图。EDT 是一种利用电磁力的先进推

进系统，系统主要由一根长导电系绳和系绳两端接收和释放电子的等离子接触器。EDT 系统产生降轨的拉力如下：1) 导电系绳切割磁场产生的感应电动势(EMF)。2) 如果系绳一端发出电子，被另一端接收，感应电动势便在系绳中产生电流。3) 磁场和系绳电流的相互作用产生与运动方向相反的安培力。所以理论上，EDT 系统既不需要推进剂也不需要电源来产生推力。然而，在实际的系统中，空心阴极可能需要气体工质，星上电力设备需要电源。

在 JAXA 为飞行验证组织了 EDT 系统的研发。这篇论文阐述了这些研究活动的现状。我们未来的最终目标是持续利用 EDT 系统来执行清除太空垃圾的任务，为人类太空活动可持续发展保持地球轨道的干净。

2. EDT 发展策略

实现清理垃圾的技术路线图如图 2 所示。我们最终目标为世界是提供有效减少垃圾的方式，在国际间合作下持续执行清除垃圾的任务。清理垃圾系统需要各种先进技术，如高效率推进、详尽的垃圾形状和运动的估测、自主交会和垃圾的自动捕获。我们知道高效推进系统的发展是最基本最重要的，所以，我们从推进系统着手，EDT 既是解决之道。然而 EDT 推进力的产生还未被证实，所以第一步在轨试验是必不可缺的。在接下来的叙述中，详细介绍 EDT 系统的在轨验证的概念和发展进程。

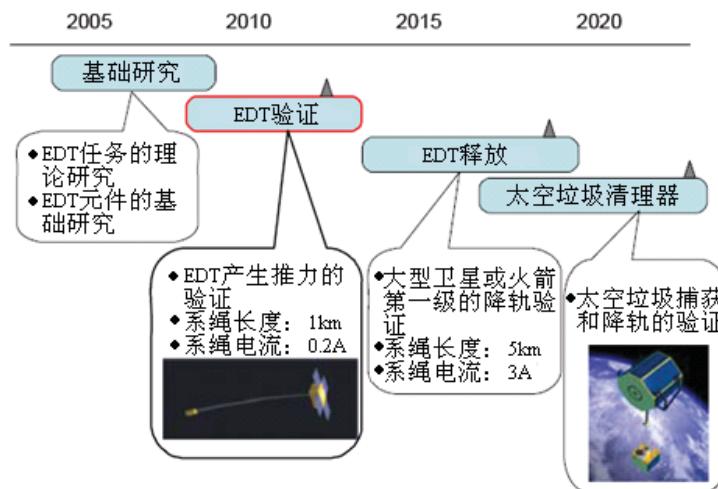


图 2 基于 EDT 的太空垃圾清理发展路线图

3. 在轨验证的 EDT 概念

图 3 是 EDT 飞行验证的示意图。试验的主要的目标是证实 EDT 可以产生推进力，因为目前还没有人在轨证明这一点。我们计划在这个试验中用一个重约 50kg 的小型卫星。虽然这个方案到现在还没有被证实，但是我们正忙于筹划该方案和通过其可行性。该试验目前的轨道并不明确，但是，最可能采用太阳同步

轨道 (SSO)，即约 800km 的高度。

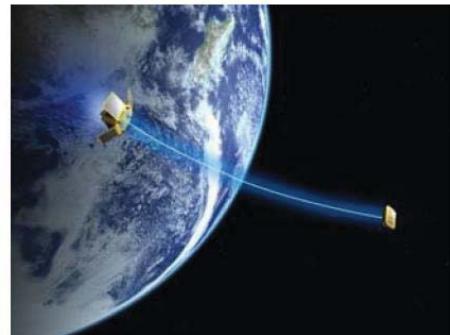


图 3 EDT 验证飞行示意图

表 1 EDT 验证飞行的技术要求

EDT 系统质量	20kg
功耗	20W
最大系绳推力	1mN
最大系绳电流	0.2A
系绳长度	1km
电子收集器	裸系绳
电子发射器 (主)	空心阴极
电子发射器 (副)	场致发射阴极
轨道 (待定)	800km 太阳同步轨道

表 1 是在轨实验的技术要求，图 4 是系统中重要的组成分布图。图 2 中总结了分类元件的质量和功耗。如表 1 所示，我们的任务是开发一个 1km 系绳、20kg、20W 的系统。系统靠裸绳收集空间等离子体的电子，并且主要靠空心阴极将电子发射到空间等离子体中去。在实验中，未来有可能成为电子源的场致发射阴极也安装在星上。表 2 指出，为了满足表 1 中的技术要求，必须减少空心阴极系统的功耗。

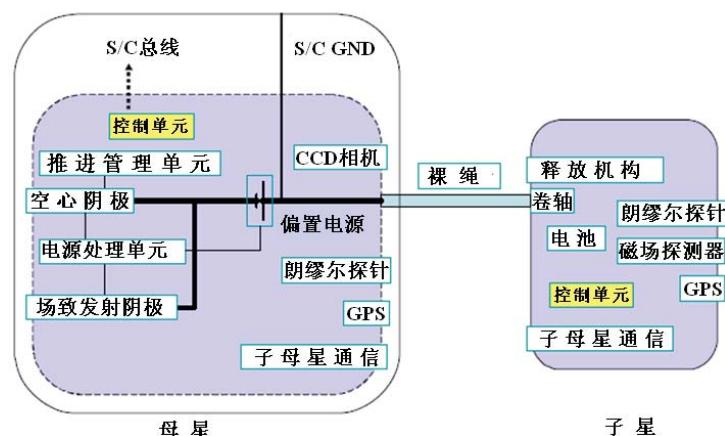


图 4 EDT 验证飞行的系统框图

表 2 EDT 分类元件质量和功耗 (基于开发现状的可能估计)

元件	质量 (kg)	功耗 (W)
裸系绳	2	0
卷轴机构	1	0
释放机构	1	0
空心阴极系统*	7	17.3
场致发射阴极*	1.5	8
等离子体探测器	2	1
磁探测器	0.5	0.2
GPS 接收器	0.6	1.5
CCD 相机	0.2	1.4
子母星通信设备	0.2	0.5
子星电池	0.5	0
其他	3	1
总计	19.5	22.9

*空心阴极和场致发射阴极不能同时工作

为了证实 EDT 可以产生推进力, 用 GPS 测量 EDT 系统的轨道运动。根据 GPS 探测, 1 毫牛的推进力能够证实轨道变化。同时为了评估 EDT 的特性 (如磁场对 EMF 和产生推力的影响、等离子特性和系绳电流的关系) 还装备了朗缪尔探针和磁场探测器。由于 1km 系绳产生的 EMF 可能不够保持系绳和发射器之前的电压差, 所以还需安装偏置电源。

在 800km 太阳同步轨道的 1km 绳系系统, 其电流变化的数学仿真的典型结果如图 5 所示。这个图显示出系绳电流 (也就是推力) 在轨道旋转的同时变化剧烈。虽然太阳同步轨道不适合于 EDT 的执行, 因为 EMF 的产生很小, 但是也已经足够获得足够的推进力了。

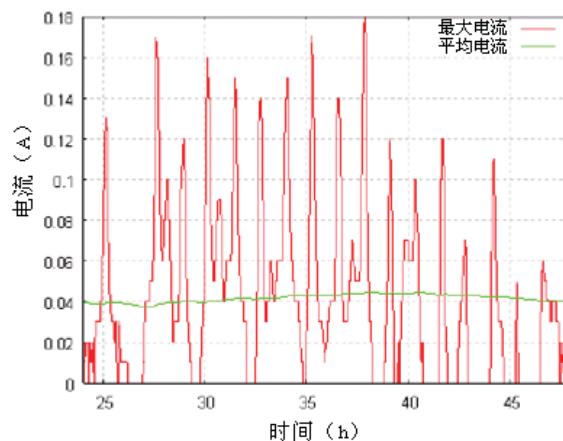


图 5 工作在 800km 太阳同步轨道、系绳长 1km 时系绳电流变化的典型仿真结果

4. EDT 组成的发展现状

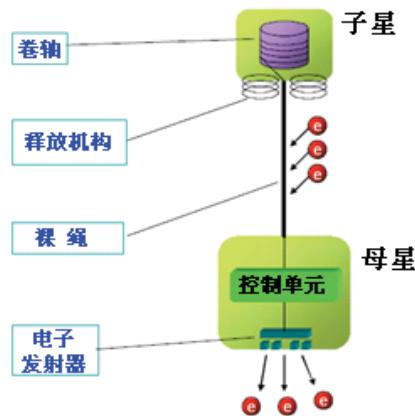


图 6 EDT 系统的 4 个关键元件

为 EDT 飞行验证的关键组成元素的研发已经进行了许多年了。图 6 展示的是 EDT 系统四个重要而又基本的关键元素。后面是裸绳、卷轴与释放机构、电子发射器等在轨实验的研究现状。

1.1 裸绳

EDT 系统中最重要的组成元素是裸绳, 因为它是系统的电源(还产生电动力), 是电子的采集器, 是推力的产生源。裸露的系绳须有轻重量、高强度、很好的导电能力、收集电子的导电外表, 还要高生存能力, 即对垃圾撞击的高耐力。

两种已经研制的系绳如图 7 所示。一种叫做“编绳”另一种叫做“网绳”。铝线是主要的导电介质, 碳纤维用作加固系绳强度。一种典型的编绳的实验模型直径为 2mm, 密度 2g/m, 强度是 350N, 足以达到飞行验证的要求。网绳拥有独特的网状外形, 在各绳索间保持一定距离。它的松弛度保证了对小型太空垃圾冲击的高抵抗性。

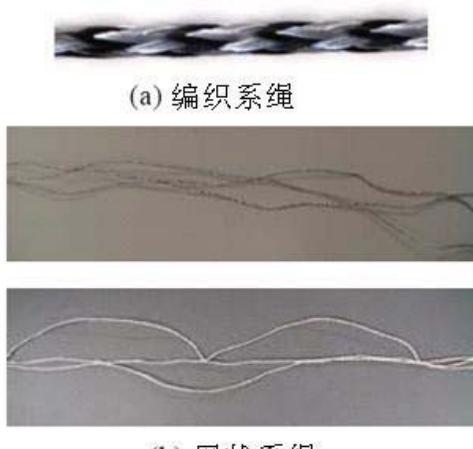


图 7 裸系绳的试用编制法

系绳对空间等离子体的电子采集已经做出了实验和数学仿真。图 8 显示出一个运用了 particle-in-cell 方法（质点网络法）的数学仿真。这个图像显示，当系绳以轨道速度在空间等离子体中移动时的系绳周围的电子分布。仿真结果表明，在 800km 太阳同步轨道，1km 长 2mm 直径的编绳，用 50v 的正偏压可以收集最多 0.3A 电流。这个电流足以满足我们飞行验证的最初目标、推力产生及其证实。

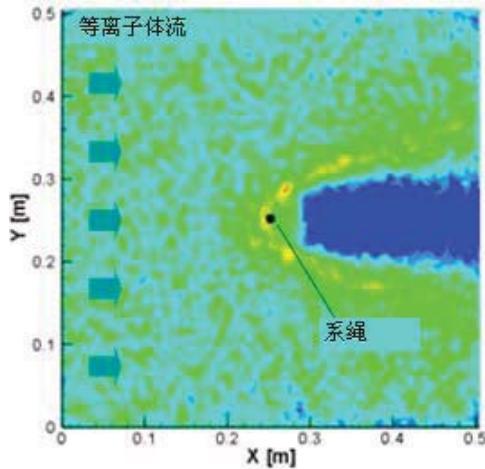


图 8 在等离子体流中系绳周围的电子分布（典型仿真结果）

裸露系绳的其他研究，如不需要的电子放电的可能性，系绳释放的动力学特性，也在与几所大学的合作中做了研究。

1.2 卷轴和释放机构

裸露的系绳计划缠绕于卷轴上，卷轴位于子星上，系绳的释放是通过母星释放子星得以实现的。卷轴和释放机构是绳系卫星重要的组成，因为系绳释放是实验的第一步。

在我们的 EDT 系统，缠线型的转轴和弹力型的释放机构是最重要的部分，因为它们简单而又坚韧。我们已经研发了几种用这种结合实验模型。一个正在研究的转轴和释放机构的示意图在图 9 中展示出来。在这个机构中，转轴和弹簧合成一个小机构。转轴部分包括主要的缠绕式转轴、缓冲滑轮，和制动转轴。释放机构采用双螺旋弹簧，可以不受旋转干扰而推开子星。

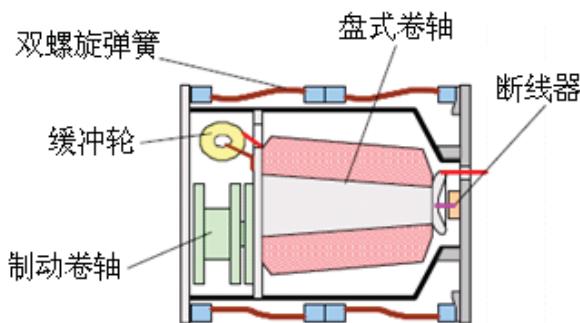


图 9 在一个星体中卷轴和释放机构简图

图 10 展示的是一个在气浮台上进行系绳释放试验的截图，使用的是缠绕式转轴机构和双螺旋弹簧。虽然这个试验中所用的机构很老，转轴和弹簧式分开的，但是没个部分的表现和 figure9 中显示的新的机构是相同的。这个实验中，测量了系绳的释放速度、系绳的摩擦阻力以及制动力，证实了机构的特性和预计的一样好。另外还进行了其他有关转轴和释放机构的研究项目（比如真空中转轴上系绳固定的评估）。

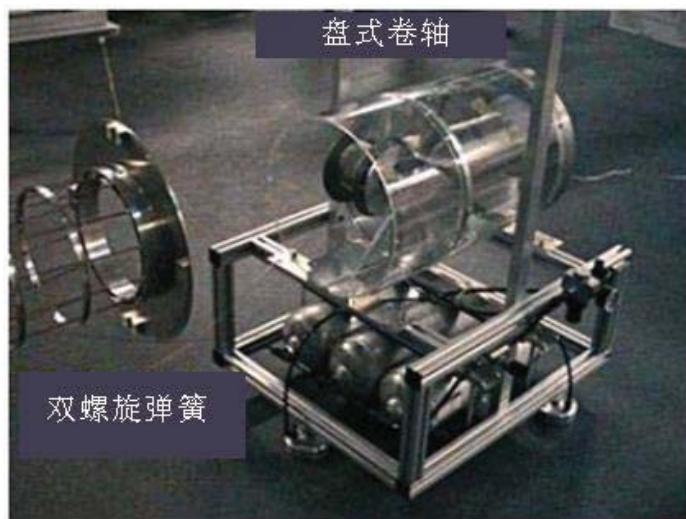


图 10 在气浮台上系绳释放测试

1.3 电子发射器

电子发射器对 EDT 系统至关重要，从而通过系绳和空间等离子体形成一个闭合的电流回路。因为 EDT 系统须小而简单，所以电子释放机构也应该小、轻、简单、并且坚韧。另外，为推力产生需要足够的电子释放，且低电源消耗。我们已经研究了两种为 EDT 服务的阴极：空心阴极和场致发射阴极。

空心阴极：在太空，空心阴极作为电力推进的电子源，是复杂的电子释放设备，比如国际空间站上的粒子发动机和等离子接触器。空心阴极在小电压差(30V 左右)下，很容易释放几安培的电子。在我们在轨验证中，空心阴极被作为主要的电子源，因为其高度发达的科技。

然而，如表 2 所示，空心阴极系统占据 EDT 系统的大多质量和电力。所以，有必要尽可能减少空心阴极的重量、大小和电力。简化推进管理系统（包括阀和储箱）是一种减小重量和大小的途径，减小稳压电源的电力需求是减小系统电力的有效方式。我们计划在今年执行这些办法。

1.4 其他组成

除了上述的关键组成，EDT 飞行验证需要一些重要的设备，比如 GPS 接收器，朗缪尔探针和磁场探测器。这些设备对于评估在轨 EDT 表现来说很有必要，

比如在释放顺序和稳定状态的运行下，评估系绳动力学特性，评估电子采集和发射的电流电压特性，还有推进力的产生。利用现有的科技来制造这些设备，以便为飞行验证服务。

5. 结论

在 JAXA 开展了对利用 EDT 原理清理垃圾技术的研究。对于掌握有效地清除垃圾科技的第一步，EDT 系统产生推进力的在轨验证在不久的未来是必须的。为飞行验证的 EDT 系统的详细的目标是：系统重 20kg，功耗 20W，系绳长 1km。此外，为了验证飞行，还研发了 EDT 系统的关键组成设备，如系绳、转轴和释放机构、空心阴极、场致发射阴极等。

附录2 英文资料翻译(原文)

Research and Development of Electrodynamic Tethers for Space Debris Mitigation

Abstract: The current status of research and development of an electrodynamic tether (EDT) system for space debris mitigation is described. EDT is a kind of advanced propulsion technologies, which requires no propellant and electric power in theory. Since debris de-orbit systems need highly efficient propulsion systems, EDT can be one of the most attractive candidates. The first step to make the debris removal system practical in future is the demonstration of the EDT operation on orbit because no one has never demonstrate the thrust generation by EDT. Therefore, we have been conducting research and development of an EDT system using a small satellite. In this paper, the concept of the EDT demonstration on orbit and the current status of the research and development are described.

1. Introduction

Population of space debris has been growing continuously in recent decades. Concern is greatest for the situation that the number of debris increases up to the critical population, which means the collision between the debris occurs persistently, and some useful orbits are covered by debris clouds. Some researchers have reported that this formidable situation has already come in some orbits.

In order to avoid this undesirable scenario, it is important not only to decrease the chance to produce new debris but also reduce the number of existing debris.

Removing a hundred of large debris on a certain useful orbit might have great effect to prevent the debris inflation because collision probability of large objects is very high. The Aerospace Research and Development Directorate, JAXA has been studying efficient debris removal measures aiming at future debris mitigation.

De-orbiting large satellites from their original orbits, e.g. sun synchronous orbits, large velocity increment is required generally, so, the development of efficient propulsion system is the indispensable first step to obtain future debris-mitigation-technologies. Electrodynamic tether (EDT) is the most attractive candidate as the propulsion system for the debris removal because the EDT can produce thrust for de-orbiting with a very small electric power and propellant, thus, the propulsion system can be simple and efficient.

Figure 1 shows thrust generation mechanism of EDT on orbit. EDT is a kind of advanced propulsion system using electromagnetic force, and the system essentially consists of a long electrically conductive tether and plasma contactors at both the ends of the tether for electron emission and collection. The EDT system generates drag force for debris de-orbit as follows. 1) Electromotive force (EMF) is induced along the tether by crossing the geomagnetic field. 2) If electrons are emitted from the one

end and collected at another end of the tether, electric current is driven through the tether by EMF. 3) The interaction between the geomagnetic field and the tether-current generates JxB force against the orbital motion. Thus, the EDT system requires neither propellant nor electric power to produce thrust in theory. In practical systems, however, we may need working gases for hollow cathodes, and electric power for electric devices on-board.

In JAXA, the research and development of an EDT system for flight demonstration have been conducted. This paper describes current status of these activities. Our final goal in future is operating debris-removal missions continuously using the EDT system, and keeping earth orbits clean for sustainable human space-activities.

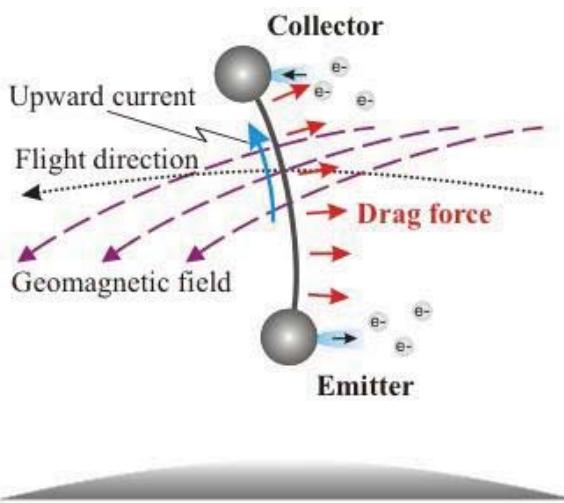


Fig. 1. Thrust generation mechanism of electrodynamic tether.

2. Strategy for EDT Development

The roadmap for obtaining debris mitigation technologies is shown in Fig. 2. Our final goal is supplying efficient debris mitigation measures to the world and operating continuous debris removal missions under the international cooperation. The debris removal systems require various advanced technologies such as high-efficient propulsion, detailed estimation of shape and motion of debris, autonomous rendezvous, and autonomous capturing of debris. We understand that the development of high-efficient propulsion systems is the most fundamental and critical, therefore, our approach has started from the development of the propulsion system, EDT in this case. Since thrust generation by EDT has not been demonstrated, it is indispensable to perform an on-orbit experiment as the first step. In the following sections, the concept of on-orbit demonstration of the EDT system and its development status are described.

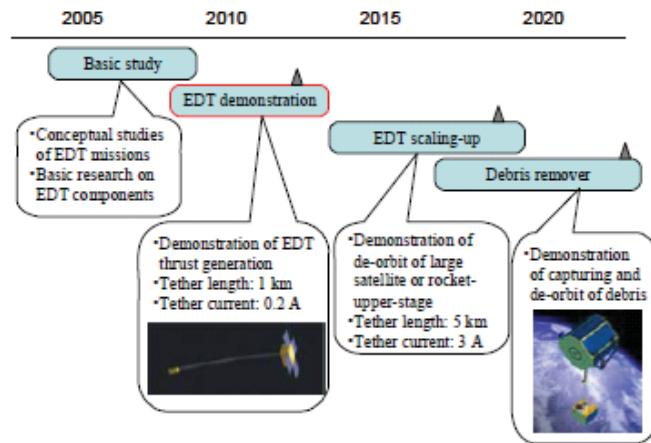


Fig. 2. Roadmap of debris mitigation technology with EDT.

3. EDT Concept for On-Orbit Demonstration

A conceptual image of the EDT-demonstration-flight is shown in Fig. 3. The primary objective of this experiment is the demonstration of thrust generation by EDT because no one has demonstrated it on-orbit. We plan to use a small satellite, whose total mass is around 50 kg, in this experiment. Although the project has not been authorized so far, we are now engaged in proposing the project and passing qualification processes. The orbit for the experiment is unclear at the present, however, the most possible one would be a sun synchronous orbit (SSO) with the altitude of approximately 800 km.

Table 1 shows target preferences of the on-orbit experiment and Fig. 4 shows the distribution of important equipments in the system. Breakdowns of mass and power requirements are summarized in Table 2. As shown in Table 1, our target is a 20-kg and 20-W system with 1-km tether length. Electron collection from space plasma is performed by a bare tether while electron emission to space plasma is done by a hollow cathode primarily. A field emission cathode, which is promising as a future electron source, will be also on-board in this experiment. Table 2 indicates that reduction of the power consumption of the hollow cathodes system is necessary to satisfy the target specifications shown in Table 1.



Fig. 3. Conceptual image of EDT-demonstration-flight.

Table 1. Target specifications of EDT demonstration flight.

EDT system mass	20 kg
Required electric power	20 W
Maximum thrust	1 mN
Maximum tether current	0.2 A
Tether length	1 km
Electron collector	Bare tether
Electron emitter (primary)	Hollow cathode
Electron emitter (secondary)	Field emission cathode
Orbit (TBD)	800-km SSO

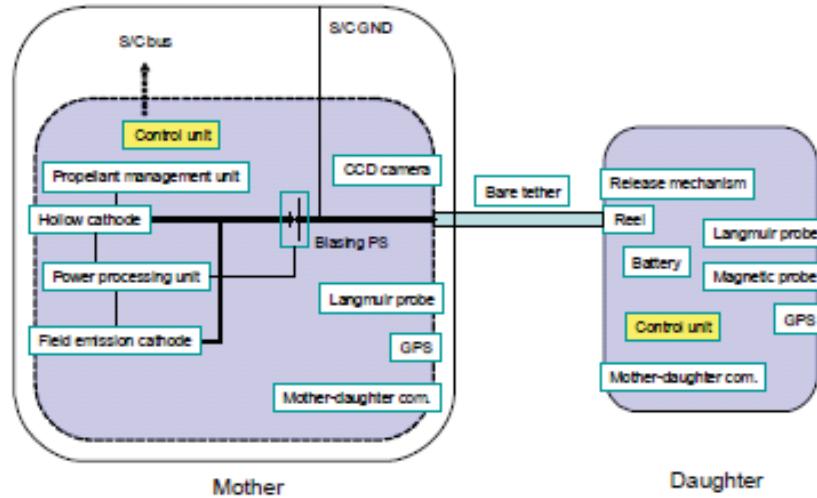


Fig. 4. System configuration of EDT system for demonstration flight.

In order to confirm the thrust generation by EDT, orbital motion of the EDT system is measured using GPS. The 1-mN thrust is large enough to verify the orbital change by the GPS measurement. Langmuir probes and magnetic probes are also equipped for evaluating EDT characteristics such as the influences of geomagnetic field on EMF and thrust generation, and the relation between plasma properties and a tether current. A biasing power supply may be installed because EMF by the 1-km tether may not be enough for keeping the potential difference between the tether and emitter.

A typical result of numerical simulations of tether current variation by a 1-km tether system on 800-km SSO is shown in Fig. 5. The figure illustrates that the tether current (i.e. thrust) varies drastically in synchronous with the orbital rotation. Although SSO is not suitable for EDT operation because of its low EMF generation, it is possible to obtain enough thrust for the thrust validation.

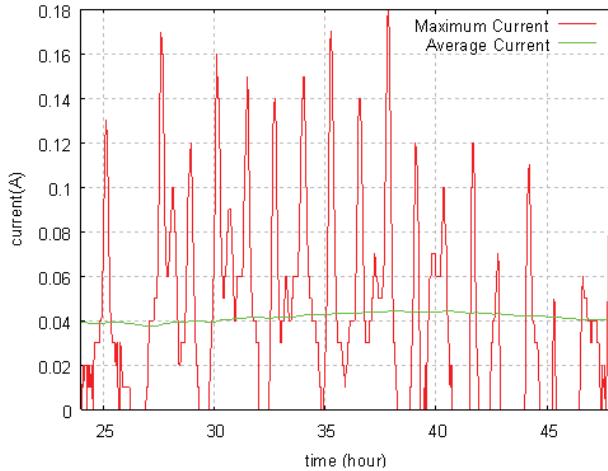


Fig. 5. Typical simulation result of tether current variation in EDT operation on 800-km SSO with the tether length of 1 km.

4. Development Status of EDT Components

Research and development of key components for the EDT-demonstration-flight has been performed for several years. Figure 6 illustrates the four key components, which are critical and fundamental devices in EDT systems. Followings are the current development status of the bare tethers, reel and release mechanisms, and electron emitters for the on-orbit experiment.

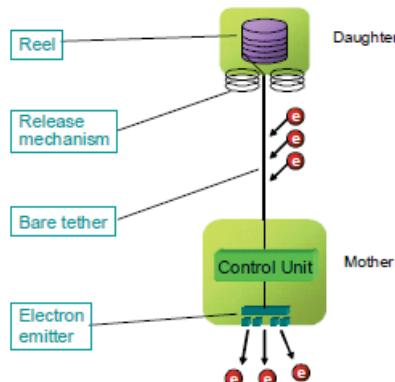


Fig. 6. Four key components of EDT systems.

1.1 Bare Tethers

A bare tether is the most important component of EDT systems because it works as a power source (i.e. generating electromotive force), an electron collector, and a thrust generator. The bare tether has to possess light weight, high strength, good electric conductivity, conductive surface for electron collection, and high survivability, which means high tolerance to debris impact.

Two types of bare tethers have been developed as shown in Fig. 7. One is called “braided tether” and another is “net tether”. Aluminum wires are used as primary current paths and carbon fibers are used to reinforce the tethers. A typical laboratory

model of the braided tethers has a diameter of 2 mm, line density of 2 g/m, and strength of 350 N, which is much enough for our demonstration flight. The net tethers possess unique net geometries to keep distances between the each cord. This slack leads to very high resistivity toward the impacts of small debris.

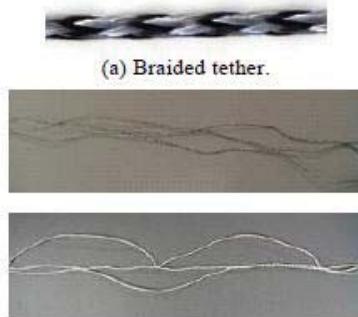


Fig. 7. Trial fabrication of bare tethers.

Experiments and numerical simulations of electron collection from space plasma by bare tethers have been conducted. Figure 8 shows an example of numerical simulations using a particle-in-cell method. This figure shows the electron distribution around a tether when the tether moves with orbital velocity in space plasma. The simulation results indicated that the braided tether with 1-km length, 2-mm diameter, and 50-V positive bias could collect 0.3-A current in maximum on 800-km SSO. This current is large enough to satisfy our primary objective of the demonstration flight, the thrust generation and its confirmation.

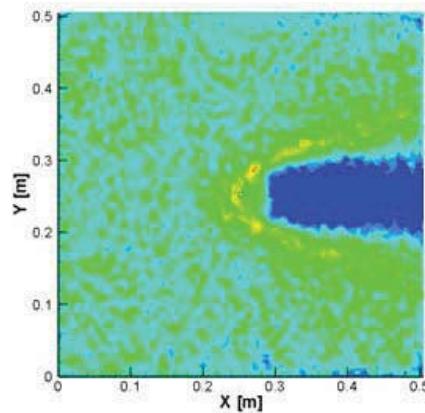


Fig. 8. Electron distribution around a tether in plasma flow (typical simulation result).

Other studies on the bare tethers such as possibility of undesirable electric discharge and the dynamics of tether deployment have also been performed in cooperation with several universities.

1.2 Reel and Release Mechanisms

The bare tether is initially wound around a reel, which is on-board on the daughter satellite, and the tether is deployed by releasing the daughter satellite from

the mother satellite. The reel and release mechanisms are critical components because the tether deployment sequence is the very first step of the experiment.

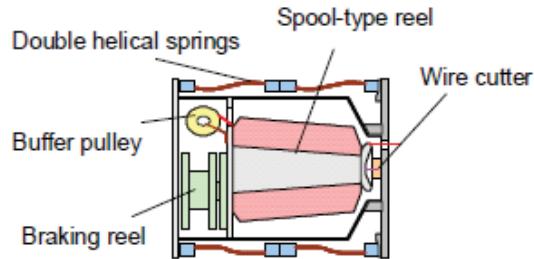


Fig. 9. Schematic drawing of reel and release mechanisms in one body.

In our EDT systems, the combination of a spool-type reel and a spring-type release mechanism is the most possible candidate because of their simplicity and robustness. We have developed several laboratory models using this combination. A schematic drawing of one of the reel and release mechanisms, which are presently being developed, is shown in Fig. 9. In this device, the reel and spring are combined in one small body. The reel part consists of a main spool-type reel, a buffer pulley, and a braking reel. The release mechanism adopts a double helical spring, which can push the daughter satellite without rotational disturbance.

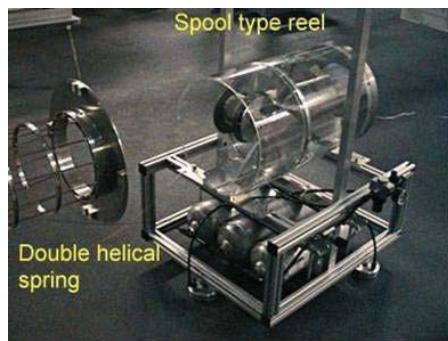


Fig. 10. Tether deployment test on air table.

Figure 10 shows a video cut from a tether deployment test on an air table using a spool-type reel mechanism and a double helical spring. Although the mechanisms used in this test is old one, whose reel and spring are separated, the behavior of each part is almost equivalent to the new one shown in Fig. 9. In this test, release velocity, friction resistance of tethers, and braking force were measured, and it was confirmed that the characteristics were as good as expected. Other research subjects concerning the reel and release mechanisms such as the evaluation of tether fixation around the reel in vacuum are being conducted.

1.3 Electron Emitters

An electron emitter is essential for EDT systems to make current-loop closed via a tether and space plasma. Since the EDT systems should be small and simple, the

electron emitting devices should also be small, light-weight, simple, and robust. In addition, sufficient electron emission for thrust generation is required with low-power-consumption. We have been studying two types of cathodes for our EDT systems; hollow cathodes and field emission cathodes.

Hollow Cathodes: Hollow cathodes are sophisticated electron emission devices in space as electron sources of electric propulsion such as ion engines and plasma contactors on the international space station. The hollow cathodes easily emit electrons of several amperes with small potential drop, approximately 30 V. In our on-orbit demonstration, a hollow cathode is being used as a primary electron source because the well-developed technologies are applicable.

As shown in Table 2, however, present hollow cathode systems occupy the bulk of the mass and power of the EDT system. Therefore, it is necessary to reduce the mass, size, and electric power of the hollow cathode system as possible as we can. Simplifying a propellant management unit including valves and tanks is one approach to reduce the mass and size, and reducing power requirement of a keeper-power-supply is an effective way to lower the system power. We plan to perform these approaches in this year.

1.4 Other components

In addition to the key components described above, the EDT-demonstration-flight requires some important devices such as GPS receivers, Langmuir probes, and magnetic probes. These devices are necessary for evaluating on-orbit-EDT-behaviors, for example, tether dynamics in the deployment sequence and steady-state operation, the current-voltage-characteristics of the electron collector and emitter, and the thrust generation. Existing technologies are to be applied to fabricate these devices for the demonstration-experiment.

5. Concluding Remarks

Debris-mitigation-technologies using an electrodynamic tether (EDT) have been studied in JAXA. As the first-step to acquire the effective debris-removal-technologies, on-orbit demonstration of the thrust generation of the EDT system is necessary in near future. The target specifications of the EDT system for the demonstration are the system mass of 20 kg, required power of 20 W with the tether length of 1 km. Key components of the EDT system, such as a bare tether, reel and release mechanisms, a hollow cathode, field emission cathodes, and other devices are being developed aiming at the demonstration flight.

附录3 经过施密特近似标准化之后高斯系数表

经过施密特近似标准化之后高斯系数 g 的系数表

n	m	2000.0	SV	n	m	2000.0	SV	n	m	2000.0	SV
1	0	-29619.40	13.30	8	0	1226.67	5.03	11	5	15.84	0.00
1	1	-1728.20	11.60	8	1	442.41	13.41	11	6	-65.88	0.00
2	0	-3401.55	-21.60	8	2	-515.96	-28.04	11	7	34.72	0.00
2	1	5314.62	-6.41	8	3	-327.21	8.28	11	8	38.69	0.00
2	2	1447.04	-3.12	8	4	-443.82	-10.69	11	9	0.88	0.00
3	0	3349.00	-2.75	8	5	134.96	2.97	11	10	3.26	0.00
3	1	-7005.54	-10.72	8	6	48.06	3.43	11	11	2.32	0.00
3	2	2424.68	-2.32	8	7	-19.80	-1.75	12	0	-1452.43	0.00
3	3	564.86	-6.72	8	8	-4.39	0.25	12	1	-269.11	0.00
4	0	4078.81	-11.81	9	0	474.80	0.00	12	2	159.03	0.00
4	1	4354.14	12.17	9	1	1197.59	0.00	12	3	584.30	0.00
4	2	978.28	-31.31	9	2	325.95	0.00	12	4	-97.38	0.00
4	3	-842.94	9.41	9	3	-697.06	0.00	12	5	300.62	0.00
4	4	82.31	-1.41	9	4	355.17	0.00	12	6	-104.15	0.00
5	0	-1723.05	-11.03	9	5	-299.85	0.00	12	7	35.12	0.00
5	1	3572.54	7.12	9	6	-26.10	0.00	12	8	-17.56	0.00
5	2	1708.42	-19.98	9	7	70.06	0.00	12	9	-10.22	0.00
5	3	-613.69	-5.65	9	8	-11.11	0.00	12	10	-0.94	0.00
5	4	-374.04	0.00	9	9	-4.99	0.00	12	11	-0.56	0.00
5	5	-9.05	-0.14	10	0	-469.11	0.00	12	12	-0.23	0.00
6	0	1043.83	5.78	10	1	-1459.72	0.00	13	0	-253.92	0.00
6	1	1289.19	5.67	10	2	358.18	0.00	13	1	-1557.16	0.00
6	2	1108.86	10.46	10	3	-512.37	0.00	13	2	464.26	0.00
6	3	-1603.02	18.93	10	4	-58.44	0.00	13	3	128.31	0.00
6	4	-32.20	-9.28	10	5	273.49	0.00	13	4	-393.65	0.00
6	5	39.32	-1.16	10	6	41.32	0.00	13	5	904.64	0.00
6	6	-60.72	0.47	10	7	40.09	0.00	13	6	-180.62	0.00
7	0	2118.19	5.36	10	8	34.37	0.00	13	7	187.00	0.00
7	1	-2624.75	-3.55	10	9	0.80	0.00	13	8	-57.12	0.00
7	2	0.00	-8.69	10	10	-0.65	0.00	13	9	20.42	0.00
7	3	681.93	22.53	11	0	930.01	0.00	13	10	-2.84	0.00
7	4	112.38	8.64	11	1	-792.86	0.00	13	11	4.01	0.00
7	5	42.60	3.09	11	2	-777.19	0.00	13	12	0.00	0.00
7	6	17.68	-0.73	11	3	491.95	0.00	13	13	0.06	0.00
7	7	-0.78	0.32	11	4	-23.95	0.00				

经过施密特近似标准化之后高斯系数h的系数表

<i>n</i>	<i>m</i>	2000.0	SV	<i>n</i>	<i>m</i>	2000.0	SV	<i>n</i>	<i>m</i>	2000.0	SV
1	0	0.00	0.00	8	0	0.00	0.00	11	5	142.58	0.00
1	1	5186.10	-21.20	8	1	797.67	-13.41	11	6	-65.88	0.00
2	0	0.00	0.00	8	2	-1205.77	5.61	11	7	-138.89	0.00
2	1	-4298.26	-39.32	8	3	352.07	12.43	11	8	-20.48	0.00
2	2	-396.64	-9.61	8	4	-574.83	10.69	11	9	-10.58	0.00
3	0	0.00	0.00	8	5	229.87	1.48	11	10	-5.17	0.00
3	1	-696.88	17.15	8	6	61.10	-2.06	11	11	-0.52	0.00
3	2	568.17	-8.71	8	7	-37.35	1.00	12	0	0.00	0.00
3	3	-388.25	-6.32	8	8	-1.32	0.25	12	1	-358.81	0.00
4	0	0.00	0.00	9	0	0.00	0.00	12	2	238.54	0.00
4	1	1508.56	9.41	9	1	-2509.85	0.00	12	3	1623.05	0.00
4	2	-907.45	3.91	9	2	1455.91	0.00	12	4	-1265.98	0.00
4	3	250.58	10.67	9	3	1037.29	0.00	12	5	233.81	0.00
4	4	-224.66	-0.22	9	4	-349.53	0.00	12	6	62.49	0.00
5	0	0.00	0.00	9	5	-283.00	0.00	12	7	0.00	0.00
5	1	445.30	-3.05	9	6	146.14	0.00	12	8	0.00	0.00
5	2	1321.09	11.53	9	7	28.63	0.00	12	9	7.66	0.00
5	3	-626.40	9.41	9	8	-21.19	0.00	12	10	-8.49	0.00
5	4	-87.19	8.43	9	9	2.92	0.00	12	11	-1.11	0.00
5	5	74.58	-0.35	10	0	0.00	0.00	12	12	0.45	0.00
6	0	0.00	0.00	10	1	413.59	0.00	13	0	0.00	0.00
6	1	-328.91	-13.23	10	2	0.00	0.00	13	1	-1557.16	0.00
6	2	951.95	-26.90	10	3	661.12	0.00	13	2	309.50	0.00
6	3	648.58	-1.99	10	4	572.67	0.00	13	3	2309.64	0.00
6	4	-333.96	-2.18	10	5	-436.10	0.00	13	4	-393.65	0.00
6	5	1.63	-0.47	10	6	-49.58	0.00	13	5	-695.88	0.00
6	6	29.42	1.01	10	7	-58.13	0.00	13	6	-45.15	0.00
7	0	0.00	0.00	10	8	1.64	0.00	13	7	187.00	0.00
7	1	-2291.34	24.83	10	9	-5.84	0.00	13	8	42.84	0.00
7	2	-700.85	8.69	10	10	-4.39	0.00	13	9	40.84	0.00
7	3	126.97	2.05	11	0	0.00	0.00	13	10	8.52	0.00
7	4	296.37	3.70	11	1	46.64	0.00	13	11	-2.01	0.00
7	5	91.38	-4.94	11	2	531.76	0.00	13	12	-1.42	0.00
7	6	-61.51	-0.24	11	3	-295.17	0.00	13	13	-0.50	0.00
7	7	-3.75	0.13	11	4	-622.74	0.00				