

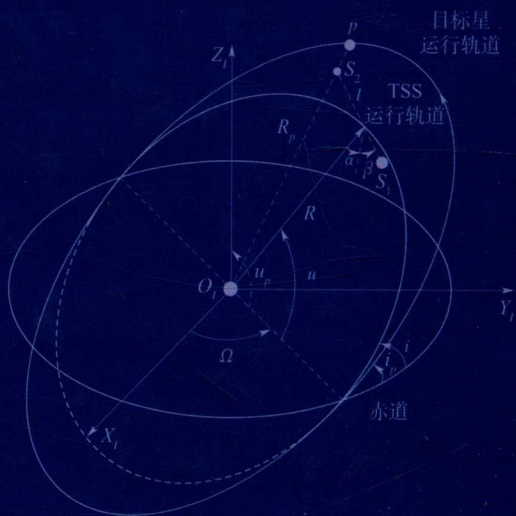


航天科技图书出版基金资助



绳系卫星空间交会制导 与控制的基本原理和方法

梁 斌 王学谦 何 勇 著



中国宇航出版社

航天科技图书出版

绳系卫星空间交会制导 与控制的基本原理和方法

梁 斌 王学谦 何 勇 著



中国宇航出版社

·北京·

版权所有 侵权必究

图书在版编目 (CIP) 数据

绳系卫星空间交会制导与控制的基本原理和方法 /
梁斌, 王学谦, 何勇著. --北京:中国宇航出版社,
2018.4

ISBN 978 - 7 - 5159 - 1465 - 7

I. ①绳… II. ①梁… ②王… ③何… III. ①绳系卫
星系统—研究 IV. ①V474

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2018) 第 086857 号

责任编辑 赵宏颖

封面设计 宇星文化

出版 中国宇航出版社
发行 北京市阜成路 8 号 邮编 100830
社址 (010) 60286808 (010) 68768548
网址 www.caphbook.com
经销 新华书店
发行部 (010) 60286888 (010) 68371900
(010) 60286887 (010) 60286804 (传真)
零售店 读者服务部
(010) 68371105
承印 河北画中国画印刷科技有限公司
版次 2018 年 4 月第 1 版 2018 年 4 月第 1 次印刷
规格 880 × 1230 开本 1/32
印张 5.75 字数 166 千字
书号 ISBN 978 - 7 - 5159 - 1465 - 7
定价 48.00 元

本书如有印装质量问题, 可与发行部联系调换

航天科技图书出版基金简介

航天科技图书出版基金是由中国航天科技集团公司于2007年设立的，旨在鼓励航天科技人员著书立说，不断积累和传承航天科技知识，为航天事业提供知识储备和技术支持，繁荣航天科技图书出版工作，促进航天事业又好又快地发展。基金资助项目由航天科技图书出版基金评审委员会审定，由中国宇航出版社出版。

申请出版基金资助的项目包括航天基础理论著作，航天工程技术著作，航天科技工具书，航天型号管理经验与管理思想集萃，世界航天各学科前沿技术发展译著以及有代表性的科研生产、经营管理译著，向社会公众普及航天知识、宣传航天文化的优秀读物等。出版基金每年评审1~2次，资助20~30项。

欢迎广大作者积极申请航天科技图书出版基金。可以登录中国宇航出版社网站，点击“出版基金”专栏查询详情并下载基金申请表；也可以通过电话、信函索取申报指南和基金申请表。

网址：<http://www.caphbook.com>

电话：(010) 68767205, 68768904

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 绳系卫星系统的概念	1
1.2 空间绳系技术的应用	1
1.3 空间绳系卫星系统的在轨试验	3
1.3.1 意、美联合开展的绳系卫星系统试验	3
1.3.2 美国开展的绳系卫星系统试验	4
1.3.3 欧空局开展的绳系卫星系统试验	6
1.3.4 俄罗斯的绳系卫星系统试验	7
1.4 空间绳系卫星动力学与控制技术研究	8
1.4.1 绳系卫星动力学与控制技术研究现状	8
1.4.2 绳系交会制导和控制技术研究	13
1.4.3 薄弱环节技术的研究	16
1.5 本书主要研究内容和章节安排	17
第 2 章 绳系卫星空间交会的基本理论	20
2.1 引言	20
2.2 航天器交会技术简述	20
2.2.1 航天器交会的概念	20
2.2.2 航天器交会的方案	21
2.3 基本假设和相关定义	22
2.3.1 基本假设	22

2.3.2 相关定义	23
2.4 数学模型	28
2.4.1 动力学模型	28
2.4.2 相对运动分析	37
2.5 稳定性理论	40
2.5.1 基本知识	40
2.5.2 系统平衡状态	42
2.6 本章小结	49
第3章 交会任务及其制导与控制策略的分析与设计	50
3.1 引言	50
3.2 交会任务分析与设计	51
3.2.1 交会研究的对象和约束条件	51
3.2.2 交会的飞行程序	53
3.2.3 子星与共面目标交会任务的设计	54
3.2.4 子星与异面目标交会任务的设计	56
3.3 子星变轨和交会的方式以及轨道面改变条件	58
3.3.1 子星变轨和交会的方式	58
3.3.2 子星轨道面改变的条件分析	59
3.4 交会制导与控制策略的设计	64
3.4.1 关键点的设计	64
3.4.2 制导策略的设计	67
3.4.3 控制策略的设计	68
3.5 本章小结	71
第4章 子星与共面目标交会制导与控制方法	72
4.1 引言	72

4.2 接近段的制导与控制方法	73
4.2.1 初始接近段的制导与控制方法	73
4.2.2 最终逼近段的最优控制方法	75
4.3 相对位置保持的控制方法	79
4.3.1 系绳为拉紧状态下构建的变结构控制法	79
4.3.2 系绳为松弛状态下构建的变结构控制法	81
4.3.3 控制误差的分析	89
4.4 相对姿态保持的控制方法	91
4.4.1 相对姿态动力学方程	91
4.4.2 相对姿态保持的控制算法构建	91
4.5 数字仿真	93
4.5.1 仿真条件	93
4.5.2 仿真结果	94
4.5.3 本章与传统交会方法的比较	112
4.6 本章小结	113
第5章 子星与异面目标交会制导与控制方法	115
5.1 引言	115
5.2 接近段的制导与控制方法	116
5.2.1 初始接近段的制导与控制方法	116
5.2.2 最终逼近段的最优控制方法构建	119
5.3 相对位置保持的控制方法	119
5.3.1 系绳参数与目标质心轨道面关系的建立	119
5.3.2 系绳为拉紧状态下构建的变结构控制法	129
5.3.3 系绳为松弛状态下构建的变结构控制法	133
5.3.4 控制参数初始值修正的方法	134

5.4 数字仿真	136
5.4.1 仿真条件	136
5.4.2 仿真结果	137
5.4.3 本章与传统交会方法的比较	162
5.5 本章小结	162
第 6 章 结论	164
参考文献	167

第 1 章 绪 论

1.1 绳系卫星系统的概念

绳系卫星系统 (Tethered Satellite System, TSS) 方案的提出可以追溯到俄罗斯“航天之父”齐奥尔科夫斯基于 1895 年关于“赤道通天塔”的设想, 但该想法最初被用于卫星的姿态控制系统上。直到 1974 年, 意大利的天体力学家 Colombo 提出借助一根长达 100 km 的系绳, 将航天器从航天飞机上向更低的轨道上投放, 以进行长时间的科学测量^[1-3], TSS 由此被提出。

TSS 是指两颗或两颗以上的卫星通过细长系绳相连所构成的系统。通常在这两颗卫星中, 有一颗为主星, 另外一颗为子星。其中, 主星的质量往往比较大, 可以是空间站或者航天飞机, 也可以是一颗质量比较大、结构比较复杂的卫星^[3]。

1.2 空间绳系技术的应用

TSS 作为新的空间技术已从理论变为现实, 并成为航天科学界的研究热点之一, 在“空间系统维护与支援”方面具有重要的应用潜力。随着对空间研究、开发与应用能力的不断提高, 各国相继研制并发射了大量面向各种任务要求的航天器, 部分航天器发射入轨后可能会出现部件失效、轨道偏离、推进剂耗尽等问题。如果通过地面遥控不能恢复运行, 则航天器将报废, 成为太空垃圾, 造成巨大损失。因此, 为了增强卫星性能、延长卫星使用寿命、降低费用和 risk, 对于以在轨推进剂加注、维护修复、功能更换和升级、在

轨组装等为内容的在轨服务技术的需求越来越迫切，而要完成这些在轨服务作业，首先要进行空间交会作业，且交会次数也趋于频繁。然而，交会次数越频繁，所需费用越庞大，故障率也在增加，这使得人们更加呼吁新的交会方法出现来替代传统的交会方法。TSS以其能节省卫星变轨时推进剂的消耗，降低地面发射成本以及可重复使用等特点，将在维护整个系统的功能和完整性方面体现出重要的作用。若主星携有多个子星，则不但可以在较远的距离上实现空间交会，而且还可以对多个目标同时或分批次进行空间交会。

除此之外，TSS在太空的应用还包括以下几个方面^[4-7]：

(1) 有助于大气层的研究

目前，由于飞机或卫星都无法在 100~150 km 的高度工作，使得人们对这一高度的大气研究比较少，唯一的直接探测手段就是探空火箭，然而其探测时间仅有几分钟。针对这一问题，采用 TSS 进行探测能弥补上述不足，已有学者研究表明^[8]：在 100~120 km 运行的卫星，其弹道系数一般在 $10^{-4} \text{ m}^2/\text{kg}$ 量级，寿命只有 1.4 h；相比卫星而言，绳系技术可以大幅提高卫星的在轨寿命，Ivanov 和 Sitarskiy 的研究表明，对于在 200 km 圆轨道运行的绳系卫星系统，同样弹道系数的探测器从 125 km 降低到 100 km 需要 120 h。对于传统卫星来说，维持 120 h 的在轨寿命需要消耗约 1 000 km/s 的速度增量。

(2) 用于太空发电

TSS 系绳若为导电材料制成，在其绕地球飞行时，实质上它是在地球强大磁场中运动的细长导体，可以产生电能，为 TSS 的蓄电池及其他用电设备提供电能。另外，若 TSS 系绳为导电材料制成时，它也是一个探测器，可以对电离层和地球磁力线的磁场进行探测，研究太阳风和地球磁场、太阳风和彗星尾迹的等离子体流之间的相互作用。

(3) 能向更高轨道释放卫星

对于将载荷送入更高轨道来说，采用空间系绳作为实现方式也

是节省推进剂消耗的一种可能手段。如 TSS 往上展开, 由于子星的轨道高度比轨道站高, 当其远离轨道站时, 总是处于轨道站后上方, 因此系绳的反作用力沿子星运动方向产生一个分力, 这个分力导致子星绝对速度增加, 如果在某个时刻切断系绳, 子星就进入一个更高的轨道。

1.3 空间绳系卫星系统的在轨试验

第一次空间绳系试验可以追溯到 1966 年, NASA 将两个有人操作的飞船 Gemini - 11 和 Gemini - 12 通过系绳与阿金纳火箭连在一起, 以此来研究连在一起时飞船的力学特性。该试验对空间绳系的相关技术进行了验证, 为以后开展 TSS 试验提供了重要的技术储备^[7]。

1.3.1 意、美联合开展的绳系卫星系统试验

20 世纪 90 年代由意大利空间局 (Italian Space Agency, ASI) 与美国国家航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 联合开发的 TSS 项目是人类历史上首次进行 TSS 的电动力试验, 并验证了通过 TSS 系绳切割磁力线产生电动势的可能性。

该 TSS 共开展了两次飞行演示试验^[9-10]: 1992 年 7 月的 TSS - 1 试验和 1996 年 2 月的 TSS - 1R 试验, 试验的主要目的是验证用系绳进行发电的可行性, 如图 1 - 1 所示^[11]。

可惜的是这两次试验任务都未能顺利完成: 在 TSS - 1 试验中, 由于一个安装在系绳控制机械装置上的螺栓的安装不当, 系绳被卡住, 导致系绳只释放了 256 m, 但幸运的是, 子星能够被完好无损地回收到航天飞机的货舱内, 供第二次试验使用; 在 TSS - 1R 试验中, 释放到 19.7 km 时, 由于连接子星的系绳断裂, 子星丢失, 导致任务未能顺利完成。

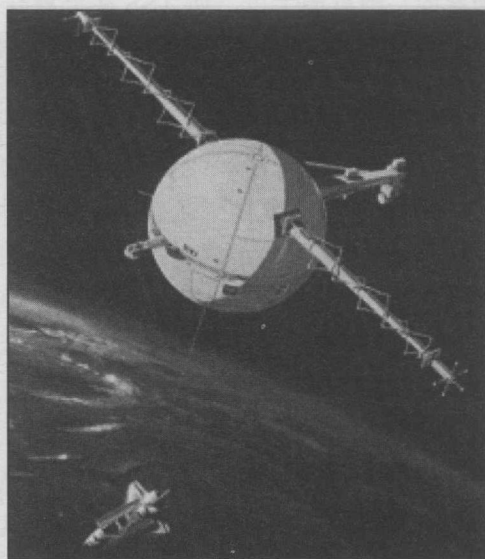


图 1-1 TSS-1 结构示意图

1.3.2 美国开展的绳系卫星系统试验

世界上第一个成功的进行长系绳的 TSS 试验为 1993 年 3 月 NASA 发射的小型消耗性伸展系统 (Small Expendable Deployer System-1, SED-1), 它也是世界上第一个子星用小卫星来完成的试验, 其主要目的是为了研究系绳伸展动力学^[12]。在这次试验中, 从 Delta II 型火箭轨道舱中朝向地球释放出质量为 25 kg 的小卫星, 当系绳释放到 20 km 时, 其末端被剪断, 随后小卫星拖着 20 km 的尾巴返回大气层。

就在 SED-1 试验成功的 3 个月后, 即 1993 年 6 月, NASA 又进行了等离子体推进与发电系统 (Plasma Motor Generator, PMG) 试验, 并获得成功。该系统的系绳是可导电的导体, 长 500 m, 由绝缘的标准铜线制成。该试验的主要目的是测试电动力 TSS 发电以及推进能力^[13]。

1994年3月，NASA进行了小型消耗性伸展系统（Small Expendable Deployer System-2，SED-2）试验，试验的主要目的是应用 SED-1 硬件探究 TSS 在空间的生存能力，即子星伸展的控制能力、TSS 在轨道上长期运行的动力学特性以及系绳对于微损星体碰撞的生存能力。试验目标是希望 TSS 能够在轨道上运行 12 天，但是实际上运行了 3.7 天后，系绳被微流星体切断^[14]。

1996年6月，美国海军实验室（Naval Research Laboratory，NRL）和美国国家侦察办公室（National Reconnaissance Office，NRO）合作进行了系绳物理与生存能力（Tether Physics and Survivability，TiPS）试验，该试验的主要目的是为了获取关于空间系绳动力学与生存能力的资料。该试验成功地验证了使用这种新型系绳，TSS 能够获得很长的存活时间，目前该 TiPS 仍在轨运行^[15]。图 1-2 为 TiPS 结构示意图。

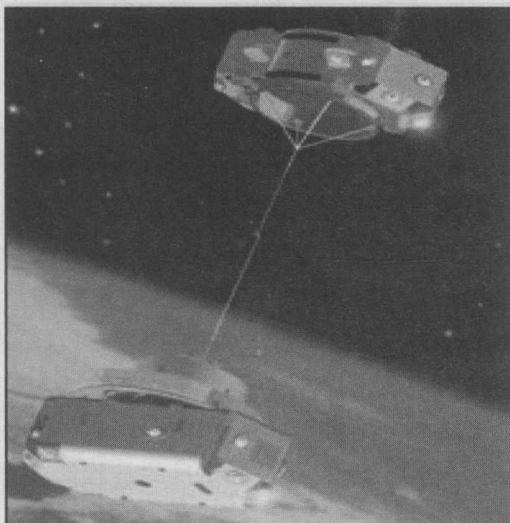


图 1-2 TiPS 结构示意图

1998年，美国海军太空技术研究中心（Naval Center for Space Technology，NCST）在 TiPS 研究技术的基础上，开展了 ATEX

(Advanced Tether Experiment) 试验。该试验的目的是验证 TSS 系统的稳定性和控制、TSS 末端姿态确定和控制的能力以及长系绳的生存能力。原计划释放的绳长为 6 km, 然而在实际中却只释放了 22 m。其原因是由于该 TSS 主星 (STEX) 上的自我保护装置在 22 m 时被触发, 这样把子星抛射出去了。

此后, 美国还开展了一系列绳系卫星的试验^[16-17], 如表 1-1 所示, 这里不再逐一介绍。

表 1-1 1998 年以后的部分 TSS 试验

试验名称	日期	试验平台	状态	绳长
DARPA Picosat	2000	Minotaur	在轨	30 m
Picosat 7&8	2001	Minotaur	在轨	30 m
MEPSI	2002	航天飞机	2003 年 1 月坠落	15 m
ProSEDS	2002	Delta	未知	15 km
DTUSAT	2003	Rokot	在轨	450 m

1.3.3 欧空局开展的绳系卫星系统试验

1997 年, 来自欧洲十余个国家的学生在欧空局的帮助下设计并完成了一颗人造卫星, 这就是新一代工程卫星 (Young Engineers' Satellite-1, YES-1) 计划。该试验的主要目的是演示和验证在地球同步转移轨道上的系绳展开时的动力学和系绳的动量交换技术, 但是由于发射窗口的改变导致系绳在空间展开时, 系绳被太空碎片割断的风险非常大, 因此, 未进行系绳展开试验^[18]。

2007 年 9 月底, 发射了新一代工程卫星-2 (Young Engineers' Satellite-2, YES-2)。该试验的主要目的是验证 TSS 用来作为太空交通工具的可行性, 即通过 TSS 把有效载荷送回地球的技术^[19-21]。与此同时, 还为学生提供了一个展示自己奇特想法的机会, 如图 1-3 所示^[22]。

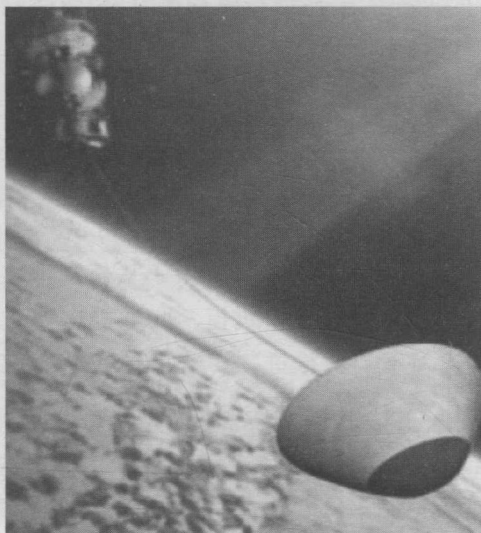


图 1-3 YES-2 结构示意图

1.3.4 俄罗斯的绳系卫星系统试验

除上文所提到的 TSS 试验外, 另外一个值得提出的 TSS 试验是俄罗斯能源火箭航天公司制订的发展俄罗斯空间 TSS 的构想, 他们制订的发展俄罗斯 TSS 的构想规定: 第一阶段, 在空间站上进行系绳-1、系绳-1A、火神以及系绳-2 等一系列 TSS 试验; 下一阶段, 制造并在新的空间站上试运行运输型、发电型和研究型 TSS。将来, 制造载人空间站及其多功能 TSS。但是, 令人可惜的是目前还没看到有关这些方面试验的报告, 下面是对这些试验构想的简要介绍^[23,72]。

系绳-1 系统是由和平号空间站与进步-M 号飞船通过 20 km 长的合成纤维系绳所构成的 TSS, 该系统是由俄罗斯能源公司于 1989 年完成的一项独特的设计。试验目的是研究系绳系统展开力学、飞行和分离及其无能耗轨道机动飞行。

系绳-1A 试验的设想与系绳-1 相同, 只是将系绳的长度增至

50 km。接下来的火神试验是进行电动力 TSS 的试验，其目的是在 TSS 飞行过程中进行发电状态、推进状态、输电状态和辐射状态的功能试验，以及在轨定向控制试验。

最后一项是系绳-2 试验。其目的是对轨道系绳系统的力学、电动力学和无线电物理学作全面系统的研究。

制造并在新的空间站上试运行运输型 TSS 试验是在系绳-1 和系绳-1A 试验成功后进行试验，该系统用于从轨道上收回返回舱，工作完的飞船和组件、桁架和太阳帆板。此外，这种系统还用来定期提高空间站的轨道而不消耗推进剂。若火神和系绳-2 的试验完成，则开始设计一种在空间站上正常运行的系绳系统。

1.4 空间绳系卫星动力学与控制技术研究

1.4.1 绳系卫星动力学与控制技术研究现状

TSS 的想法从提出到现在，已有不少学者对这一领域进行过研究。其中，20 世纪 80 年代及以前是 TSS 研究的起步阶段，这一期间，一些学者通过建立简单的数学模型对 TSS 的动力学问题进行了研究，并且在航空、航天、控制以及力学等方面的刊物与国际会议上发表，得出了一些初步的研究结果；90 年代是 TSS 研究的初步发展阶段，此时，已有一些文章在航空、航天、控制以及力学等方面的刊物与国际会议上发表，同时，也进行了一些演示与论证试验，并获得成功，标志着 TSS 已从理论阶段进入现实；2000 年至今是 TSS 研究的深入发展阶段，并已进入实用阶段，这一时期，更多的文章不但出现在航空、航天、控制以及力学等方面的刊物与国际会议上，而且对 TSS 的研究也考虑了系统本身以及环境因素的影响，并建立了更为精确的动力学模型。TSS 试验的目的，也从初步发展阶段中论证系绳的发电能力、生存能力以及动力学特性等特点方面转变为论证 TSS 用于产生电动力、离轨以及充当太空运输工具等用途方面。

本节对 20 世纪 90 年代至今的 TSS 研究结果进行概括、分析与总结,关于 90 年代以前的 TSS 研究结果,在其他文献中已进行过详细的介绍,这里不再重复,可参考其他文献^[14-27]。

1.4.1.1 绳系卫星系统的初步发展阶段

与起步阶段相比,这一阶段许多学者对 TSS 的控制问题进行了研究。TSS 控制技术主要涉及到轨道控制、姿态控制、系绳弹性振动控制、工作状态稳定性控制以及子星的释放和回收控制等。

这一时期,关于 TSS 的轨道、姿态以及系绳弹性振动等控制方面的研究特点是:侧重某一方面,集中对某个问题或者某个新方案进行深入的分析与考察。如:1992 年, Misra 和 Modi 对 $N \geq 2$ 体 TSS 的动力学进行研究,并应用现代控制理论技术来解决 N 体系统中系绳面内和面外的控制问题^[28];1993 年, Decou 对 TSS 的姿态扰动和系绳振动的控制方法进行研究,并提出利用线性的偏量控制来衰减这些扰动^[29];Kokubun 和 Fujii 于 1996 年考虑系绳弹力的情况下,研究了子星的释放和回收的控制技术^[30];1997 年, Monica Pasca 研究了通过子星上的推力器来控制 TSS 系绳的横向振动,采用 Lyapunov 稳定性定理来验证该方法的可行性与有效性^[31];在 1998 年和 1999 年 Kalantzis^[32] 和 Pradhan^[33] 的文章中还对 TSS 偏量控制进行了研究。

TSS 子星的释放与回收控制技术主要集中在以下 3 种控制方法中^[34-35]。

(1) 系绳张力(或系绳速率)控制法

这种方法是通过调整系绳的张力(或系绳的释放速率)来进行 TSS 控制的,是最早也是开发程度最高的 TSS 控制方法。其优点是应用系绳的张力(或系绳速率)控制法,可以实现 TSS 子星的控制,且不需要推进剂,但是在重力梯度力量级很小的情况下,特别是在轨道较高、系绳较短或者子星回收这 3 种情况下,重力梯度力很微弱,这将导致系绳的张力变小,控制时间较长。