

DUOMOKUAI HANGTIANQI DE
KONGZHI JI SHISHI FANGZHEN JISHU

多模块航天器的 控制及实时仿真技术

李新洪 姚红 赵继广 张雅声 张永乐 编著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

014037897

V448.2
13

多模块航天器的控制及 实时仿真技术

李新洪 姚 红 赵继广 张雅声 张永乐 编著



国防工业出版社

· 北京 ·



北航

C1725956

V448.2
13

内 容 简 介

本书介绍了多模块航天器控制与仿真领域的一些相关技术问题。本书共分8章,第1章介绍了多模块航天器控制与仿真技术发展状况,第2章和第3章介绍了航天器从远距离到超近距离的自主交会及逼近控制过程,第4章介绍了机械臂空间机器人的动力学与控制及其可视化仿真,第5章介绍了多个航天器之间相对运动的协同控制,第6章和第7章介绍了基于 Simulink 开展的航天器分布式实时仿真以及并行实时仿真,第8章介绍了基于半实物仿真环境开展的航天器协同控制和目标捕获的地面仿真实验。

本书适合具有航天器姿态轨道动力学与控制基础知识的高年级本科生和研究生使用,对从事飞行器控制与总体设计的相关工程技术人员也有参考价值。

图书在版编目(CIP)数据

多模块航天器的控制及实时仿真技术/李新洪等编著. —北京:国防工业出版社,2014.3

ISBN 978-7-118-09327-8

I. ①多... II. ①李... III. ①航天器—飞行控制—实时仿真 IV. ①V448.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 033558 号

※

国防工业出版社 出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路23号 邮政编码100048)

北京嘉恒彩色印刷有限公司

新华书店经售

*

开本 710×960 1/16 印张 11 $\frac{1}{4}$ 字数 235 千字

2014年3月第1版第1次印刷 印数 1—2000 册 定价 48.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店: (010)88540777

发行邮购: (010)88540776

发行传真: (010)88540755

发行业务: (010)88540717

前 言

航天器技术的研究已经发展到多模块的阶段。多模块航天器是在编队飞行和航天器组网技术的基础上发展而来的。多模块航天器相对单颗卫星而言具有以下几个方面的优势:系统的多模块协同工作模式可以实现很多单颗卫星不能实现的功能,从而拓宽航天器应用的领域;可以降低航天任务的成本,以多颗小卫星完成大卫星的功能,并且组成集群飞行器的成员模块可以进行批量生产,从而大大降低系统的生产成本;集群飞行器具有很强的灵活性,集群飞行器的功能分散到各成员模块中,系统可以根据要求灵活变换构形,完成新的使命任务,当出现一项新技术时,还可以随时将带有新的技术和元器件的成员模块补充到集群飞行器系统中去,实现系统升级;集群飞行器具有比传统卫星更高的生存能力,分散的结构增强了系统的抗毁伤能力,并且在个别模块失效时,还可以通过系统内的任务重新分配或构形重组来降级使用,以提高系统的生存能力。

目前,国外的多模块航天器技术研究即将发展到在轨演示验证阶段,典型的代表是 F6 计划和“凤凰计划”。国内在多模块航天器技术领域已经开展了较为广泛和深入的研究,在轨道设计、协同控制、系统仿真等多个方面取得了许多有价值的成果。但是应该看到,我国目前在这个领域的研究离世界前沿水平还存在一定的差距。国内的多模块航天器技术主要是跟踪国外的前沿技术,大部分还处于概念及仿真研究阶段。

本书是作者所在课题组近年来对多模块航天器技术研究工作的总结。研究范围主要是多模块航天器控制以及实时仿真技术,具体内容包括多模块航天器自主交会及捕获技术、多模块航天器相对位姿估计及同步控制、空间机械臂轨迹规划与控制技术、基于 NSB 的多模块航天器协同控制、基于 xPC 目标机的分布式实时仿真技术、基于 iHawk 的并行实时仿真、多模块航天器控制的半实物仿真。

本书内容涵盖了多模块航天器控制与仿真的多个研究热点,解决了多模块航天器协同控制和分布式实时仿真的一系列问题。本书的出版能够促进多模块航天器技术领域的研究交流,对多模块航天器控制与仿真的地面验证实施具有参考价值,为我国多模块航天器控制与仿真技术的后续发展提供一定的理论与技术支撑。

本书在编写过程中得到了许多同领域专家和学者的支持与帮助,在此表示诚挚的感谢!

由于笔者水平有限,相关研究工作还有待深入开展,本书难免存在一些不足和错误,恳请广大读者批评指正。

编者
2013年9月

目 录

第 1 章 多模块航天器及其控制与仿真技术发展状况	1
1.1 多模块航天器的概念内涵	1
1.2 多模块航天器的发展现状和趋势	3
1.3 多模块航天器的控制及实时仿真技术	7
1.3.1 编队飞行控制技术	7
1.3.2 姿态轨道同步控制技术	9
1.3.3 空间机器人控制技术	10
1.3.4 多模块航天器实时仿真技术	12
第 2 章 多模块航天器自主交会及捕获技术	15
2.1 相对运动及其控制数学模型	16
2.1.1 相对运动的描述	16
2.1.2 交会控制与编队控制的等价性	18
2.1.3 航天器交会的三冲量控制方法	19
2.1.4 航天器交会的 Lambert 两冲量控制方法	20
2.2 远距离交会策略	21
2.3 接近绕飞以及捕获过程	24
2.3.1 接近阶段	24
2.3.2 绕飞阶段	27
2.3.3 捕获阶段	33
2.4 相对导航分析	35
2.4.1 扩展卡尔曼滤波	35
2.4.2 相对导航滤波算法	37

2.4.3	仿真条件	39
2.4.4	仿真结果	40
第3章	多模块航天器相对位姿估计及同步控制	43
3.1	单目相机位姿估计	43
3.1.1	数学描述	43
3.1.2	非线性最小二乘算法	46
3.1.3	仿真算例	47
3.2	双目立体相机 3D 重构	49
3.3	基于像点运动的位姿估计	51
3.4	基于 Cayley 变换的位姿估计算法	54
3.4.1	数学模型	54
3.4.2	仿真算例	56
3.5	非合作目标航天器的位姿跟踪控制	58
3.5.1	相对姿态运动的数学模型	58
3.5.2	相对位置运动的数学模型	59
3.5.3	仿真算例	62
第4章	空间机械臂轨迹规划与控制技术	65
4.1	符号定义	65
4.2	空间机器人运动学方程	67
4.3	空间机器人动力学方程	71
4.4	动力学方程的具体计算	73
4.5	机械臂关节角的轨迹规划及其控制	77
4.6	基于 SimMechanics 工具箱的空间机器人动力学可视化仿真	83
4.6.1	SimMechanics 工具箱简介	83
4.6.2	基于二代 SimMechanics 工具箱的空间机器人 动力学建模	84
4.6.3	空间机器人系统及其运动过程的可视化仿真	84
第5章	基于 NSB 的多模块航天器协同控制	89
5.1	NSB 协同控制方法	89

5.1.1	NSB 方法的分层结构	89
5.1.2	运动速度指令的计算	90
5.2	多模块航天器 NSB 协同控制仿真实例	96
5.2.1	整体平移	96
5.2.2	整体聚散	96
5.2.3	相对重心的构形变换	98
5.2.4	相对定点的构形变换	98
5.2.5	碰撞避免	99
第 6 章	基于 xPC 目标机的分布式实时仿真技术	103
6.1	多模块航天器分布式实时仿真系统方案	103
6.1.1	仿真系统总体方案	103
6.1.2	仿真系统硬件组成	104
6.2	分布式 xPC 实时仿真系统的构建	111
6.3	分布式 xPC 目标机之间的通信	119
6.3.1	RS232 串口通信 Simulink 模块	119
6.3.2	CAN 通信 Simulink 模块	126
6.3.3	反射内存网通信 Simulink 模块	132
第 7 章	基于 iHawk 的并行实时仿真	139
7.1	平行实时仿真技术介绍	139
7.1.1	实时仿真系统的特殊需求	139
7.1.2	实时仿真系统的体系结构	141
7.1.3	并行实时仿真计算机	143
7.1.4	Simwb 软件介绍	146
7.2	并行仿真中的多模块调度	148
7.2.1	Simulink 模型在 Simwb 中的编辑和编译	148
7.2.2	卫星子系统 RTW 模块在 Simwb 中的并行实时调度 ..	151
7.3	基于 Workbench 的多模块并行实时仿真	153
第 8 章	多模块航天器控制的半实物仿真	160
8.1	多模块航天器半实物仿真环境	160

8.2	多模块航天器 NSB 协同控制仿真实例	163
8.2.1	仿真实例的设计	163
8.2.2	全数字仿真结果	163
8.2.3	实物仿真结果	166
8.3	多模块航天器目标捕获仿真实例	171

参考文献	177
------------	-----

第1章 多模块航天器及其控制与仿真技术发展状况

1.1 多模块航天器的概念内涵

提高航天器系统的可靠性和实现系统功能的灵活扩展,是目前整体式大型航天器难以破解的问题。多模块航天器将传统的整体式航天器分解为可物理分离、多模块并行的有效载荷与基础功能模块航天器,通过自组织网络组合成具有整体功能的空问系统。它是一种全新概念的航天器系统,将带来空间任务执行方式的创新性发展。从传统整体航天器到多模块航天器的示意图如图1-1所示。

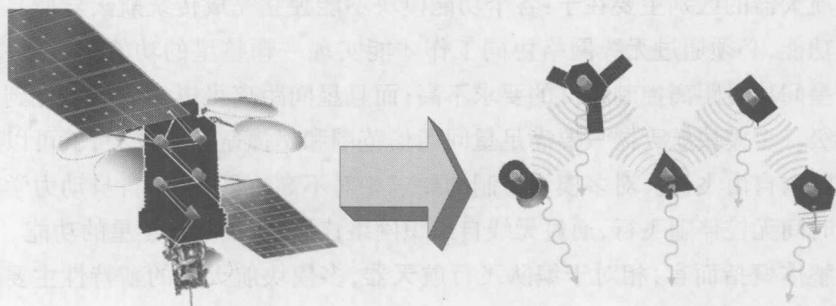


图1-1 多模块航天器概念示意图

发射失败、太空环境、元器件微小缺陷或故障都可能导致航天器整体功能的失效,极大影响航天器的寿命。进一步提高空间系统的可靠性,已成为我国航天技术发展亟待解决的问题。传统航天器的构成方式是以应用为中心的集中式体系结构,质量和成本的风险是集中且紧密关联的。如果能将任务的支持系统模块化,并共享,就可以降低由于这些系统故障导致任务失败的风险,但这种共享与可靠性的提高,是当前航天器体系无法实现的。多模块航天器采用分散式结构,实现了质量和风险分散,是提高空间系统可靠性的全新途径。

多模块航天器内不同模块航天器之间可以共享资源,提高系统运行的可靠性;通过对模块进行独立维护、替换和升级,提高系统的生存能力;可以适应快速机动发射和系统在轨扩展与重构,提高系统的快速响应性;可以根据任务需求集结或分离,降低系统升级和维护难度,提高空间任务执行的灵活性。多模块航天器将革命性地改变人们对于空间和航天器的认识。

从概念上讲,多模块航天器属于分布式航天器的范畴。分布式航天器通常指物理上互不相连、结构和功能相似或完全不同、通过信息交互共同实现同一空间任务的多颗航天器或模块航天器构成的空间系统。分布式航天器的组成包括同构航天器和异构航天器,而编队航天器通常指由多颗功能独立的航天器通过紧密的信息互连和协同控制形成的分布式航天器。编队航天器要求星间关系满足一定条件,从而形成封闭的相对运动轨迹,有严格的相对轨道构形,利用编队构形的特性实现任务目标。编队航天器一般相对距离较小,且一般为同构航天器。

多模块航天器通常指由多颗具有特定功能的模块航天器通过紧密的信息互连和协同控制形成的分布式航天器。多模块航天器一般为异构航天器,其与编队航天器的区别主要在于:各个功能模块不能独立完成传统航天器所具有的全部功能,必须通过无线网络协同工作才能实现一颗整星的功能;多模块航天器对星间相对距离控制精度的要求不高;而且星间距离可以从米级变化到几公里量级。多模块航天器只要满足星间通信范围和碰撞避免的约束,就可以在在一定范围内自由飞行。对多模块控制的要求相对不高,可以利用自身动力学特性较长时间无控伴随飞行,通过无线自组织网络连接,实现一颗整星的功能。

整体概括而言,相对于编队飞行航天器,多模块航天器的新特性主要体现在如下几个方面:

(1) 在系统规模方面,编队飞行航天器一般个体数量较少,而多模块航天器系统数量较多。

(2) 在控制方式方面,编队飞行航天器可以是集中式控制也可以是分布式控制,而多模块航天器一般是分布式控制。因为随着航天器数量的增加,集中式控制的成本较高,而且较容易出错。

(3) 在个体能力方面,编队飞行航天器中的个体一般较为复杂,功能独立,而多模块航天器的个体相对简单,可能就实现某个特定功能,如导航模块、数传模块、电源模块等。

(4) 在通信机制方面,编队飞行航天器一般是全局通信,而多模块航天器是以局部通信为主要特征,通过多模块航天器的局部信息交互和局部相互作用,涌现出全局智能行为。

以上特征决定了多模块航天器具有自主性、鲁棒性、可扩展性和适应性等特点。作为一种面向未来的灵活、高效的航天器体系结构,多模块航天器越来越受到重视。其最大的优点就是系统在全寿命周期都具备了系统重构和功能再定义的能力,大大提高了空间任务执行的灵活性和适应性,是在轨服务、快速空间响应以及遥感与空间探测等任务的重要实现途径之一。加快发展多模块航天器,对于提高我国航天装备的总体发展水平具有十分重要的意义。

1.2 多模块航天器的发展现状和趋势

最初的分布式卫星系统作为空间技术领域的一个革命性创新概念,代表了空间系统应用的一个重要方向。美国航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的 EO-1 和 LandSat-7 进行的编队飞行试验以及德国的 GRACE 编队为分布式卫星系统的工程应用积累了宝贵的经验。2010 年 6 月 15 日发射的 PRISMA 编队验证了航天器交会对接以及紧密编队飞行所需的导航、制导以及控制等先进技术。2010 年 6 月 21 日发射的 TanDEM-X 卫星与 2007 年 6 月 15 日发射的 TerraSAR-X 卫星形成紧密编队,完成高精度干涉合成孔径雷达(SAR)任务。Darwin 计划、LISA 计划以及 TPF 计划等也都计划采用卫星编队飞行技术。

多模块航天器国外研究项目以 F6 系统(Future, Fast, Flexible, Fractionated, Free-Flying Spacecraft, System F6)为代表。多模块航天器的概念最早由美国麻省理工学院的 Mathieu 和 Weigel 提出。此概念一经提出,就得到了美国空军研究实验室(Air Force Research Laboratory, AFRL)和国防高级研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)的高度重视。2006 年 8 月, DARPA 组织召开了一次关于多模块航天器关键技术的研讨会。2007 年 9 月, DARPA 在前期论证的基础上,结合美军提出的“作战响应空间”(Operationally Responsive Space, ORS)计划,提出发展 F6 系统。F6 中的“6”源自“信息交换合成航天器”(Spacecraft united by Information eXchange, SIX)。2008 年 2 月, DARPA 对外宣布,将 F6 系统第一阶段的研究合同授予波音公司、洛克希德·

马丁公司、诺斯罗普·格鲁门公司和轨道科学公司。2009年7月,DARPA宣布将第二阶段研制合同授予轨道科学公司。2010年7月,DARPA通知轨道科学公司终止现有的F6系统研发项目。2011年6月,DARPA选择太空微型(Space Micro)公司作为F6计划星间通信部分的主承包商。F6系统实质上是通过一组无线连接、编队飞行的多个功能模块多模块形成一颗虚拟大型航天器执行任务,具有“功能分解、结构分离、无线连接、编队飞行”的技术特征,也是卫星星座、编队和敏感器网等分布式空间系统概念的进一步发展。F6系统的示意图如图1-2所示。

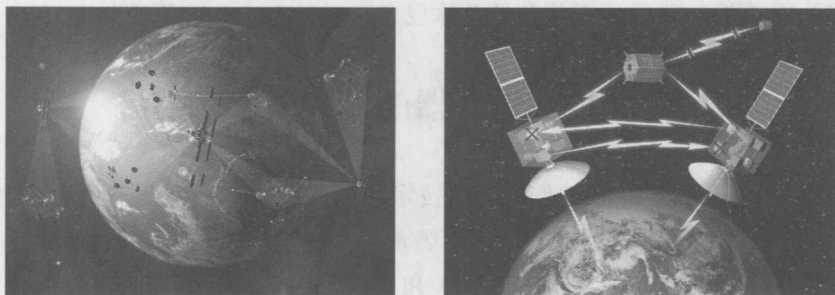


图1-2 美国F6系统示意图

DARPA最近指出,F6计划主要在以下三个方面实现突破:F6开发工具箱(F6 Developer's Kit, FDK)、F6技术包(F6 Technology Package, F6TP)以及在轨演示。FDK主要是从软件层次定义接口标准以及协议等,F6TP主要是从硬件上实现FDK。F6计划于2015年在低地球轨道进行6个月的演示,主要包括3个由DARPA研制的模块和一个由第三方机构研制的模块。F6计划主要在轨演示多模块资源共享能力以及长期半自主多模块飞行能力,包括进入和离开多模块的控制能力、自主构形重构控制能力以及躲避空间碎片等威胁的半自主多模块分散和集结能力等。多模块飞行控制算法主要由Emergent空间技术公司负责开发。

F6计划的主要目的是演示和发展一种基于多个相对独立的模块、通过无线网络实现有机结合的新型航天器体系结构。F6计划将建立一种面向未来的航天器体系结构,将传统的整体式航天器分解为可组合的分离模块。各分离模块可以快速批量制造和独立发射,在轨运行时通过无线数据连接和无线能量传输,构成一个功能完整的虚拟航天器系统。该系统在全寿命周期都具备系统重

构和功能再定义的能力,以此有效降低航天器全寿命周期中各种不确定因素对天基系统在设计、制造和运行阶段造成的严重影响,使航天器能够实现在轨故障修复、功能更换和扩展,提高航天器执行任务的范围和能力,增强航天器的灵活性和可靠性,降低全寿命周期费用和 risk。同时,该无线连接松散结构和可灵活调节的飞行构形能够大大降低航天器被捕获的概率。即使部分模块销毁,也可以通过模块更换的方式快速廉价的进行补充和系统恢复,从而提高航天器在空间攻防对抗中的存活能力。模块的批量生产、分离发射入轨和在轨自主组网技术能够大大降低航天器从研制到投入使用的时间,甚至可以直接通过发射载荷模块对已有航天器进行任务更换和扩展以满足任务要求,从而大大提高空间任务响应能力。

目前公开的多模块航天器任务就是轨道科学公司于 2008 年提及的“昴宿星(Pleiades)计划”。作为 F6 计划的一部分,“昴宿星计划”的目的就是对模块化多模块航天器相关技术进行探索和演示验证。“昴宿星计划”将演示分批次发射模块航天器、在轨集结、构形变换等一系列技术,验证碰撞规避技术、故障后的共享控制技术以及根据任务需求进行多模块快速重构的技术等。该计划由 5 个 225 公斤级和 2 个 75 公斤级的模块组成。第一步,发射名为 Alcyone 和 Electra 的两个模块构成一个 Alpha 子卫星群。第二步,发射名为 Maia、Celaeno 和 Asterope 的三个模块入轨。三个模块按照第一次发射的方法形成一个 Bravo 子卫星群,在地面控制中心的指令下,进入 Alcyone 和 Electra 群具有相对漂移的轨道。第三步,发射名为 Merope 和 Taygete 的两个模块入轨。这两个模块按照相同的方式加入上述星群形成一个新的 Charlie 卫星群。

多模块航天器技术的最新发展还体现在美国 DARPA 启动的“凤凰计划”在轨服务任务,旨在重新利用地球静止轨道附近(废弃轨道或坟墓轨道)上退役卫星的天线来为地面和空中力量提供一种廉价的全时段全球持续通信能力。“凤凰计划”将用专门空间机器人航天器回收废弃卫星的有用部件,再把它们“攒”成新的卫星,该过程需要经过多次复杂的变轨交会。“凤凰计划”的一个关键技术就是卫星的在轨建造,使用“细胞化”的纳卫星,称作 Satlets。这些卫星能够实现大型卫星的部分功能如供电、姿态确定与控制、遥测遥控、星务管理、推进等。通过在轨组装,Satlets 与回收的通信天线进行物理连接,恢复通信能力并最终形成新的卫星。

模块化卫星组件类似于卫星的细胞组织,多个不同功能的 Satlets 可集成为

完整的卫星控制系统,执行运行和控制任务。由于受空间环境和技术限制,Satlets 相互集成或与天线集成的程序必须简单、便捷,卫星的结构需要进行重新定义。采用 Satlets 的卫星架构,航天器各子系统分解成若干个独立的功能模块,每个模块物理独立、功能独立,采用标准的机械、电、热及数据接口对各模块进行连接,实现航天器的整体功能,即航天器的模块化、标准化,满足任务航天器设计的特殊要求。模块化航天器设计把航天器系统的功能分散到一系列独立的单元模块即 Satlets 中,航天器系统由多个独立的标准化可重构组件构成。各个模块的内部组件均集成封装,仅由简单的标准接口与外部连接,图 1-3 列举了几种可能应用的模块构想。



图 1-3 模块化卫星组件的集成应用

多模块航天器的特点可以概括为灵活性好、可靠性高以及具备快速响应能力。与整体航天器相比,多模块航天器在轨运行时,各模块彼此物理分离,在空间是分布的。面对空间碎片等太空威胁,多模块航天器可以方便地分散与集结,航天器系统完全毁坏的概率大大降低。同时,可以根据任务需求和技术进展添加新的模块,对已在轨运行的系统进行升级,具有很强的灵活性。若部件发生故障,多模块的功能可以平滑降级,在新的模块添加之前,系统仍可以保持最小功能,具有很高的可靠性。由于快速响应航天器是为突发紧急事件提供服务的,其任务需求具有很强的不确定性,多模块航天器可以快速增加或替换新的任务模块,或者通过重新配置系统来适应战场任务的变化,具有很好的快速响应性。

作为分布式空间系统的一种创新应用,多模块航天器可以在完成快速响应

空间任务以及遥感与空间探测等领域发挥重要作用。在快速响应空间方面,多模块航天器的灵活性和鲁棒性带来的快速响应性确保了航天器具有快速机动能力,从而有效降低和避免了诸如技术不确定性、环境不确定性、发射不确定性、需求不确定性、人为不确定性以及资金不确定性等因素对航天装备建设造成的不利影响。在遥感与空间探测方面,多模块航天器可以实现多任务载荷以及载荷的升级换代。同时,通过模块航天器的协同工作,使系统的寿命和可靠性成倍提高,为遥感与空间探测等空间应用技术提供了新方法与新途径。

多模块航天器代表了航天器设计与应用理念的转变,是空间系统探索发展中的一个新方向,为未来复杂航天装备的构架和建设提出了新的视角观点。此外,多模块航天器用到的技术也是未来航天器发展的一些共性技术方向,如模块化技术、空间网络技术、小型化部件技术等。探求与多模块航天器技术发展相关的动力学与控制新方法,为我国未来新型航天任务的开展提供理论支撑。

1.3 多模块航天器的控制及实时仿真技术

多模块航天器的控制技术包含的内容很广泛,根据模块之间的飞行间隔距离进行划分,大致可以分为编队飞行控制技术、近距离姿态轨道同步控制技术以及近旁捕获控制技术。编队飞行控制技术的研究已经成熟,国内外已经有相关的专著出版;合作模块之间的姿态轨道同步控制技术已经有成功的在轨演示,但是非合作模块之间的姿态轨道同步控制技术目前依然是一个难点;近旁捕获控制技术根据捕获方式的不同有所不同,流行的概念捕获方式包括空间机械臂捕获、飞网捕获等,其中使用空间机械臂的捕获方式最为重要,并且已经在低轨道进行了在轨技术演示验证。

1.3.1 编队飞行控制技术

国外很早就已经围绕 Hill 方程开展了编队轨道设计的研究,之后的研究逐渐考虑非线性影响以及 J_2 项摄动影响等;Schaub 等针对地球非球形 J_2 项摄动力造成的构形发散,研究了 J_2 项摄动对编队飞行的影响,分析了受 J_2 项摄动情况下构形稳定的条件;Alfriend 等在此基础上研究了对 J_2 项摄动力的补偿问题,给出的长半轴补偿方法大大提高了构形的稳定性;Schweighart 等遵循 Hill 方程的推导思路,对线性化的动力学方程进行修正,将 J_2 项摄动力作为驱动力加入

方程右端,得到了包含 J_2 项摄动力的线性化相对运动动力学方程;Carter 等针对阻力是速度的二次函数且与引力中心距离成反比的情况,研究了大气摄动力对 Hill 方程造成的影响,经过推导和简化,在大气模型为指数模型这一前提下,得到包含大气摄动的线性化相对运动动力学方程。这些为研究编队飞行控制提供了理论基础和依据。在组网轨道设计研究方面,在目前已有的卫星星座设计方法中,对于全球或纬度带覆盖而言,Walker 法和覆盖带法可以得到很好的效果,但对于区域覆盖,由于其多样性和灵活性,尚无比较通用的方法。

对于航天器编队的维持控制问题,早期的研究大多围绕 Hill 方程展开。Vassar 和 Sherwood 基于脉冲推力的控制方式,以离散时间的相对运动动力学方程作为系统动力学模型,使用线性二次调节器(LQR)技术,研究了参考轨道为圆轨道的编队保持方法;随着轻质、高比冲、小推力和长时间工作等优良性能的新型推进系统的出现,Kapila 等以高性能的推进系统作为执行器研究了编队飞行的控制问题,提出离散时间脉冲反馈控制律;S. Marcio 等从开普勒轨道动力学方程出发,推导了完全非线性的相对运动方程,并以此作为系统方程,基于李雅普诺夫方法,进行了编队控制非线性自适应控制律设计;还有许多学者提出基于轨道根数的编队控制方法,降低了轨道摄动周期项对编队控制的影响,在燃料消耗和工程可实现性方面取得较大的突破。

国内曾国强等取得了近地轨道航天器编队构形通用优化设计方法;黄海风等在 InSAR 编队飞行机理以及编队构形优化设计方面开展了许多探索性工作;李真芳等在 GMTI 编队飞行机理以及编队构形设计方面开展了创造性工作;张玉锟等对考虑 J_2 项摄动的近圆参考轨道卫星编队进行了详细分析设计;安雪滢等对考虑 J_2 项摄动的大椭圆参考轨道卫星编队进行了详细分析设计;范丽等针对卫星星座理论与设计进行了较为全面和系统的研究;项军华等针对区域覆盖星座构形进行了优化设计以及协同控制策略的研究。曾国强等提出了基于平均轨道根数的编队构形控制方法,并建立了基于多智能体的协同控制原型系统;张健等用轨道根数设计了李雅普诺夫连续控制方法,获得了编队队形保持的非线性燃料次优控制;吴宝林等基于模型预测控制平均轨道根数差,得到了较好的控制结果;吴宝林等重新利用 LQR 设计最优控制器,其中采用模糊逻辑设计控制加权阵和误差加权阵;刘辉等用滑模变结构方法设计了具有一定鲁棒性的连续控制器;曹喜滨等对近圆参考轨道卫星编队采用了三次脉冲控制方法,一次为法向脉冲,另两次为径向或切向脉冲;孟云鹤等对近圆参考轨道卫星