



The Dynamics and Control  
of Spacecraft  
Formation Flying

# 航天器编队 动力学与控制

曹喜滨 张锦绣 王峰 著



国防工业出版社  
National Defense Industry Press

# 航天器编队动力学与控制

曹喜滨 张锦绣 王峰 著

国防工业出版社

·北京·

## 内 容 简 介

本书是关于航天器编队相对运动规律、构形设计及其协同控制技术的专著。第1章介绍了航天器编队飞行的概念、发展现状及发展趋势;第2章阐述了航天器编队相对轨道与相对姿态动力学基础;第3章研究了航天器编队空间构形设计方法;第4章研究了航天器编队相对轨道确定方法;第5章研究了航天器编队构形维持与重构的控制方法;第6章研究了航天器编队相对姿态协同控制方法;第7章研究了航天器编队姿态与轨道协同控制问题;第8章研究了航天器编队地面仿真系统及仿真方法。

本书内容是从研究和工程实践中归纳提炼而来,实用性较强,既可作为从事航天器编队动力学与控制的工程技术人员的参考书,也可作为高等院校相关专业的高年级学生和研究生的教学参考书。

### 图书在版编目(CIP)数据

航天器编队动力学与控制/曹喜滨,张锦绣,王峰著. —北京:国防工业出版社,2013.3  
ISBN 978-7-118-08470-2

I. ①航... II. ①曹... ②张... ③王... III. ①航天器—编队飞行—动力学—飞行控制—研究 IV. ①V448.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2013)第 059178 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)

北京奥鑫印刷厂印刷

新华书店经售

\*

开本 787 × 1092 1/16 印张 17 $\frac{3}{4}$  字数 406 千字

2013年3月第1版第1次印刷 印数 1—2500册 定价 58.00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

# 序

航天器的空间应用已从单星迈向网络化,编队飞行是其中具有代表性的方向之一,它是伴随现代小卫星技术快速发展而提出的一种创新应用模式,能够充分发挥小卫星的应用效能。通过多颗小卫星按一定的空间构形协同工作,可以实现大卫星的功能或完成传统单颗大卫星难以实现的空间任务,满足特殊任务需求、降低风险和成本。

自上世纪90年代航天器编队飞行的概念提出以来,一直受到航天界的广泛关注。在天基合成孔径雷达干涉成像、合成孔径光学成像、重力场测量和天文观测等领域,制定了多个编队飞行的任务计划,部分已进行了在轨验证或应用。美国和瑞典分别于2000年、2010年进行了EO-1/LandSat-7和PRISMA编队的关键技术飞行验证,德国于2002年、2010年先后实现了GRACE地球重力场测量和TanDEM-X天基干涉合成孔径雷达成像编队的空间应用。近年来编队飞行技术又拓展了新的应用领域,如航天器在轨服务、F6(Future, Fast, Flexible, Fractionated, Free - Flying Spacecraft)计划等。

编队飞行需要航天器之间近距离协同工作,保持特定的几何形状和相对运动关系,对于合成孔径成像、天文观测等特殊任务,还要求毫米级甚至更高精度的相对状态确定和构形保持控制。但由于轨道运动规律和摄动因素的影响,航天器间相对位置和姿态是变化的且存在不确定性,为此需要解决相对动力学、空间构形设计、相对导航、构形保持与姿态协同控制等一系列基础理论和关键技术问题。

本书总结了作者及所率领的研究团队在航天器编队飞行动力学与控制方面所取得的最新成果,结合工程应用,系统、全面地发展了相对动力学建模、稳定构形设计、构形保持与重构及其燃料均衡控制和地面仿真的相关理论与方法,为我国航天器编队飞行技术的发展和應用提供了重要参考。

我国在航天器编队飞行方面已取得了显著成果,相信在广大科技人员的共同努力下,必将在其理论、技术和工程应用方面取得新的突破,推进我国航天技术的创新发展。

中国科学院院士



## 前 言

航天器编队通常是由两颗以上(含两颗)小卫星在空间相互绕飞组成,编队中各卫星通过信息交互和协同工作构成一颗虚拟卫星,以实现大卫星的功能或传统单颗大卫星无法实现的空间任务。通过编队满足合成孔径雷达干涉成像、稀疏孔径天文观测等对超长测量基线的要求;替代复杂的大卫星,降低任务风险和技术难度,并通过编队卫星的接入和切出,提高系统的可维护性和可靠性。

航天器编队飞行的概念自上世纪 90 年代提出以来,一直是航天领域的研究热点和重点研究方向。美国空军实验室(AFRL)早在 1998 年就提出了 TechSat-21 计划,旨在通过小卫星编队实现分布式雷达系统对地观测,但由于对其技术难度估计不足,导致计划未能最终实施;德国宇航中心(DLR)于 2002 年、2010 年率先实现了地球重力场测量(GRACE)和天基干涉合成孔径雷达成像(TanDEM-X)编队的空间应用。美国国家航空航天局(NASA)、欧洲空间局(ESA)、法国宇航局(CNES)和瑞典国家太空委员会(SNSB)等相继提出了类地行星观测(TPF/DARWIN)、合成孔径雷达对地观测(Cartwheel)和编队飞行技术演示(PRISMA)等计划,开展相关基础理论、关键技术以及飞行验证的研究工作。近年来一些新的应用领域对编队飞行技术又提出了特殊要求,如静止轨道高分辨光学对地观测任务需要通过两颗卫星的精密编队构成超大孔径和超长焦距的光学系统;航天器在轨服务要求实现对非合作目标的绕飞和附着;F6(Future, Fast, Flexible, Fractionated, Free-Flying Spacecraft)计划要求集群飞行的多个功能模块之间实现能量传输、分布计算和基于场力的控制共享等。

近距离协同工作是航天器编队飞行的基本特征,编队任务要求航天器间保持特定的几何构形和相对运动关系,但航天器轨道动力学特性决定了其相互关系是时变的,摄动因素的存在又导致了这种变化的不确定性。因此,航天器编队飞行必须解决稳定构形设计、精确相对状态确定和高精度协同控制等关键问题,涉及到航天器轨道动力学、姿态动力学、制导、导航和控制等相关领域。

本书是作者结合航天器编队的工程应用,在编队飞行动力学与控制方面所取得的最新成果。全书共分 8 章:第 1 章概述了航天器编队飞行的概念、发展现状和发展趋势;第 2 章阐述了编队飞行相对轨道与相对姿态动力学基础;第 3 章研究了编队的稳定构形设计方法;第 4 章研究了编队飞行相对轨道确定方法;第 5 章研究了编队构形保持与重构的控制方法;第 6 章研究了航天器间相对姿态协同的控制方法;第 7 章

研究了编队飞行相对轨道与姿态耦合的一体化控制问题;第8章研究了航天器编队飞行的地面仿真系统和仿真方法。

本书凝聚了作者及所在团队多年的研究成果,靳尔东、雪丹、吴云华、王继河和贺东雷博士等参加了本书部分创新成果的研究工作,孙兆伟、崔乃刚教授为本书提出了宝贵意见。在撰写过程中还参阅了国内外同行专家的相关文献,在此一并表示衷心感谢。

由于水平所限,书中难免存在不足之处,敬请批评指正。

作者  
2012年8月

# 目 录

第 1 章 概论 .....	1
1.1 航天器编队飞行任务的发展现状 .....	2
1.1.1 对地观测编队飞行任务 .....	2
1.1.2 天文观测编队飞行任务 .....	3
1.1.3 编队飞行技术试验任务 .....	4
1.2 航天器编队动力学与控制研究进展 .....	6
1.2.1 航天器编队相对动力学建模 .....	6
1.2.2 航天器编队相对构形设计 .....	7
1.2.3 航天器编队相对导航方法 .....	8
1.2.4 航天器编队相对控制方法 .....	9
1.2.5 航天器编队地面仿真验证 .....	12
1.3 本书的主要内容 .....	13
参考文献 .....	13
第 2 章 航天器编队相对动力学基础 .....	21
2.1 坐标系定义 .....	21
2.2 相对轨道动力学表述 .....	22
2.2.1 用相对位置速度表示的相对轨道运动方程 .....	22
2.2.2 用相对轨道要素表示的相对轨道运动方程 .....	25
2.2.3 基于哈密顿原理的相对轨道运动方程 .....	37
2.2.4 基于相对偏心率/倾角矢量的相对运动模型 .....	42
2.3 相对姿态动力学表述 .....	48
2.3.1 相对姿态的描述 .....	48
2.3.2 用欧拉角表示的相对姿态运动方程 .....	51
2.3.3 用四元数表示的相对姿态运动方程 .....	52
2.3.4 基于 MRP 的相对姿态运动学方程 .....	52
2.4 小结 .....	53
参考文献 .....	53
第 3 章 航天器编队空间构形设计方法 .....	55
3.1 基于配置相对偏心率/倾角矢量的编队构形设计 .....	55
3.1.1 基于图形法的相对偏心率/倾角矢量配置 .....	55

3.1.2	相对偏心率/倾角矢量的图形配置方法 .....	57
3.1.3	基于相对偏心率/倾角矢量最优配置的构形优化设计 .....	62
3.2	用相对轨道要素表示的空间构形设计 .....	62
3.2.1	系统相对运动数学模型 .....	62
3.2.2	系统构形设计一般方法 .....	64
3.3	空间构形设计中环境摄动的补偿 .....	65
3.3.1	测量控制误差对系统相对轨道要素的影响 .....	65
3.3.2	$J_2$ 和大气阻力对系统相对轨道要素的影响 .....	67
3.3.3	考虑系统控制误差情况下的修正周期 .....	68
3.4	小结 .....	72
	参考文献 .....	72
<b>第4章</b>	<b>航天器编队相对轨道确定方法 .....</b>	<b>74</b>
4.1	编队构形自然漂移过程的相对轨道确定方法 .....	74
4.1.1	近圆参考轨道编队的相对轨道确定 .....	75
4.1.2	椭圆参考轨道编队的相对轨道确定 .....	80
4.2	编队构形调整过程中的相对轨道确定方法 .....	81
4.2.1	强跟踪滤波器的设计 .....	82
4.2.2	相对轨道确定 .....	84
4.3	针对弱观测情况的相对轨道确定方法 .....	84
4.3.1	相对轨道确定的能观测条件 .....	84
4.3.2	利用距离信息的相对轨道确定 .....	87
4.3.3	利用角度信息的相对轨道确定 .....	91
4.4	基于 Schmidt - EKF 联邦滤波的相对定轨方法 .....	93
4.4.1	估计器构形及算法 .....	94
4.4.2	联邦滤波算法 .....	96
4.4.3	相对轨道确定 .....	98
4.5	小结 .....	102
	参考文献 .....	102
<b>第5章</b>	<b>航天器编队构形维持及重构控制方法 .....</b>	<b>103</b>
5.1	基于轨道要素的构形维持控制方法 .....	103
5.1.1	基于平均轨道要素偏差的构形自主修正方法 .....	103
5.1.2	基于面质比调整的构形迹向漂移修正方法 .....	106
5.2	基于偏心率/倾角矢量的构形维持控制方法 .....	109
5.2.1	基于最优参考控制点的燃料最优构形保持 .....	109
5.2.2	基于相位角旋转的构形保持燃料均衡策略 .....	114
5.2.3	基于偏心率/倾角矢量的构形保持控制方法 .....	116



5.3	基于连续推力的编队构形控制方法	127
5.3.1	基于 LQR 的绕飞轨道保持控制	127
5.3.2	基于多项式特征结构配置的高精度位置保持	130
5.4	基于相对偏心率/倾角矢量的编队构形重构控制方法	136
5.4.1	基于相对偏心率/倾角矢量的最优多脉冲相对轨道转移问题	137
5.4.2	单颗航天器的最优多脉冲相对轨道转移解析解及其证明	138
5.4.3	编队构形重构的最优多脉冲解析解	147
5.5	基于双脉冲的编队构形重构优化控制方法	149
5.5.1	椭圆轨道时绕飞轨道间的优化转移	150
5.5.2	近圆轨道时绕飞轨道间的优化转移	153
5.6	小结	159
	参考文献	159
<b>第 6 章</b>	<b>航天器编队姿态协同控制方法</b>	<b>161</b>
6.1	相对姿态信息获取	161
6.1.1	发射信号航天器期望姿态	161
6.1.2	接收信号航天器期望姿态	162
6.1.3	期望姿态信息获取	163
6.2	相对协同控制体系结构	164
6.3	非线性 PID 协同控制算法	166
6.3.1	基于 Lyapunov 理论的一般性控制器	166
6.3.2	主要结果的扩展	170
6.4	变结构协同控制器	173
6.4.1	基于四元数的一般性控制器	174
6.4.2	主要结果的扩展	178
6.5	小结	182
	参考文献	182
<b>第 7 章</b>	<b>航天器编队轨道与姿态耦合控制方法</b>	<b>184</b>
7.1	基于独立模型的相对轨道与姿态耦合控制方法	184
7.1.1	相对轨道与姿态耦合动力学模型	185
7.1.2	耦合控制器设计	185
7.2	相对轨道与姿态一体化耦合控制方法	191
7.2.1	姿态约束条件	192
7.2.2	相对运动的一体化控制	196
7.2.3	高斯伪谱离散化方法	197
7.3	考虑耦合动力学的航天器编队相对运动分布式控制方法	202
7.3.1	相对运动解耦条件	202

7.3.2	解耦姿态控制器设计	206
7.3.3	多航天器编队分布式控制	208
7.4	航天器编队相对运动分布式协同控制	213
7.4.1	分组分布式协同控制策略	214
7.4.2	相对姿态分布式协同控制	215
7.4.3	相对轨道分布式协同控制	218
7.4.4	相对轨道与姿态 6DOF 协同控制	219
7.5	小结	222
	参考文献	222
<b>第 8 章</b>	<b>航天器编队地面仿真验证</b>	<b>224</b>
8.1	系统组成概述	224
8.2	硬件组成与接口关系	225
8.2.1	硬件特性及技术指标参数	227
8.2.2	硬件接口模型	241
8.3	地面仿真系统建模与分析	246
8.3.1	系统动力学建模	246
8.3.2	与空间运动相似性分析	249
8.4	相对姿态协同控制地面仿真验证	250
8.4.1	试验前的准备	250
8.4.2	试验流程及方案	250
8.5	相对位置协同控制地面仿真验证	258
8.5.1	试验方案	258
8.5.2	试验方法与流程	260
8.5.3	试验结果及分析	262
8.6	小结	273
	参考文献	273

# 第 1 章 概 论

航天器编队的概念是 20 世纪 90 年代随着小卫星技术的快速发展而提出的,是航天技术领域的一项重要创新。航天器编队一般是由一组空间分布的小卫星相互绕飞组成,编队中各卫星通过信息交互和协同工作构成一颗虚拟航天器,以实现大卫星的功能或传统单颗大卫星无法实现的空间任务。因此,概念一经提出,就迅速成为航天领域学术研究的热点和关注的焦点<sup>[1-10]</sup>。

与传统卫星相比,航天器编队在功能和性能上得以显著提升,并且具有系统应用的灵活性和在轨可维护性,具体表现在:

## 1. 拓展了应用领域

由于不再受到单颗航天器物理结构有限的约束,航天器编队将系统载荷分别置于不同的成员航天器,在空间以特定的构形提供长基线和大孔径,实现干涉雷达成像及慢动目标检测、超大孔径超长焦距光学干涉成像等传统单颗航天器难以实现的空间任务。如将发射信号和接收信号的雷达载荷分别置于不同的航天器,提供百米以上量级的基线,并实现时间、相位和空间的同步,进而协同完成干涉信号的接收,实现高精度 DEM 数据获取及对洋流冰川等目标的检测<sup>[11-14]</sup>;将光汇聚和搜集载荷分别置于不同的航天器,设计并精确保持特定的构形,形成超大孔径超长焦距成像系统,实现毫角秒甚至是微角秒量级的超高分辨率天文观测<sup>[15-17]</sup>,使得对黑洞、宇宙演化以及生命起源等天文探测任务成为可能。

## 2. 提高了应用效能

编队中的成员航天器能够采用不同的模式单独或协同工作,并实现信息的在轨融合处理等,能够兼顾多种任务的需求。如由多颗对地观测航天器构成的编队,通过姿态协同控制,使各成员航天器分别观测相邻区域,并进行观测数据的拼接处理,从而在保证分辨率的基础上快速实现宽幅成像,满足对特定区域普查的需求;也可控制各成员航天器同时观测同一目标区域,对观测数据进行融合处理,提高含有水面船只、移动人群、泥石流、森林火灾等动态目标区域的成像分辨率。通过可见光、合成孔径雷达、高光谱、红外以及视频等多种类型对地观测航天器集群飞行获取同一目标的多源观测数据,并进行在轨融合处理可提高对观测目标的识别和探测能力,实现全天候、全天时、多手段的快速信息获取。

## 3. 提升了应用灵活性

航天器编队通过在轨模式的转换和重组,能够灵活适应不同的飞行任务。如对于多颗合成孔径雷达卫星构成的编队,采用沿飞行方向短基线构形可以实现地面慢动目标检测(GMTI)任务,而采用垂直雷达视线方向长基线构形能够实现地面高程数据(DEM)获取,可通过构形形状和尺寸的调整,实现 GMTI 功能到 DEM 功能的转换<sup>[11]</sup>。就较大规模航天器编队而言,可以通过成员航天器的分组重构,分解为若干小规模航天器编队,进而分别实现不同飞行任务。由服务航天器和多载荷航天器构成的集群飞行系统,通过接入不同载荷航天器,实现系统功能的灵活切换。

#### 4. 增强了在轨可维护性

航天器编队载荷分置于各成员航天器,当部分航天器失效时,可将其他航天器进行重构,实现系统功能的降级使用,或只需发射失效部分的替换航天器,将其接入系统,进而恢复编队的功能和性能;对于由服务航天器和多载荷航天器构成的集群飞行系统,仅需发射和接入待替换的载荷航天器,即可调整其功能或升级其性能,有效增强了系统的在轨可维护性和运行可靠性。

正是由于航天器编队具有上述技术优势,自其概念提出以来即成为航天领域的研究热点,各航天研究机构针对不同任务提出了多类型编队飞行计划,部分已经成功在轨验证并投入空间应用<sup>[19-21]</sup>,初步验证了航天器编队的显著优势和应用价值;也有部分计划由于难度过大而取消,从另一方面说明了编队系统的技术复杂性。

## 1.1 航天器编队飞行任务的发展现状

针对对地观测、天文观测及技术验证等任务,美国空军实验室(AFRL)、德国宇航中心(DLR)、美国国家航空航天局(NASA)、欧洲空间局(ESA)、法国宇航局(CNES)和瑞典国家太空委员会(SNSB)等航天机构相继提出了多项具有代表性的编队飞行计划。

### 1.1.1 对地观测编队飞行任务

美国空军实验室在1998年率先提出了基于小卫星编队实现分布式雷达系统对地观测的Techsat-21计划。随后德国宇航中心与美国国家航空航天局等提出了TanDEM-X、GRACE等对地观测编队任务。

#### 1. Techsat-21计划<sup>[3,22-24]</sup>

该计划于1998年由美国空军实验室提出,由多颗雷达卫星组成编队构成稀疏孔径雷达阵列,利用先进的分布式合成孔径处理技术,通过系统中各颗卫星协同工作来完成GMTI(Ground Motion Target Indication)和地面目标定位任务。系统可以全天时、全天候工作,雷达使用X波段(10GHz),卫星轨道高度为800km,地面目标分辨率为1m~2m。

编队卫星系统采用了许多新技术,如多功能结构、薄膜矩阵和先进收发天线模块、低脉冲等离子推进系统、基于MEMS的卫星姿态敏感器以及基于差分GPS的编队卫星间状态测量等。卫星采用重力梯度稳定方式,且重力梯度装置兼作可折叠太阳帆板。

由于Techsat-21计划的技术难度比预想大得多,因此该计划在实施过程中几经修改,2004年上半年AFRL宣布,其飞行实验计划再度推迟,转入天基多孔径技术研究计划(SMART)。即使如此,在Techsat-21计划提出并实施的过程中,所提出的各种新思想、新概念和新方法还是值得借鉴的。

#### 2. TanDEM-X项目<sup>[11-14,19]</sup>

TanDEM-X任务是德国下一代地球观测计划,其任务是在高分辨率TerraSAR-X任务基础上增加一颗雷达卫星组成双星编队<sup>[4]</sup>。主要任务目标是生成高精度三维数字地形图(DEM),其中定位精度12m,相对测高精度2m。除此之外,将对沿轨迹干涉技术和双基站SAR干涉技术进行演示。

TanDEM - X 系统具备基线调整能力,通过调整轨道交线角、两颗卫星近地点夹角、轨道偏心率和星间相对相位角,能够得到稳定的编队构形,从而使系统具备对热点区域干涉成像的能力。系统的脉冲重复频率同步通过 GPS 来实现。基于双频 GPS 接收机的跟踪和测距系统能够实现精确的干涉基线矢量测量,相对位置测量精度可以达到 1mm。

该系统中参考航天器 TerraSAR - X 卫星于 2007 年 6 月发射,辅星 TanDEM - X 卫星于 2010 年 6 月 21 日发射(2010 年 7 月 22 日获取了第一批 DEM 数据)。由于 TanDEM - X 方案具有无时间干损和可以实现 InSAR 测高的双重技术优势,其期望的 DEM 质量将达到相对高程精度优于 2m 的 HRTI - 3 标准,成为至今为止精度最高的全球 DEM 数据。TanDEM - X 现已进入第三阶段试运行测试,且在试运行期间成功获取多个地区的干涉雷达数据,并公布了多个绕飞编队下的干涉 SAR 测高结果,测高精度优于 2m。

### 3. GRACE 项目<sup>[25-27]</sup>

GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment) 编队是由德国宇航中心和美国国家航空航天局合作的双星编队飞行项目,该任务于 1997 年提出,2002 年投入在轨运行。其主要任务是在轨收集数据以建立高精度的静态和时变的地球重力场模型及大气层相关的信息。

系统由两颗卫星组成距离为 170km ~ 270km 的串行编队,利用 K 波段的微波测量装置测量两颗星之间的相对距离,其测量精度为微米级,相对速度小于  $1\mu\text{m}/\text{sec}$ 。根据相对距离的变化及轨道属性解算出重力场数据,经过全球数据处理得出较精确的重力场模型。随着观测时间和次数的增加,重力场模型的精度也将逐渐提高。该项目将高精度全球重力场观测与气候变化试验推进到了新的阶段,同时也为监测全球环境变化(陆地冰川消融、海平面与环流变化、陆地水量变化、强地震等)提供了有力手段。

## 1.1.2 天文观测编队飞行任务

在黑洞、宇宙演化以及生命起源等天文探测任务中,需要探测深空中致密双星系统、黑洞分裂和吞噬产生的  $10^{-4}\text{Hz} \sim 10^{-1}\text{Hz}$  量级的低频引力波,或探测深远宇宙中极微弱光信号,对超大孔径、超长焦距提出了迫切要求,通过多航天器编队可以满足上述孔径或焦距的需求。美国国家航空航天局和欧洲空间局等为此提出了 LISA、TPF 等天文观测编队计划。

### 1. TPF/DARWIN 计划<sup>[15-17,28,29]</sup>

TPF(Terrestrial Planet Finder - I)计划由美国国家航空航天局在 1997 年提出,其主要目的是探测太阳系之外有生命迹象的类地行星。TPF 计划由五个航天器组成,其中四个航天器上安装有直径 3.5m 的望远镜,另一个中心航天器进行光学干涉。这五个航天器运行在以太阳为中心的轨道上并构成一个虚拟的大孔径空间干涉仪。与该计划类似的还有欧洲空间局支持的 DARWIN 计划。

TPF 计划和 DARWIN 计划均采用 AFF(Autonomous Formation Flying)技术进行航天器间相对位置与姿态确定。对于 50m ~ 1km 的空间基线,相对距离与方位的控制精度分别达到 5cm 和  $5''$ 。前期主要集中于相对姿态协同控制策略与算法等方面的研究,并通过地面物理仿真对相对姿态协同控制、相对位置与姿态耦合控制等关键技术进行了验证。

与 Techsat-21 计划类似,由于技术难度比预想的大,TPF 计划于 2007 年被推迟,紧接着在 2011 年被取消,而 DARWIN 计划自 2007 年来一直没有进一步的研究计划。目前,相关研究集中于恒星和太阳系外行星干涉测量实验室(Laboratory of Stellar and Exoplanetary Interferometry)的 hypertelescope 计划等<sup>[30,31]</sup>。

## 2. LISA/BBO 计划<sup>[32-38]</sup>

作为深空卫星编队的代表,LISA 深空编队是 ESA 和 NASA 合作的激光干涉仪空间天线任务,其主要科学任务是直接检验爱因斯坦相对论提出的引力波的存在性,该引力波的频率范围为  $10^{-4}\text{Hz} \sim 10^{-1}\text{Hz}$ 。系统由三颗卫星形成三角形编队,测量银河系内致密双星系统、黑洞分裂和吞噬产生的重力波。编队构形为空间等边三角形,系统绕太阳以圆轨道运行,基线长度为  $5 \times 10^6\text{km}$ ,相位滞后地球  $20^\circ$ ,同时 LISA 三角形平面面对太阳,与黄道面成  $60^\circ$  夹角。其 Y 形臂的长度测量精度可以达到  $40\text{pm}$ ,直接决定了望远镜  $7\text{mrad}$  指向稳定度要求。该任务中每个飞行器均有 2 个 6 自由度标准质量块和 1 个单自由度铰链(连接标准质量块舱体与望远镜安装点)。

在此项研究的基础上,衍生出类似于 LISA 任务的 Big Bang Observer(BBO,宇宙大爆炸观测)任务。组成该任务的卫星配置以及空间编队构形与 LISA 基本一致。不同点在于 BBO 任务由 4 组与 LISA 类似的空间等边三角形卫星编队组成,其中 2 组构成 David 星座,另外 2 组与 David 星座分别相差  $120^\circ$  相位。系统运行于距太阳中心 1 个天文单位的圆轨道上,David 星座与 1 组三星编队运行于一条轨道,另 1 组三星编队运行于另一条轨道。

### 1.1.3 编队飞行技术试验任务

Techsat-21 计划在实施过程中几经修改并最终取消,使人们认识到编队飞行技术及其工程实施的复杂性,要实现编队飞行的实际应用,有必要对编队飞行的体制及相应关键技术进行先期验证。因此,美国国家航空航天局和欧空局等相继提出了 EO-1/Landsat-7、PRISMA 和 Proba-3 等编队飞行技术试验计划。

#### 1. EO-1/Landsat-7 计划<sup>[39,40]</sup>

由美国国家航空航天局依据其“新千年计划”于 2000 年 11 月发射 EO-1 卫星,与 1999 年 4 月发射的 Landsat-7 卫星形成编队飞行。其主要目的是为了评估 EO-1 星载先进陆地成像仪的对地观测性能、星上自主导航及编队飞行控制技术。

该编队飞行系统基于 NASA 戈达德空间飞行中心开发的一种自主任务设计和自主机动规划软件 AutoCon 实现卫星在轨操作,从而保证卫星自主编队飞行。在编队飞行自主控制技术的支持下,使得 EO-1 卫星在相距 Landsat-7 卫星为  $450\text{km}$  处,能使其相对距离误差保持在  $50\text{km}$  之内。通过该项技术的验证,增强卫星的自主控制能力,在没有地面干预情况下卫星编队具有自主制定、执行和校正飞行计划的能力,从而保证两颗卫星可以同时观测地面上的同一目标,为后续卫星星座和编队飞行控制算法的应用奠定了基础。

#### 2. PRISMA 项目<sup>[21,41-43]</sup>

该项目由瑞典国家太空委员会资助,于 2010 年 6 月成功入轨。由一颗质量为  $140\text{kg}$  的主航天器与另外一颗质量为  $40\text{kg}$  的目标航天器组成,在轨演示验证了不同传感器自主

导航、自主编队飞行、航天器交会对接及编队飞行制导导航及控制策略、近距离三维精确接近操作等编队飞行技术,同时对射频传感器、微推力器等设备进行了空间验证,相关技术将用于未来编队飞行任务。

系统两颗卫星之间的相对距离测量采用基于 AFF 的射频技术,测量范围可达 15km,相对距离测量精度为 1cm,角度测量精度为 1"。除提供相对导航测量,基于 AFF 的射频测量系统还可以作为卫星的时标,同时具备星间链路(12 kbit/s 或 4 kbit/s 比特率)之间的时间偏差同步功能。

### 3. Proba-3 计划<sup>[20,44-46]</sup>

该计划由欧洲空间局提出,是一项用于低成本编队飞行任务演示的研究计划,预计 2017 年发射,由 2 颗微航天器组成,主要针对未来编队飞行任务体系结构与技术的全尺度试验与验证,其任务目标是验证基于 GPS 和无线电的相对位置制定系统粗测量和精确测量的功能。

入轨后预计将演示验证编队卫星系统相对导航、制导和控制技术,验证编队卫星系统在轨道保持技术,演示主从式控制和协同控制等控制体系结构。在 GPS、无线电测距系统、光学测量系统等保障下,有望在 25m~250m 的距离范围内获得 100 $\mu$ m 的相对定位精度;将在不小于 150m 相对距离时,使得编队相对位置和相对姿态控制精度分别达到毫米量级和秒量级。

近年来编队飞行技术又拓展了新的应用领域,如美国劳伦斯-利弗莫尔国家实验室提出的静止轨道高分辨光学对地观测编队任务—空间衍射望远镜计划 EyeGlass<sup>[47]</sup>,由相距 3km 的两颗航天器精密编队(相对位置允许误差为  $\pm 40$ cm),其中一颗航天器的载荷为 25m~100m 口径的衍射透镜,负责聚集光线并将其聚焦于另一颗航天器,构成超大孔径和超长焦距的光学系统。

为了实现对空间失效卫星维修、转移和清理等在轨服务任务,德国宇航中心 2004 年提出了自由飞行机器人系统 TECSAS 计划。该计划于 2007 年转入在轨服务任务 DEOS 计划,其视觉系统可以实现对目标航天器的状态检测和估计,机械臂则可以完成对目标的逼近、捕获等关键技术的演示验证<sup>[48-50]</sup>。

同时,为提高在轨航天器对任务的快速响应能力,降低系统运行的风险和成本,美国国防高级研究计划局(DARPA)在编队飞行技术的基础上,于 2007 年提出了 F6(Future, Fast, Flexible, Fractionated, Free-Flying Spacecraft)计划<sup>[51,52]</sup>,该计划将传统的航天器分离成为若干个模块化航天器,各模块航天器在轨道上近距离编队飞行,以无线自组织网络的形式实现信息共享,通过无线传输和电磁力作用完成电能供给和协同控制,并可通过不同模块航天器的退出和接入,实现系统故障的隔离和功能重构。

经过近二十年的发展,编队飞行实现形式已经由传统的双星、三星编队逐渐向多星、大规模集群编队方向转变,其应用领域也从最早的技术验证、干涉合成孔径雷达成像向合成孔径光学成像、重力场和引力波探测等领域拓展,并越来越凸显出其在空间应用中的优势。然而,不同的编队实现形式和任务对编队构形设计、相对动力学与控制等的需求也不尽相同,为此,国内外众多学者针对编队飞行动力学机理、相对导航与协同控制等基础问题进行了广泛而深入的研究,取得了一系列重要研究成果<sup>[53-54]</sup>。

## 1.2 航天器编队动力学与控制研究进展

### 1.2.1 航天器编队相对动力学建模

航天器编队飞行动力学是稳定构形设计、导航与控制技术研究的前提和基础,其范围主要覆盖了相对轨道动力学、相对姿态动力学以及相对轨道与相对姿态耦合动力学等。

#### 1.2.1.1 基于相对位置和相对速度的相对轨道动力学

航天器编队相对轨道运动的描述源自上世纪 60 年代 Clohessy 和 Wiltshire<sup>[55]</sup> 提出的 C-W 方程。该方程建立在参考圆或近圆轨道、无摄动且相对距离较近等假设之上,可在短时间内对相对运动进行较高精度的描述。然而随着时间的积累,其误差积累逐渐增大。为此, Melton 和 Inalhan 提出了考虑参考航天器偏心率的线性相对运动方程<sup>[56,57]</sup>, Vaddi、Alfriend 以及林来兴等考虑了高阶非线性项对相对运动的影响<sup>[58,59]</sup>,进一步 Schweighart、Roberts 等陆续提出了考虑大气阻力和  $J_2$  项摄动的改进型相对运动方程<sup>[60,61]</sup>。

为了适应椭圆参考轨道编队研究的需要, Lawden<sup>[62]</sup> 和 Carter<sup>[63]</sup> 等以真近点角或偏近点角为独立变量,提出了可适用于任意 Kepler 轨道的、不考虑摄动情况的相对运动解析解。为避免计算相对运动时的迭代求解, Melton<sup>[64]</sup> 等推导了直角坐标系和球坐标系下以时间为变量的相对运动方程,并给出了方程的解析解和状态转移矩阵。

#### 1.2.1.2 基于相对轨道要素形式的相对轨道动力学

与基于相对位置和相对速度的相对轨道动力学相比,基于相对轨道要素形式的相对轨道动力学可以在参考航天器相对运动坐标系下清晰地给出任意两颗卫星的轨道根数偏差,且相对运动方程便于包含摄动项,有利于描述较长时间下的航天器编队相对运动。

Alfriend、Schaub 和 Gim 等<sup>[65,66]</sup> 率先采用相对轨道要素,在参考航天器附近将成员航天器的开普勒运动方程泰勒展开,建立了相对轨道动力学模型,并给出了相对轨道要素偏差与相对位置和速度的解析转化关系。Yamamoto 等进一步给出了综合考虑大气阻力和  $J_2$  项摄动的航天器编队相对运动方程<sup>[67]</sup>。为了在参考圆或近圆轨道时更精确地描述编队的相对运动,引入静止轨道中偏心率/倾角矢量的概念, Simone 提出了基于相对偏心率/相对倾角矢量的相对运动方程<sup>[68]</sup>。

此外,忽略大气阻力耗散影响,可以将航天器编队视为一个哈密顿力学系统。Kasdin 和 Bevilacqua 等<sup>[69-71]</sup> 基于哈密顿原理,以势函数的形式描述了摄动的影响,给出了形式统一的相对运动模型。该方法能同时考虑摄动和控制的影响,且对参考轨道的偏心率和相对距离无特殊要求,然而其参数物理意义的不明确使得其在编队构形设计方面存在较大的困难。

#### 1.2.1.3 相对轨道与姿态耦合动力学

对于空间干涉测量等编队,任务期间既要精确保持编队的空间几何构形,又要对相对



姿态进行高精度控制,此时相对轨道和姿态动力学严重耦合,传统上分别描述这两部分运动,且不考虑两部分耦合的动力学模型并不能表征航天器的真实相对运动特性。对于该问题,彭冬亮等<sup>[72]</sup>针对空间交会对接等不同航天任务,考虑轨道和姿态的耦合影响,建立了六自由度的航天器相对动力学模型。然而,由于交会任务持续时间较短,动力学耦合影响并不明显,因此相关研究并未引起太多关注。近年来,编队应用需要高精度的协同控制,亟需建立描述航天器一般性在轨运动特性的轨道与姿态一体化动力学模型,涌现出诸多研究成果<sup>[73,74]</sup>。上述研究中,轨道和姿态参数均采用了各自描述的方式,轨道参数采用位置坐标矢量或轨道六要素,而姿态参数采用方向余弦矩阵、欧拉角或四元数等,这种参数表示的不统一,为两种运动参数间的混合运算带来困难。

由于四元数在航天器姿态运动学建模等领域得到广泛应用,且具有避免歧义和减少烦琐的三角函数运算等优点,部分学者尝试利用四元数来表示航天器轨道参数,并建立轨道动力学模型,以实现与航天器姿态运动建模的统一。Junkins 等率先研究了四元数表示航天器轨道的方法,并建立了与航天器姿态欧拉动力学方程形式相似的轨道动力学方程<sup>[75]</sup>。Sengupta 等在 Junkins 研究的基础上,采用与姿态控制类似的控制器设计方法,分别推导了航天器轨道转移和多航天器编队重构的控制算法<sup>[76]</sup>。Chelnokov 等分析了四元数应用于牛顿重力场中航天器质心运动建模和最优控制问题的可行性,并将其用于航天器交会对接控制任务<sup>[77]</sup>。

由于四元数仅能表示三个独立的变量,因此并不能完全取代轨道六要素,仍没有实现航天器轨道及姿态模型的完全统一。在上述研究基础上,部分学者探索采用其他数学工具的可行性。Ploen 等采用矢阵(vectrix)将航天器轨道运动和姿态运动统一到一个数学框架内,并分别建立了刚体航天器和  $N$  个航天器编队的轨道和姿态耦合动力学模型<sup>[78]</sup>。王剑颖等<sup>[79,80]</sup>在对偶数代数框架内,建立了航天器编队相对轨道和姿态的一体化模型,并利用模型,进行了基于视觉测量的相对导航、姿轨一体化的协同控制等应用,验证了该类模型的有效性。

### 1.2.2 航天器编队相对构形设计

合理的构形设计是航天器编队完成任务的前提,而所设计构形的稳定性将决定了航天器编队任务的性能和系统的寿命。根据航天器编队相对动力学描述方式的不同,其相对构形的设计方法也主要分为两种:一种是通过简化后的相对动力学方程进行编队构形的设计,如基于 C-W 方程的构形设计;另外一种编队卫星轨道根数之差或轨道根数之差的其他变化形式来完成构形的设计,如基于相对偏心率/倾角矢量的构形设计。

基于 C-W 方程及其改进形式的构形设计是在相对运动方程存在解析解的前提下完成的,在对非圆轨道、存在方程非线性及摄动情况下的构形设计时则面临着诸多困难。Sabol、林来兴以及高云峰等利用经典 C-W 方程,给出了航天器编队设计的解析条件,提出了多种典型编队构形形式,并对队形的稳定性和长期演变情况进行了分析<sup>[81-85]</sup>。随后,Vaddi, Vadali 和 Alfriend 等<sup>[86,87]</sup>相继提出了考虑非线性项和参考轨道偏心率的近距离编队构形的设计方法,同时考虑了构形设计中消除  $J_2$  项摄动长期影响的补偿方法<sup>[88,89]</sup>。然而其设计的标称构形的稳定性随着编队距离的增大逐渐发散。

为了弥补上述不足,诸多学者提出了基于编队卫星轨道根数之差或轨道根数之差的