



Rapid Response Micro Satellite Design

快速响应微小卫星设计

曹喜滨 孙兆伟 / 著



科学出版社

国家科学技术学术著作出版基金资助出版

快速响应微小卫星设计

Rapid Response Micro Satellite Design

曹喜滨 孙兆伟 著

科学出版社

北京

内 容 简 介

本书是作者及其团队在微小卫星及空间快速响应领域二十余年研究成果的归纳总结。针对快速响应微小卫星“省、好、快”的发展趋势,在快速任务设计与分析、卫星柔性化平台及其模块化快速集成、综合电子系统重构、星载软件构件化设计、高性能轨道与姿态控制、快速测试以及火箭一体化设计与网络化应用等方面,提出了诸多设计理论与方法,原创性突出,并经过工程应用验证,对于我国快速响应微小卫星的设计与工程实施具有重要的理论意义和应用价值。

本书可用作高等学校飞行器设计学科的研究生教材,对于高层次航天人才的培养具有重要作用,可供从事快速响应微小卫星技术研究和工程研制的科技人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

快速响应微小卫星设计/曹喜滨,孙兆伟著.—北京:科学出版社,2016.12

ISBN 978-7-03-051249-9

I. ①快… II. ①曹… ②孙… III. ①遥感卫星—中国 IV. ①V474.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 314158 号

责任编辑:钱俊 周涵 裴威/责任校对:彭涛

责任印制:张伟/封面设计:无极书装

科学出版社 出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

北京京华虎彩印刷有限公司 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2016年12月第一版 开本:720×1000 1/16

2016年12月第一次印刷 印张:25

字数:489 000

定价:148.00元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

前 言

自古用兵之道的精髓在于“居高临下”“兵贵神速”，“高”和“快”是决定战争成败的核心。外层空间具有不受国界限制的高疆域优势，谁抢先占据这一战略制高点，谁就赢得了战争的主动权。为此，各军事大国都竞相拓展空间力量，发展快速进入空间、利用空间和控制空间的技术，并将其列为国家安全和发展战略的重要方向。

伴随大国间空间争夺的加剧，空间系统的能力不断增强，其规模也日趋庞大。然而现代战争呈现局部突发、快速升级的特点，即使庞大的空间系统也难以实现对事件突发区域的完全覆盖，无法满足其信息支援的快速性需求；同时，随着各种空间进攻武器的不断升级，现有空间系统也暴露出其致命的脆弱性，极端战争情况下，面临被限制或摧毁的严重威胁。如何实现空间系统针对突发事件的应急增强和被毁后的快速重建，成为航天领域亟待解决的重大难题。

空间快速响应就是为此而提出的一种航天领域创新发展理念。针对突发事件，通过机动方式快速发射卫星，构建应急空间系统，实现信息的快速获取和面向用户的直接分发，是低成本巩固和增强空间优势的有效手段，也是航天装备由战略支持向战役战术应用方向转变的重大举措。

美国最先提出快速响应空间的概念，2003年启动实施“战术星”计划，全面试验并验证快速响应的核心技术，并于2015年颁布了未来30年军事航天发展战略，提出要以更快速度、更低成本、更高性能实现空间部署。我国也与国际同步开展了空间快速响应技术的研究工作。近年来，在国家相关计划重点支持下，空间快速响应核心技术取得突破性进展，2013年和2014年先后发射了“快舟一号”“快舟二号”应急空间飞行器，全面验证了快速研制、机动发射和应急应用的快速响应能力，在针对突发事件的军民应急应用方面取得了显著的军事和社会效益。

微小卫星具有功能密度高、研制周期短、成本低、发射和应用灵活的优势，在军、民、商等领域得到广泛应用。自20世纪80年代问世以来，发射入轨的数量呈爆炸式增长，2015年发射500kg以下卫星149颗，占全年卫星发射量的63%。凭借其“小、快、灵”的特点，微小卫星已经成为空间快速响应领域的重要依托，越来越显示出其不可替代的作用。

作者及其研究团队长期致力于微小卫星及空间快速响应技术的研究工作。经过20余年的潜心研究，建立了微小卫星柔性化平台技术体系，并形成了完备的设计方法和研制流程，先后研制和发射了“试验一号”“试验三号”“吉林一号”和“紫丁香二号”卫星，实现了高性能微小卫星的低成本快速研制；提出了武器化方式实现空间快

速响应的创新理念和星箭一体化设计方法,通过小卫星和小运载的融合设计研制应急空间飞行器,解决了小型固体火箭难以机动发射高性能卫星的难题,采用车载机动方式成功发射了“快舟一号”和“快舟二号”,实现了其模块化贮存、武器化发射和战术化应用。

本书系统阐述了微小卫星柔性化平台及其设计方法,包括快速任务设计与分析(第2章)、高性能轨道与姿态控制(第3章)、基于柔性化平台的微小卫星即插即用快速集成(第4章)、综合电子系统重构与低等级器件可靠应用(第5章)、卫星构件化软件及其快速装订(第6章)和系统快速测试(第7章);概括性阐述了星箭一体化飞行器的概念和设计方法(第8章),以及微小卫星集群飞行的网络化应用方法(第9章)。

本书撰写过程中,得到研究团队成员陈健、李化义和韦常柱副教授等的大力支持;航天科工集团四院、中科院长春光机所的部分研究人员为本书提供了相关素材;徐国栋、孔宪仁、林晓辉、耿云海教授对本书提出了许多宝贵意见。国家科学技术学术著作出版基金为本书出版提供基金资助,在此,表示衷心的感谢!

由于水平所限,本书难免存在错误和不足之处,敬请广大同行专家和读者批评指正。

作 者

2016年12月于哈尔滨工业大学

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 快速响应微小卫星的概念及其发展现状	1
1.1.1 微小卫星及其技术特点	1
1.1.2 快速响应微小卫星的概念	3
1.1.3 快速响应微小卫星的发展现状	4
1.2 快速响应微小卫星的技术特点	12
参考文献	16
第 2 章 快速响应微小卫星任务分析与设计	17
2.1 任务分析与设计流程	18
2.1.1 任务目标确定	19
2.1.2 任务要求和约束条件确定	19
2.1.3 影响任务设计与分析的主导因素	19
2.1.4 任务方案设计	20
2.2 快速响应微小卫星任务轨道设计与分析	22
2.2.1 任务轨道设计	22
2.2.2 任务轨道特性分析	25
2.3 卫星总体参数优化设计	36
2.3.1 卫星总体参数中运动因素对像移的影响	36
2.3.2 相对运动对线阵 CCD 成像质量的影响	39
2.3.3 卫星总体参数对线阵 CCD 成像质量的影响分析	41
2.3.4 卫星总体参数优化设计方法	42
2.4 任务方案评估	47
2.4.1 任务方案仿真评估系统	48
2.4.2 任务仿真评估的流程和实例	51
参考文献	54

第3章 快速响应微小卫星轨道与姿态控制方法	56
3.1 轨道维持控制方法	56
3.1.1 轨道衰减分析	56
3.1.2 轨道维持燃料消耗分析	58
3.1.3 轨道维持控制方法	59
3.2 轨道快速机动控制方法	61
3.2.1 正切脉冲推力轨道机动控制	61
3.2.2 脉冲推力星下点轨迹调整方法	64
3.3 高性能姿态确定及其滤波估计方法	66
3.3.1 卫星姿态运动学与动力学方程	66
3.3.2 卫星伪角速率高精度估计	69
3.3.3 基于粒子滤波的高精度姿态确定方法	71
3.3.4 卫星姿态确定系统的误差标定	75
3.4 姿态大角度快速机动控制方法	78
3.4.1 姿态机动轨迹规划方法	79
3.4.2 绕瞬时欧拉轴的姿态机动控制算法	80
3.5 目标跟踪控制与机动过程中的高精度稳定控制方法	85
3.5.1 针对目标跟踪的卫星运动学建模	86
3.5.2 目标跟踪控制器设计	87
3.5.3 带有干扰观测器的目标跟踪控制器设计	89
3.5.4 沿迹成像控制方法	90
参考文献	92
第4章 基于柔性化平台的微小卫星一体化设计方法	93
4.1 柔性化平台的概念及其体系结构	93
4.1.1 卫星平台的柔性及柔性化平台的概念	93
4.1.2 柔性化平台的体系结构	95
4.2 可重构模块智能核心单元及其设计方法	101
4.2.1 智能核心单元主要功能及接口设计	101
4.2.2 智能核心单元内部板卡设计	102
4.2.3 智能核心单元可靠性设计	103

4.3 公用模块的划分与确定	104
4.3.1 模块划分的准则和依据	104
4.3.2 基于接口的功能模块划分方法	106
4.3.3 模块的系列化设计	110
4.3.4 模块的接口设计	111
4.3.5 柔性化平台公用模块的划分	112
4.4 模块的标准化和即插即用设计方法	117
4.4.1 物理接口的标准化设计	117
4.4.2 电气接口的标准化设计	118
4.4.3 软件接口标准化设计	121
4.4.4 即插即用的信息网络协议设计	124
4.4.5 非标准模块的接口转换方法	130
4.5 基于柔性化平台的微小卫星一体化设计方法	130
4.5.1 基于优化配置的公用模块选配方法	131
4.5.2 可重构模块的重构配置方法	134
4.6 基于柔性化平台的微小卫星快速集成方法	139
4.6.1 基于 CAN 总线的接口协议	139
4.6.2 即插即用模块的自主识别和驱动方法	143
4.6.3 基于柔性化平台的卫星快速研制流程	156
参考文献	161
第 5 章 柔性化平台可重构综合电子系统设计方法	162
5.1 综合电子系统重构机理及其体系结构设计	163
5.1.1 电子系统硬件重构的原理及方法	163
5.1.2 FPGA 资源规划与可重构系统体系结构	166
5.1.3 可重构综合电子系统的故障处理方法	171
5.2 可重构综合电子系统快速重构与可靠性设计	173
5.2.1 基于混合遗传算法的重构任务快速规划	173
5.2.2 可重构综合电子系统等寿命优化设计	179
5.3 可重构综合电子系统的故障屏蔽与修复方法	183
5.3.1 空间环境对 FPGA 的影响分析	183

5.3.2	FPGA 容错有限状态机设计	186
5.3.3	基于 SAT 问题的 FPGA 永久性故障修复	191
5.4	可重构综合电子系统的实现方法	196
5.4.1	可重构综合电子系统样机及其性能测试方法	196
5.4.2	系统半物理仿真验证	202
5.5	COTS 器件可靠性应用的设计方法	205
5.5.1	空间环境对 COTS 器件的影响	206
5.5.2	COTS 器件在卫星上应用的主要方法	207
5.5.3	COTS 器件冗余网络设计方法	208
5.5.4	针对单粒子闩锁的断电/再加电保护设计	213
5.5.5	COTS 器件抗辐射加固的设计方法	214
	参考文献	217
第 6 章	柔性化平台构件化软件及其设计方法	219
6.1	构件化软件体系结构及其设计方法	220
6.1.1	构件化软件的体系结构	221
6.1.2	构件化软件的自适应与重构方法	224
6.1.3	即插即用的构件化软件体系结构	225
6.2	构件化软件总线设计	230
6.2.1	软件总线中间件(QST)的概念	231
6.2.2	软件总线中间件设计	231
6.3	柔性化平台软件的构件划分方法	247
6.3.1	系统服务软件的构件划分	247
6.3.2	系统服务软件构件设计	256
6.3.3	应用程序软件构件设计	264
6.4	构件化软件的动态链接与加载方法	267
6.4.1	软件构件的动态链接方法	268
6.4.2	软件构件的动态加载方法	270
	参考文献	272
第 7 章	快速响应微小卫星快速测试方法	273
7.1	快速测试系统体系结构及其设计	274

7.1.1 快速响应微小卫星的测试要求及系统方案	274
7.1.2 快速测试系统体系结构设计	279
7.2 测试序列快速生成方法	287
7.2.1 基于 T-时延离散 Petri 网模型的测试序列动态生成方法	287
7.2.2 测试序列优化方法	293
7.3 自动化测试软件设计方法	296
7.3.1 图形化测试序列生成方法	296
7.3.2 软件协议配置方法	303
7.3.3 测试数据自主判读方法	305
7.3.4 自动化测试软件的应用实例	307
7.4 卫星在轨快速自主测试方法	309
7.4.1 在轨状态自主确认与评估方法	310
7.4.2 卫星自激励测试方法	313
参考文献	314
第 8 章 星箭一体化飞行器及其设计方法	316
8.1 星箭一体化飞行器的概念与特点	317
8.1.1 星箭一体化飞行器系统组成	318
8.1.2 星箭一体化飞行器的技术特点	319
8.2 星箭一体化设计方法	322
8.2.1 结构系统一体化设计方法	323
8.2.2 综合电子系统一体化设计方法	329
8.2.3 轨道与姿态控制系统一体化设计方法	333
8.2.4 电源系统一体化设计方法	335
8.2.5 测控系统一体化设计方法	339
8.2.6 星箭一体化研制流程	341
8.3 星箭一体化飞行器全程制导与控制方法	341
8.3.1 栅格舵与侧喷流联合控制方法	342
8.3.2 大弹道偏差下的高精度制导控制方法	345
8.3.3 超低轨道飞行器高精度、高稳定度控制方法	356
参考文献	357

第 9 章 快速响应卫星网络化应用 ·····	359
9.1 快速响应卫星网络化应用的概念·····	359
9.1.1 卫星集群/星簇的概念·····	359
9.1.2 快速响应微小卫星网络化应用模式·····	363
9.2 快速响应卫星网络化应用方法·····	365
9.2.1 集群/星簇应用系统体系构架·····	365
9.2.2 集群/星簇系统网络硬件层设计·····	369
9.2.3 集群卫星系统网络的能量均衡方法·····	371
9.2.4 集群卫星系统网络拓扑的最短路径分析·····	375
9.2.5 集群/星簇系统构形设计与维持控制方法·····	383
参考文献·····	386
索引·····	387

第 1 章 绪 论

微小卫星是 20 世纪 80 年代末期随着微电子、微机械、计算机、新材料等领域高新技术发展而兴起的一类新型卫星,具有新技术含量高、功能密度高、研制周期短、成本低廉、应用灵活的特点。出现伊始,即以一种全新的理念成为航天领域最具活力的研究方向,成功应用于对地遥感、特种通信、空间环境探测以及空间科学试验等诸多领域,成为军用、民用卫星中的重要成员^[1]。进入 21 世纪以来,伴随各种新的设计理念、研制方法和应用模式的突破,微小卫星技术得到了迅猛发展。

现代战争和自然灾害具有突发性和局限性的特点,即使庞大的空间系统也难以实现对事件突发区域的完全覆盖,且耗资巨大;同时,随着反卫星技术的不断发展,空间系统越来越脆弱,极端战争情况下,面临被摧毁的严重威胁。空间快速响应就是针对上述需求而提出的军事航天领域的创新概念。

作为空间系统应急增强和被毁后快速重建的必备手段,空间快速响应就是针对突发事件快速构建应急空间系统,实现卫星的快速研制、快速发射和快速应用。微小卫星具有“快、好、省”的优势,在空间快速响应领域具有不可替代的作用,已成为一类维护国家安全和保障经济社会发展的重要航天系统。

1.1 快速响应微小卫星的概念及其发展现状

1.1.1 微小卫星及其技术特点

关于微小卫星的分类国际上尚没有统一的标准,目前国际上普遍认同的是英国萨瑞大学对 500kg 以下卫星给出的分类,它将卫星按照质量大小划分为小卫星、微卫星、纳卫星和皮卫星^[2],见表 1-1。

表 1-1 500kg 以下卫星分类

名称	质量/kg
小卫星(Mini-Sat)	100~500
微卫星(Micro-Sat)	25~100
纳卫星(Nano-Sat)	1~25
皮卫星(Pico-Sat)	<1

本书将质量在 25~500kg 之间的小卫星和微卫星统称为微小卫星。它既可以单颗卫星应用实现一种或几种特定功能,也可以通过组网、编队或集群飞行等构成分

布式卫星系统,实现大卫星的功能或完成单颗大卫星难以实现的空间任务。

区别与其他卫星,微小卫星具有鲜明的技术特点。

(1)功能密度高

微小卫星从设计方法上打破了传统卫星分系统的概念,将卫星系统的功能(包括有效载荷)进行高度融合,通过星上资源和信息共享实现系统共用;同时采用硬件软件化、软件无线电等技术最大限度地发挥软件的作用,从而显著减少了系统的硬件冗余,提高了功能密度。

微小卫星在研制方法上采用围绕有效载荷的一体化集成,通过整星系统优化,在保证系统性能和功能的前提下,可有效减少结构、电缆以及热控等系统的质量,提高功能密度,通常情况下有效载荷比可达到40%以上^[3]。

微小卫星所采用的部组件基于微电子、微机械、微处理器和新材料等领域的技术成果,利用多维集成技术和大规模集成电路的设计制造工艺,不仅能够将机械部件像电子电路一样进行集成,而且可以把传感器、执行机构、微处理器以及其他电学和光学组件高度集成为一个机电一体化的微型系统,为微小卫星的高功能密度集成创造了条件。

(2)研制成本低

由于卫星运行环境特殊,入轨后一旦出现故障将很难进行在轨维护。因此,为提高系统的可靠性,在传统卫星设计中大量应用高等级器件,并采用硬件的备份和冗余设计;在研制过程中需要研制电性星、初样星、正样星等进行的大量的地面试验验证,急剧增加了研制费用。同时,由于运载器的发射能力和卫星的需求很难匹配,一般来讲运载能力要高于卫星发射的需求,造成运载能力的浪费,增加了发射费用。

传统卫星的研制和发射费用高昂,使得卫星产品难以像飞机、汽车等产品那样实现批量化,通常采用定制方式进行研制,所采用的部组件需要单独设计生产,同时进行大量的测试与试验,这也是卫星研制成本居高不下的主要根源。

虽然单颗微小卫星功能相对简单,但多颗微小卫星协同工作同样可以完成传统大型卫星的复杂任务,更重要的是一旦某颗微小卫星出现故障,不至于使整个系统报废,显著降低了系统风险。因此,微小卫星可以采用创新的设计理念,大量应用低等级器件,通过系统资源和信息的共享与融合,简化系统配置,降低研制成本。同时,通过采用数字化设计和虚拟试验等手段,可以在设计阶段及早发现系统的缺陷,简化研制流程,节省试验费用。另外微小卫星可以采用搭载或一箭多星的方式发射,也可以采用小型运载器发射,能够充分挖掘和利用运载能力,显著降低发射费用。

微小卫星研制和发射成本的降低,使得其批量化生产成为可能,航天产品的标准化、系列化和批量化,能够从根本上改变卫星的定制模式,从而显著降低研制成本。

(3)生产周期短

传统卫星采用定制方式进行设计与研制,飞行任务确定后,需要进行任务分析与设计、方案论证与设计,然后进行部组件设计、研制、测试与试验,继而还要进行整星电性能联试、初样星设计、研制、测试与试验、与工程系统对接试验、正样星设计、研

制、测试与试验以及发射场技术阵地和发射阵地的测试与发射准备等,研制周期长,远远不能适应微小卫星技术发展的需求。

在产品标准化、系列化、批量化的基础上,微小卫星可以采用即插即用的方式进行快速集成(包括与有效载荷的快速匹配),采用智能化测试方法进行快速测试,采用虚拟试验与验证性试验相结合的方式代替大量的地面试验,通过标准化接口灵活适应多种运载器和多种发射方式实现快速入轨,从而大大简化研制流程,缩短研制周期。

(4)应用灵活性好

微小卫星重量轻、体积小,在轨机动性能好,通过轨道灵活机动可实现目标信息的快速获取、空间在轨服务等应用;通过卫星姿态的快速敏捷机动以及快速稳定控制,能够实现同轨的多点目标成像、条带拼接成像、立体成像以及对同一目标的重复成像等应用。

通过组网、编队和集群飞行等途径,可显著提高微小卫星系统的时间分辨率和覆盖区域,是微小卫星的重要应用方式。通过快速、灵活、大规模部署及在轨重构,可大幅提高空间系统的生存能力和完成复杂空间任务的能力。多星、多任务和多模式的综合应用,可形成新的工作体制和航天应用模式,实现单颗大卫星难以胜任的功能和性能。

(5)技术带动性强

微小卫星是众多领域高新技术成果的结晶,涉及微电子、微机械、高性能处理器、多功能材料与结构、高密度电源、新型空间动力、大容量数据存储与传输、控制理论与方法、自动化测试、健康管理与自主控制以及新概念有效载荷等领域,为多学科的交叉融合与集成创新提供了重要平台。同时,微小卫星的迅猛发展以及产业化进程的加快,必将有力地带动这些领域技术的快速进步和发展。

微小卫星是航天领域新概念、新原理、新方法、新技术以及新的应用模式和技术体制进行空间飞行试验验证的重要载体,对于加速航天领域的新成果转化应用,推动航天装备建设具有极其重要的作用。

1.1.2 快速响应微小卫星的概念

快速响应微小卫星是21世纪刚刚兴起的一类针对突发事件、具备空间信息快速支持能力的小型、廉价战术应用卫星,具有快速研制、快速发射、快速应用的技术特点,充分体现了微小卫星“省、好、快”的技术特征,是微小卫星领域的重要发展方向。

快速响应微小卫星采用优化的研制流程实现快速研制。以卫星产品体系的标准化模块为基线进行快速设计,以软硬件即插即用的方式进行快速集成;采用自动化测试方法,提高测试效率,缩短测试时间;采用虚拟试验和检验性试验相结合的方法,精简试验矩阵,缩短试验时间。

快速响应微小卫星通过标准化接口可适应多种运载和发射方式,通过简化发射流程、采用状态自主检测的方法实现快速发射,特别是可以采用小运载车载机动发射。入轨后采用嵌入式自主测试方法,快速确认和建立卫星状态,保证其第一轨即投

入应用。

由于快速响应微小卫星主要针对突发事件提供信息保障,一般来讲设计寿命较短,通常为几个月,因此可以采用商用货架产品(COTS)和低等级器件降低成本;同时,易于建立标准化产品体系,通过产品的批量化进一步降低研发成本。

快速响应微小卫星具备适应任意任务轨道的能力,可以针对突发事件的地点选择低倾角轨道,实现第一轨即投入应用的目的,同时增加对目标的重复观测次数(太阳同步轨道对同一目标的观测次数最多为2次/天,而低倾角轨道的观测次数可达到2~4次/天)。

快速响应微小卫星具有自主运行管理、自主任务规划、在轨信息处理等功能以及姿态敏捷机动控制能力,以此实现多模式成像等复杂任务。由于这种高自主性,卫星运控管理简单,可以实现一键式管理。

快速响应微小卫星具备星地和星间通信链路,以及星地数传、中继数传等链路。对于在境外获取的应急信息可通过中继链路及时传回国内或经过星上处理后直接传给用户;经过星上处理识别后的情报信息,也可直接发送至地面手持终端。信息多路径有利于其接入天基信息网络系统,实现信息快速高效应用。

快速响应微小卫星的地面应用系统除传统地面站外,还可配备机动接收站实现信息的快速处理和分发;同时分布广泛的地面移动终端和手持终端可直接接收卫星处理后的信息,实现点对点的灵活应用^[4]。

1.1.3 快速响应微小卫星的发展现状

1.1.3.1 国外快速响应微小卫星的发展现状

美国于2005年1月颁布军事空间转型政策,明确提出了快速响应空间(operationaly responsive space,ORS)的概念,将快速响应空间技术作为航天领域的重要研究方向,其核心就是空间力量在战术层面上如何支持地面作战,要求在数小时之内就能够发射快速响应卫星到指定的作战区域。

ORS计划将空间快速响应所需能力分为三个等级(如图1-1所示)。

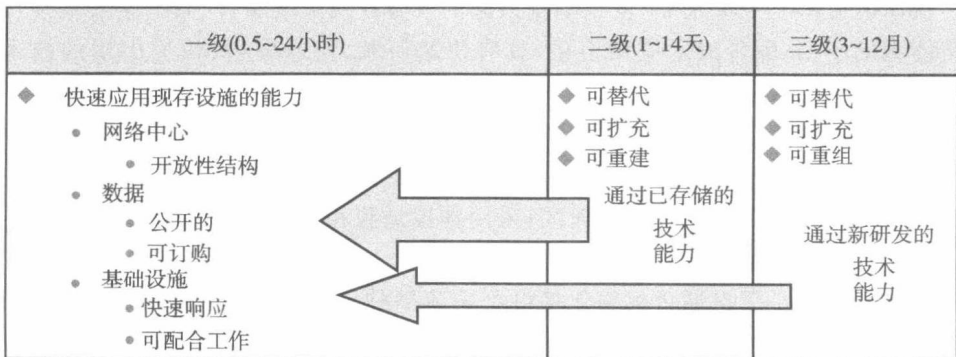


图 1-1 快速响应能力的等级划分

第一等级为直接利用在轨卫星实现快速响应,响应时间为 0.5~24 小时;第二等级为通过已经存储的卫星平台、载荷、运载等实现快速响应,响应时间为 1~14 天;第三等级则是采用新技术研发卫星平台和载荷实现快速响应,响应时间为 3~12 月。

根据快速响应的三级能力需求,ORS 办公室计划分三个阶段进行实施。第一阶段的目标是通过战术微小卫星弥补目前航天系统的情报、监视、侦察和通信能力的不足,同时逐步验证相关核心技术;第二阶段的目标是研制和部署模块化微小卫星;第三阶段目标是建立满足快速响应作战需求的新型航天系统。

ORS 计划是航天系统从战略支持到战术应用转变的重要转折点,概念自提出以来,已逐渐成为航天领域一个备受关注的焦点,美国陆续提出并实施了“战术星”等一系列计划用于先期的技术验证^[5]。

1. “战术星”计划

“战术星”计划(TacSat 系列卫星计划)于 2001 年提出,作为发展快速响应空间技术的先期行动,其主要目标是遵循 2-8 原则(即用常规卫星 20% 的成本获取其 80% 性能的模式),发展快速响应、低成本空间系统的能力,验证快速研制、快速发射卫星的创新模式和机制,通过数颗快速响应微小卫星的空间飞行试验,有步骤、系统地演示验证快速响应空间的相关技术,以最终形成可以支援战场作战的实用型军事产品(如图 1-2 所示)。

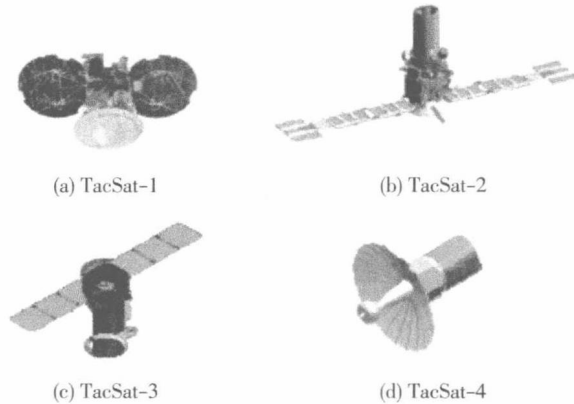


图 1-2 TacSat-1~TacSat-4 卫星构型图

目前,战术星计划已完成 TacSat-2/3/4 的研制和飞行试验,各卫星的主要性能见表 1-2。

表 1-2 TacSat 系列微小卫星参数表

战术卫星	质量/kg	运行轨道	任务载荷
TacSat-1	125	近地轨道	低分辨率可见光、红外成像仪、信号侦听装置
TacSat-2	300	近地轨道	全色成像仪、信号侦听装置
TacSat-3	396	近地轨道	超光谱成像仪、海洋数据遥测微小卫星链路、太空电子试验设备
TacSat-4	363	大椭圆轨道	UHF 通信转发器

(1) TacSat-1 卫星。作为一颗低分辨率光学成像微小卫星,其设计原理取自传统卫星和无人机的功能和硬件设计。该卫星验证的 3 个重要功能包括:①空中和空间设备的协作;②载荷的战术控制和通过保密 IP 路由网络(SIPRNET)的数据分发;③特殊信号情报系统技术。TacSat-1 携带有分辨率分别为 70m 和 850m 的可见光和红外成像仪两个光学载荷。根据美国国防部的最初设想,一旦 TacSat-1 发射成功,地面部队将可直接对星上传感器发出指令,并通过 SIPRNET 获得需要数据。但在实际发射中因多次运载火箭故障而推迟发射,直至后来发射的 TacSat-2 验证了其需要验证的部分技术,TacSat-1 卫星的任务被迫终止。

(2) TacSat-2 卫星。该卫星也称为“联合作战空间演示 1 号”(Joint Warfighting Space Demonstrator 1, JWSDR1),是首颗在轨演示验证的 ORS 卫星,于 2006 年 12 月发射。该卫星旨在演示验证缩短卫星研发周期的技术及方法,其目标包括:①演示微小卫星快速设计、制造和测试能力,在 14 个月内完成卫星研制;②演示快速响应发射、在轨检测和空间操作概念,7 天内完成卫星发射,1 天内完成卫星在轨检测,直接为战区提供空间操作和下行数据传输服务;③提供空间侦察能力,对目标成像时可见光谱分辨率的范围优于 1m;④验证卫星的战术通信、指挥及控制能力;⑤对射频目标进行定位,并在同圈次对其成像。

卫星在完成为期 1 年的试验任务后,于 2007 年 12 月 21 日停止运行。TacSat-2 充分验证了微小卫星快速制造、发射和应用等关键技术体制,其应用体系结构如图 1-3 所示。

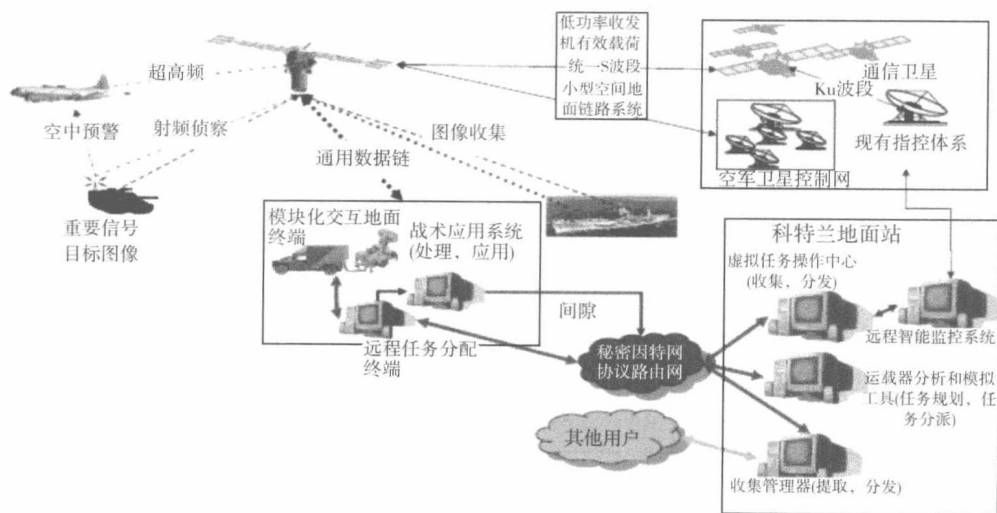


图 1-3 TacSat-2 卫星应用体系结构示意图

(3) TacSat-3 卫星。从该卫星开始,发展卫星公用平台成为 TacSat 系列卫星的另一项重要使命。TacSat-3 于 2009 年 5 月 22 日发射,首次采用标准化、模块化的方