

微小卫星通用平台技术简介

陈志峰* 王建宇 付碧红

(中国科学院上海技术物理研究所, 上海, 200083)

1 微小卫星概念

微小卫星是 20 世纪 80 年代后期在现代小卫星的基础上融合了微机电、纳米材料、多功能体系等现代高新技术之后迅速发展起来的新型卫星。根据国内外通用的按星体质量的分类方法, 一般把 10kg ~ 100kg 之间的卫星定义为微小卫星, 详见表 1。

表 1 常用卫星分类

星体分类	星体质量 (kg)
大卫星	> 1000
中型卫星	500 ~ 1000
小卫星	100 ~ 500
微小卫星	10 ~ 100
纳卫星	1 ~ 10
皮卫星	0.1 ~ 1
飞卫星	< 0.1

2 微小卫星通用平台

卫星包括有效载荷和由各服务系统组成的通用平台两大部分。所谓通用平台就是一个具有一定通用性的空间飞行器的载体。

20 世纪 80 年代后期, 美国鲍尔航空航天公司在被选中参加著名的 DARPSAT “轻型卫星” 研制计划之后, 提出了一大批重要的卫星设计思想和概念, 其中最重要的一种思想是 “卫星巴士”。这种小型卫星巴士独立于有效载荷而设计, 具有轻量化、高性能的特点。巴士与有效载荷的机械接口、电气接口和热接口均遵循模块化和标准化设计, 简化了有效载荷的装配。

进入 20 世纪 90 年代后, 随着微电子技术、集成化技术等的发展, 对卫星通用平台的设计又有了更进一步的发展。通用平台的设计思想将卫星设计划分为有效载荷和平台两大部分。通用平台由各服务系统所组成, 一般具有电源、推进、姿控、通信与数据处理等多种基本功能, 是一个具有一定通用性的模块化载体。采用通用平台可以摆脱有效载荷对卫星结构的束缚, 能够 “以不变应万变”, 为星载的各种实验设备、仪器服务, 并且可以缩短卫星研制周期、降低成本、提高可靠性。通用平台的设计思想已经成为空间飞行器发展的一个根本方面。

3 国内外卫星通用平台技术简介

国外航天大国对卫星通用平台技术的研究, 已经从早期的简单型向多功能、多任务型平台 (Multi-mission platform) 发展, 其中比较有代表意义的小卫星平台主要有法国阿尔卡特宇航公司的 PROTEUS 型平台和俄罗斯巴巴金宇航中心的多用途轨道助推平台。国内的 “实践 5 号” 小卫星是紧紧围绕建立小卫星公用平台思想开发的小卫星, 随着 “实践 5 号” 的发射成功, 中国空间技术研究院推出了基于 500kg 量级的 CAST968 小卫星平台。中科院上海小卫星工程部设计的 “CX-1” 微小卫星在结构和构型上部分采用了公用平台的理念, 为今后设计 100kg 的微小卫星通用平台作了有益的尝试。以下重点介绍法国 PROTEUS 型平台和我国 CAST968 平台的技术特点。

3.1 法国的 PROTEUS 型平台

PROTEUS 是法文 “可重构的用于观测、通信与科学用户的平台” 的缩写, 原始构想由法

* 2000 级硕士研究生

国空间中心 (CNES) 于 1993 年提出。1996 年, CNES 和阿尔卡特 (Alcatel) 宇航工业公司开始开发 PROTEUS 系统, 其目的是设计和研制一种通用的小卫星平台和相关的地面系统, 以便能够快、好、省地使小型科学和应用任务载荷有效地进入低地球轨道进行试验和应用。

PROTEUS 平台已被 CNES 优选为法国小卫星的公用平台, 并将发展成为欧洲小卫星的标准公用平台。2001 年底, 用该平台研制的第 1 颗卫星 JASON-1 成功发射。经过一年多在轨飞行测试验证, PROTEUS 计划的目标已经实现, 已经证实了所有设计指标。图 1 为 JASON-1 卫星的外型图。

继 JASON-1 卫星后, CNES 已经选择了五项新的采用 Proteus 平台的任务。它们分别

是 CALIPSO、COROT、JASON-2、SMOS 和 MEGHA-TROPIQUES 等五颗卫星, 这些计划由 CNES 直接领导或由 CNES 和 NASA、ESA(欧洲空间局) 和 ISRO(印度空间研究机构) 合作。CNES 与 Alcatel 公司一次性签订了五个平台合同, 计划于 2004 年到 2008 年发射。目前这五颗卫星正处于不同的研制阶段。

基于 PROTEUS 平台构成的卫星为 500kg 量级, 该卫星平台贯彻了核心通用平台的原则和“低成本、短周期、高性能、轻质量、多用途”的设计思想, 平台的技术状态有较强的通用性, 与有效载荷之间的接口简单, 因而对不同的飞行任务有较强的适应性。表 2、表 3 和表 4 分别列出了该平台的各项指标。

表 2 PROTEUS 的主要技术指标

质量	平台部分 < 300kg
轨道	任意低地球轨道, 20° 到 145°, 500km 到 1500km
火箭 / 体积	任何小卫星运载火箭 - 相关的整流罩容积
电源	平台 300W + 载荷 300W
轨控能力	对 500kg 卫星为 120m/s(速度增量)
自主性	在运行期间, 相当于一个地面站能力的需求
指向	任意指向
指向精度	0.05° 系统误差 +0.05°(3σ) / 轴, 姿态稳定度优于 1×10^{-3} °(低频)
载荷数据交换	专用 MIL STD 1553 总线 + 专用采集 - 指令
数据存储	500Mbit(勤务数据)+2Gbit(载荷数据), 寿命末期
测控	S 波段, 700Kbps 遥测, 4Kbps 遥控, CCSDS 测控标准
轨道确定	采用星上 GPS 接收机, 不需要地面站角度测量和测距
寿命	3 年, 所有元器件经过老化试验并考虑辐射剂量等级到 5 年

表 3 平台的质量与功率分配 (参考数据)

分系统	质量 /kg	功率 /W
结构与热控	78	34(热控)
姿态控制	43	84
电源系统	57	47
测控系统	7	15
数据管理	19	30
推进系统	6	—
太阳电池阵	36	—
合计	246(275)	210(280Max)

表 4 平台的指向稳定性

频带	指向稳定度 (3σ)
0Hz ~ 1Hz	7×10^{-4} °/s
1Hz ~ 5Hz	3×10^{-4} °/s
5Hz ~ 20Hz	10^{-2} °/s
20Hz ~ 80Hz	2×10^{-4} °/s
> 80Hz	3×10^{-2} °/s

图 2 描绘了 PROTEUS 系统的结构, 它不仅包括一个通用平台, 也包括集成和验证的不同需求 (所有的文档、软件及系统验证平台), 还

包括通用的地面系统。

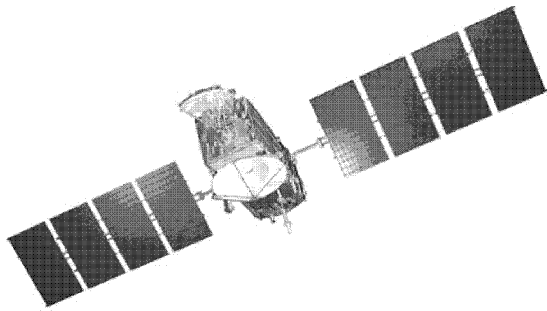


图 1 JASON-1 卫星

3.2 中国的 CAST968 小卫星公用平台

CAST968 小卫星平台采用多功能结构和集中化星务管理等先进技术，达到了国际 20 世纪 90 年代先进水平。实践 5 号卫星图片详见图 3。

该小卫星平台由结构、热控、姿控、电源、测控、星务管理等部分组成。表 5 列出了该平台的主要技术指标。

该平台的基本结构同实践五号，为一扁正方体，其尺寸为 1.1m×1.2m×0.5m。根据轨道及功率要求，太阳能电池阵可采用固定或驱动帆板，或部分体装的外部结构。平台顶部安装有效载荷，其尺寸可根据有效载荷具体要求确定。由

于平台与有效载荷分舱设计，可摆脱有效载荷对平台的束缚，使得平台适应能力更强。

考虑到变轨等对小卫星星座的适应性，在平台内部装有肼推进系统。对变轨要求大的卫星可在平台底部增加单独的推进舱，这样既能满足轨道调整能力的要求，又能减小对平台结构的影响。

表 5 CAST968 平台主要技术指标

项目	指标
整星最大重量	500kg
左右平台重量(净重)	200kg ~ 300kg
平台尺寸	1.2m×1.1m×0.5m
方阵功率(BOL)	300W ~ 1000W
最大可承载载荷重量	100kg ~ 250kg
可提供载荷功率	率近地轨道：长期最大 300W
载荷舱面积	1.32m ²
姿控方式	三轴稳定、自旋稳定
指向精度	2° ~ 0.1°
指向稳定度	0.05° ~ 0.001°/s
测控体制	S 波段
星箭接口	Φ637mm 或 Φ937mm 包带
变轨能力	可根据需要提供
寿命	1年 ~ 5年

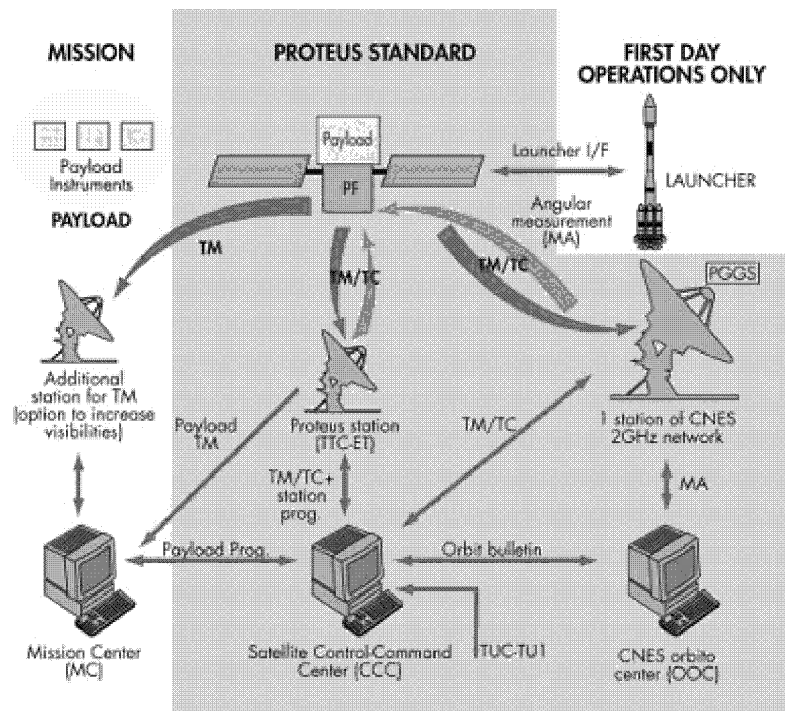


图 2 PROTEUS 系统的结构

卫星在设计上充分利用了计算机技术，整星由星务管理分系统的中心计算机进行统一资源管理。

卫星可实现多种控制模式，具体由用户载荷要求而定。自旋适应于空间科学试验；对地定向三轴稳定适应于大多数通信和遥感类任务，该模式是 CAST968 平台的主要工作模式。

热控采用以被动为主、以主动为辅的控制方式。平行隔板内采用等温化设计，长平行隔板内部埋设热管，以实现等温化控制。如果需

要，可在等温化基础上增加可控热管。可控热管一端与仪器安装板内的热管相连，另一端与星体散热面相连。当仪器板温度升高时，可控热管的导热能力加强，达到散热的目的。热控主要部件和材料有热管、多层隔热材料、涂层和加热片。舱内温度控制在 $-5\text{ }^{\circ}\text{C} \sim +35\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。舱外表面温度为 $\pm(65\text{ }^{\circ}\text{C} \sim 70\text{ }^{\circ}\text{C})$ 。星体的散热面可根据运行轨道和姿态的不同，选用不同的侧壁板或平台底板等。

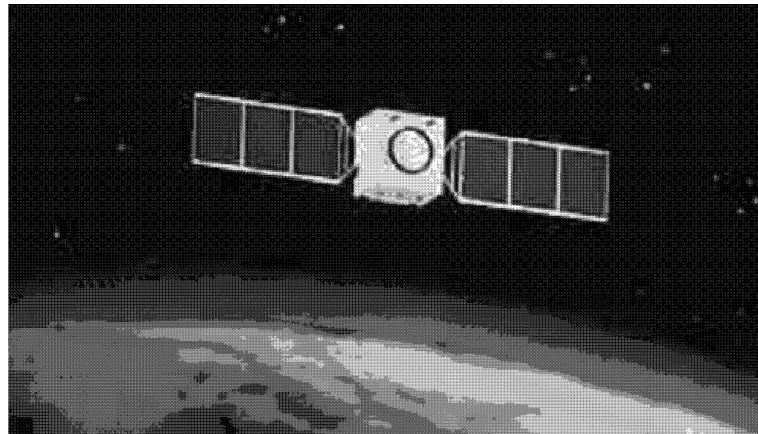


图 3 实践 5 号卫星的外形图

国外专利介绍

多用途探测仪

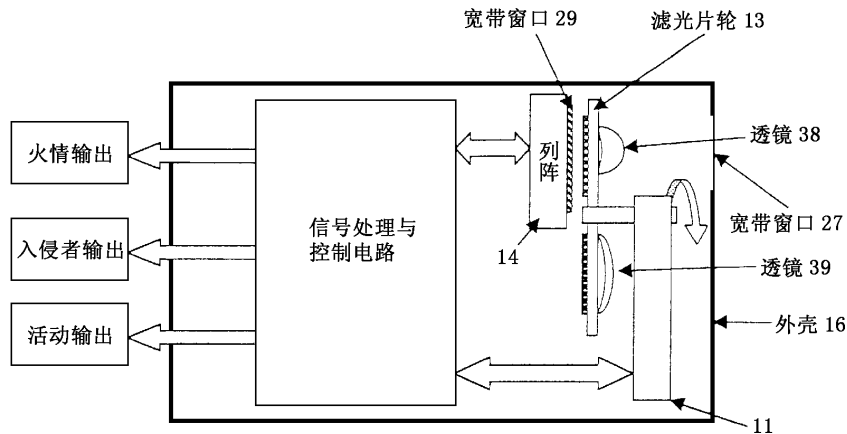
美国专利 US6653939

(2003 年 11 月 25 日公布)

本发明提供一种多用途红外探测仪。该探测仪由被动红外探测器列阵、光学会聚装置、信号处理装置以

及滤光装置组成。被动红外探测器列阵上的探测器元件为热释电元件。来自景物的红外辐射经光学会聚装置会聚后被聚焦在该红外探测器列阵上。红外探测器元件产生的信号再由信号处理装置进行处理。滤光装置内的滤光片可以根据信号处理装置产生的控制信号进行选择，这样可使不同波长范围的辐射到达探测器元件上。

本专利文献共 6 页，其中 2 页是插图。



高 编译