

文章编号 1004-924X(1999)05-0016-06

# 现代小卫星及其相关技术

高云国

(中国科学院长春光学精密机械研究所 长春 130022)

**摘要** 概要介绍了小卫星的特点和广阔的应用前景,国内外的研究现状。对卫星主要结构的小型化技术进行了论述和对比,并着重论述了卫星小型化的技术关键和途径,以及今后发展的主要趋势。

**关键词** 小卫星 技术关键 发展趋势

**中图分类号** V423.42 **文献标识码** A

## 1 引言

自从1957年第一颗人造卫星上天后,全世界总计发射了5000多颗人造卫星。航天技术给人类进步和文明带来了巨大的影响,航天工业已形成了一门新兴的高技术产业。五六十年代人类发射的卫星规模、重量较小,功能也较单一,从70年代以后,随着航天技术的不断成熟,人们对卫星性能要求的不断增加和提高及大功率运载火箭的研制成功,卫星质量变得越来越重,技术越来越复杂化。这虽能满足人们的客观需要,但也带来投资大、风险高、研制周期长、新技术不能及时应用等问题。

80年代末期出现的小卫星,及时应用了当代的高新技术,极大的提高了“功能密集度”,采用了新的设计概念和科学管理方法,实现了低成本、小质量、小体积、高性能、短研制周期等特点。它的出现,立刻受到各国的关注和重视,出现了一个世界范围的小卫星研究热潮。

## 2 现代小卫星<sup>[1~5]</sup>

传统的大卫星重量范围约为500~10000kg,一般把重量小于500kg的卫星称为小卫星。现代小卫星与人类发射卫星初期(五六十年代)的简单小卫星相比已完全不同,不但卫星尺寸、重量要小,而且要有很大的功能/体积比,要有低的发射和制造成本,短的研制周期,执行任务方便灵活和高的效费比的特点,用多颗小卫星组成星座,可以大大拓宽它的应用领域,提高其

使用效果。

小卫星的应用领域十分广泛,可用于通讯、数据中继、空间探测和对地观测等多个方面。

### 3 国内外研究现状<sup>[1~7]</sup>

80 年代末,小卫星的发射活动在用户的需求和技术进步的推动下明显增加,仅 1989 年 9 月到 1990 年 8 月的一年时间就发射了 13 颗小卫星。而且,发射数量逐年增多,到本世纪末现代小卫星的发射总数将超过 300 颗。下面列举一些有代表性的小卫星。

(1) 叠层卫星(Stack sat),美国空军。1990 年 4 月 11 日一次发射了三颗卫星,各重 68kg,分别用于地磁场测量,研究电离层对无线电信号的干扰和进行大规模集成电路的试验。

(2) 多址通信卫星(Mac sat),美国国防部预研计划局。1990 年 5 月 9 日一次发射两颗,各重 68kg,在 78km 高的轨道上执行存储与转发方式的军事通信。该卫星在 1991 年初的海湾战争中,为美国在海湾的部队向总部发送了维修武器装备需要的零件清单、卡片和说明书。

在我国,现代小卫星的研制工作也已开始,卫星姿态控制、电源、结构、控制电路的小型化等工作已经逐步展开。在中科院内的各研究所围绕增大星上有效载荷的功能密集度,减轻体积和重量作了大量的工作。

### 4 卫星轻量化的主要途径<sup>[8~10][13~16]</sup>

现代小卫星不仅仅是传统卫星的按比例缩小,在设计概念和结构形式上有重大突破,要采用一体化的设计,打破传统的各部分分界,尽量互相结合,减少构件,达到简化、多用、高度集成。现代小卫星是对传统卫星技术进行突破变革和继承改进的产物。

卫星轻量化的主要途径首先是有效载荷的轻量化,有效载荷的体积和重量的减小,会使得卫星其余多数部分的体积和重量相应减小,是轻量化的最直接方法。目前,新方法、新工艺、新材料的不断发展,已使得有效载荷轻量化变为现实。

因有效载荷根据使用目的地不同而不同,本文主要讨论现代小卫星的相关技术,是对卫星共性问题进行探讨,对有效载荷的轻量化不作详细讨论。

现代小卫星除有效载荷外的主要组成部分为:姿态控制部分;电源部分;热控制部分;结构部分;测控通信部分;推进部分;指令数据处理部分。

统计资料表明,各部分重量占总重量的百分比如图 1 所示,分别为:

- 1) 姿态控制部分为 9% ~ 14% ;
- 2) 电源部分为 38% ~ 42% ;
- 3) 热控制部分 3% ~ 4% ;
- 4) 结构部分 22% ~ 29% ;
- 5) 测控通信部分为 10% 左右;
- 6) 推进部分为 10% 左右;
- 7) 指令数据处理部分为 4% ~ 5%

由上面统计可见,电源部分、结构部分、姿态控制部分占质量比例最高,由此可见降低质量

首先必须从电源、结构与姿控部分入手,因它们占的比重大,降低质量对整星影响效果非常明显。高性能的小卫星有效载荷占整星的质量比可达到 60% ~ 70%。

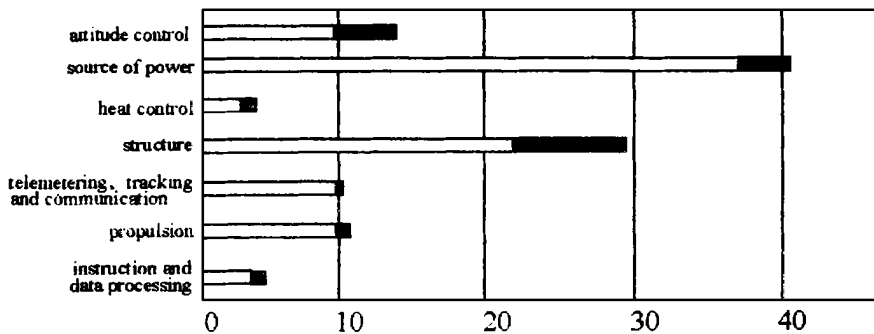


Fig. 1 The mass ratio of each branch of system

#### 4.1 电源轻量化途径

预计,在 21 世纪的上半叶,空间电源仍以太阳电池为主,由太阳电池和蓄电池组成卫星的电源系统。

电源轻量化应从两方面着手,一是提高太阳能的转换效率,增大蓄电池的储能效率。二是采用轻质新材料制造太阳电池和蓄电池。

##### 1) 带聚光器的太阳电池阵

正在开发一种带太阳聚光器的电池阵技术。这项开发计划叫做“采用一维折射元件技术的太阳聚光器阵”(SCARLET-Solar Concentrator Array with Refractive Linear Element Technology),设计功率为 2.6kW,与同样功率的无聚光器太阳阵相比,其重量减轻 50%,尺寸缩小 30%,成本降低 50%。另外,这种太阳阵具有较高的抗辐射能力,从而可以减轻为抗辐射加固所增加的重量。

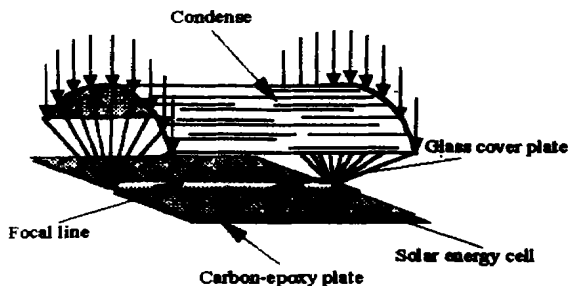


Fig.2 SCARLET condenser solar sail

这种一维折射元件聚光器太阳阵采用以下新技术:灵活的 Fresnel 透镜、双结太阳电池和轻型结构。SCARLET 采用线性凹面 Fresnel 聚光器,使太阳光聚集,以减少所需的太阳电池面积。聚光器太阳阵的构形如图 2 所示。

##### 2) 锂蓄电池

与镍镉、镍氢蓄电池相比,锂蓄电池具有体积比能和重量比能高、电池电压高、库仑和储能效率高、自放电率低和成本低的优点,从而有利于减轻电源系统的重量和体积、提高可靠性、延长工作寿命、降低电源系统的全寿命成本。

锂离子蓄电池与目前空间使用的先进的镍镉和镍氢蓄电池相比,能量密度 Wh/kg 和单位体积比 Wh/L 均高 2~4 倍,是金属镍-氢电池的 2 倍。因锂离子蓄电池的单体电池电压比一般蓄电池高得多,所以,只要用 1/3 的单体电池数目,就可达到所需的电压。如镍镉电池的单体电压为 1.2 V,而锂电池的单体电压可达到 4.1 V,是前者的 3 倍多。所以,一个 28V 的蓄电池组需要 22 个镍镉电池单体,而只需要 8 个单体锂电池。同时,由于锂电池的库仑和储能效率

高, 自放电率又低, 可以进一步减轻对太阳电池面积的要求。

此外, 锂电池采用价格低廉的材料和简单的制造工艺, 所以生产成本也较低。因锂电池具有体积小、重量轻、效率高的优点, 可以使整个航天器发射成本和全寿命成本下降。

## 4.2 结构轻量化的途径

### 1) 一体化结构设计

以往的卫星制造, 延用了地面设备的设计方法, 多是先制造出各个独立的星上工作单元, 然后, 将这些单元组装到连接结构上组成卫星, 这些独立单元具有自己的支承结构和操纵控制电路, 零部件和控制电路无法共用, 最终, 使得卫星结构重叠, 控制元器件数量增多, 导致卫星重量的增加。地面设备这样做尚无大碍, 但对卫星则大大提高发射成本, 降低可靠成度。

采用一体化结构设计, 就是统筹设计所有星上各单元, 去掉各单元的独立支承连接结构和壳体, 采用统一的连接构件和壳体。采用统一的星上控制系统, 去掉各独立控制单元, 就可以实现零部件和控制元件的共用。采用一体化设计的小卫星结构, 其重量可以减轻 30% ~ 40%。

### 2) 多功能结构

随着现代小卫星各部分重量的不断减轻, 星载设备的辅助部件, 例如, 电子线路的外壳、电缆网、封装、支架、电连接器等的重量占的比重不断增大, 在一些小型科学实验卫星和行星探测器中, 这些辅助部件的重量有时占到整星重量的一半左右。

随着微电子技术发展, 星载仪器设备的电子线路、电子组件绝大多数已集成化, 重量很轻。

多功能结构(MFS-MULTI Function Structure)的概念就是将电子线路的外壳、电连接器、数据传输、封装、支架、热控等辅助部件加以集成, 与无源电子线路一起敷设在结构的复合材料中间, 采用新方法将有源电子线路与机械表面直接接触。敏感器和传感器安装在表面上。

普通的电缆和连接器外面必须有不起功能作用的包覆层和外壳, 这仅仅是为了结构支承和操作方便。多功能结构取消了这些“多余物”, 而把数据传输、配电网、测控、数据管理和热控等分系统都集成在结构上, 使结构分系统兼有数据传输、配电、热控等多种功能。多功能结构体现了模块化特点, 减少以至取消电缆网、连接器、支架等辅助部件。采用多功能结构可使配电器、电缆网的重量减少 70%, 有效载荷比提高 50%, 航天器内的可用体积增加 40%, 并且可以大大简化系统级的装配和测试。

### 3) 采用新型结构材料

采用碳化硅复合材料, 这种复合材料比铝结构可以减轻重量 25%。

碳化硅具有良好的热稳定性, 其膨胀系数是超低膨胀玻璃的 1/35。最近开发出一种与铍的比刚度相同的碳化硅并用于航天仪器中, 例如, “行星集成相机光谱计”就用上了这种长寿命、不易受损的碳化硅材料。这种材料完全不受近地空间和深空间恶劣环境温度变化的影响。

## 4.3 姿态控制部分的轻量化

一般姿控部分包括设备有: 方向、位置敏感仪器、姿控设备和卸载设备。

方向、位置敏感仪器随着电子线路集成化和新技术的进展, 重量和体积已大大缩小, 仪器重量占整星重量的比重已很小, 轻量化可先不考虑。

姿控和卸载设备一般采用飞轮和磁控线圈, 随着卫星其他设备的轻量化, 所需的姿控力矩和卸载力矩也会变小, 这样, 飞轮和磁控线圈也会随之实现轻量化。

以往卫星的飞轮和磁控线圈多是三轴正交安装, 飞轮存在滑动磨损部件, 为防止飞轮的损

坏,一般还要一对一地增加备份,这样,使得姿控设备重量增加较多。

采用磁悬浮飞轮,虽然单个飞轮重量不会减轻很多,但它没有磨损件,可大大提高可靠性,可以减少或不用备份飞轮。

采用四只均匀锥形斜装飞轮进行姿态控制,具有较好的冗余性能,并且为热备份,当某个飞轮发生故障时,系统可以平滑过渡,仍能正常工作。

## 5 现代小卫星相关技术发展趋势<sup>[6][12][14~17]</sup>

现代小卫星除有效载荷外的主要组成部分为:姿态控制部分;电源部分;热控制部分;结构部分;测控通信部分;推进部分;指令数据处理部分,下面就这七部分正在发展的技术和未来技术进行叙述。

### 5.1 正在发展的技术(90年代末)

姿态控制部分:小型的星跟踪器,轻型反作用轮,GPS姿态确定,主动振动控制。

电源部分:展开帆板的石墨层面上装薄的硅太阳能电池片,镍氢蓄电池,通用压力电池容器,标准化配线(电缆网)。

热控制部分:高热传导石墨结构,由星上计算处理机来控制加热器,板内嵌装热管。

结构部分:石墨复合材料,聚氢酸盐树脂连接结构,低冲击释放装置,树脂转换模压连接。

测控通信部分:微波(毫米波)集成电路,固态功率放大器,薄壳石墨反射器,可展开的反射器板或网格。

推进部分:高性能双组元燃料,双模式系统,高压系统,石墨包层铝制燃料箱。

指令数据处理部分:中央处理的1750A和R3000处理器,1553数据总线,母板型底板,固态记录仪。

### 5.2 未来技术(2010年)

姿态控制部分:多功能敏感器,微型机械装置高密度内连。

电源部分:薄膜太阳能电池阵(a-si, CIS)可展开柔性电池阵,锂离子蓄电池,硫化钠电池,配线采用嵌埋技术。

热控制部分:可展开的辐射器,超轻型展开装置,薄柔性热管。

结构部分:高模数纤维,自动制造与模压,可膨胀结构部件。

测控通信部分:单片微波集成电路,高电子迁移率晶体管,轻型面板/膜片展开,嵌埋式发射/接收模块。

推进部分:胶体推进剂,弹性燃料箱,柔性管路,电推进器。

指令数据处理部分:1-35MIPS的处理器,1733光学数据总线,多芯片模块,三维组装硬盘(16GBIT以上),固态记录仪(25GBIT以上)

## 6 结束语

由于现代小卫星具有质量轻、体积小、成本低、性能高、研制周期短的显著优点,人们预测,现代小卫星的发展将引起空间卫星技术的一场重大变革,小卫星将不断的被人们重视、推广和

应用。不论是现在还是将来,现代小卫星都将会显示出越来越多的优越性能。

### 参 考 文 献

- 1 戚发轫. 展望 21 世纪中国空间技术. 中国空间科学技术, 1995, 2: 1 ~ 4
- 2 王景泉. 小卫星发展中若干问题的辩证关系. 国际太空, 1996, 1: 9 ~ 12
- 3 上海技术物理所编译. 小卫星技术. 上海: 小卫星技术组, 1996
- 4 范本尧. 东方红三号通信广播卫星. 国际太空, 1996, 9: 1 ~ 6
- 5 沈人杰. “铱”卫星通信系统. 国外空间动态, 1992, 3: 17 ~ 20
- 6 梅 民. 面向 21 世纪的“新盛世”计划. 国际太空, 1996, 5: 2 ~ 4
- 7 刘风琴. 法国 S80 小卫星. 国外空间动态, 1992, 3: 29 ~ 31
- 8 熊延岭. 美国超小型卫星发展态势分析. 国际太空, 1996, 1: 7 ~ 9
- 9 朱宝明. 前景广阔的轻型卫星. 国外空间动态, 1994, 11: 10 ~ 13
- 10 朱毅麟. 空间推进与电源轻量化的进展. 国际太空, 1996, 10: 24 ~ 27
- 11 五 科. 卫星构形设计. 航天返回与遥感, 1996, 17(4): 60 ~ 63
- 12 Higbee Terry A, DARPASAT: Small, Smart Space System. Proc SPIE, 1993, 1: 1940 ~ 1945
- 13 Hatlelid J E. Tendency on small satellites. Proceedings of the 5th Annual AIAA/Utah State University. Conference on Small Satellites, 1991. 26 ~ 29
- 14 Higbee T A. TECHSTARS: Small, Smart Space system. Proc SPIE, 1993, 1: 1991 ~ 1995
- 15 Anthony Jack, Pepperl Philip. US Air Force Phillips Laboratory Autonomous Space Navigation Experiment. Sixth Annual AIAA/Utah State University Conference on Small Satellites, 1992. 21 ~ 24
- 16 Schubert S R, et al. Lightest: The Canting Revolution. Aerospace America, 1994, 2: 2730 ~ 2735
- 17 Sadie S R, Davis R W. The small sat Revolution-Back to the Future. IAF, 1993, 5: 570 ~ 574

## Modern Small Satellites and Its Related Technology

GAO Yun-Guo

(Changchun Institute of Optics and Fine Mechanics,  
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130022)

### Abstract

The paper summarily introduces the characteristics of the small satellite and its wide using prospects and the internal and abroad research working present situation. To reduce sized methods have progressed contrast and analysis for main structures of the satellites, but focal point expounds the technical keys and ways for the satellites have the more small size and weight, as well as the main tendency in future developing.

**Key words:** Small satellite, Technical key, Developing tendency

高云国 男, 1955 年 3 月生, 1982 年毕业于哈尔滨科技大学精密仪器专业, 现工作于长春光学精密研究所, 副研究员, 主要从事精密机械与传动的研究工作。