

卫星多功能结构技术研究进展

王 阳 彭超义 王中伟

(国防科技大学航天与材料工程学院,长沙 410073)

文 摘 多功能结构技术是实现卫星轻型化、微型化设计的潜在有效技术途径,正逐步成为航空航天结构设计领域的研究热点。本文综述了国内外卫星多功能结构的研究现状和技术进展,对其未来发展进行了分析和展望。

关键词 卫星,多功能结构,多功能材料,协作工程学

Study Progress of Satellite Multifunctional Structure Technologies

Wang Yang Peng Chaoyi Wang Zhongwei

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073)

Abstract Multifunctional structure technologies are considered as the ideal way to design a lighter and smaller satellite and are becoming the focus of structure engineer's attention. The study and progress of MFS technologies are summarized, and the future development of MFS is analyzed and prospected.

Key words Satellite, Multifunctional Structure (MFS), Multifunctional Material, Concurrent Engineering

0 引言

传统卫星设计过程中,被拆分为结构、推进、控制、电子等子系统分别设计、制造,最后组装在一起,这种方式容易造成结构上的不合理以及功能上的重复,产生诸如附加电路板、连接器、壳体等冗余结构和冗余质量;同时,卫星在发射上升段承受的大过载、强振动、高噪声和剧烈冲击等恶劣力学环境使得其结构强度、刚度设计往往趋于保守,而卫星入轨后,发射上升阶段特有的恶劣力学环境不复存在,相关结构的力学性能因而显得冗余,产生多余质量。因此,传统卫星设计方法效率较低。

为克服传统设计方法的不足而设计出小而轻的卫星,诸多新的设计理念和技术途径涌现出来,多功能结构技术也崭露头角并受到重视。

多功能结构(MFS),就是“既能承载,又具有其他功能的结构”^[1]。例如,把天线、传感器、电子系统、处理器等部件内置在结构中,使结构具有感知、数据传输处理及其变形功能等,减少了连接器件和电缆等附属部件与结构的使用,节约了卫星内部空间,同

时利用了内置部件的力学性能,提高了卫星设计效率和经济效益。

本文对国内外卫星多功能结构技术研究进展进行了综述,对多功能结构技术未来发展进行了展望。

1 多功能结构技术研究进展

多功能结构具备两个或多个功能,既可同时执行,也可依次执行。具体具备哪些功能,完全由设计者决定,因此是开放性的概念,具有很强的设计灵活性。

多功能结构具有不同的层次:

(1)功能结合,例如将蓄电池内置在结构内部,做成承力供电一体结构;

(2)功能融合,如直接用印刷电路板或计算机芯片本身作为受力的结构件;

(3)多功能材料结构,材料在微观层面上具备多种功能,经特定设计而成的结构,如下文提到的纤维电池。智能材料和智能结构也属于该类范畴,但通常另作研究。

自1990年Dittrich^[1]围绕纤维增强塑料首先阐

述了多功能结构的概念后,从功能部件配置在卫星承力结构内部出发,众多学者和机构开展了多功能结构的研究工作。Obal 和 Sater^[2]早在 1994 年就预见性地指出多功能结构是航天器设计的发展趋势之一。

目前的研究主要有“结构+电池”和“结构+电子”两大类多功能方案。

1.1 结构+电池

当前卫星常用的镍-氢、镍-镉等蓄电池,其单体电池用钢制外壳封装,再用专门的机构编组连接,固定在卫星本体结构上,既笨重又耗费卫星内部空间。

多功能结构电池,用卫星承力结构作为电池封装,将电池与结构合二为一,既提供能量又承受载荷。消除此前独立存在的电池封装件和连接部件,可以有效降低卫星质量;同时,电池分散在结构内部,节约卫星空间。

将蓄电池配置在复合夹层结构内部的做法最早由美国 GSFC (Goddard Space Flight Center) 和 Boundless 公司实施^[3],两者合作拟在研制一种可用于小卫星、可减轻结构质量和体积的新概念电池体系。

美国 ITN 公司^[4-6]提出了 LiBaCore 方案,将固态薄膜锂电池(TFB)固定在蜂窝芯的立壁上(图 1),不显著增加质量的同时充分利用闲置空间。

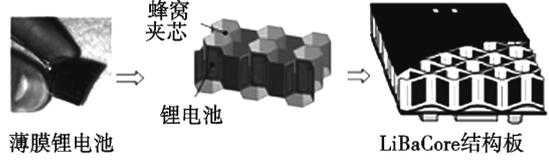


图 1 LiBaCore 板示意图
Fig. 1 Sketch map of LiBaCore panel

该方案面临的问题有:首先,薄膜锂电池的大量、廉价、可靠制备技术还不成熟;其次,锂电池的连接和充放电电路需详细设计,可靠性必须予以保证,而且电路最好能与结构结合起来。另外,电池正常工作需要合适的温度范围,卫星内部也需适宜的温度,因此多功能结构还需采取热控措施,结构内置相变材料或许是个可行方案^[7]。

Aglietti 等^[8-10]将块状锂电池垂直面板安置在夹层结构内部,作为夹芯的一部分(图 2),并对 10 种夹芯构型的结构电池进行力学特性分析,结果表明内置电池对原结构影响不大,该方案可能成为未来低成本飞行器的较佳选择;研究还以 Γ (频率/密度)为参数进行优化设计,确定出 g 构型力学特性最佳。但该方案所用电池结构特殊,小批量的定制费用昂贵,可能会消除结构电池带来的好处。Roberts 考虑到这一问题,研究了商业化软包装锂电池用于卫星结构电池的可行性^[7,11-14],并且制作了样件,开展了充放电和振动试验。其减重的多少主要依赖于电池封装材料

的节省及电池替代的夹芯结构的质量。该方案工艺技术相对简单可行,但其机械性能略有不足,而且在空间应用需解决电池高真空密封的问题。

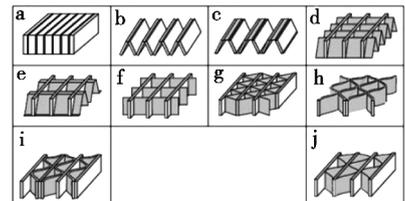


图 2 十种不同的夹芯构型
Fig. 2 Different core configurations

ITN 公司还提出了一种功能融合程度更高的结构电池方案,即纤维电池^[15-16],其概念如图 3 所示。固态薄膜锂离子电池沉积在纤维基体上做成纤维电池,纤维电池再堆叠编织成承力结构。

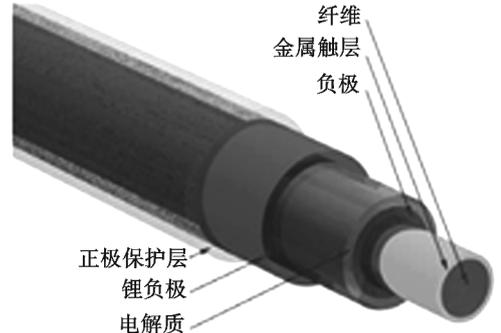


图 3 纤维电池概念
Fig. 3 Concept of fiber power

该技术关键在于纤维电池技术和纤维电池复合材料制备技术,目前该技术还在研究中,其实际应用还有一些问题(如纤维基体缺陷的控制、多极耳的引出、电池的一致性)需要解决,属于材料功能化结构电池技术。

1.2 结构+电子

(结构+电子)是另外一种研究较多的多功能结构形式,该方案将电子部件与承力结构结合起来,最早由 NASA 新千年计划深空一号飞行任务演示验证^[17-18]。如图 4 所示,结构由承力壁板、铜/聚酰亚胺柔性电路板、多芯片组件插接件等叠层而成。

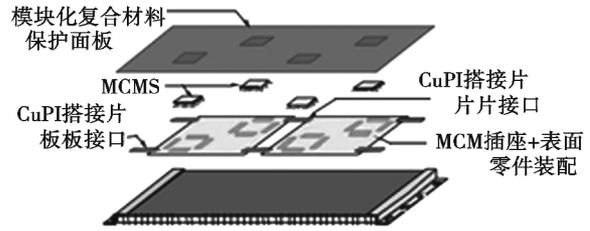


图 4 深空一号应用到的多功能结构技术
Fig. 4 MFS used in DS1

Schatzel^[19-20]通过弯曲试验发现,只要设计得当,镶有电子元件的印刷电路板自身即可作为承力结构。韩国有学者^[21]将夹芯开腔,将电子部件直接放

置在夹层里边,如图5所示。

复合材料承力结构的使用以及电子部件的内部安装带来了严峻的热控和防辐射问题, Barnett 和 Rawal 等^[22-23]研究了这种多功能结构的热控问题,多芯片模块(MCM)结合热倍增器和高导热率材料使用可有效保证热流平衡,技术关键是确保不同部件连接可靠。刘双^[24]用金属泡沫代替蜂窝,采取被动热控手段,试验发现可以维持结构热平衡。Spieth^[25]研究发现将高原子数材料(high-Z materials)涂于结构表面可有效防御空间辐射。文献[21]详细分析了图5所示方案的热控和防辐射问题,设计出了具有承载、电子、热控和防辐射的功能更强大的结构。

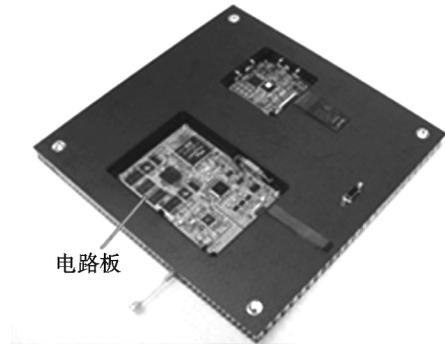


图5 电子部件直接安放在结构内部

Fig. 5 Electronic components put into structural panel

1.3 其他相关研究

欧洲大陆多个航天机构联合开展了 AED (Advanced Equipment Design)^[26-27] 和 MULFUN (Multi-functional Structures Project)^[28] 项目,研究重点是集热控、防辐射、电子和承载功能一体的多功能结构。

Blaine^[29]将热电转换装置埋入铝蜂窝夹层结构做成具有发电、热控和承载的多功能结构,方案的可行性有赖于高性能热电转换装置的研制成功。

日本三菱电机公司^[30-31]设计了内部集成电路的蜂窝夹芯复合材料结构板,振动与热真空试验成功证实了该思路的可行性与效率。三菱电机设想其有朝一日能成为卫星共用服务舱的标准结构件。

侯悦民^[32]认为理想材料的分析设计、理想材料零件的设计和制造、微电子元件的构型优化是多功能结构的核心技术;王远利^[33]和程延礼^[34]探讨了多功能结构在小卫星上的应用前景。

2 多功能结构未来发展

2.1 设计方法

多功能结构涉及多个学科的交叉,目前尚没有实用的设计方法和成熟的设计框架。要想充分发挥多功能结构的潜力,必须在设计的开始就将传统上独立的系统融合在一起,需要集成化的设计思想,一定程度上与现在流行的模块化思想并不一致,而模块化思

想在卫星设计、生产上已体现出实实在在的效率优越性。伴随网络技术发展而出现的协作工程学方法^[35],是一种多学科协同设计思想,可能成为当前阶段比较实用的多功能结构设计方法。

2.2 可靠性保证

多功能结构固然有利于实现卫星微型化和轻型化,然而新功能的引入,使得结构设计和工作时面临的物理环境更加复杂,保证各单项功能的正常发挥变得尤为重要,这也是多功能结构具有实用价值的前提。如何从方案设计、材料选取等方面确保各功能的协调、多功能结构整体的可靠和安全,是接下来亟待解决的问题。

2.3 效益评估

卫星的全寿命成本包含多个方面,一般可划分为设计生产费用、发射费用和在轨管理费用。多功能结构的出发点儿是尽可能消除冗余质量以降低发射费用,但这却有可能增加设计和生产环节的费用,花费的时间代价和人力成本也可能更大。如此一来,从整体上看,多功能结构未必能够带来效益。这就需要建立一套客观、灵活的多功能结构效益评价体系,以使我们的工作更有价值、有效率。

2.4 多功能材料研究

目前所开展的各种多功能结构研究工作,大多数只是把已有的独立系统、独立元器件物理上与卫星结构集成在一起,是多功能结构比较初级的阶段,并没达到高度融合。

多功能材料则是在材料微观层面上实现多功能化,以使结构设计更加灵活,减重、减体更加明显,实现结构与功能的有机融合。

未来的研究应关注材料与结构创新构型设计及其优化,探索特定性能材料和特异性能材料微结构设计理论,突破材料设计与结构设计并发、多功能协同的设计方法。

3 结语

综上所述,多功能结构的研究已经取得一系列研究成果和技术突破。

复合材料与复合结构可设计性强,对多功能结构设计有先天优势,是多功能结构技术突破的重要方向,机、电、热、场和网络一体化多功能复合材料结构是飞行器结构发展的主要趋势。

参考文献

- [1] Dittrich K W. Multifunctional structures for aerospace applications[M]. Space Applications of Advanced Structural Materials, 1990:437-441
- [2] Obal M, Sater J M. Multi-functional structures-the future of spacecraft design//International Conference on Adaptive Struc-

- tures,5th,Sendai,Japan,1995:720-734
- [3] Lyman. Ultracapacitor design having a honey comb structure[P]. USP 5793603. 1998-08-11
- [4] Summers J. LiBaCore:power storage in primary structure [R]. AIAA,1999,4420:1-6
- [5] Clark C, Summers J, Armstrong J. Innovative flexible lightweight thin-film power generation and storage for space applications[R]. AIAA,2000,2922:692-698
- [6] Marcelli D, Summers J, Neudecker B. LiBaCore II : power storage in primary structure[R]. AIAA,2002,1242:1-8
- [7] Foster J A, Roberts S C, Aglietti G S. Multifunctional power structures and related thermal issues [R]. SMASIS2008 - 422:1-10
- [8] Aglietti G S, Schwingshackl C W, Cunningham P R. The dynamic behavior of multifunctional power structures [D]//57th International Astronautical Congress,2006:1-10
- [9] Aglietti G S, Schwingshackl C W, Cunningham P R. Parameter optimization of the dynamic behavior of inhomogeneous multifunctional power structures [J]. AIAA Journal, 2006, 44 (10):2286-2294
- [10] Aglietti G S, Schwingshackl C W, Cunningham P R. Experimental determination of the dynamic behavior of a multifunctional power structure[J]. AIAA journal,2007,45(2):491-496
- [11] Roberts S C, Aglietti G S. Multifunctional power structures for spacecraft. IAC-06-C2. 5. 01:1-8
- [12] Roberts S C, Aglietti G S. Design of a multifunctional spacecraft structure using plastic Lithium-ion batteries [J]. AIAA,2008,5966:1-11
- [13] Roberts S C, Aglietti G S. Satellite multi-functional power structure:feasibility and mass savings[J]. J. Aerospace Engineering,2008,222:41-51
- [14] Roberts S C. An investigation of the feasibility of a spacecraft multifunctional structure using commercial electrochemical cells [R]. Dissertation, U. K. , University of Southampton, 2009:208
- [15] Neudecker B J, Benson M H, Emerson B K. Power Fibers:thin-film batteries on fiber substrates[M]. ITN Energy Systems,2003:1-9
- [16] Benson M H, Neudecker B J. Powerfiber for flexible fabric and rigid composite applications[M]. ITN Energy Systems, 2003:1-3
- [17] Barnett D M, Rawal S P. Multifunctional structures technology experiment on deep space 1 mission[R]. IEEE,1999, 0885-8985:13-18
- [18] Barnett D M, Rawal S P. Multifunctional structures technology demonstration on new millennium program (NMP) deep space 1 (DS1) DS1 technology validation report, Lockheed Martain Astronautics Division, Denver, CO
- [19] Schatzel D V. Multi-functional spacecraft structures integrating electrical and mechanical functions[R]. IEEE,2007:1-6
- [20] Schatzel D V. Flip chip reliability on dynamically loaded multi-functional spacecraft structures[R]. IEEE,2008:1-6
- [21] Tae Seong Jang, Dae Soo Oh, et al. Development of multi-functional composite structures with embedded electronics for spaceapplication[J]. Acta Astronautica,2010,08(009):1-13
- [22] Barnett D M, Rawal S, Rummel K. Multifunctional structures for advanced spacecraft[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2001,38(2):226-230
- [23] Rawal S P, Barnett D M, Martain D E. Thermal management for multifunctional structures[J]. IEEE,1998,0-7803-4850-8:129-134
- [24] Liu S, Zhang B M. Investigation on thermal management for metallic foam sandwich multifunctional structure technology//International Conference on Composite Materials,16th, Kyoto, Japan,2007:1-5
- [25] Spieth B D, Qassim K S, Pittman R N, et al. Shielding electronics behind composite structures [J]. IEEE, 1998, 0018 - 9499,2752-2757
- [26] Marcos J, Segura M, Landaberea A, et al. Multifunctional structures using high thermal conductivity fibers[S]. IAC-06-C2. 8. 10:1-10
- [27] Marcos J, Segura M, Landaberea A, et al. Multifunctional equipment design by using high thermal conductivity fibers [C]//European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing,2005:1-7
- [28] Gottero M, Poidomani G, et al. Development of lightweight multifunctional structures[C]. SAE International,2007,01-3130:1-10
- [29] Blaine B T. Multifunctional structures in satellite design:thermoelectric elements embedded into structural honeycomb panels[R]. Dissertation, California; Santa Clara University,2004:151
- [30] Hahn S E, Usami R, Ozaki T. Multifunctional structure spacecraft bus technology[R]. AIAA,2004,3135:1-14
- [31] Tsuyoshi Ozaki, et al. Multifunctional composite structures for space satellites[R]. Advanced Technology R & D Center, Mitsubishi Electric Corporation, Japan
- [32] 侯悦民,季红林,金德闻. 多功能结构的支撑技术 [J]. 机械科学与技术,2004,23(6):658-662
- [33] 王远利. 多功能结构及其在卫星中的应用研究 [D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2002:56
- [34] 程延礼. 多功能结构在行星探测器中的应用 [D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2006:61
- [35] Bandecchi M, Melton B, Ongaro F. Concurrent engineering applied to space missionassessment and design[R]. ESA Bulletin,1999

(编辑 吴坚)