

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.06.002

立方体卫星技术发展及其应用

廖文和

(南京理工大学机械工程学院, 南京, 210094)

摘要:立方体卫星是由加州理工学院和斯坦福大学提出的一种纳卫星标准。立方体卫星以其成本低和标准化等优势获得了广泛关注, 研究应用日益增多。本文概述了立方体卫星特点及其标准, 深入总结了立方星结构热控系统、星载综合电子系统、姿态控制系统、电源以及通信等核心系统的现状及发展趋势, 并且在分析在轨立方体卫星特点的基础上总结了立方体卫星的主要应用。最后, 以“南理工一号”立方星为例阐述了高校研究立方体卫星的意义。

关键词:立方体卫星; 纳卫星; 姿态控制; 通信; 卫星应用

中图分类号:V474 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2015)06-0792-06

A Survey of Cubesat Technology Development and Applications

Liao Wenhe

(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing, 210094, China)

Abstract: Cubesat is developed as a set of nanosat standard specifications by Stanford University and California Polytechnic University. Universities, institutes and space industries progressively pay attention to develop the various applications of cubesat, contributing to its significantly lower cost and standardization contrast to conventional satellites. In this paper, the features and standards of cubesat are described. Furthermore, the technical status and development tendency insight into subsystems are summarized, such as structure design, thermal control, on-board computer, attitude control, electrical power subsystem, and communication. Based on the analysis of technical characteristics of cubesat, the summary of cubesat space applications is also proposed. Finally, taking Cubesat "NJUST-1" as example, it is showed that cubesat is of important value for aerospace engineering education.

Key words: cubesat; nanosat; attitude control; communication; satellite application

随着航天研究的不断深入, 针对低轨道的空间探测任务以及对地观测任务需求日益增多。传统卫星存在成本高、研发周期长等不足^[1]。立方体卫星正是针对此类低轨道空间任务而研制的一种具备多载荷适配性的低成本航天器平台。当前立方体卫星技术已获得飞速发展, 并得到了实际应用^[2-3]。

立方星始于 1999 年美国加州理工学院和斯坦

福大学的一项科学研究。斯坦福大学提出了立方星的概念, 并规定质量 1 kg, 结构尺寸 10 cm × 10 cm × 10 cm 的立方体为 1 单元, 使得立方星成为纳卫星的通用标准^[2]。根据任务的需要, 可将立方体卫星扩展为双单元, 三单元, 甚至六单元。

2003 年 6 月 30 日, 第一套立方星六星平台由俄罗斯运载火箭送入轨道^[4]。经过十余年发展, 在 2014 年发射的立方星已经达到 85 颗之多。立方

收稿日期: 2015-11-20; 修订日期: 2015-12-05

作者简介: 廖文和, 男, 1965 年生, 教授, 博士生导师, “南理工一号”立方体卫星总设计师。长期从事微纳卫星总体技术、航空航天数字化设计制造、数字化装配技术的研究。发表论文 200 余篇, 其中 SCI/EI 收录百余篇, 出版专著 2 部。

通信作者: 廖文和, E-mail: cnwho@njust.edu.cn。

体卫星入选美国《科学》杂志 2014 年十大科学突破^[5-6]。

欧美许多高校及科研机构均已成功进行了立方体卫星在轨验证,如代尔福特理工大学的德尔福特-C3(Delfi-C3)^[7]、东京工业大学开发的 Cute 系列^[8]、美国艾姆斯研究中心研制并发射的纳帆-D(NanoSail-D)^[9]、美国斯坦福大学研制的地震卫星-1(QuakeSat-1)^[10]和加拿大的“CanX”^[11]等。

中国的东方红卫星有限公司、深圳航天东方红海特有限公司、南京理工大学及上海微小卫星工程中心等单位也于 2015 年 9 月成功进行了立方星在轨验证^[12]。

本文阐述了立方体卫星系统的研究现状及发展趋势,针对在轨立方体卫星分析了立方体卫星技术特点及应用,展望了高校开展立方体卫星研制的前景。

1 立方星技术标准

自 1999 年立方体卫星概念提出,美国加州理工学院和斯坦福大学就制订了立方星及其分离机构的标准,用于规范立方星的设计^[13]。

(1) 卫星平台总体框架

立方星平台系统包括结构、热控、电源、姿控、通信和星务计算机等分系统,采用 PC104 总线。

(2) 结构标准

为实现卫星的统一设计,立方星结构设计需要满足:①结构外形切面方向尺寸(100 ± 0.1)mm;②一单元立方星纵向尺寸小于(113.5 ± 0.1)mm;③三单元立方星纵向尺寸小于(340.5 ± 0.3)mm;④卫星质心与形心偏差在 20 mm 以内。

(3) 电接口标准

发射时,星上设备必须断电,避免对主星产生影响;卫星安装 1~2 个分离开关,用于在入轨前切断电源,入轨后打开电源。

(4) 入轨操作标准

所有展开机构,包括天线、太阳电池阵等,需在卫星入轨 30 min 后展开;卫星通信发射机功率大于 1 W 时,需在卫星入轨 30 min 后开机。

2 立方星系统现状及发展趋势

立方星平台核心系统包含结构热控系统、星务系统、姿态控制系统、电源系统和通信系统等。

2.1 结构热控系统

材料的选择是保证立方星质量和刚度的关键。铝合金是航空航天领域传统材料,由于其具有密度

低、比强度和比模量较高、以及导热率良好等优点,是目前立方星结构首选材料^[14]。碳纤维增强复合材料具有无裂纹、热稳定性好和比强度比刚度高等优点,且结构可设计为各向异性,在立方星结构设计中日益受到重视^[15]。同时,2011 年利用激光 3D 打印技术制作立方星结构的技术在 PrinSat 立方星上得到验证后,3D 打印技术应用于立方星的结构、电路板制作受到广泛关注。

卫星热控技术分为主动热控和被动热控两种。由于被动热控具有技术简单、工作可靠及不消耗能量等优点,适应立方星小型化的需求,是当前立方星温控的主要手段^[16]。常用的被动热控的方法有热控涂层、多层隔热材料、相变材料和导热填料等。但对于电池和相机等对温度要求较高的组件,仍然需用主动热控,常用的主动热控的方法有电加热器、空间辐射器和机械接触式热开关等^[17]。将主动热控手段小型化应用于立方星是未来的发展方向。

2.2 星务系统

星务系统是立方星的管理系统,当前立方星星务系统的处理器大多选用低功耗商用器件,并具备至少 30 MIPS 的处理能力。目前,在轨立方星使用的处理器以 ARM, FPGA 为主,也有单片机和 DSP 等^[18]。立方星星务计算机主要通过冗余设计手段提高系统可靠性,较少使用抗辐射组件^[19]。

星务系统的存储从可靠性高、体积小及功耗低的角度出发,以 SRAM 和小容量 Flash 为主^[20]。星务系统与其他分系统总线连接主要采用功耗低、标准化高的 I²C 总线,目前在轨立方星系统中都使用了 I²C 总线。

商用现货器件的快速发展使得立方星星务系统通过高集成度、高可靠性设计向更低功耗、更小的体积方向发展。

2.3 姿态控制系统

立方星姿控系统的主要任务是确定和控制卫星的姿态。为了在有限空间及功耗下,完成卫星的三轴稳定控制,当前立方星姿控系统多采用微型三轴磁强计、微型动量轮和磁力矩器等微型部组件,以及基于微机电系统(Micro-electro-mechanical system, MEMS)技术的陀螺仪、加速度计等完成系统的构建,如表 1 所示,采用一体化设计降低系统空间占用和系统复杂度^[21]。在控制算法方面,立方星多采用成熟的三轴磁测磁控方案,且大多数采用偏置动量控制,目前普遍三轴稳定立方体卫星姿态控制精度在 $2^\circ \sim 5^\circ$ 左右^[22]。

表 1 立方星姿控系统配置

Tab. 1 Configuration of cubesat control system

项目	姿制系统配置
AAUSAT, 2003 年	三轴磁强计、粗太阳敏感器、三轴磁力矩线圈
Can-X2, 2006 年	三轴磁强计、精太阳敏感器、三轴磁力矩线圈、偏置动量轮
PRISM, 2009 年	三轴磁强计、MEMS 陀螺、三轴磁力矩器
BEESAT, 2013 年	三轴磁强计、MEMS 陀螺、三轴磁力矩器、偏置动量轮
BRITE, 2014 年	三轴磁强计、粗太阳敏感器、精太阳敏感器、三轴磁力矩器、3 个动量轮

随着 MEMS 技术的发展,越来越多的高精度姿态敏感器件以及姿态控制器件成功实现了微型化,并集成于立方体卫星,如微型太阳敏感器、星敏感器和地球敏感器等,这些器件的加入将使得立方星姿态确定水平能够达到 1° 以内。

2.4 电源系统

立方星电源系统主要包括能源获取、能源控制和能源存储。

能源获取大都使用三结砷化镓太阳能电池片,具有 $27\% \sim 30\%$ 的能源转换效率,相比硅太阳能电池 15% 的转换效率约提升一倍,电池阵安装可采用体装式和展开式帆板设计^[23]。

能量控制分为直接能量传输 (Direct energy transfer, DET) 和最大功率点跟踪 (Maximum peak power tracking, MPPT) 两种转换拓扑^[24]。DET 拓扑为满足寿命末期电池阵输出大于母线最大电压的要求,会导致寿命初期电池阵能量利用率较低;MPPT 模式能够很好地跟踪太阳能电池阵最大输出功率,能量利用率高,但是需要通过软件算法配合硬件电路实现,增加了可靠性风险。同时,由于转换器效率不能达到 100% ,寿命末期获得的能量可能较 DET 模式少。目前立方星电源系统拓扑结构以 PPT 结构居多。

在电源存储方面,由于锂电池具有较高的充放电效率、比能量高及循环寿命长等优点,目前立方星基本都采用锂离子电池或锂聚合物电池^[25],如图 1 所示。

2.5 通信系统

立方星星载通信系统多采用传统硬件结构收发信机,系统大多工作于 VHF/UHF 业余无线电频段,国外立方体卫星 VHF/UHF 频段通信模式如表 2 所示。个别卫星如德克萨斯大学的 DTU-2

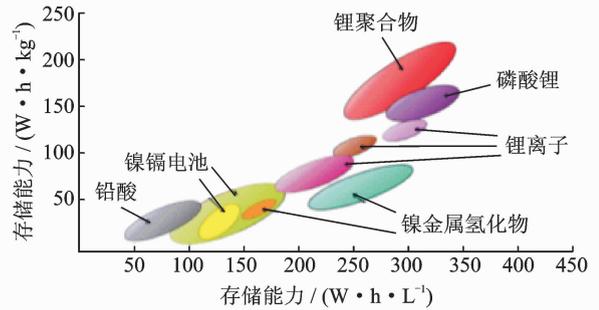


图 1 立方星电源存储能力对比

Fig. 1 Comparison of energy storage density by volume and mass versus battery chemistry

表 2 国外立方体卫星 VHF/UHF 频段通信模式

Tab. 2 Examples of cubesat VHF/UHF transmitters

发射时间	卫星名称	功率/ W	通信 协议	码速率/ ($b \cdot s^{-1}$), 调制方式
2009 年	CP6	1.00	AX. 25	1 200, AFSK
2010 年	NanoSail-D2	1.00	AX. 25	1 200, AFSK
2011 年	RAX-2	2.00	AX. 25	9 600, FSK
2012 年	Goliat	0.50	AX. 25	1 200, AFSK
2013 年	Delfi-n3xt	0.23	AX. 25	9 600, BPSK
2014 年	QB50P1	0.20	AX. 25	1 200, BPSK
2015 年	Kaituo-1B	0.20	AX. 25	9 600, GMSK

工作于 S 业余频段,大都采用 AX. 25 通信协议^[26]。对于调制模式在 VHF/UHF 频段大多采用 AFSK 与 BPSK 调制模式,在 S 波段多采用跳频方式,通信速率基本处于 $0 \sim 100$ kb/s 范围内^[27]。考虑到立方体卫星电量的限制,卫星发射功率一般均小于 2 W。

随着数字技术的发展,星载通信模块逐渐向着数字化发展。从 2013 年以来,开始出现基于 SDR (Software-defined radio) 结构的星载通信系统在轨验证,如英国业余卫星组织 Amsat-UK 的 FUNcube-1 与 FUNcube-2,哈尔滨工业大学发射的 Li-asat-2 等^[28-29]。SDR 机构的星载通信系统具备软件配置灵活及功能多等优点,得到越来越多研究机构的青睐。但目前基于 SDR 机构的星载通信系统仍处于实验验证阶段,其抗单粒子效应的能力需要加强。

3 立方星的应用

综合目前国内外相关研究情况,立方星技术特点可以概括为:

(1) 成本低、体积小、质量轻,搭载发射方便;

(2) 标准化、模块化设计,研制周期短;

(3) 大量采用商用器件。

基于以上特点,立方星在未来将主要应用于空间演示验证及科学研究,同时可以利用立方星网络进行对地观测获得较高的时间分辨率与空间分辨率。下面选取立方体卫星的典型应用分别进行介绍。

3.1 对地观测——Flock-1 星座^[30]

Flock-1 三单元立方星由行星实验室公司制造,采用商业级元器件研制完成,包括对地观测的相机,图像分辨率为 3~5 m,主要由 NanoRacks 公司负责从国际空间站分离释放。行星实验室计划发射 100 颗左右的立方星组成星座对全球进行对地观测。目前已发射 90 余颗,其中大部分卫星位于轨道高度 400 km 倾角 52° 的圆轨道上,还有少量卫星位于极地轨道上。该星座将使行星实验室可以每 24 h 对全球进行一次成像。建设该星座的任务在于为人类帮助地球上的生命提供信息。

3.2 新技术验证——CPOD 项目^[31]

NASA 资助的 CPOD 项目将利用两颗三单元立方星演示验证交会、逼近操作与对接技术。两颗卫星被同时发射入轨后利用星上导航系统,其中一颗立方星可以围绕另一颗立方星实施一系列绕飞机动,以验证表征传感器系统;两颗卫星将利用星上处理器以及制导、导航和控制飞行软件自动执行逼近操作试验,并利用特殊装置进行对接。整个任务流程主要验证两颗小卫星保持相对确定位置的能力,以及利用成像传感器和多发动机冷气推进系统进行精确绕飞和对接的能力。该项目所验证的技术成熟后将使得微小型航天器具备探测小行星、月球以及为大型航天器提供在轨服务的能力。

3.3 科学探测——QB50 项目^[32]

QB50 项目由冯·卡门流体动力学研究所联合欧洲航天局及高等院校等多个研究机构共同提出,该项目采用 50 颗 2U 立方体卫星组成空间网络实现对低层大气的多点在轨测量,同时在星座中开展卫星再入大气层过程的相关研究。星座中各颗卫星的距离相差几百千米,每颗卫星均携带由项目主办方提供的大气探测传感器。目前 QB50 项目计划 2016 年 6 月由 NanoRacks 公司负责从国际空间站分离释放。中国共有 6 所高校参与 QB50 计划,积极推动了国内立方体卫星技术的发展。

3.4 生物试验——SporeSat^[33]

SporeSat 为尺寸 10 cm×10 cm×34 cm、质量 5.5 kg 的三单元立方体卫星,于 2014 年 4 月 18 日由“龙”飞船运往国际空间站。该卫星轨道为近圆

轨道,高度 400 km,倾角 51.6°;其姿态控制由永磁体和具有磁滞的特性棒来实现控制;通信系统采用 S 频段和业余无线电爱好者的频段,S 频段采用商业的 MHX-2420 通信收发机。SporeSat 卫星借助 3 个“片上实验室”设备完成试验。该设备通过实时测量在不同人造重力条件下的钙离子聚集度水平等信号,来研究重力场对蕨类植物孢子的影响。

4 “南理工一号”立方星及高校研究立方星的意义

“南理工一号”立方星是南京理工大学为开展航天工程研究自主研发的首颗卫星,如图 2 所示。“南理工一号”采用自主设计的结构热控一体化技术,设计了体装式+可展开太阳电池阵,并自主研发了星务、控制等一系列卫星平台技术。卫星搭载了船舶自动识别系统载荷,用于监控全球船舶信息。

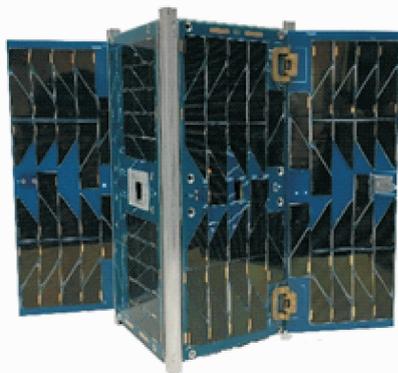


图 2 “南理工一号”立方星实物图

Fig. 2 Picture of Cubesat "NJUST-1"

“南理工一号”立方星于 2015 年 9 月 25 日上午 9 点 41 分于酒泉卫星发射中心搭载“长征十一号”火箭成功发射,进入 480 km 太阳同步轨道。卫星成功发射后,于当日 11 点 12 分接收到星上遥测数据。目前卫星已成功在轨运行两个月,星内温度 9~22 ℃。俯仰轴姿态控制精度达到 2°(3σ),俯仰角速度精度优于 0.2 °/s。卫星最大充电功率 10.5 W。卫星俯仰角及其速率变化曲线如图 3,4 所示。船舶自动识别载荷正常接收到全球船舶位置信息,如图 5 所示。

“南理工一号”立方星由南京理工大学自主研发,充分利用学校的平台优势,整合学校机械工程学院、自动化学院、电子工程与光电技术学院学科资源,卫星搭载了由自动化学院自主研发的星上北斗/GPS 导航模块,并在校内完成了卫星的总装和

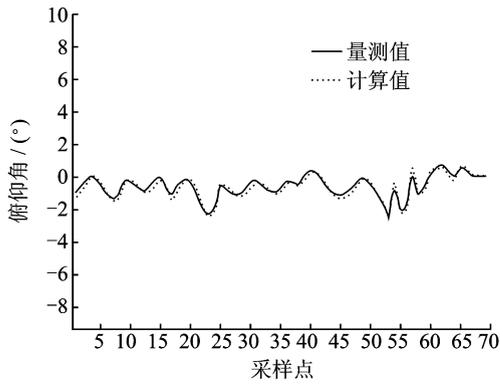


图3 卫星俯仰角变化曲线

Fig. 3 Chart of pitch of Cubesat "NJUST-1"

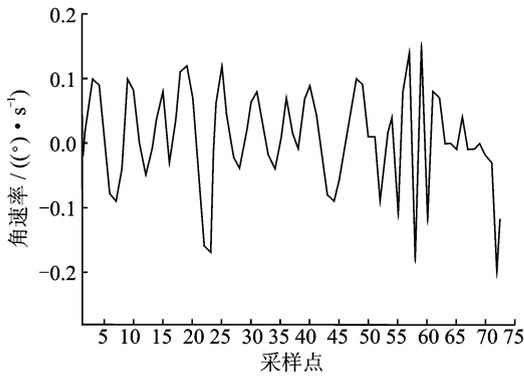


图4 卫星俯仰角速率变化曲线

Fig. 4 Chart of pitch rate of Cubesat "NJUST-1"



图5 卫星接收到的船舶分布图

Fig. 5 Ship position from Cubesat "NJUST-1"

通信测试。卫星成功在轨运行后,通过在轨运行数据,为导航与通信技术的深入发展提供了有力的数据支撑。从“南理工一号”的成功发射可以发现:

(1)立方星技术是高新技术集成的产物,它的兴起、发展和技术进步一直是在高校的主导下进行。高校具有多学科综合优势,学术水平高、科研能力强、多学科的交叉与融合成为立方星技术发展的重要保障。

(2)立方星的发展为高校新技术、新材料的在

轨验证和空间应用提供了高效、低成本的途径,可以有效推动高校学科建设和学科交叉融合。

(3)通过立方星的研制,使得高校学生有条件在有限的时间里经历卫星研制的整个过程,对推进中国航天产业化和航天教育具有重要的意义。

5 结束语

立方体卫星具有成本低、研制周期短及能够快速发射等优势,在空间演示验证及科学研究等领域具有重要的应用价值。本文阐述了立方星平台各系统的发展趋势,分析了立方星的特点及其应用。“南理工一号”立方星的成功发射表明高校研究立方体卫星能够在推动立方星发展的同时,促进高校学科建设,有利于推动航天产业化和航天工程教育。

参考文献:

- [1] 林来兴. 立方体星的技术发展和应用前景 [J]. 航天器工程, 2013, 22(3): 90-98.
Lin Laixing. Technology development and application prospects of cubesat [J]. Spacecraft Engineering, 2013, 22(3): 90-98.
- [2] Shin Y, Yoon S, Seo Y, et al. Radiation effect for a CubeSat in slow transition from the Earth to the Moon [J]. Advances in Space Research, 2015, 55(7): 1792-1798.
- [3] 李军予, 伍保峰, 张晓敏. 立方体纳卫星的发展及其启示 [J]. 航天器工程, 2012, 21(3): 80-87.
Li Junyu, Wu Baofeng, Zhang Xiaomin. Development of cubesat and its enlightenment [J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(3): 80-87.
- [4] Hank H, Jordi P S, Angustus S M, et al. CubeSat: A new generation of picosat for education and industry low-cost space experimentation [C] // 14th Annual AISS/USU Conference on Small Satellites. Washington D C, USA: AIAA, 2000: 1-9.
- [5] Spangelo S, Longmier B. Optimization of cubesat system-level design and propulsion systems for earth-escape missions [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(4): 1009-1020.
- [6] Song Y-J, Ho J, Kim B-Y. Preliminary analysis of delta-v requirements for a lunar cubesat impactor with deployment altitude variations [J]. Journal of Astronomy and Space Sciences, 2015, 32(3): 257-268.
- [7] Nugent R, Munakata R, Chin A, et al. The cubesat: The picosatellite standard for research and education [C] // AIAA Space 2008 Conference & Exposition. USA: AIAA, 2008: 7734.
- [8] Klofas B, Anderson J, Leveque K. A survey of cubesat communication systems [C] // 5th Annual CubeSat

- Developers Workshop. San Luis Obispo, California, USA:[s. n.],2008.
- [9] Johnson L, Whorton M, Heaton A, et al. NanoSail-D: A solar sail demonstration mission [J]. *Acta Astronautica*, 2011, 68(5): 571-575.
- [10] Bleier T, Clarke P, Cutler J, et al. Quakesat lessons learned: Notes from the development of a triple cubesat[EB/OL]. http://www.quakefinder.com/services/quakesatsite/documents/Lessons_Learned_Final.pdf, 2004.
- [11] Stras L N, Kekez D D, Wells G J, et al. The design and operation of the Canadian advanced nanospace eXperiment (CanX-1)[C]// Proc AMSAT-NA 21st Space Symposium. Toronto, Canada:[s. n.],2003: 150-160.
- [12] 中科院上海微小卫星工程中心.“上科大二号”立方体试验卫星发射成功[J]. *科技传播*, 2015(19): 3.
- [13] Bouwmeester J, Guo J. Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology[J]. *Acta Astronautica*, 2010, 67: 854-862.
- [14] 王勇.“TXZ”微小卫星结构设计与分析[D].南京:南京航空航天大学,2007.
- [15] Paris C, Sindoni G. LARES-lab: A facility for environmental testing of satellite components and micro satellites[C]// Proceedings of the 2nd IAA conference on dynamics and control of space systems. Roma, Italy:IAA, 2014.
- [16] Scholz A, Ley W, Dachwald B, et al. Flight results of the COMPASS-1 picosatellite mission[J]. *Acta Astronaut*, 2010, 67 (9/10):1289-1298.
- [17] Ciufolini I, Paolozzi A, Paris C, et al. The LARES satellite and its minimization of the thermal forces [J]. *Metrology for Aerospace (Metro Aero Space)*, 2014(30):299-303.
- [18] 陈曦,沈佐峰.一种可靠的FPGA动态配置方法及实现[J]. *通信技术*, 2012, 45(3): 105-107.
Chen Xi, Shen Zuofeng. A reliable dynamic configuration and implementation of FPGA[J]. *Communications Technology*, 2012, 45(3): 105-107.
- [19] Kim D S, Lee S M, Jung J, et al. Reliability and availability analysis for an on board computer in a satellite system using standby redundancy and rejuvenation[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2012, 26(7): 2059-2063.
- [20] 袁少钦,于晓洲,周军,等.基于国产CPU的立方卫星载计算机系统设计与实现[J]. *计算机工程*, 2014,40(6): 16-9,35.
Yuan Shaoqin, Yu Xiaozhou, Zhou Jun, et al. Design of cubesat on-board computer system based on domestic CPU[J]. *Computer Engineering*, 2014,40 (6): 16-9,35.
- [21] Belokonov I, Timbai I. The selection of the design parameters of the aerodynamically stabilized nanosatellite of the cubesat standard [J]. *Procedia Engineering*, 2015, 104:88-96.
- [22] Santoni F, Felicetti L. Attitude dynamics and control of drag-balance cubesats [J]. *J Guid Control Dynam*, 2013, 36(6): 1843-1848.
- [23] 任守志,王举,刘颖,等. CubeSat 卫星展开式太阳能电池阵技术综述[C]//2014年可展开空间结构学术会议.西安,中国:[s. n.],2014.
- [24] 王向武,张永. 砷化镓三结太阳能电池研究现状与发展趋势[C]//第12届全国MOCVD学术会议论文集.厦门,中国:[s. n.],2012.
- [25] Singh S, Shrivastav A, Bhattacharya S. GaN FET based cubesat electrical power system[C]// IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition (APEC). Charlotte, USA:IEEE, 2015:1388-1395.
- [26] Muri P, McNair J. A survey of communication subsystems for intersatellite linked systems and cubesat missions[J]. *Journal of Communications*, 2012, 7 (4): 290-308.
- [27] Klofas B, Anderson J, Leveque K. A survey of cubesat communication systems: 2009-2012[EB/OL]. http://www.klofas.com/papers/Klofas_Communications_Survey_2009-2012.pdf, 2012.
- [28] 哈工大业余无线电俱乐部. 紫丁香2号卫星无线电技术探秘[J]. *电子制作*, 2015(17):3-4.
- [29] 王奇. 基于GNURadio的软件无线电平台研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2011.
Wang Qi. Research on software radio platform based on GNURadio[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011.
- [30] Boshuizen C, Mason J, Klupar P, et al. Results from the planet labs flock constellation[C]// 28th Annual AIAA/USU Conference. Boshuizen, USA: AIAA, 2014:1-8.
- [31] Bowen J, Villa M, Williams A. CubeSat based rendezvous, proximity operations, and docking in the CPOD mission [C]// 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Bowen, USA: AIAA, 2015:17.
- [32] Gill E, Sundaramoorthy P. Formation flying within a constellation of nano-satellites; The QB50 mission [C]// 6th International Workshop on Satellite Constellation and Formation Flying. Taipei, China:[s. n.], 2010:110-117.
- [33] Lewis B, Hanel R. BioSentinel: Monitoring DNA damage repair beyond low earth orbit on a 6U nanosatellite [C]// 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Lewis, USA:AIAA,2014:11.

