0254-6124/2009/29(3)-319–07 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Chen Hongyu, Zhu Zhencai, Zhou Yilin, Cao Caixia, Yu Yong, Li Dong. Companion microsatellite in SZ-7 flight mission. *Chin. J. Space Sci.*, 2009, **29**(3): 319∼325

神舟七号微小卫星伴随飞行技术试验

陈宏宇 朱振才 周依林 曹彩霞 余 勇 李 东

(上海微小卫星工程中心 上海 200050)

摘 要 神舟七号 (SZ-7) 载人航天任务中释放的一颗微小伴随卫星 (BX-1), 首次开展了卫星在轨释放、对飞船观测和对轨道舱接近及绕飞等技术试验. 该卫星首次进行了 GaInP2/GaAs/Ge 中国产太阳电池阵、锂离子蓄电池、微型液氨推进模块、小型化姿态跟踪控制模块、双焦距一体化可见光相机及小型化 USB 测控应答机等技术验证. 本文介绍了 SZ-7 微小卫星的设计方案, 讨论了形成稳定伴随飞行的轨道设计等技术, 并根据卫星在轨运行情况对试验任务进行了评价.

关键词 微小卫星; 伴随飞行; 空间观测; 相对轨道; SZ-7 载人飞行

中图法分类号 V 412

Companion Microsatellite in SZ-7 Flight Mission

CHEN Hongyu ZHU Zhencai ZHOU Yilin CAO Caixia YU Yong LI Dong

(*Shanghai Engineering Center for Microsatellites, Shanghai* 200050)

Abstract The BX-1 micro-satellite, successfully released from the Shenzhou-7 (SZ-7) module, accomplished the purposes of providing the images of the SZ-7 and demonstrating the ability to inspect the orbital module and conduct proximity operations around the SZ-7 module. The BX-1 was a demonstrator for many new space technologies, including GaInP2/GaAs/Ge solar cells, lithiumion battery, micro-ammonia thruster, micro-attitude tracking controller, camera with double-focusing systems and micro-USB-responsor. The criterion of forming the stable elliptic orbit around the SZ-7 module is discussed in this paper. The evaluation of the BX-1 micro-satellite mission is provided by flight datum.

Key words Micro-satellite, Companion flying, Space observation, Relative-orbit, SZ-7 spaceflight

1 引言

微小伴随卫星 (简称伴星) 是伴随飞行在其他航天器附近, 提供监视护航和新技术试验的小卫星. 伴随卫星大都具备一定轨道机动能力, 它往往以空间站、载人飞船等大型航天器作为任务中心或服务对象 (简称主航天器或主星), 与主星按照一定的空间相对构型共同在轨飞行.

伴随飞行技术是卫星编队飞行技术[1] 的一种特殊应用, 既能够为主星提供重要和灵活的技术支持, 又可以拓展和延伸航天器的功能, 并可以作为演示和验证关键技术的平台, 促进航天新技术的发展. 国际上比较典型的具有伴随卫星功能的研究和发展计划有以德国为首的 Inspector 计划[2],[3]、AERCam 微纳卫星、美国的 XSS 飞行器和 Livermore 微小卫星[5] 等.

2008-11-24 收到原稿, 2008-12-15 收到修定稿

E-mail: chenhongyu_cn@163.com

特别针对载人航天器的微小伴随卫星技术, 一方面可以提供主航天器外全方位多角度的可重复高清晰观测, 在空间站交会对接、宇航员出舱活动、大型航天器表面故障监测等方面可以发挥重要作用, 实现对大型航天器保驾护航. 另一方面研制和试验伴星技术不仅可推动微小卫星技术的发展, 而且利用微小伴随卫星作为理想的验证平台, 突破和验证某些关键技术, 将有效促进航天新技术的发展. 中国在神舟七号 (SZ-7) 载人飞行任务中首次开展了微小卫星在轨释放和伴随飞行及观测试验.

2 伴随飞行轨道条件

描述卫星编队或伴随飞行相对运动的基本方程是 Clohessey-Whiltshire (简称 C-W) 方程[4], 伴随飞行中常称为 Hill 方程[5]. 伴星的相对轨道描述在如下定义的相对轨道坐标系 $O_{\rm c}xyz$ 中, 即原点在主星质心, y 轴在轨道面内指向天顶, x 轴在轨道面内垂直于 y 轴指向飞行方向, z 轴与 x 轴及 y 轴构成右手直角坐标系.

对于轨道圆化后的主星轨道, 该坐标系与卫星速度坐标系相同. 由该坐标系描述的相对运动轨迹在轨道面内投影后所得曲线坐标与数学上的习惯坐标一致, 为观察带来方便.

考虑摄动力均为零的自由运动, 根据 Hill 方程容易导出[6], 在相对轨道坐标系下伴星相对主星在一定的初始位置 (x_0, y_0, z_0) 和初始速度 (v_{0x}, v_{0y}, v_{0z}) 下将按照下式作相对运动.

$$\begin{cases} \dfrac{\left(x - x_{c0} + \dfrac{3}{2}y_{c0}nt\right)^2}{(2b)^2} + \dfrac{(y-y_{c0})^2}{b^2} = 1, \\ z = -\dfrac{v_{0z}}{n}\sin nt - z_0\cos nt. \end{cases} \tag{1}$$

式中, n 为主星轨道的平均角速度.

$$x_{c0} = x_0 - 2\frac{v_{0y}}{n}, \tag{2}$$

$$y_{c0} = 4y_0 + 2\frac{v_{0x}}{n}, \tag{3}$$

$$b = \sqrt{\left(\frac{2v_{0x}}{n} + 3y_0\right)^2 + \left(\frac{v_{0y}}{n}\right)^2}. \tag{4}$$

轨道平面内的相对运动的解析解也可以变形表示如下.

$$\begin{cases} x = 2b\cos(nt+\varphi_0) + x_{c0} - 1.5y_{c0}nt, \\ y = b\sin(nt+\varphi_0) + y_{c0}. \end{cases} \tag{5}$$

初始相角

$$\varphi_0 = \arctan\left(2\times\frac{y_0 - y_{c0}}{x_0 - x_{c0}}\right). \tag{6}$$

式 (6) 的几何含义清楚地表示了一个在沿迹方向漂移的椭圆, 椭圆的初始中心在 (x_{c0}, y_{c0}). 配合轨道法向的运动, 可以形成同轨道面椭圆伴飞、异面圆伴飞、串行编队伴飞和沿航迹编队伴飞等几种不同的伴飞构型. 同轨道面的伴飞是最早实现的伴飞形式, 也是方便工程应用的一种伴飞方式. SZ-7 微小伴随卫星试验采用了同轨道面伴随飞行方式.

综合考虑伴星与飞船的面质比差异、任务期间空间环境 (影响大气密度)、伴星释放后飞船的轨道维持时机、大小和飞船返回的时间, 以及伴星释放侧向偏差等诸多因素对轨道安全性的影响, 最终伴星释放速度设计为:

速度 0.675 m/s,

速度方向 沿飞船轴线向天顶方向偏 5°.

通过弹簧释放机构来实现伴星的精确释放, 伴星释放后相对飞船的相对轨迹仿真曲线如图 1 所示, 图 1 中小框内为释放后 20 min 对飞船观测期间的相对轨迹放大.

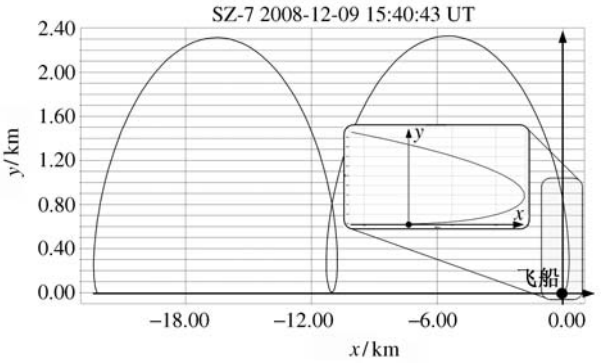


图 1 伴星释放后相对飞船的轨迹仿真曲线

Fig. 1 Relative motion of companion satellite released from spaceship

3 微小伴随卫星方案设计

SZ-7 伴星系统组成如图 2 所示. 为实现伴星的在轨释放、空间多方位观测、测控及数传、轨道机动接近绕飞等功能, 并考虑伴星的独立长期运行要求, 伴星设计包括有可见光相机、轨控推进、GPS 自主定轨、伴飞姿态跟踪控制、高效电源、星务管理、USB 测控、高速数据传输、结构和

热控等功能模块. 采用集中式管理, 一体化设计.

3.1 结构布局设计

伴星外形如图 3 所示, 表面布贴太阳电池片, 部分表面作为散热面. 伴星结构采用了两舱结构一体化设计, 以轻型镁合金材料作为主结构框架, 仪器板在承力的同时也作为星内单机的安装板. 伴星星体总重 39.8 kg (含推进剂 1.0 kg), 本体尺寸 450 mm × 430 mm × 450 mm.

3.2 可见光相机设计

伴星可见光照相机装有宽、窄视场两个镜头, 可以灵活利用两个不同焦距的镜头分别在几米到几公里的大范围内对主航天器进行高分辨率彩色照相观测, 并在星上首次实现每秒 12 帧的高帧频视频观测. 两个镜头共用同一处理电路, 通过星上实时压缩算法, 提高了数据存储的效率. 相机的主要技术参数如下.

视频像素: 1280 × 1024.

瞬时视场: 0.038° (宽视场相机),
0.008° (窄视场相机).

视场: 35° × 45° (宽视场相机),
7° × 9° (窄视场相机).

图像格式: JPEG2000.

3.3 电源模块设计

伴星采用三结 GaInP2/GaAs/Ge 高效太阳电池阵 (中国产) 作为卫星主电源, 其平均光电转换效率大于 26.5%. 首次作为航天器储能电源使用的伴星锂离子蓄电池组是由 7 只额定容量为 10 A·h 的矩形锂离子蓄电池单体串联组成, 蓄电池组总重 3.17 kg, 蓄电池单体比能量 129 (W·h)/kg, 蓄电池组比能量 98 (W·h)/kg.

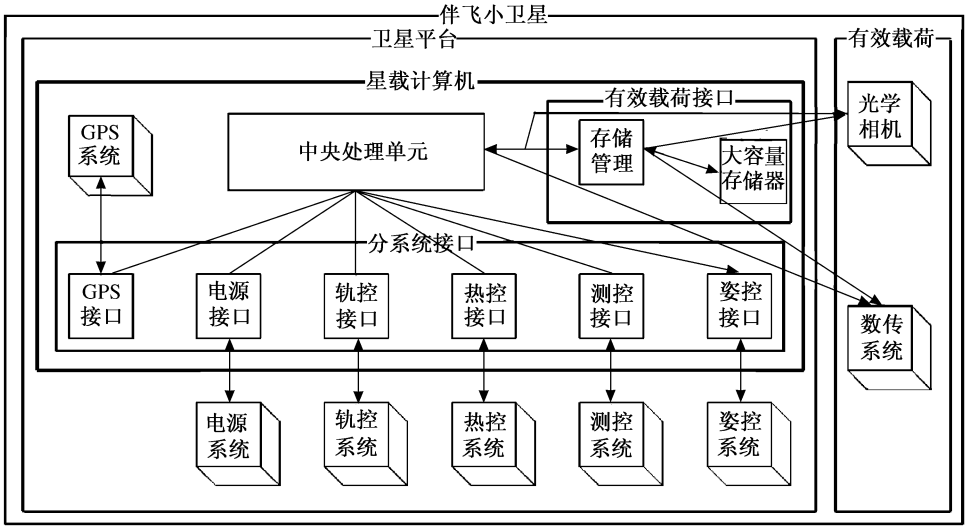


图 2 伴星的组成和体系结构

Fig. 2 Frame of the companion satellite

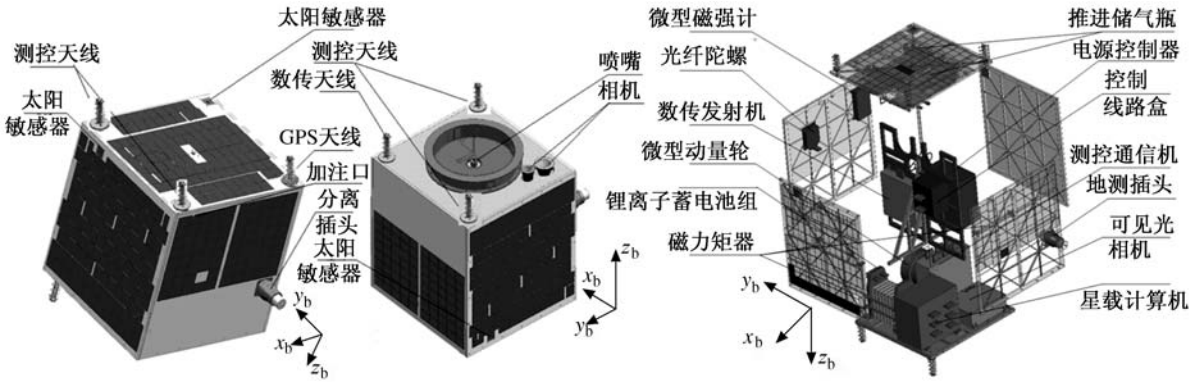


图 3 卫星外观和爆炸

Fig. 3 Configuration of the companion satellite

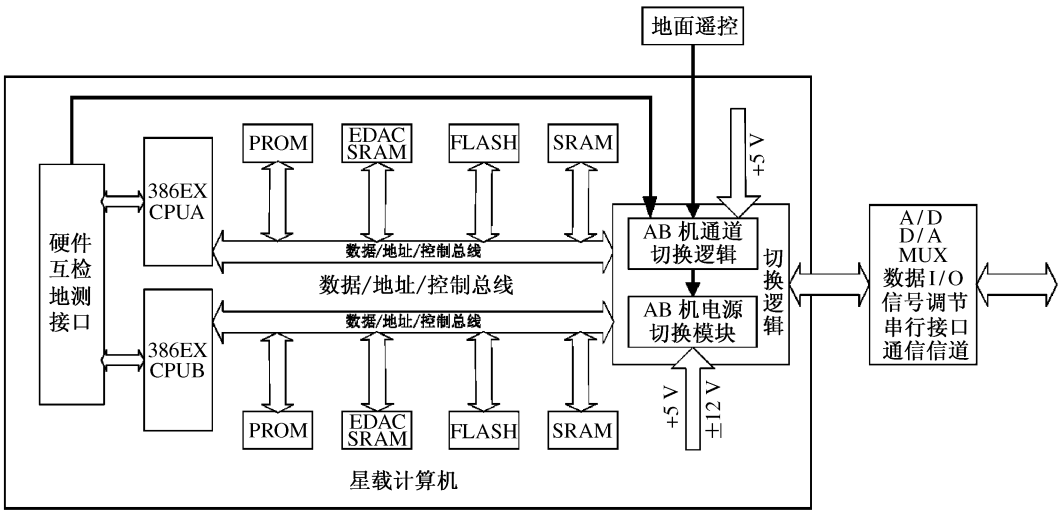


图 4 星载计算机体系结构

Fig. 4 Frame of the on-board computer

SZ-7 伴星锂离子蓄电池组相对于同等容量镉镍蓄电池和氢镍蓄电池重量的比较如表 1 所示. 此外, 伴星通过电源控制器对电池单体的状态检测和充放电优化设计, 实现对锂离子电池组的安全控制和智能保护.

表 1 伴星 10 A·h 电池组采用不同类型电池重量比较

Table 1 Weight comparasion of different 10 A·h batteries

电池类型 (蓄电池组)	重量/kg	占整星重量比例
锂离子	3.2	7.93%
镉镍	13.4	26.69%
氢镍	7.1	16.1%

3.4 星务管理设计

伴星采用集中管理方式, 中央控制 (CPU) 模块以 386EX CPU 为核心, 包括 PROM, SRAM (EDAC), E^2PROM 等单元共同构成高性能、高集成度的处理系统. 星载软件在星载计算机硬件的支持下集中完成星上综合信息处理、卫星飞行控制任务、姿态/轨道数据处理、有效载荷数据管理、遥测遥控数据管理、能源热控管理等任务. 星载计算机体系结构如图 4 所示.

3.5 姿控模块设计

伴星姿控模块使用的太阳敏感器、三轴磁强计、陀螺和动量轮、磁力矩器等单机均采用了微型化设计, 有针对性地采用的轻小型偏置/反作用两用轮, 提供卫星偏置动量稳定的同时, 还可工作在反作用轮方式, 通过主动磁控和轮控相结合完成姿态捕获和定向稳定任务.

除常规对地姿态定向外, 伴星还具备对飞船定向、变轨姿态机动和指向、对绕飞目标定向等多种指向功能. SZ-7 伴星姿态控制原理如图 5 所示. 伴星释放后期对飞船定向的三轴姿态指向精度 $3\sigma < 2°$, 姿态稳定度小于 0.1°/s.

3.6 轨控模块设计

目前卫星常用的推进系统有冷气、化学推进与电推进等[7]. 考虑小卫星体积、功耗有限以及目

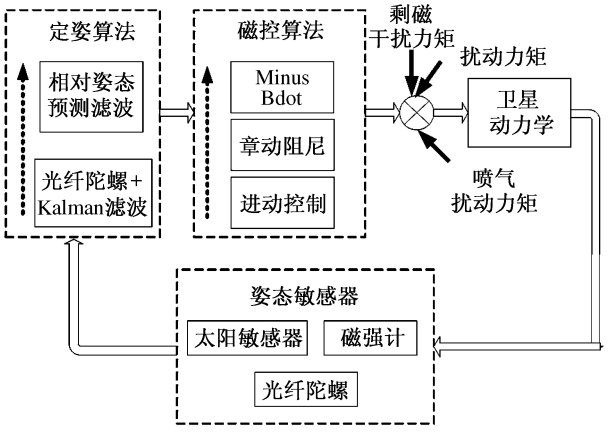


图 5 伴星姿态控制算法原理

Fig. 5 Diagram of the attitude control system

前微型推进器的技术成熟度, 伴星轨控推进模块采用以液氨为推进剂的微型推进器. 具有无污染、控制冲量小、成本低、结构简单、技术成熟, 适合微小卫星应用的优点. 轨控推进模块组成如图 6 所示, 由加排阀、过滤器、自锁阀、压力传感器、冷气推力器, 一套热控组件, 两个液氨储箱和温度传感器构成. 隔离阀打开后, 推进模块推力器根据总体的控制指令实现开启和关闭, 推进剂利用自身的饱和蒸气压, 通过推力器喷射出去实现轨道控制所需的推力.

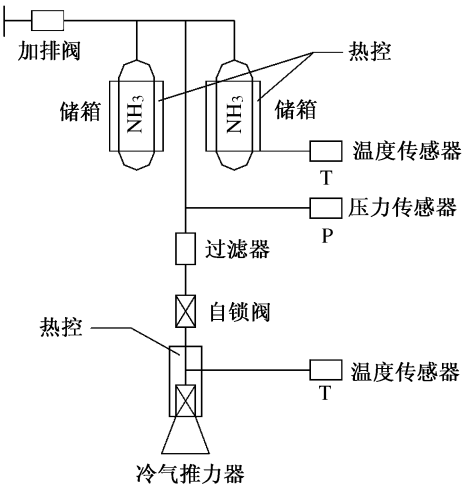


图 6 轨控推进模块原理

Fig. 6 Frame of the thruster

3.7 测控和数传设计

伴星安装有 USB 测控应答机, 采用统一 S 波段测控体制, 方便中国测控网对在轨伴星的统一测控管理. 上行码速率为 2000 bit/s, 下行码速率为 4000 bit/s, 其发射功率大于 0.3 W.

伴星上还安装有一台高速数传机, 发射功率大于 4 W, 数传速率可以达到 768 kbit/s, 用于将相机在轨拍摄的图像数据快速下传地面, 同时实现测控数传的互为备份功能.

4 伴星在轨试验

2008 年 9 月 25 日 SZ-7 伴星随飞船入轨, 截至 2008 年 12 月 25 日, 伴星已在轨运行 3 个月, 累计 1430 多轨, 顺利完成了待发段、上升段、随船飞行段、释放观测段、稳态飞行段、变轨试验段的飞行任务, 圆满实现了伴星在轨释放、对飞船照相观测和对轨道舱轨控绕飞的应用目标, 目前已转入长期管理阶段.

通过伴星遥测数据和图像数据综合分析, 伴星释放初期的技术试验情况概述如下.

4.1 在轨释放试验

伴星于 2008 年 9 月 27 日 19 时 24 分 45.455 秒在飞船飞行第 31 圈的智利圣地亚哥站测控弧段释放. 通过遥测数据得到的初始释放参数列于表 2.

表 2 初始释放遥测参数及设计值

Table 2 Initial take-off parameters of the companion satellite

	释放速度	释放姿态扰动/(°)·s^{-1}		
	/(m·s^{-1})	俯仰	滚动	偏航
任务指标	0.675 ± 0.015	< 1.2	< 1.0	< 0.8
遥测分析结果	0.670	1.0	0.79	0.34

根据伴星释放前飞船精密轨道和伴星释放后精密轨道分析, 伴星释放速度为 0.670 m/s, 伴星释放速度与设计值有非常好的一致性, 其释放速度精度优于 1%. SZ-7 伴星试验在中国首次实现了在大型航天器上释放微小卫星的技术, 为航天器入轨和快速响应航天任务提供了新的技术途径.

4.2 释放观测试验

伴星释放后 20 min 内对飞船姿态定向, 开展视频观测和拍照试验. 照相过程中伴星首先控制姿态跟踪并指向飞船, 伴星释放后姿态遥测曲线如图 7 和图 8 所示.

通过在轨遥测数据可以看出, 一方面伴星释放的姿态扰动较小, 同时姿态章动阻尼控制效果明显, 分离时 0.9°/s, 至跟踪结束时已减小至 0.2°/s 以下. 均为稳定拍摄飞船任务提供了前提保障.

相机为自动工作模式, 20 min 内获取 1680 幅图片, 共计约 105 MByte. 通过高速数传下传地面. 地面对图像数据进行解压还原, 所有图像均完整、正确. 宽、窄视场相机切换及帧频切换正常, 图像清晰, 视频还原正常 (见图 9 和图 10).

对于 8 位量化的探测器灰度值, 根据人眼对灰度为 40~170 范围内的细节信息分辨较高的特点, 伴星可见光相机定标时将主目标飞船的平均亮度值设置在 100 左右.

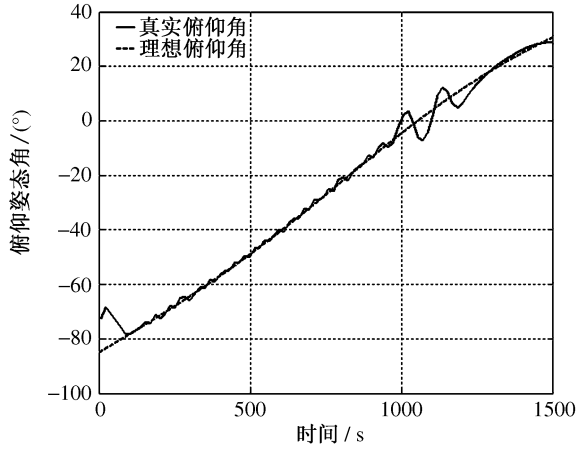


图 7 伴星释放后俯仰角跟踪目标情况

Fig. 7 Trajectory of the angle of pitching

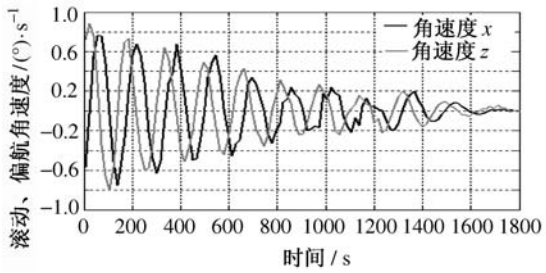


图 8 伴星释放后滚动、偏航角速度 (x, z) 遥测曲线

Fig. 8 Trajectory of the angle of roll and the angle of yaw

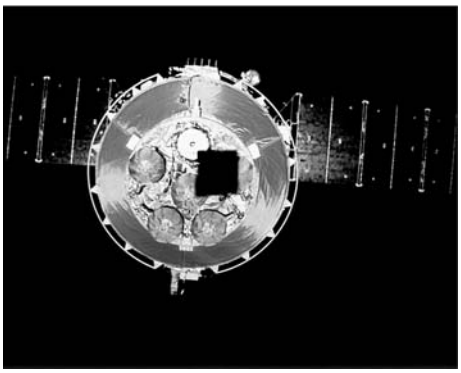


图 9 SZ-7 伴星在轨拍摄的飞船视频图片

Fig. 9 Photos taken by the companion satellite

根据飞船照片主体目标的直方图可以分析相机动态范围, 并对图像进行 DCT 变换, 计算刃边处 MTF, 结果如图 11 所示. 目标亮度与实际预期非常吻合, 平均灰度值为 100 左右 (去除伴星投影后约 100), 相机的动态范围很好地包含了目标主体 (飞船). 其 0.5 cycle/pixel 处 MTF 约为 0.2, 说明图像比较清晰.

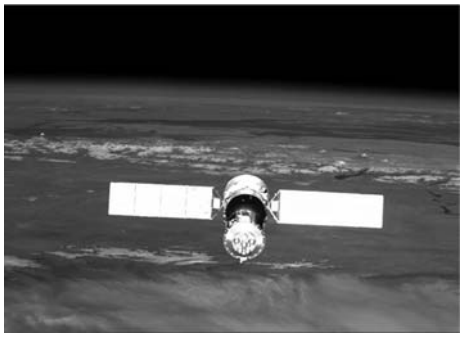


图 10 伴星窄视场相机拍摄图片 (相距约 200 m)

Fig. 10 Photos taken by the companion satellite camera

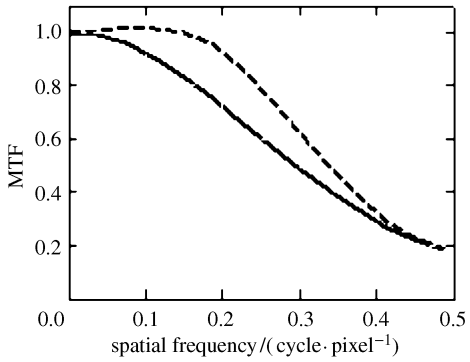


图 11 伴星相机 MTF (Modulation Transfer Function)

Fig. 11 MTF of the companion satellite camera

从伴星在轨拍摄的图片效果可见, 图片清晰, 相机动态范围设计合理, 覆盖了主要目标. 同时也说明伴星释放后姿态控制稳定, 指向控制正确, 星务计算机对相机模式控制正确, 数据存储和高速传输可靠, 系统联合工作, 有效保证了观测任务的圆满成功. 伴星首次开展的对载人飞船的多方位照相和视频观测技术, 为大型航天器在轨故障诊断和保障奠定了技术基础.

4.3 轨控伴飞试验

SZ-7 伴星释放后逐渐远离飞船, 航天员返回后开展轨控绕飞试验, 此时伴星飞行在轨道舱后下方约 400 多公里的共面轨道上.

考虑伴星推进模块的工作能力、地面对 SZ-7 飞船轨道舱的测定轨及轨道预报的精度限制等因素, 伴星变轨绕飞采用 “多天多次变轨, 逐步逼近绕飞” 的设计思路. 伴星首先进行一次试喷, 确定

储箱出口的推进剂状态, 对推进剂状态 (温度、压强) 预计进行. 开始变轨后, 轨控过程如图 12 所示.

伴星的轨控过程分为远距离接近、近距离逼近、形成绕飞、绕飞保持和绕飞远离 5 个阶段.

绕飞试验阶段共计完成 1 次试喷试验、6 次绕飞轨道控制和 1 次绕飞保持控制, 轨道控制精度在 10% 以内. 伴星绕飞轨道控制效果如图 13 所示. 图 13 中曲线表示了伴星相对轨道舱 (坐标原点) 的相对运动轨迹.

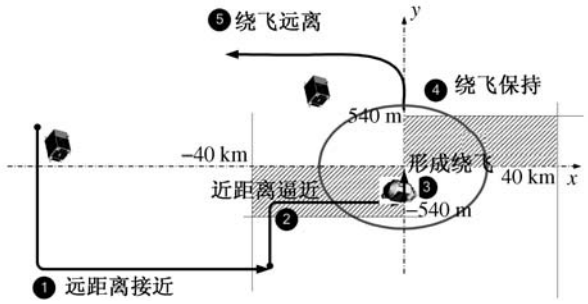


图 12 伴星轨控方案

Fig. 12 Orbit-control strategy of the companion satellite

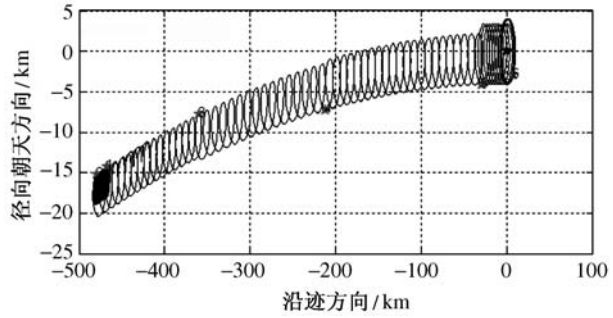


图 13 伴星绕飞轨道控制效果

Fig. 13 Relative motion trajectory of the companion satellite

表 3 伴星对轨道舱接近和绕飞试验结果

Table 3 Control results of orbit-control system

指标项目	设计值	试验结果	
		第一次形成绕飞	一次绕飞保持后
对轨道舱接近距离	< 8 km	最近约 2 km	径向平均 4 km
相对绕飞椭圆短半轴	3.8 km	3.838 km	3.794 km
连续绕飞时间	大于 3 个轨道周期	25 个轨道周期	70 个轨道周期

在 SZ-7 伴星相对轨道舱绕飞的伴随飞行试验任务中, 伴星轨道控制策略计算正确, 伴星轨道控制实施正常, 实现了伴星相对轨道舱绕飞的伴飞试验任务目标. 试验主要结果列于表 3.

SZ-7 伴星任务成功实现了对飞船轨道舱的绕飞技术试验, 绕飞时间最长达 100 多小时, 突破了微小卫星轨道机动对空间飞行器目标的接近、环绕飞行和保持等关键技术.

5 小结

SZ-7 伴随卫星试验首次实现了中国在载人航天器上释放微小卫星, 首次获得了航天器释放过程和载人飞船在轨飞行全景图像和视频, 首次突破了对空间目标的轨道接近和绕飞技术. 中国产三结 GaInP2/GaAs/Ge 高效太阳电池阵、锂离子蓄电池组、液氨推进、双镜头小型可见光相机、伴飞跟踪定向姿态控制等新技术的应用, 拓宽了未来空间科学与应用技术的发展领域, 为开发和利用太空资源奠定了技术基础, 提供了新的能力.

参考文献

[1] Zhu Zhengcai *et al*. The development of micro-satellite network and formation technologies. *Aerospace Shanghai*. 2004, **21**(6):46∼49. in Chinese (朱振才等. 微小卫星组网与编队技术的发展. 上海航天, 2004, **21**(6):46∼49)

[2] Kerstein L. The X-Mir Inspector Mission. 1995, IAF-95-T.3.02:1∼10

[3] Wilde D. The Inspector Family. 1995, IAF-95:1∼8

[4] Kerstein L. Free-Flyer Services on and Around the International Space Station. ESA SP-433, 1999. **2**:149∼155

[5] Yu Jinpei *et al*. The Technology and Application of Modern Microsatellites. Shanghai: Popular Science Press, 2004. 276∼283. in Chinese (余金培等. 现代小卫星技术与应用. 上海: 上海科学普及出版社, 2004. 276∼283)

[6] Clohessy W H, Wiltshire R S. Terminal guidance system for satellite rendezvous. *J. Aeros. Sci.*, 1960, **27**(5): 653∼674

[7] Hill G W. Researches in the lunar theory. *Amer. J. Math.*, 1878, **1**(1):5∼26

[8] Xi Xiaoning, Wang Qi. The Orbit Foundation Theory of the Earth Orbit Spacecraft. Changsha: National University of Defense Technology Press, 2003. 243∼250. in Chinese (郗晓宁, 王戚. 近地航天器轨道基础. 国防科技大学出版社, 2003. 243∼250)

[9] Wu Hanji *et al*. On-board propulsion technologies for micro/minisatellites. *Chin. J. Rocket Propul.*, 2006, **32**(3):40∼44. in Chinese (吴汉基等. 微小卫星的在轨推进技术. 火箭推进. 2006, **32**(3):40∼44)