



空间新技术试验卫星的研制

张晓峰^{*}, 李飞, 李津淞, 周衡, 刘鑒, 刘瑞, 李太杰, 丰正功, 徐东晓, 高扬, 贺俊旺, 刘硕, 毕幸子, 黄江江, 李天童, 朱晓钺, 王亚敏, 孟娜, 陈雯, 张永合^{*}

中国科学院微小卫星创新研究院, 上海 201304

^{*} E-mail: zhangxf@microsat.com; zhangyh@microsat.com

收稿日期: 2025-06-01; 接受日期: 2025-08-29; 网络版发表日期: 2025-12-16

国家重点研发计划(编号: 2022YFC2204300)资助项目

摘要 空间新技术试验卫星(SATech-01)作为“创新X”系列首发星, 通过众筹式研制模式集成20余家机构的16个跨领域载荷(涵盖天体物理、太阳物理等), 开创了新技术验证的新范式. 研制的新技术验证卫星平台具有接口丰富、柔性配置、动态集成的特点, 能够实现高精度对日、对地、惯性定向等多指向模式, 解决多载荷协同验证难题, 为新型载荷和新技术产品提供了宽适应、低成本、可重复利用的试验平台. 16个新技术载荷全部验证完成的同时, 还获得“全球首张宽视场X射线聚焦成像天图、我国首幅太阳过渡区图像、国际迄今最亮伽马暴、国产量子磁力仪首次全球磁场勘测”等多项科学成果. 未来将开展新技术载荷的征集, 通过“科学航班计划”每年提供多类型搭载服务, 为航天技术成果转化提供高效范式.

关键词 空间新技术试验卫星, 众筹式研制模式, 多载荷集成, 在轨验证

1 引言

新世纪以来, 随着航天科技、空间科学的迅猛发展以及未来空间产业的加速布局, 航天领域对新技术和新思想的探索欲望日益高涨. 卫星发射数量激增, 卫星的功能与性能也进入新的阶段, 对新技术的需求也越来越迫切. 新材料、新器件、新仪器也在实验室进入快速发展阶段, 亟需开展在轨验证.

空间新技术试验卫星^[1](SATech-01)是由中国科学院微小卫星创新研究院(微小卫星创新研究院)承研, 搭载了16项尖端科学有效载荷与新技术产品. 该卫星由中国科学院研发制作, 旨在通过“众筹”模式, 集合

多家科研机构的力量, 共同推进空间科学和技术的发展.

SATech-01卫星是“创新X”系列的首发星, 其研制遵循“经费自筹、风险自担、科学先行、过时不候”的原则. 这一创新模式使得基础研究能够更快地转化为实际应用, 推动了科研范式的变革. 卫星上的各个载荷设备由相关单位自筹经费、自主研发, 通过“众筹”而非国家项目经费开展卫星设计、制造等工作.

SATech-01卫星在轨运行期间, 取得了多项重要的科学和技术突破性成果. 包括国际首幅宽视场X射线聚焦成像天图、我国首幅太阳过渡区图像、国际迄今最亮伽马暴、国产量子磁力仪首次获得的全球磁场勘

引用格式: 张晓峰, 李飞, 李津淞, 等. 空间新技术试验卫星的研制. 中国科学: 技术科学, 2026, 56: 1853–1864

Zhang X F, Li F, Li J S, et al. Space advanced technology demonstration satellite development (in Chinese). Sci Sin Tech, 2026, 56: 1853–1864, doi: 10.1360/SST-2025-0120

测图。

龙虾眼宽视场X射线望远镜(LEIA)成功获得国际首幅宽视场X射线聚焦成像天图^[2,3], 观测视场达 340 deg^2 是同类仪器的100倍以上。其首次观测银河系中心天区时, 捕获了恒星级黑洞、中子星双星系统的X射线能谱及光变数据, 并捕捉到中子星X射线双星辐射增亮数倍的现象。

46.5 nm级紫外太阳成像仪(SUTRI)^[4], 是国际首台基于多层膜窄带滤光技术的46.5 nm太阳成像仪。SUTRI获得了我国首幅太阳过渡区图像, 其拍摄的图像清晰地显示了过渡区网络组织、活动区冕环系统、日珥和暗条、冕洞等结构, 并观测到50万度物质流动现象。这是人类近半个世纪来首次在该波段完成太阳完整成像。

同时, 高能爆发探索者(HEBS)^[5], 于北京时间2022年10月9日21时17分, 与我国慧眼卫星和高海拔宇宙线观测站同时探测到迄今最亮的伽马射线暴(GB 221009A)。根据HEBS的精确测量结果, 该伽马暴比以往人类观测到的最亮伽马射线暴还亮10倍以上, 这对于揭示伽马射线暴的起源和辐射机制具有重要意义。

此外, 国产量子磁力仪(CPT)^[6-8]通过多级套筒式伸展臂实现磁场矢量与姿态同步探测, 首次在轨获得全球磁场图, 测量噪声峰峰值小于0.1 nT, 标志着我国量子磁测技术的空间应用突破。

除了突破性科学成果, SATech-01卫星在技术验证上也取得了丰硕成果。卫星搭载的多功能一体化相机、全铝自由曲面相机、异构多核智能处理单元、可展收式辐射器和空间元器件辐射效应试验平台也都完成了在轨试验, 获得了满意的验证成果。

由中国科学院长春光学精密机械与物理研究所空间新技术部研制的多功能一体化相机, 首次采用基于共口径多出瞳光学系统新体制, 在轨实现了集可见光、长波红外、彩色微光于一体的空间光学遥感观测。相机于2022年9月24日开机, 成功取得首张 $170\text{ km} \times 42\text{ km}$ 大幅宽地面遥感图像, 探索了单台相机即可同时实现多谱段多模态遥感成像的新模式, 为我国未来高集成度一体化空间光学遥感载荷发展提供了技术储备^[1]。

中国科学院西安光学精密机械研究所研制的全铝自由曲面相机创新采用了“全铝光机”的新型构型^[9], 即光学镜片和机械结构都采用同一种铝合金材料, 替

代传统“玻璃镜片+选配结构”的光机构型模式。在轨成功拍摄了地物可见光全色图像, 成像幅宽和分辨率达标, 并在夜间星图探测中达到10.8星等灵敏度。

由中国科学院半导体研究所(半导体所)、中国科学院自动化研究所(自动化所)、微小卫星创新研究院及浙江大学航空航天学院空天信息技术研究所联合研制的异构多核智能处理单元也取得了首批成果。半导体所的低功耗边缘计算型智能遥感视觉芯片, 实现了遥感图像的高速智能化目标检测; 自动化所的通用智能系统验证了基于高速交换网络的异构多处理器模块化、弹性化硬件架构; 浙江大学的国产AI系统装载了细胞分割算法和飞机识别算法, 数据结果与地面孪生系统数据一致, 在功耗10 W条件下算力达到20 Tops, 验证了国产AI器件的在轨智能图像处理能力^[10]。

微小卫星创新研究院的可展收式辐射器成功在轨实现首次应用^[11], 辐射器执行机构已顺利完成六十余次展开和收拢动作, 连续五轨动态试验结果表明环路热管-可展收式辐射器集成系统在负载工作时段启动性能良好, 辐射器连续展开-收拢可实现散热能力在轨大范围调控。

中国科学院国家空间科学中心研制的空间元器件辐射效应试验平台载荷开机运行良好, 搭载的元器件在测试期间均工作正常。

中国科学院大连化学物理研究所的绿色凝胶HAN推进系统在空间新技术试验卫星上完成5次点火, 累计工作900 s, 成功升轨7.5 km, 验证了其高密度、环境友好及快速响应特性, 为载人航天和深空探测提供了新路径。

紧凑型氦氙霍尔效应电推进系统^[12], 由国科大杭州高等研究院、浙江省引力波精密测量重点实验室和新加坡南洋理工大学等离子体源与应用中心联合研制开发。我国使用的电推进发动机主要是以氙作为推进剂。而此次联合研制的新型霍尔推进器, 则是加入氦气, 使用氦气和氙气双工质的电推进飞行验证, 这在我国尚属首次。

科学与技术成果的涌现体现了我们对这颗卫星“创新X, 创新无极限”的定位, 卫星开创了新技术众筹模式的先河。这些新载荷、新技术产品都是各参与方自主投入的, 不少是“从0到1”的创新, 通过试验星将创新技术快速集成并飞行验证, 可以加快核心关键技术从基础研究到在轨应用的成果转化。其“快速迭代、开

放共享”的模式为未来空间任务提供了高效范式。同时, SUTRI的太阳观测数据将向全球开放, 推动太阳物理与空间天气研究合作。

本文针对SATech-01卫星的卫星平台、研制过程、研制模式等进行分析与总结。

2 空间新技术试验卫星平台

2.1 卫星平台总体设计

SATech-01卫星最显著的特点是“多载荷、多模式”, 与传统卫星载荷用于单一专用目标不同, SATech-01卫星以其多用途特征脱颖而出, 搭载了16个载荷, 涵盖天体物理学、太阳物理学、地球观测、空间环境监测等多个领域。为满足这些不同类型载荷的需求, 微小卫星创新研究院研制了能满足多需求的试验卫星平台。

卫星平台采用型谱化设计, 制定试验载荷接口规范, 选用高成熟度货架单机产品, 研制通用、可扩展的试验卫星平台; 平台研制周期短, 通过测试产品沿用、快速迭代、测试流程优化等技术管理创新, 实现1年的短周期快速研制。

卫星平台设计有多模式的探测能力, 能适应各类有效载荷的多样化观测需求, 主要指向方式分为4种: (1) 高精度对日指向; (2) 对地指向; (3) 惯性指向; (4) 载荷定标指向。

SATech-01的构型由载荷观测需求与平台指向模式共同确定, 如图1所示。表1给出了SATech-01卫星的主要技术指标。

SATech-01卫星由平台和有效载荷组成, 16个载荷分为科学探测、遥感、新型推进及新技术验证四种类型, 有效载荷开展了在轨测试, 取得了多项验证成果^[1~7]。卫星平台包括结构与机构、热控、姿轨控、星务、电源与总体电路、通信(包括测控、数传和短报文)6个分系统, 如图2所示。图3和4分别为平台内部产品状态和卫星帆板展开图。

2.2 结构与机构分系统

卫星平台主结构采用框架面板式结构, 如图5所示。主支撑框架由底框、竖杆、位于顶部的组合框架和运载接头组成, 该主支撑框架通过6块面板刚性连接, 形成完整的箱体。箱体将主支撑框架密封, 从而增

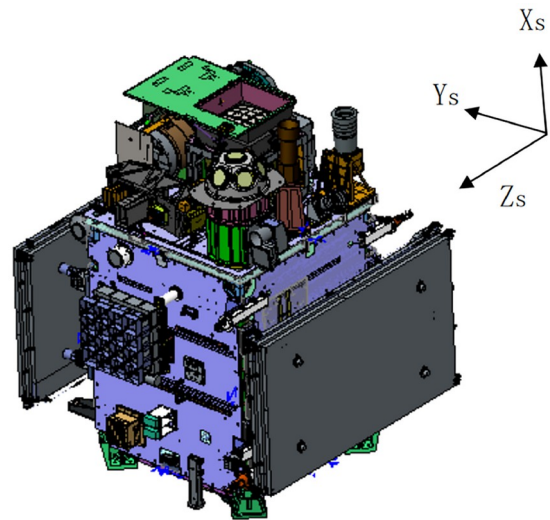


图1 (网络版彩图)空间新技术试验卫星构型

Figure 1 (Color online) Diagram of SATech-01 configurations.

表1 卫星平台主要技术参数

Table 1 Specifications of SATech-01 platform

技术指标	参数
平台重量	约360 kg
提供功率	717 W(峰值)
平台包络	发射状态: $\leq \phi 2250 \text{ mm} \times 2076 \text{ mm}$ 展开状态: $5886 \text{ mm (X)} \times 10578 \text{ mm (Y)} \times 1422 \text{ mm (Z)}$
母线电压	$30 \pm 0.5 \text{ V}$
姿态指向精度	优于 0.1°
姿控稳定度	优于 $0.003^\circ/\text{s}$
姿态机动能力	10 min机动 90°
测定轨精度	实时位置精度 $< 50 \text{ m}$ (三轴 1σ) 实时速度精度 $< 0.5 \text{ m/s}$ (三轴 1σ)
数传速率	$\geq 450 \text{ Mbps}$
数据存储容量	$\geq 2 \text{ Tb}$
轨道	500 km太阳同步轨道
寿命	设计2年

强其承载能力, 主支撑框架和箱体共同构成卫星的主承力结构, 承载并传递整星的纵向、横向和扭转载荷, 如图6所示。

卫星结构采用矩形框架面板式设计, 包括框架、杆架和6块侧板, 单机主要安装于6块侧板内外表面, 框架结构允许移去面板且便于总装集成, 可满足有效

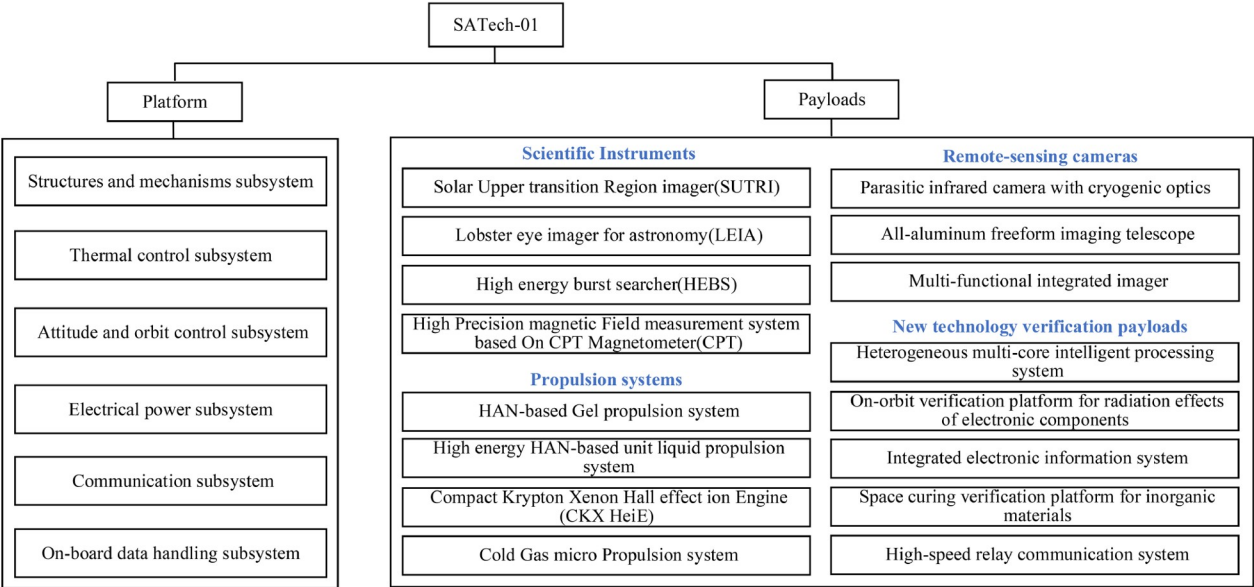


图 2 (网络版彩图)空间新技术试验卫星系统组成
Figure 2 (Color online) Product tree of SATech-01.

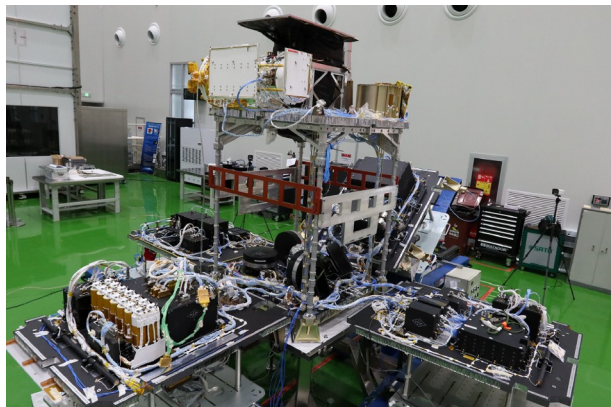


图 3 (网络版彩图)卫星平台内部
Figure 3 (Color online) Internal components of SATech-01 platform.

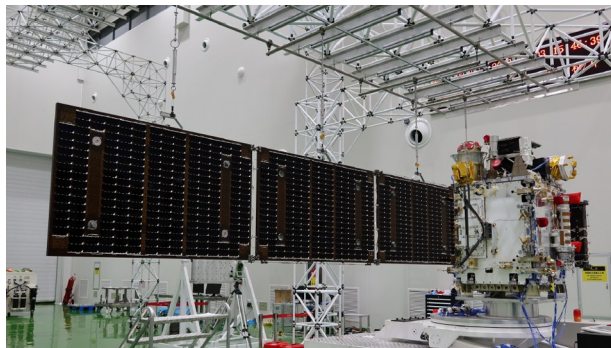


图 4 (网络版彩图)卫星帆板展开
Figure 4 (Color online) SATech-01 solar array deployment.

载荷研制与卫星集成的进度柔性匹配。为了方便有效载荷在研制阶段快速更换和维护,顶部面板采用开放式载荷模块化设计,用于安装有效载荷。卫星能源供应采用双对称折叠太阳翼,发射时太阳翼收拢折叠在卫星的 $\pm Y$ 侧板上,在轨时太阳翼沿 $\pm Y$ 方向展开,如图7所示。

SATech-01卫星与力箭一号火箭通过4个点式爆炸

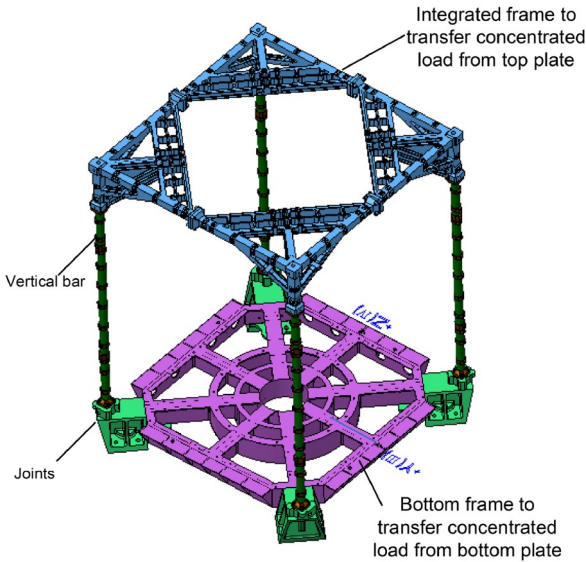


图 5 (网络版彩图)卫星主结构
Figure 5 (Color online) The main support frame of the SATech-01.

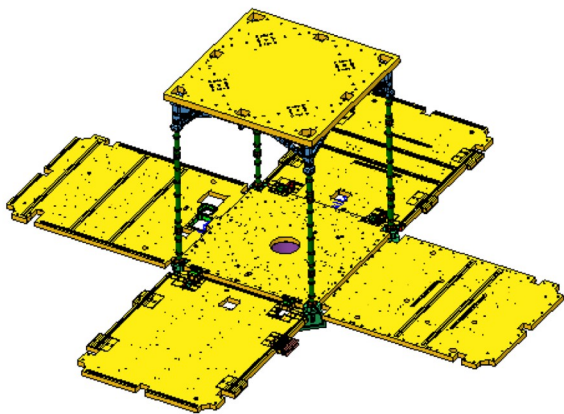


图 6 (网络版彩图)卫星结构展开
Figure 6 (Color online) Exploded diagram of SATech-01 mechanical structure.

螺栓连接, 连接点形成直径 ϕ 1090 mm的圆, 采用分离弹簧进行星箭分离.

2.3 热控分系统

针对SATech-01卫星轨道与姿态特点, 卫星 $\pm Y$ 面、 $\pm Z$ 面4块侧板采用了散热涂层, 其中直接面向太阳的 $-Z$ 侧板使用了玻璃型二次表面镜热控涂层. $-X$ 面底板单机通过侧板进行散热; $+X$ 面顶板为舱外载荷安装面, 温度波动不能过大, 因此不做散热面使用, 使用多层包覆. 针对蓄电池、星敏感器和推进系统等部组件, 通过主动热控、隔热安装以及多层隔热(multi-layer insulation, MLI)等方式进行热控; 卫星舱内单机采用高发射率涂层和热管实现设备间的热平衡.

根据有效载荷的功能特性和控温要求, 开展了卫星热控设计, 最重要的是对载荷在卫星上的安装位置进行精心布局. 光学载荷集中布置在卫星顶板上, 如表2所示, 通过对顶板分区温控实现热控的解耦设计,

表 2 有效载荷热接口
Table 2 Payload thermal layout design

有效载荷	安装位置	安装方式	独立控温
极紫外太阳成像仪、宽视场龙虾眼望远镜、HEBS、多功能一体化相机、全铝自由曲面相机	$+X$ 面顶板	隔热安装	是
CPT磁场测量系统、高能HAN基液体推进系统	$-Z$ 面侧板	隔热安装	是
寄生式红外感知相机	$+Y$ 面侧板	隔热安装	是
霍尔推进、无毒凝胶化HAN基推进	$-X$ 面底板	隔热安装	是
液化气冷气微推进系统、高速通信机	$+Z$ 面侧板	隔热安装	是

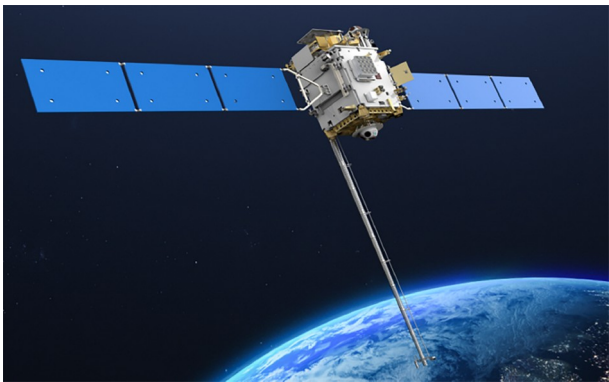


图 7 (网络版彩图)在轨状态示意图
Figure 7 (Color online) Diagram of SATech-01 (deployed).

使热弹性效应和温度梯度对载荷影响最小化; 载荷的电子学单机安装在侧板上, 与卫星平台设备协同设计以促进散热. 这种热布局方法提高了载荷与平台的适应性和协调性, 同时显著节省了热控开发时间和成本.

针对极紫外太阳成像仪、宽视场龙虾眼望远镜、HEBS、多功能一体化相机、寄生式红外感知相机等光学载荷, 采用精细化控温. 通过热管或导热结构将载荷探测器产生的热量高效传导至散热器. 将HEBS探测器穹顶舱与其电子学分开安装实现两者控温解耦, 实现了探测器高精度低温控制目标. 图8(a)展示了 $-Z$ 面侧板载荷的热实施最终状态.

针对大功率通信载荷热控需求, 设计了可展开自适应智能热控系统^[11](图8(b)). 该系统是为在25 min内散热高达200 W的通信载荷而专门开发, 并且集成了自适应热调节机制, 可与载荷实际工况智能匹配.

2.4 姿轨控分系统

姿轨控分系统的组成框图如图9所示, 采用了2台

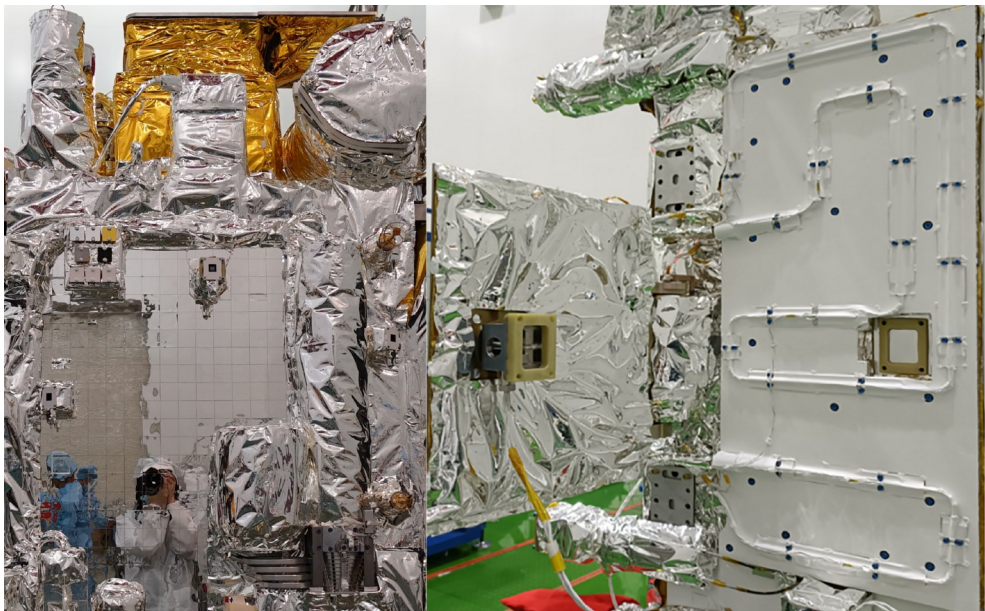


图 8 (网络版彩图) (a) -Z 侧板载荷热实施最终状态; (b) 可展开自适应智能热控制系统
Figure 8 (Color online) (a) Final thermal status of the -Z side payloads; (b) deployable and adaptive intelligent thermal control system.

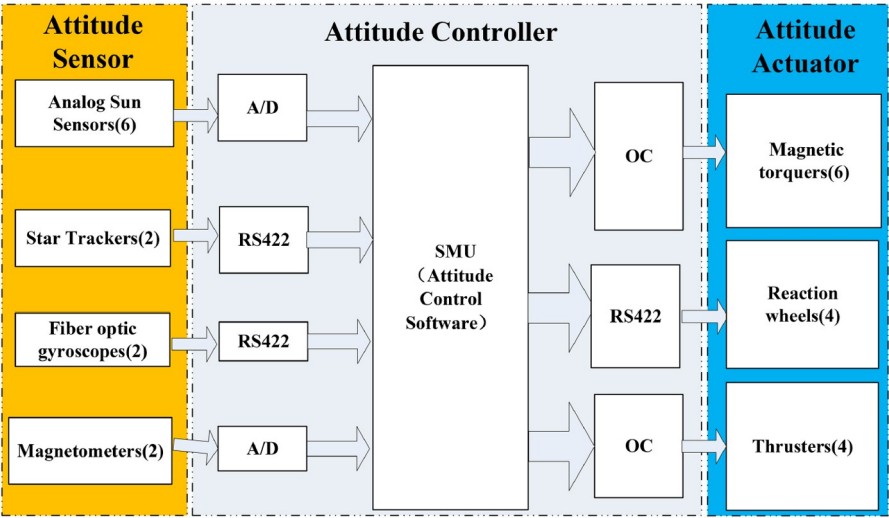


图 9 (网络版彩图)姿轨控分系统组成框图
Figure 9 (Color online) Block diagram of attitude and orbit control system.

星敏感器热备的形式, 以提高载荷任务期间星敏感器的可用率. 通过双星敏感器的数据融合, 并与陀螺组件数据进行扩展卡尔曼滤波(EKF)处理, 实现高精度姿态确定的指标要求. 陀螺组件采用两台三轴一体光纤陀螺组件热备进行高精度角速度测量, 可确保卫星姿态稳定度指标满足要求.

使用三轴磁强计, 实现地磁矢量的全天候测量, 磁

强计采用双探头的热备方式; 模拟太阳敏感器采用多探头的方式, 形成近全天球视场, 对太阳矢量进行测量. 三轴磁强计和模拟太阳敏感器组合进行粗定姿, 用以满足入轨捕获和安全模式的姿态确定需求.

采用反作用轮作为主要执行机构, 配置4台采用三正一斜安装的方式, 用于吸收入轨阶段的角动量, 并可满足在轨吸收空间干扰力矩和姿态机动的需求. 6根磁

力矩器用于对反作用轮进行动量卸载, 以及入轨阶段和安全模式的控制. 推力器可用于空间碎片规避和离轨轨道机动.

2.5 电源分系统

电源分系统由3部分组成: 太阳电池阵、锂电池组和电源控制器, 负责为整星提供能源, 电源系统架构图如图10所示. 卫星配置的太阳电池阵面积为 4.5 m^2 , 储能为总容量为101 Ah的高性能锂电池组. 电源系统采用基于顺序切换分流串联调节器(S4R)的稳压母线架构, 保障母线电压稳定在 $(30\pm0.5)\text{ V}$. 在卫星寿命末期, 电源系统可提供大于717 W的供电能力.

2.6 通信分系统

SATech-01卫星的通信系统包含三大模块: 测控模块、北斗短报文模块和数传模块. 测控模块采用扩频体制, 完成传统卫星遥测遥控功能; 北斗短报文模块利用北斗短报文功能, 将星上载荷重要观测信息近实时下传至地面; 数传模块存储星上载荷数据与卫星工程数据, 并通过相控阵与地面高速通信, 各模块主要技术指标见表3.

2.7 星务分系统

星务由两部分构成: 星务计算机(SMU)和GNSS模块. 星务计算机负责卫星平台与有效载荷任务的控制与指令管理, 其承担多种功能, 如卫星飞行管理、姿态与轨道控制、遥测控制、电源与热控管理、任务模式及载荷管理等, 星务命令和控制接口通道如表4所示. GNSS模块负责为卫星提供精确的定位、定轨数据和时间信息.

2.8 卫星平台与有效载荷接口设计

2.8.1 机械接口

有效载荷与平台的机械接口主要由卫星顶底板与4块侧板提供. 平台与有效载荷的连接方式为螺栓紧固, 由平台提供连接螺纹孔. 此接口形式便于有效载荷的拆装, 其拆装过程不需要打开有效载荷或平台.

平台为有效载荷的安装提供了平坦的铝蒙皮表面. 有效载荷和平台之间接口尺寸的保证由有效载荷负责, 安装螺栓及工具由有效载荷方提供. 详细接口包括刚度、尺寸、包络、平面度、平行度、安装基准

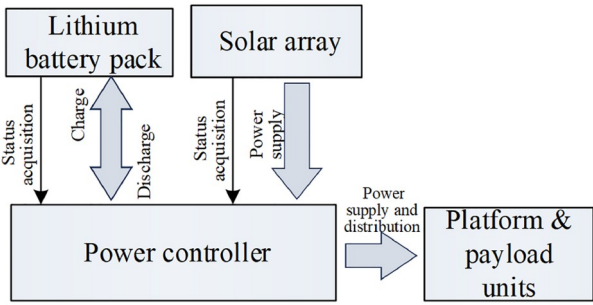


图 10 电源分系统架构图
Figure 10 Block diagram of electrical power subsystem.

表 3 通信系统主要技术参数
Table 3 Specifications of communication subsystem

模块	技术指标	参数
测控	测控体制	双向非相干扩频
	频段	X 频段
	遥控码速率	4000 bps
	遥测码速率	16384 bps
北斗短报文	调制	扩频通信
	频段	L 频段
	信息速率	400 bps
数传	调制	QPSK
	频段	X 频段
	信息速率	450 Mbps
	扫描范围	旋转角度: $\pm 360^\circ$ 偏轴角: $\pm 67^\circ$

表 4 星务命令和控制接口通道
Table 4 SMU communication interface

接口	通道
模拟量	101 + 225
OC 输出	91
OC 输入	4
通用异步接口(UART-422)	30
同步串口(SSI)	4
秒脉冲(PPS)	2
CAN 总线	2

等均在接口数据单中详细定义.
在研制过程中, 如果载荷自身接口变化后, 采用接口转接方式与卫星平台固定, 不单独更改平台接口.

2.8.2 热接口

卫星平台为有效载荷提供必要的测温通道和有效载荷主动热控回路。

各个载荷的接口根据需要, 采用导热或隔热设计方式。

2.8.3 电接口

卫星平台为有效载荷分别提供30, 12, 5 V供电接口, 其他类型供电由载荷自身设计保证。电接口设计在接口数据单中详细定义。

为保证整星供电的可靠性和安全性, 卫星总体在研制过程中对所有载荷的供电电路开展了供配电复查。复查内容包括功率继电器/半导体场效应晶体管(MOS管)过流能力、短路保护、降额等级等。

2.8.4 通信与指令接口

卫星与有效载荷的通信与指令通过星务计算机来实现, 接口包括有效载荷状态遥测和遥控指令接口、系统总线(CAN)接口、星上时统的秒脉冲接口(PPS)、通信的异步串口等。

3 研制过程概述

3.1 研制流程设计

卫星系统的研制流程大致可以分为方案、初样和正样3个阶段。方案阶段开展方案包括方案论证、方案设计、方案研制、关键技术验证等; 初样阶段开展系统、分系统和设备的详细设计、制造、组装、总装、

测试和鉴定试验等, 验证完整的接口、功能、性能指标要求和环境适应性等。正样阶段开展正样设计, 飞行产品的研制、组装、总装、测试和验收试验等。

SATech-01卫星于2021年2月立项, 计划一年内完成研制任务, 而且星上搭载的各载荷均为新状态、新技术、新产品, 为此对卫星系统的研制流程进行了优化和创新, 采用分层研制的策略, 卫星研制流程图如图11所示。卫星系统则分为方案和正样两个研制阶段, 方案阶段开展卫星的需求分析和方案设计, 正样阶段研制卫星飞行件。在平台层, 为确保卫星系统的研制质量要求及进度要求, SATech-01卫星平台选用有飞行经历验证的成熟产品, 从方案阶段跳过初样直接进入正样研制, 提高研制效率。有效载荷层则根据各自的技术状态、产品成熟度、研制进度等分为方案阶段、关键技术验证阶段、正样研制3个阶段。方案阶段提出对卫星的需求, 确定接口, 并开展有效的载荷方案设计; 成熟度较低的载荷研制电性件或鉴定件, 开展关键技术的验证或产品的鉴定; 正样阶段则要求全部载荷在研制过程中完成产品功能、性能测试, 经历完整的环境试验。

卫星方案阶段的需求分析围绕各个载荷展开, 逐个梳理各个载荷的需求, 涵盖载荷对卫星系统的试验或观测需求、指向需求以及与卫星平台的接口需求等, 其中接口主要包括机、电、热接口以及数据信息接口等。同时为确保研制质量和进度, 尽量简化了有效载荷与卫星平台之间的接口, 数据通信采用RS422或者CAN接口, 以及部分模拟或数字信号接口。

为提高卫星系统的可靠性, 加快研制进度, 卫星系

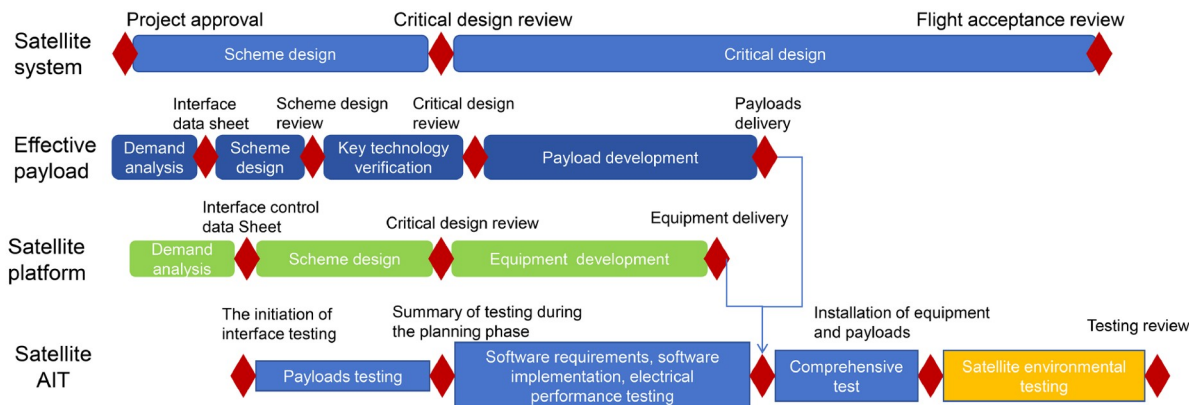


图 11 (网络版彩图) 卫星研制流程

Figure 11 (Color online) Satellite development process.

统设计与研制中重点开展了两方面的工作: 一是卫星平台单机选型与生产, 优选具有飞行经历的成熟单机产品, 部分搭载的平台单机均作为备份手段; 二是加强卫星系统的技术抓总, 针对多数有效载荷团队的卫星工程经验不多, 卫星系统加强了与有效载荷的沟通与协作, 推动有效载荷的工程化研制工作, 保障载荷产品做到按时如期交付。

SATech-01 卫星研制过程中的重要部分, 除环境试验外, 新技术试验卫星还安排了针对性的专项试验, 对新技术或产品进行功能、性能和环境适应性的验证, 降低技术风险。特别是力学试验, 为验证星箭接口及力学特性, 专门改造了一颗结构星, 完成了与运载火箭的对接与测试。

3.2 研制过程概述

2021年2月, 卫星系统经过1个月左右时间开展了40余次线上线下对接, 完成了16台套有效载荷的需求梳理和接口对接, 确定了SATech-01卫星的设计基线。

2021年3月, 卫星系统先后组织完成了有效载荷的方案设计评审, 同时开展卫星系统的方案设计和初步仿真分析。

2021年4月1日, 卫星系统通过了方案设计评审, 并在4月完成了卫星各分系统的设计和全部平台单机的正样设计和投产工作。

2021年5月, 卫星系统快速开展了星上软件的研制, 并搭建了卫星综合测试系统。同时为了便于配合完成有效载荷的接口对接和载荷测试, 卫星系统借用

其他项目的星务计算机开展接口的适应性改造。6月, 采用改造后的星务计算机配合星上软件完成了与有效载荷电性件/鉴定件的接口测试和部分功能测试。

2021年6月11日, SATech-01 卫星通过正样设计评审, 转入正样研制阶段。在历时近9个月的正样研制过程中, 卫星各分系统经过产品研制和测试; 整星进行了卫星的桌面综合测试、卫星总装集成、整星环境试验、卫星与各大系统的对接测试等。2022年2月, 新技术试验星完成了正样阶段的全部研制与试验。卫星系统正样阶段技术流程如图12所示。

2022年3月15日, SATech-01 卫星通过整星出厂评审。7月22日, 卫星搭载力箭一号运载成功发射。

4 新技术验证研制模式

4.1 研制范式

航天技术与空间科学的快速发展催生了科研机构对在轨技术验证的爆发式需求, 而传统专星专用模式因任务单一性、周期长(36~48个月)和成本高(单星研制成本超亿元)的固有缺陷, 已难以满足多学科交叉创新需求。SATech-01 卫星在研制初期, 面对20余家科研机构研制的新技术载荷验证需求, 同时面临研制经费和进度的压力, 在此背景下, 创新性提出基于开放共享理念的众筹式卫星研制模式应运而生, 通过集成多源载荷、构建动态化平台及创新管理体系, 有效破解了空间验证资源稀缺的难题。

依托“力箭一号”运载火箭首飞工程实施的“创新

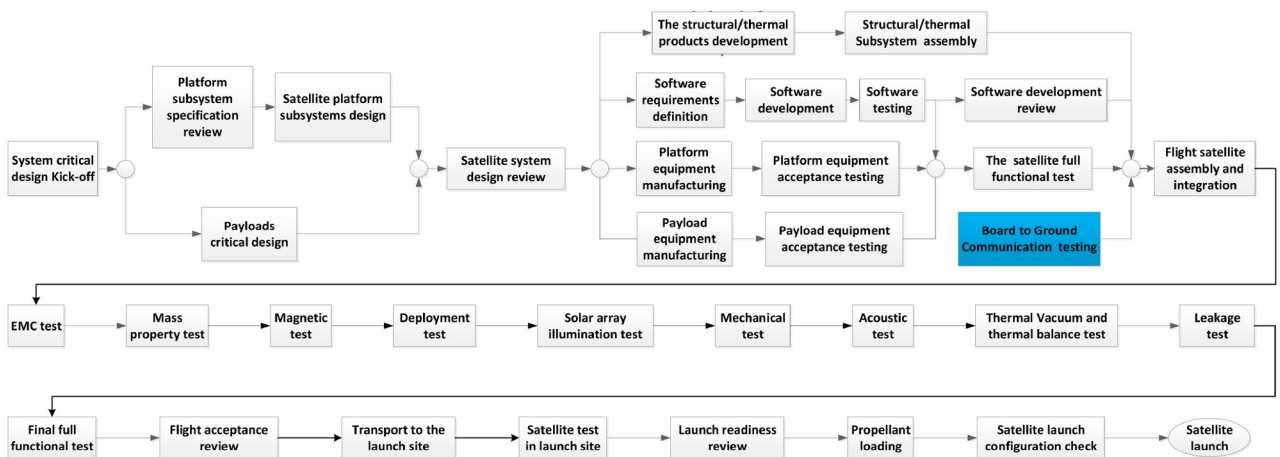


图 12 (网络版彩图) 卫星正样研制流程

Figure 12 (Color online) Flight satellite development process.

X”卫星项目, 突破了传统航天工程的组织边界, 构建了“项目众筹-资源聚合-效能共享”的新型研制范式, 成功实现了16项跨领域新型载荷的在轨验证。

针对多载荷集成、研制周期压缩及跨团队协作等核心挑战, 研制团队实施了系统性创新。

(1) 构建标准化接口体系: 制定涵盖机械、电气、热控及数据的全维度接口规范, 开发支持RS422/1553B/CAN协议转换的多模态智能转换模块, 实现标准平台与定制化载荷的即插即用, 兼容性大幅提升。

(2) 动态化集成设计: 基于动态可重构的系统架构设计, 采用模块化开放结构载荷舱及通用化可互换接口, 实现载荷即插即验(plug-and-test), 动态集成。除电接口外, 载荷集成装配也针对多载荷交付时间不一致、载荷返厂修复等问题, 采用了多载荷解耦设计实现载荷装配的灵活。

(3) 全流程风险管理: 建立基于贝叶斯网络的载荷成熟度分级模型, 实施三级失效模式及后果分析(FMEA)分析(设计FMEA、过程FMEA、系统FMEA), 关键风险项闭环管控率达100%。

(4) 敏捷工程实践: 采用数字孪生驱动、模块化并行测试等方法, 将传统的36个月研制周期压缩至12个月, 测试效率提升40%。

SATech-01卫星的研制表明, 该模式显著提升了空间验证效率: 16项技术全部完成在轨验证, 其中12项参数达到国际先进水平。这种众筹式、航班化的空间验证新范式, 不仅为前沿技术提供了高效验证通道, 更形成了“基础研究-技术开发-工程应用”的创新闭环, 对推动航天技术成果转化具有重要的示范意义。

未来将进一步优化动态集成平台的可重构能力, 拓展在轨自主任务调度、智能能源管理等关键技术, 持续完善多用户协同的航天创新生态体系。

4.2 载荷需求管理

新技术验证以需求为中心, 在卫星方案设计阶段, 按规范明确各个载荷的观测需求、任务需求和工程需求, 卫星总体依据载荷需求对平台能力进行评估与论证。

4.2.1 观测需求

卫星载荷的观测需求是科学任务的核心驱动要素, 需基于科学目标转化为可量化、可验证的技术参

数体系。其构建需覆盖探测对象、性能指标、环境适应性和数据质量等维度。

4.2.2 任务需求

卫星载荷的任务需求是连接科学目标与工程实现的桥梁, 需将任务目标转化为可操作的约束条件和性能规范。其构建需涵盖任务场景、运行模式、数据传输、系统协同、全周期保障等维度。

4.2.3 工程需求

卫星工程需求是指导卫星系统设计与实施的技术约束和实现规范, 需统筹科学目标、任务场景与工程可行性, 涵盖系统架构、可靠性、接口协调、验证测试等全要素。

该需求管理体系实现全生命周期追溯, 确保每个顶层需求可向下分解, 需求验证闭环率达到100%, 通过建立参数关联矩阵, 实现科学指标(如探测灵敏度)与工程参数(如探测器冷却温度)的动态映射, 为后续型号迭代提供数据支撑。

4.3 新技术载荷研制规范

4.3.1 接口规范

为保证在部装、总装、测试、发射和在轨运行期间有效载荷与卫星平台之间的协调性, 提高研制效率, 卫星系统制定了有效载荷的接口规范, 涵盖机械接口、热接口、电气接口和信号接口等。

机械接口包括有效载荷构型、尺寸、质量特性、结构设计、连接设计、安装基准、吊装要求、可靠性、安全性要求等。

热接口设计要求包括温度接口、热控接口、热设计要求、测点要求等。

电气接口包括供电接口、接地设计、电搭接、电缆设计与布局、电连接器、剩磁设计、电磁兼容性设计、潜通路设计要求等。

信号接口包括总线、模拟信号、数字信号、射频信号接口等。

研制过程中, 卫星向有效载荷下发了《SATech-01卫星CAN总线应用约定》《SATech-01卫星广播数据格式》《SATech-01卫星RS422串行总线协议》等接口规范文件, 有效载荷在设计和建造时遵守全部接口规范要求。

4.3.2 试验规范

有效载荷承制方须向卫星总体单位提交符合质量鉴定状态的开发、设计与验证文档及成品数据包, 确保交付产品满足全维度验证要求。验证体系须涵盖性能验证测试、健康检查测试、力学试验、热试验等强制性试验项目, 测试方案需经卫星总体单位技术确认。

(1) 性能验证测试: 连续运行 ≥ 120 h, 覆盖所有工作模式、科学载荷标定序列及冗余路径切换验证。

(2) 健康检查测试: 聚焦关键功验证(指令响应、数传链路、电源管理), 测试周期 ≤ 24 h。

(3) 力学试验: 包括正弦振动试验、随机振动试验、噪声试验、冲击试验等。研制有鉴定件并通过鉴定试验的有效载荷在正样时按验收级完成力学试验; 没有鉴定件的有效载荷正样件需按准鉴定级开展力学试验。

(4) 热真空试验: 在真空和一定温度交变环境下验证有效载荷的功能和性能。

(5) 热循环试验: 在预设的高低温交替的试验环境中验证有效载荷的可靠性。

4.3.3 故障隔离

有效载荷供电短路引起的电源故障是影响卫星可

靠性与寿命的致命性故障。因此对有效载荷输出至电源入口段的接口可靠性, 在设计中采取了故障隔离的对策措施。可靠性设计与故障对策采取了故障隔离保护电路的设计措施, 并针对不同的负载特性及负载电流大小, 进行不同的措施, 确保有效载荷故障时不影响整星的安全。

5 总结与展望

SATech-01卫星取得的丰硕科技成果, 为后续“航班式”搭载模式奠定了坚实基础。基于“创新 X”首发星的实践经验与成果, 研究团队持续探索空间科学探索与技术验证新范式, 研制“创新 X”系列科学试验卫星。为解决该系列卫星的发射服务问题, 微小卫星创新研究院联合中科宇航技术股份有限公司创新性地提出“科学航班计划”。该计划面向全球征集具有在轨验证需求的新型载荷与产品, 依托“力箭”运载火箭的发射资源, 每年提供3种规格的搭载服务, 具体包括50 kg级科学微纳卫星、100 kg级科学微小卫星以及600 kg级科学试验卫星, 旨在为全球科学家、科研机构、高校及空间企业提供全链条的卫星搭载解决方案。

致谢 SATech-01卫星在研制与运行得到中科宇航技术股份有限公司、浙江天链测控技术有限公司的大力支持, 在此深表谢忱。

参考文献

- 1 Zhang X F, Chen W, Zhu X C, et al. Space advanced technology demonstration satellite. *Sci China Tech Sci*, 2024, 67: 240–258
- 2 Zhang C, Ling Z X, Sun X J, et al. First wide field-of-view X-ray observations by a lobster-eye focusing telescope in orbit. *Astrophys J Lett*, 2022, 941: L2
- 3 Ling Z X, Sun X J, Zhang C, et al. The lobster eye imager for astronomy onboard the SATech-01 satellite. *Res Astron Astrophys*, 2023, 23: 095007
- 4 Bai X, Tian H, Deng Y, et al. The solar upper transition region imager (SUTRI) onboard the SATech-01 satellite. *Res Astron Astrophys*, 2023, 23: 065014
- 5 Zhang D, Zheng C, Liu J, et al. The performance of SiPM-based gamma-ray detector (GRD) of GECAM-C. *Nucl Instruments Methods Phys Res Sect A*, 2023, 1056: 168586
- 6 Xue H, Song W, Zhao H, et al. High-precision magnetic field measurement system based on a coherent population trapping magnetometer onboard the SATech-01 satellite. *Sci China Tech Sci*, 2025, 68: 1220601
- 7 Tang Y, Chen K, Liu J, et al. Five-meter nonmagnetic telescopic tubular mast: Design, test, and on-orbit application. *Space Sci Technol*, 2024, 4: 0171
- 8 Sang P, Liu W, Cao Y, et al. Research on precise attitude measurement technology for satellite extension booms based on the star tracker.

- [Sensors](#), 2024, 24: 6671
- 9 Gao R, Li J, Wang P, et al. The opto-mechanical-thermal coupling analysis and verification of an all-aluminum freeform imaging telescope. [Symmetry](#), 2022, 14: 2391
- 10 Shi Q. On-orbit deep learning-based object detection for visible satellite images (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2023 [施琦. 基于深度学习的可见光遥感图像在轨目标识别技术研究. 博士学位论文. 北京: 中国科学院大学, 2023]
- 11 Liu L, Zhang X, Liang H, et al. Deployable and self adaptive system of intelligent thermal control of a micro satellite. In: Proceedings of the 2022 International Conference on Sensing, Measurement & Data Analytics in the Era of Artificial Intelligence (ICSMD). Harbin, 2022. 1–6
- 12 Lu S, Luo W, Long J, et al. Numerical simulation optimization of neutral flow dynamics in low-power Hall thruster. [Results Phys](#), 2023, 46: 106268

Space advanced technology demonstration satellite development

ZHANG XiaoFeng, LI Fei, LI JinSong, ZHOU Heng, LIU Liu, LIU Rui, LI TaiJie, FENG ZhengGong, XU DongXiao, GAO Yang, HE JunWang, LIU Shuo, BI XingZi, HUANG JiangJiang, LI TianTong, ZHU XiaoCheng, WANG YaMin, MEMG Na, CHEN Wen & ZHANG YongHe

Institute of Microsatellite Innovation, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201304, China

The space advanced technology demonstration satellite (SATech-01), as the first satellite of the “Innovation X” series, integrated 16 cross-domain payloads (covering astrophysics, solar physics) from more than 20 institutions through a crowdfunding-based development model. This pioneering approach sets a new paradigm for the verification of new technologies. The newly developed technology verification satellite platform features rich interfaces, flexible configuration, and dynamic integration. It can achieve high-precision multi-directional modes such as sun alignment, earth alignment, and inertial orientation, solve the problem of multi-payload collaborative verification; and provide a wide-adaptability, low-cost and reusable test platform for new payloads and new technology products. All 16 new technology payloads have been successfully verified. At the same time, multiple scientific achievements have been obtained, including the world’s first wide-field X-ray focused imaging sky map, China’s first image of the solar transition region, the world’s brightest gamma-ray burst to date, and the first global magnetic field survey by a domestic quantum magnetometer. In the future, the collection of new technology payloads will be carried out. Through the “Science Flight Program”, various types of carrying services will be provided annually to offer an efficient model for the transformation of aerospace technology achievements.

space advanced technology demonstration satellite, crowdfunding research and development mode, multi-payload integration, in-orbit verification

doi: [10.1360/SST-2025-0120](https://doi.org/10.1360/SST-2025-0120)