



# 航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

——· 中文核心期刊 中国科技核心期刊

## “天基红外系统”高轨卫星构型分析与启示

姜云彬 赵华 郝刚刚 陈恩涛 洪斌 薛宏伟 周辉

### Configuration analysis and enlightenment of high orbit satellite in the Space-Based Infrared System

JIANG Yunbin, ZHAO Hua, HAO Ganggang, CHEN Entao, HONG Bin, XUE Hongwei, ZHOU Hui

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2022104>

#### 您可能感兴趣的其他文章

##### Articles you may be interested in

##### 光学遥感卫星杂散光扫描测试系统测控设计

Design of measurement and control for stray light scanning test system of optical remote sensing satellite  
航天器环境工程. 2017, 34(2): 195–201 <https://doi.org/10.12126/see.2017.02.015>

##### 反射式紫外天基单镜计算成像系统设计

Computational imaging system of single mirror for space solar ultraviolet observation  
航天器环境工程. 2021, 38(2): 193–199 <https://doi.org/10.12126/see.2021.02.013>

##### 天基轻气炮发射清除低轨碎片方案及关键技术分析

Analysis of LEO debris removal by space-based light gas gun and key technologies  
航天器环境工程. 2018, 35(1): 32–36 <https://doi.org/10.12126/see.2018.01.006>

##### 天基激光驱动空间碎片降轨效果仿真研究

Simulation of space debris de-orbiting by space-based laser ablation  
航天器环境工程. 2018, 35(3): 217–222 <https://doi.org/10.12126/see.2018.03.003>

##### 典型星载遥感器光学系统总剂量效应防护方法与设计

Protection method for total dose effect on the optical system of typical satellite remote sensor and related design  
航天器环境工程. 2018, 35(4): 371–376 <https://doi.org/10.12126/see.2018.04.011>

##### 我国遥感卫星系统发展进阶路径探讨

The development path of remote sensing satellite system in China  
航天器环境工程. 2021, 38(1): 100–105 <https://doi.org/10.12126/see.2021.01.016>

# “天基红外系统”高轨卫星构型分析与启示

姜云彬, 赵华\*, 郝刚刚, 陈恩涛, 洪斌, 薛宏伟, 周辉

(中国空间技术研究院 遥感卫星总体部, 北京 100094)

**摘要:** “天基红外系统”(SBIRS)是美国空军为取代“国防支援计划”(DSP)预警卫星而设计部署的后续新型导弹预警卫星系统,用于支持导弹预警、导弹防御和作战空间感知等领域,是美国战略战术作战与防御系统的重要组成部分,对国防军事领域具有关键支撑作用。文章根据公开资料,在对SBIRS GEO-3卫星的任务、技术指标和总体能力进行分析的基础上,对其构型设计与特点以及应用的新技术等进行分析 and 总结,以期为我国的高轨遥感卫星构型设计提供启示。

**关键词:** 光学遥感卫星; 天基红外系统; 构型分析; 设计启示

中图分类号: V423.4<sup>+1</sup>

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2023)02-0203-10

DOI: [10.12126/see.2022104](https://doi.org/10.12126/see.2022104)

## Configuration analysis and enlightenment of high orbit satellite in the Space-Based Infrared System

JIANG Yunbin, ZHAO Hua\*, HAO Ganggang, CHEN Entao, HONG Bin, XUE Hongwei, ZHOU Hui

(Institute of Remote Sensing Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

**Abstract:** The Space-Based Infrared System (SBIRS) is a follow-up new missile early warning satellite system designed and deployed by the US Air Force to replace the Defense Support Program (DSP) early warning satellite. It is used to support fields such as missile early warning, missile defense, and battlefield awareness. It is an important part of the US strategic, tactical operations, and defense system, and plays a key role in national defense and military affairs. According to public information and based on the analysis of the mission, technical specifications, general capabilities of the SBIRS GEO-3 satellite, this paper analyzes and summarizes the configuration design, characteristics, and new technological applications of GEO-3 satellite, with an expectation to provide enlightenment for the design of high orbit remote sensing satellites in China.

**Keywords:** optical remote sensing satellite; Space-Based Infrared System; configuration analysis; enlightenment for design

收稿日期: 2022-09-30; 修回日期: 2023-03-25

**引用格式:** 姜云彬, 赵华, 郝刚刚, 等. “天基红外系统”高轨卫星构型分析与启示[J]. 航天器环境工程, 2023, 40(2): 203-212  
JIANG Y B, ZHAO H, HAO G G, et al. Configuration analysis and enlightenment of high orbit satellite in the Space-Based Infrared System[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2023, 40(2): 203-212

## 0 引言

“天基红外系统”(Space-Based Infrared System, SBIRS)是美国空军为取代“国防支援计划”(Defense Support Program, DSP)预警卫星而设计部署的后续新型卫星系统。该系统由低轨道卫星星座(SBIRS Low, 后来被重新命名为空间目标跟踪和监视系统, 即 STSS)及高轨道卫星星座(SBIRS GEO 和 SBIRS HEO)组成, 并可联动“国防支援计划”预警卫星, 以支持导弹预警、导弹防御、作战空间感知和技术情报收集任务<sup>[1-3]</sup>。

SBIRS 的高轨卫星系统由洛克希德·马丁(洛马)公司负责研制, 卫星平台采用洛马 A2100M 平台, 有效载荷采用诺斯罗普·格鲁曼公司的红外相机。截至目前, SBIRS 高轨部分已发射部署了 6 颗地球同步轨道(GEO)卫星和 2 颗椭圆轨道(HEO)卫星<sup>[3-5]</sup>, 最后一颗 GEO 卫星于 2022 年 8 月 24 日发射并入轨。其中, GEO 卫星 5 颗在用、1 颗为备份, HEO 卫星 2 颗在用。

本文在对 SBIRS GEO-3 卫星的任务、相关技术指标和总体能力进行分析的基础上, 对 SBIRS 卫星构型设计与特点以及应用的新技术等进行分析 and 总结, 以期为我国的高轨遥感卫星构型设计提供启示。

## 1 SBIRS GEO-3 卫星任务及主要技术指标

### 1.1 卫星任务

高轨导弹预警系统用于对发射阶段导弹的探测, 对弹道导弹主动段、高超武器助推段的探测和跟踪, 以及协同低轨导弹预警系统对导弹自由段进行探测和跟踪, 并且可将探测到的信息传输至地面系统和天基预警系统低轨星座, 以便协同将导弹的准确飞行轨迹信息提供至地面雷达使至引导拦截系统<sup>[3, 5-6]</sup>。作为导弹预警系统的重要组成部分, SBIRS 的功能如图 1 所示。

SBIRS 卫星网络可实时对全球进行监视和侦查<sup>[5, 7]</sup>。其卫星采用多波段探测技术与新型 See-To-Ground 探测技术, 通过配置扫描和凝视红外相机来搜索、发现、识别和跟踪目标对象, 具有红外、可见光和紫外多谱段探测能力, 可近于全天候监视全

球导弹和卫星的发射, 跟踪多个目标, 提供飞行目标的发射及助推段非成像信息, 并估算出导弹的大致攻击地点<sup>[6-7]</sup>。

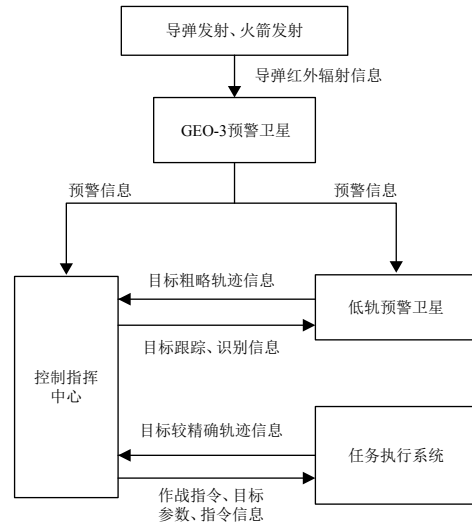


图 1 SBIRS 高轨卫星的任务功能

Fig. 1 Mission functions of high orbit satellite in the SBIRS

### 1.2 主要技术指标

SBIRS 的 GEO 卫星所采用的洛马 A2100M 军用型平台<sup>[5]</sup>由 A2100 平台改进而来, 针对军事用途进行了加固与改进<sup>[8-10]</sup>。A2100M 平台采用三轴稳定方式, 姿态控制精度  $0.05^\circ$ , 配置了混合动力推进装置框架推力器系统(包含 BPT-5000 霍尔效应推力器)<sup>[11]</sup>。

SBIRS GEO-3 卫星的主要技术指标如表 1 所示。图 2 展示的是卫星的在轨飞行状态。

表 1 SBIRS GEO-3 卫星的主要技术指标

Table 1 Main technical indicators of SBIRS GEO-3 satellite

项目	参数
有效载荷	1台扫描型红外相机 1台凝视型红外相机
远地点双组元发动机	推力458 N (型号Leros-1C, 燃料 $N_2O_4/MMH$ ) <sup>[5, 11-12]</sup>
电弧推力器	推力222~258 mN (型号MR-510) <sup>[5, 11]</sup>
霍尔效应推力器	推力168~294 mN (型号BPT-4000) <sup>[5, 11]</sup>
电源	功率28 kW×2 (可展开式太阳能电池阵) <sup>[12]</sup>
整星设计寿命/a	12 <sup>[12]</sup>
发射质量/kg	4500 <sup>[12]</sup>
在轨质量/kg	2 486.25 <sup>[12]</sup>
有效载荷质量/kg	495 <sup>[12]</sup>
发射前燃料总质量/kg	2 013.75 <sup>[12]</sup>
在轨燃料剩余质量/kg	193.5 <sup>[12]</sup>
卫星展开包络/m	14.7×6.6×6.0 <sup>[12]</sup>



图 2 SBIRS GEO-3 卫星在轨飞行状态示意<sup>[13]</sup>  
Fig. 2 Schematic diagram of SBIRS GEO-3 in orbit flight<sup>[13]</sup>

### 1.3 载荷配置

SBIRS GEO-3 卫星配置高速扫描型和凝视型 2 种红外相机, 扫描型红外相机(线阵)负责快速搜索和识别特定红外特征目标, 凝视型红外相机(面阵)负责红外目标的精跟踪。2 种相机的外形(地面调制阶段)分别见图 3 和图 4, 图 5 为凝视相机的内部结构和部分光路, 图 6 为两相机的组合体<sup>[8, 14]</sup>。据现有公开资料, SBIRS GEO-3 卫星载荷的技术指标如表 2 所示。

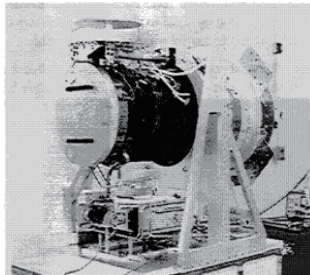


图 3 扫描相机<sup>[8]</sup>  
Fig. 3 Scanning camera<sup>[8]</sup>

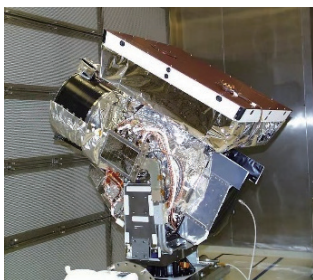


图 4 凝视相机<sup>[8]</sup>  
Fig. 4 Staring camera<sup>[8]</sup>

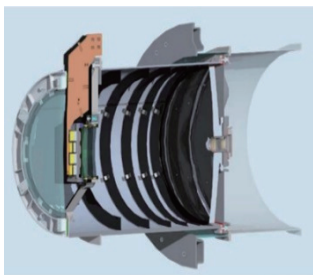


图 5 凝视相机内部光学结构<sup>[14]</sup>  
Fig. 5 Internal optical structure of staring camera<sup>[14]</sup>

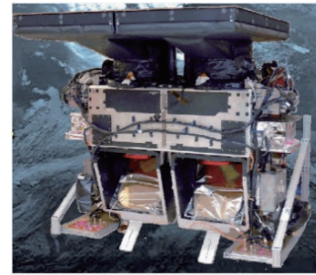


图 6 相机组合体<sup>[14]</sup>  
Fig. 6 Camera assembly<sup>[14]</sup>

表 2 SBIRS GEO-3 卫星载荷的主要技术指标

Table 2 Main indicators of payloads of SBIRS GEO-3 satellite

项目	参数
相机类型	1台扫描型红外相机 1台凝视型红外相机
相机光学结构	双波段短轴施密特光学结构
焦平面红外阵列传感器	HAWAII 2RG <sup>[15]</sup>
相机质量/kg	495 <sup>[12]</sup>
传感器谱段范围/ $\mu\text{m}$	1.65~5.50/STG波段 <sup>[5]</sup>
相机视场/ $^\circ$	10 $\times$ 20(扫描型红外相机) 1 $\times$ 2(凝视型红外相机) <sup>[11]</sup>
光学孔径/mm	280 <sup>[14]</sup>
焦距/mm	560 <sup>[14]</sup>
像素间距/ $\mu\text{m}$	18 <sup>[15-16]</sup>
地面分辨率/km	1.1(扫描型红外相机) 0.9(凝视型红外相机) <sup>[1, 15-16]</sup>

## 2 SBIRS GEO-3 卫星总体能力分析

### 2.1 卫星探测目标种类

扫描相机的视场较宽, 可对大范围预警区域进行扫描监视, 及时发现目标。凝视相机的视场相对较小、分辨率高, 可对目标进行跟踪和确认。

根据表 2 数据, 卫星探测波段为 1.65~5.5  $\mu\text{m}$ /STG。据推算, 该红外谱段可探测的温度(峰值温度)范围在 2000~600 K, 实际可探测温度范围宽于该区间。导弹尾焰喷口附近的温度约 3000~1500 K, 超声速飞机气动摩擦致热的蒙皮温度约 290~570 K, 舰船烟囱的辐射波段约为 3~5  $\mu\text{m}$ 。而大气红外窗口波段大致分为 0.7~2.5  $\mu\text{m}$ 、3~5  $\mu\text{m}$  和 8~14  $\mu\text{m}$ 。可见, 卫星的探测对象主要为各种类型的导弹、舰船等地面和空中目标, 相机光轴指向可能需要在空间目标和地面目标间转换, 因此卫星应具备一定的机动能力。

### 2.2 卫星探测能力

卫星运行轨道为小倾角 GEO, 轨道周期与地球自转周期相同, 年周期相对地球轨位变化情况见图 7, 基本沿着相同经度、在±2.6°纬度范围内移动。卫星相对太阳每天周期性转动, 图 8 和图 9 所示分别为春分点和夏至点当天卫星+X面与太阳矢量夹角以及卫星表面太阳外热流密度的变化情况, 图 10 和图 11 所示分别为春分点和夏至点当天卫星+Z面与太阳矢量夹角以及卫星表面太阳外热流密度的变化情况, 卫星轨道年周期β角变化曲线见图 12。

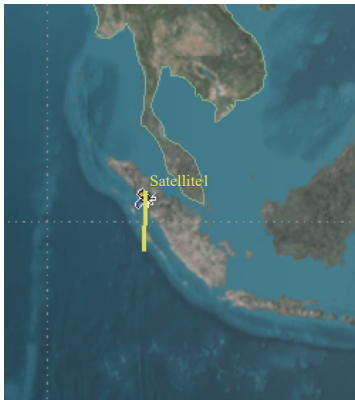
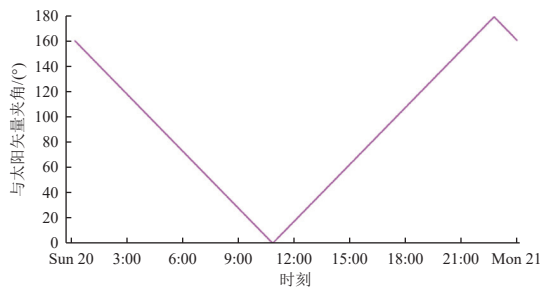
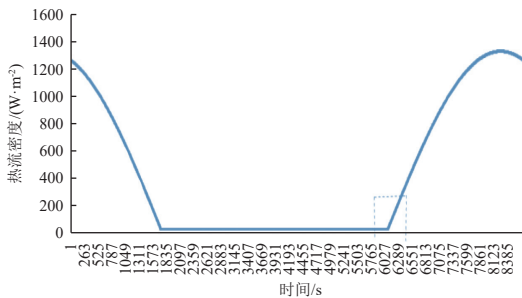


图 7 卫星年周期轨位变化情况

Fig. 7 Annual periodic orbit position change of the satellite



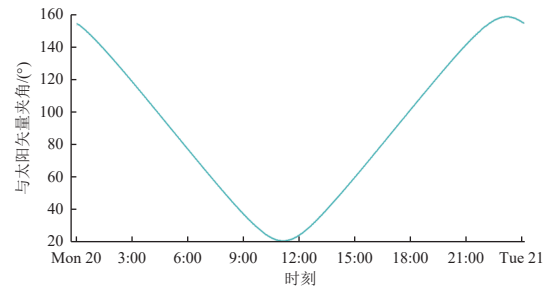
(a) 与太阳矢量夹角变化曲线



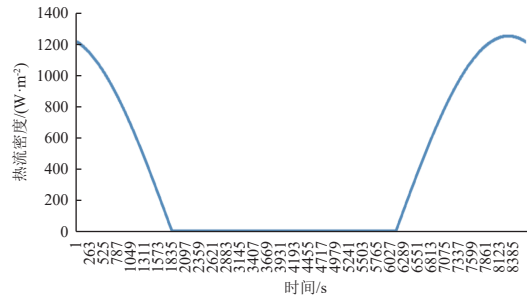
(b) 太阳外热流密度变化曲线

图 8 卫星+X面与太阳矢量夹角和太阳外热流密度变化曲线(春分点)

Fig. 8 Curve of included angle of satellite +X plane and solar vector varies with solar external heat flux at spring equinox



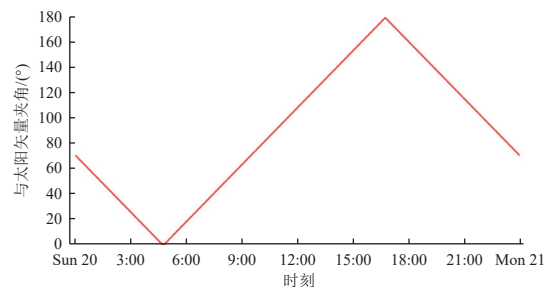
(a) 与太阳矢量夹角变化曲线



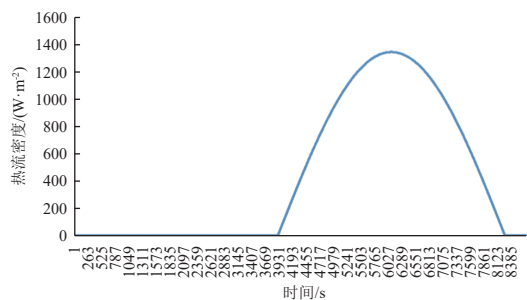
(b) 太阳外热流密度变化曲线

图 9 卫星+X面与太阳矢量夹角和太阳外热流密度变化曲线(夏至点)

Fig. 9 Curve of included angle of satellite +X plane and solar vector varies with solar external heat flux at summer solstice



(a) 与太阳矢量夹角变化曲线

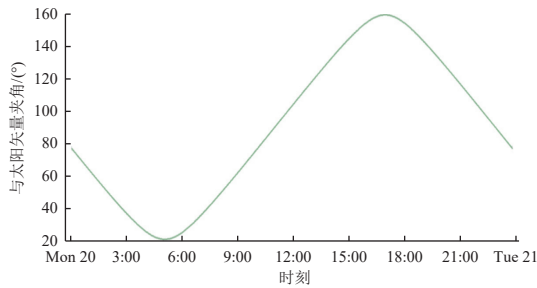


(b) 太阳外热流密度变化曲线

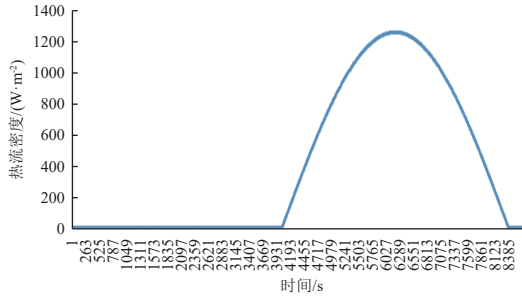
图 10 卫星+Z面与太阳矢量夹角和太阳外热流密度变化曲线(春分点)

Fig. 10 Curve of included angle of satellite +Z plane and solar vector varies with solar external heat flux at spring equinox

可以看到, 卫星 6 面受晒, 南北面受晒程度相对较弱, 因此热耗大的设备一般布置在卫星的南北面; 太阳能电池阵的旋转轴垂直于轨道面, 以与轨道相同的平均角速度旋转。



(a) 与太阳矢量夹角变化曲线



(b) 太阳外热流密度变化曲线

图 11 卫星+Z面与太阳矢量夹角和太阳外热流密度变化曲线(夏至点)

Fig. 11 Curve of included angle of satellite +Z plane and solar vector varies with solar external heat flux at summer solstice

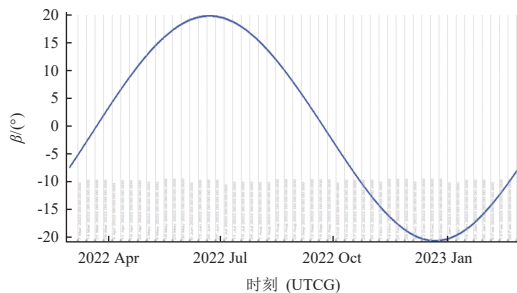


图 12 卫星轨道年周期β角变化曲线

Fig. 12 Variation of satellite orbital β angle in annual period

GEO 卫星的地球视角为 17°。根据星上 2 种红外相机的视场角,经 STK 软件仿真,扫描相机的视场为 10°×20°,经 1 次机动 2 次扫描即可完成对地搜索;凝视相机的视场为 1°×2°,星下点的覆盖范围约 630 km×1260 km(见图 13)。而导弹飞越此等范围区域的最短时间为 min 级别,因此卫星需要具有较强的机动能力去跟踪目标。相机工作模式见图 14。

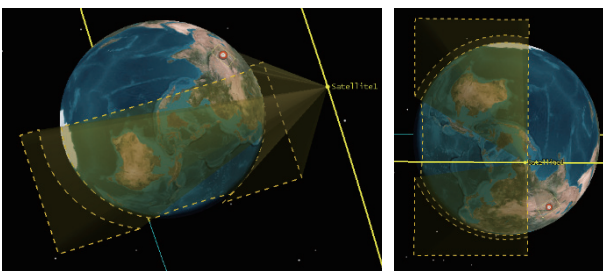


图 13 相机工作视场

Fig. 13 Camera working field of view

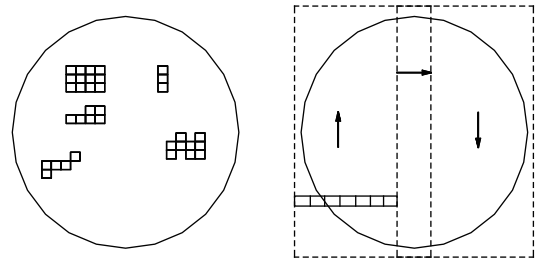


图 14 凝视相机与扫描相机工作模式

Fig. 14 Operating modes of staring and scanning cameras

### 2.3 卫星探测精度与模式

参数取 1650~5500 μm 波段,相机口径 0.28 m,轨道高度 35 800 km,像元尺寸 18 μm,焦距 0.56 m (F=2)进行计算。如不考虑像元大小,分辨率约为 260~860 m,邻斑中心间距约 4~13 μm;如按像元尺寸反算,则分辨率约为 1160 m,与公开数据基本相符。可见该分辨率已远大于目标尺度,因此卫星不采用成像探测模式,而采用将目标对象视为点目标的雷达搜索和跟踪模式。

对于点目标,为保证像点信噪比,积分时间内卫星扰动所引起的像点移动不应超出像元范围。如按 100 ms 积分时间估计,则卫星低频扰动的平均角速度应控制在  $1.3 \times 10^{-3}$  (°)/s 以内,指向精度 (′) 级即可,高频扰动角位移幅值同样应控制在 (′) 级。

### 2.4 卫星散热能力

卫星采用被动成像方式,对功率的需求较小,故其太阳电池阵的尺寸和面积都不大。

卫星工作在近红外和中红外波段,故探测器有制冷需求,并需要考虑相机载荷的散热。

从图 11 可以看出,每天都有一段太阳与相机光轴的夹角较小,阳光会射入光学系统,影响其成像质量(见图 15),故相机需要采取遮光措施。根据 STK 软件仿真,遮光罩长度方向沿 Z 向、宽度方向沿 Y 轴方向布置的效果较好。遮光罩同时具有隔热效果。

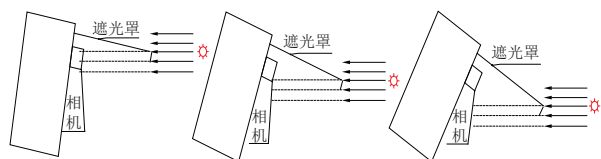


图 15 遮光罩对相机光照的影响

Fig. 15 Influence of lens hood on camera illumination

## 2.5 其他

卫星携带约 2000 kg 燃料,用于 GTO 变轨和轨道保持。燃料较重,需要考虑贮箱布局和传力问题。

## 3 SBIRS GEO-3 卫星构型及特点分析

### 3.1 采用 A2100M 平台

A2100M 平台是在 A2100 平台基础上针对具体应用开发的系列平台之一。A2100 平台于 1996 年首次经过飞行验证,此后不断融入新的技术元素,例如霍尔推力器、锂离子电池、多结砷化镓太阳能电池等,逐步提高了卫星平台的性能<sup>[11]</sup>。

A2100M 平台的主要参数如表 3 所示。

项目	参数
平台尺寸/m	2.3×2.3×2.4 <sup>[9]</sup>
太阳能电池阵翼展/m	26
发射包络/m	2.7×3.7×4.7 <sup>[12]</sup>
寿命初期功率/kW	5.7~15 <sup>[11]</sup>
发射质量/kg	2000~4700 <sup>[12]</sup>
入轨质量/kg	1100~2580 <sup>[12]</sup>
双模式霍尔效应推力器/kW	4.5 <sup>[11]</sup>
远地点发动机推力/N	490

A2100M 平台构型的主要特点如下:

#### 1) 较高的承载和运送能力

平台可提供高达 4700 kg 的卫星发射质量,变轨燃料最多可达 2000 kg。

#### 2) 采用分舱和模块化设计

平台主体分为平台舱和载荷舱两部分,见图 16。

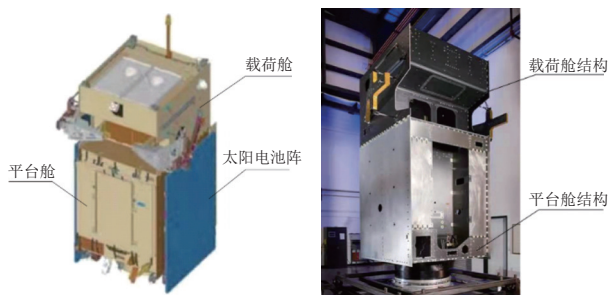


图 16 A2100M 平台组成

Fig. 16 Composition of A2100M satellite bus

分舱和模块化设计可提高研制效率,洛马公司宣称收到订单后可以在 18 个月内交付产品。分舱设计也可降低载荷与卫星平台之间的相关度,使得平台舱和载荷舱可并行设计、生产制造、测试等;平

台舱标准化程度高,批生产保障条件好,研制周期短;模块化/通用化/标准化的设备和太阳能电池阵等的研制和总装流程成熟。

#### 3) 箱板承力筒复合主传力体系

A2100M 平台承力结构继承 A2100 平台,总体上为分布式传力结构,其构型与组成见图 17,采用箱板和承力筒构成的串联传力体系,箱板式框架结构位于承力筒上方,箱板框架结构内部安装燃箱。承力筒除承载平台箱板结构、分系统设备以及有效载荷舱的力载外,还承担与运载对接的任务。箱板结构生产制造简单,部装/总装方便。

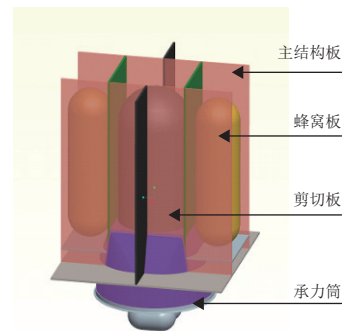


图 17 A2100M 平台承力结构构型与组成

Fig. 17 Load-bearing structure configuration and composition of A2100M satellite bus

箱板承力筒复合主承力结构需要重点处理方圆过渡问题。据图 18 初步推测,上端方梁(框)与承力筒端框通过板加筋(或梁)结构实现方圆过渡,以减小集中载荷等问题。来自相机等设备的载荷均通过舱板结构以分布方式传递到星箭对接面上,舱体结构上的应力分散分布、相对平均。

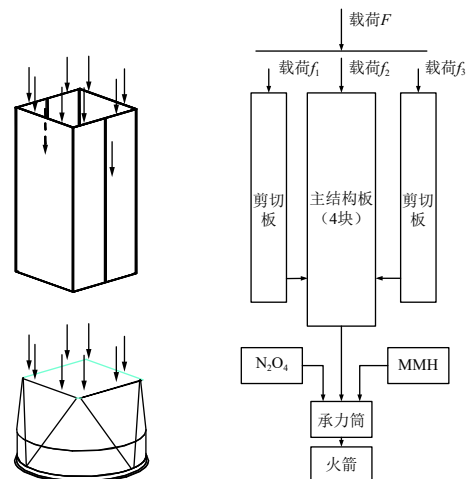


图 18 卫星纵向载荷传力路径

Fig. 18 Longitudinal load transmission path of satellite

4) 推进系统贮箱布局

平台携带燃料较多(约 2000 kg), 因此贮箱是卫星构型和布局中的重点, 需着重考虑的因素包括贮箱(带燃料)的传力效率、局部强度以及空间利用效率等。A2100M 燃箱和氧箱采用的是并置方式布局(见图 17), 燃箱布置在结构中心位置, 氧箱布置在侧面(承力筒外部), 2 个气瓶安装在承力筒下方。本文对 A2100M 平台燃烧剂和氧化剂质量进行初步预计, 如推进剂总重 2000 kg, 混合比为 1.65, 则燃烧剂重约 754 kg, 氧化剂重约 1246 kg, 每个氧箱携带 623 kg, 即 3 个贮箱的质量近似相等。

为比较贮箱三箱并置和两箱串联布局方案, 本文假定结构质量、推进剂质量、载荷质量、材料特

性以及边界条件相同, 对两布局方案的基频进行分析计算, 有限元模型和计算结果分别见图 19、图 20 和表 4。结果表明, 三箱并置方案不仅质心低, 整星高度也低, 而且横向基频也高于两箱串联方案。



图 19 贮箱串联布局承力筒结构有限元模型及模态振型  
Fig. 19 Finite element model and modal vibration mode of the serial layout load-bearing cylinder structure of the storage tank

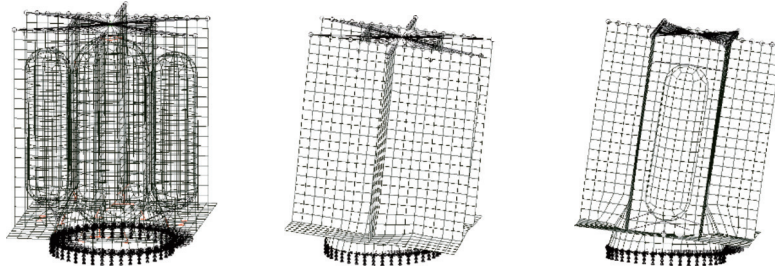


图 20 三贮箱并置布局板式结构有限元模型及模态振型  
Fig. 20 Finite element model and modal vibration shape of plate structure with parallel layout of three tanks

表 4 贮箱三箱并置和两箱串联布局方案的基频对比  
Table 4 Fundamental frequency comparison between three-tank juxtaposition and two-tank serial layout schemes

贮箱布局	三箱并置	两箱串联
载荷质量/kg	500	500
推进剂质量/kg	2000	2000
结构质量/kg	151	148
质心高度/m	1.3	1.64
一阶横向频率/Hz	11	8.5
二阶横向频率/Hz	12	8.5

载荷安装部位的传递函数为

$$H_{xf}(\omega) = \sum_{r=1}^N \frac{\varphi_{xr}\varphi_{fr}}{K_r \left[ \left( 1 - \left( \frac{\omega}{\omega_r} \right)^2 \right) + j2\xi_r \frac{\omega}{\omega_r} \right]}, \quad (1)$$

式中:  $\varphi_{xr}$  和  $\varphi_{fr}$  分别表示响应点和激励点某模式的振型矢量值;  $K_r$  表示根轨迹增益;  $\xi_r$  表示阻尼比;  $\omega$  表示无阻尼振荡频率;  $\omega_r$  表示阻尼自然振荡频率。通常, 卫星质心越低、尺寸越小,  $\varphi_{xr}$  则更小些。因此, 对于相同的激励, 载荷部位的响应越小, 力学环境越好。显然, 相比两箱串联, 三箱并置布局方案可改善载荷的力学条件。

5) 设备布局

GEO-3 卫星的设备布局参见图 21, 2 组太阳能电池阵对称布置在卫星两侧(Y 向/南北向), 2 台相机安装在卫星上部舱内, 2 幅双波段万向波束天线对称布置在卫星两侧(Y 向/南北向), 蓄电池外挂安装在卫星 -X 面, 可展开式遮光罩安装在卫星对地面(+Z)的 -X 向<sup>[4-5, 12]</sup>。太阳能电池阵采用三角连接架与太阳能电池板串联结构方式, 整体刚度和根部刚度较弱, 基频估计较低。遮光罩为可展开式结构, 发射段收拢, 入轨后展开, 其展开刚度估计较弱。故初步推断, 整星控制频率可能较低。2 幅数传天线发射段收拢在相机镜筒部位(凹下部分), 以桁架结构(3 根杆件)支撑固定。电池以模块形式安装在卫星平台基座上, 安装方便, 也有利于热隔离。这种蓄电池外挂方式也见于 WV3 平台。卫星采用动量轮作为控制系统的力矩执行机构, 布置安装在舱体中部 Y 向侧面的竖直板上。



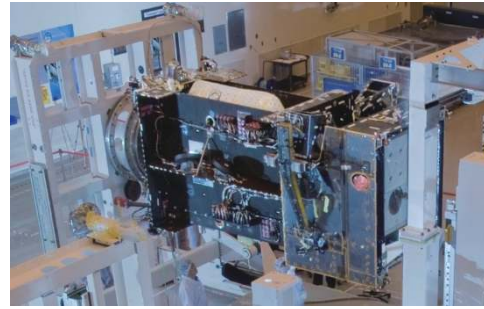
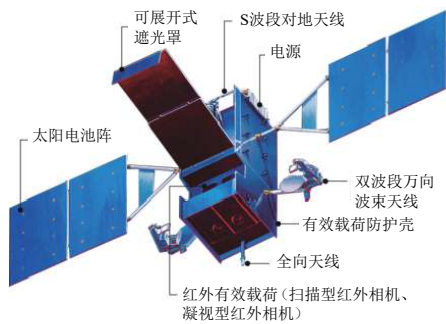


图 21 GEO-3 卫星设备布局

Fig. 21 GEO-3 satellite equipment layout

### 3.2 双相机一体化构型、布局设计

GEO-3 卫星的 2 台相机采用一体化构型布局设计和总装操作。2 台相机的成像机制和成像模式不同,其光机结构也必然有差别。根据图 6 分析推断,2 台相机采用了一体化设计思路,从空间利用率、总装、散热、力学、测试、与平台结构尺寸匹配及数传天线布局等方面进行了综合考虑和优化,具有布局紧凑、空间利用率高、共用/同结构最大化、与卫星平台尺寸匹配性好、可单机装配/调试/检测、组合体装星等特点,能有效减小载荷质量,提高加工和装调效率。

从图 22 看,相机一体化构型布局同时解决了数传天线发射段压紧空间的问题。而且,星敏安装在相机结构上,可缩短姿态测量基准与目标探测基准的结构尺寸,以减小结构形变、振动等引起的误差,提高目标预报的精度。



图 22 相机及数传天线安装

Fig. 22 Installation of camera and data transmission antenna

### 3.3 遮光罩设计

GEO-3 卫星相机的遮光罩设计为可展开式结构,发射段收拢压紧在卫星侧面(+Z 面),入轨后垂直+Z 面展开,收拢和压紧状态见图 23<sup>[14]</sup>。外遮光罩主要由 3 部分组成,板 1、板 2 为外遮光罩主体;板 3 为辅助板,可相对于板 2 翻转,如图 24<sup>[14]</sup> 所示。

图 23 遮光罩构型及布局<sup>[14]</sup>Fig. 23 Configuration and layout of lens hood<sup>[14]</sup>图 24 遮光罩组成<sup>[14]</sup>Fig. 24 Composition of lens hood<sup>[14]</sup>

遮光罩的遮光原理如图 25<sup>[14]</sup> 所示,其中  $\alpha$ 、 $\beta$  为太阳光入射角( $\alpha > \beta$ ),当太阳处于地球圆盘边缘

的午夜时刻,可以进一步限制视场;辅助板的翻转可以有效防止太阳杂散辐射进入光学系统,大大减少太阳直射造成的光学系统内部及周围的热流,达到保护光学系统的目的。这种可展开式遮光罩设计的不足之处在于,遮光罩的随动功能需要卫星姿控设备和相应的地面控制单元予以配合,增大了卫星在轨运行的不稳定概率和相关后续图像处理单元的成本和复杂度<sup>[14]</sup>。

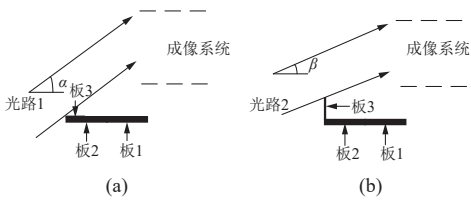


图 25 遮光罩遮光原理示意<sup>[14]</sup>

Fig. 25 Schematic diagram of light shielding principle of lens hood<sup>[14]</sup>

### 3.4 技术特点总结

根据以上分析, GEO-3 卫星构型布局具有以下特点:

1) 平台采用承力筒舱板组合承力体系, 卫星总体上为分布式传力结构。并采用板加筋结构实现方圆过渡和解决应力集中问题。

2) 贮箱采用水平并置方式布局, 燃箱和氧箱分别安装在承力筒的两侧, 可降低整星质心, 同时减小贮箱支撑结构的弯曲应力。

3) 蓄电池采用较为少见的外挂布局, 相比于通常所用的内置布局(将蓄电池安装在外舱板的舱内表面), 外挂布局受到的约束较少, 空间利用率更高。

4) 2 台相机采用一体化构型布局优化设计, 使整星结构布局紧凑, 提高了平台的空间利用率和传力效率, 减小了载荷质量, 简化总装操作, 同时可实现散热统一管理。

5) 卫星采用可展开式遮光罩来减小太阳光照对光学系统成像时间和质量的影响。

## 4 新技术应用

随着技术的进步, SBIRS 卫星也在不断更新其技术, 下面主要对其中涉及新材料、新工艺等方面的应用情况进行介绍。

### 1) 石墨烯材料应用

为了降低成本、减小结构质量、提升比刚度, 洛马公司为 SBIRS 卫星太阳电池阵展开臂开发了一种新型石墨桅杆和展开系统。图 26 为带有桅杆的柔性太阳电池阵渲染图<sup>[12]</sup>。

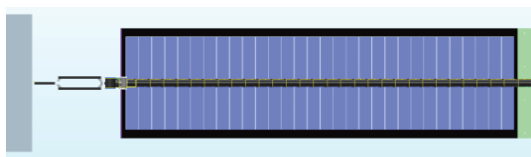


图 26 带有桅杆的柔性太阳电池阵渲染图<sup>[12]</sup>

Fig. 26 Rendering of flexible solar array with mast<sup>[12]</sup>

### 2) 分裂线轴释放装置应用

太阳电池阵展开机构使用了分裂线轴释放装置(见图 27<sup>[11]</sup>), 通过缓慢释放发射约束机构中的机械应变能来展开太阳电池阵。整套机构没有火工品起爆步骤, 消除了火工品起爆带来的高频冲击。



图 27 分裂线轴释放装置<sup>[11]</sup>

Fig. 27 Split spool release device<sup>[11]</sup>

### 3) 燃料贮箱 3D 打印技术应用

燃料贮箱采用 3D 打印技术进行制造, 可有效降低制造成本、缩短研制周期。图 28 为 3D 打印制造的贮箱构件。



图 28 3D 打印的贮箱构件

Fig. 28 3D printed storage tank

### 4) 电推进技术应用

SBIRS 卫星采用 BPT-4000 霍尔推力器以及一款全新的双轴万向框架推力组件, 搭配 MR-510 电弧推力器来实现在轨卫星的全方位推进, 可以根据需求改变推力方向。相比于传统的燃料推进, 电推进技术的应用可大幅减小卫星结构的质量, 但其推力较小, 取得相同的速度增量需要的时间较长<sup>[11]</sup>。

## 5 借鉴与启示

综合上述对 SBIRS GEO-3 卫星构型及技术特点的分析, 可以得到以下启示:

1) 用少量结构板和小尺度承力筒组合搭构成封闭的承力结构, 其组成简单、传力路径清晰, 可降低设计和制造难度, 有效缩减成本, 提高研制效率, 尤其是对于批量产品效果更为显著。

2) 贮箱采用并置方式, 可降低整星质心、提高

整星动态刚度和改善星上产品的力学环境;同时,三贮箱并置的球冠圆柱贮箱,仅需适当增加贮箱柱段和平台高度,便可增加平台的燃料携带量、扩展舱容,从而适应平台能力扩展需求。

3)采用蓄电池外挂布局、相机一体化构型和可展开式遮光罩,有助于提高卫星平台的空间利用率和探测效能。

4)应用第4章所述有关新技术,有望提升研制效率,以及减小卫星(特别是高轨卫星的)发射质量。

#### 参考文献 (References)

- [1] 胡磊,张岐龙,郭宇,等.美国导弹预警卫星发展情况与未来展望[J].飞航导弹,2021,33(8):49-55  
HU L, ZHANG Q L, GUO Y, et al. Development and future prospects of U. S. missile early warning satellites[J]. Winged Missiles, 2021, 33(8): 49-55
- [2] 王群.美国新一代导弹预警卫星系统及其能力分析[J].国防科技,2012,33(2):7-12  
WANG Q. The new generation missile early warning satellite system of the United States and its capability analysis[J]. National Defense Technology, 2012, 33(2): 7-12
- [3] Office of the Secretary of Defense. Status of the Space Based Infrared System Program: 20301-1000[R], 2005
- [4] 王虎.美国天基红外系统发展研究[J].战术导弹技术,2018,39(3):19-23  
WANG H. Research on the development of space-based infrared system in the United States[J]. Tactical Missile Technology, 2018, 39(3): 19-23
- [5] Lockheed Martin Corporation. SBIRS fact sheet (Final): PIRA SSS201608034(2017)[G]
- [6] 刘尊洋,叶庆,李修和,等.红外预警卫星直视地表波段选择及探测能力[J].红外与激光工程,2018,47(2):91-96  
LIU Z Y, YE Q, LI X H, et al. Band selection and detection ability of infrared early warning[J]. Infrared and Laser Engineering, 2018, 47(2): 91-96
- [7] 王云萍.美国天基红外导弹预警技术分析[J].光电技术应用,2019,34(3):1-7  
WANG Y P. Analysis of early warning technology of American space-based infrared missiles[J]. Electro-Optic Technology Application, 2019, 34(3): 1-7
- [8] ABELL G, LAFFERTY R, WILLIAMS R, et al. SBIRS high IR sensor on-orbit bakeout testing[C]//35th AIAA Thermophysics Conference. Anaheim, CA, USA, 2001: AIAA 2001-2955
- [9] 翟峰.洛马公司A2100卫星平台的设计与应用[J].国际太空,2012(11):41-43
- [10] MCKINNON D V. A2100, Satellite of the future, here today[C]//16th International Communications Satellite Systems Conference. Washington DC, 1996: AIAA-96-1098-CP
- [11] MCKINNON D V. Lockheed Martin's A2100 spacecraft bus modernization[C]//34th AIAA International Communications Satellite Systems Conference. Cleveland, OH, USA, 2016: AIAA 2016-5724
- [12] Teledyne imaging sensors H2RG™ visible & infrared focal plane array: Case# 10-S-1868[R]. Cleared for public release by the DoD Office of Security Review, 2012
- [13] Defense Acquisition Management Information Retrieval (DAMIR). Space Based Infrared System High (SBIRS High), RCS: DD-A&T(O&A)823-210[R], 2019
- [14] 王威,陈凡胜,崔坤,等.地球静止轨道相机SBIRS GEO-1光机结构的设计与仿真[J].中国激光,2017,41(增刊1):s116005  
WANG W, CHEN F S, CUI K, et al. Design and simulation of optical and mechanical structure of SBIRS GEO-1 in geostationary orbit[J]. Chinese Journal of Lasers, 2017, 41(Sup 1): s116005
- [15] BLANK R. H2RG focal plane array and camera performance update[J]. Proceedings of the SPIE, 2012, 8453. doi: [10.1117/12.926752](https://doi.org/10.1117/12.926752)
- [16] FINGER G, DORN R J, ESCHENBAUMER S, et al. Performance evaluation, readout modes, and calibration techniques of HgCdTe Hawaii-2RG mosaic arrays[J]. Proceedings of SPIE, 2008, 7021. doi: [10.1117/12.787971](https://doi.org/10.1117/12.787971)

(编辑:张艳艳)

一作简介:姜云彬(1996—),男,主要从事卫星总体设计工作。E-mail:13313267064@163.com。

\*通信作者:赵华(1965—),男,硕士学位,高级工程师,主要从事卫星总体设计工作。E-mail:3327763546@qq.com。