

静止轨道实孔径微波载荷卫星构型方案研究

潘高伟,张栖诚,陈晓杰,江 君,胡建梅,王 萌,靳 浩,秦高明
(上海卫星工程研究所,上海 201109)

摘 要: 静止轨道实孔径微波载荷可实现全天时、全天候、高频次云雨大气观测,是台风、流域性强降水等致灾天气预报的重要手段。由于技术难度和研制经费等原因,世界上尚无在轨应用的先例。针对实孔径微波载荷系统集成度高、机械尺寸和跨距大,以及静止轨道卫星需要携带大容量燃料贮箱的问题,从准光学系统内嵌卫星平台、三贮箱平铺和天线统筹布局等 3 个总体系统层面,提出实孔径微波载荷与平台一体化构型,并研制了卫星结构星和载荷工程样机。通过地面试验验证了该构型方案,为静止轨道微波探测卫星研制打下了坚实的基础,也可后续卫星提供借鉴。

关键词: 静止轨道;微波;一体化;构型

中图分类号: V 423.4⁺1

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2021.06.008

Research on Configuration Scheme for Real Aperture Microwave Payload Satellites in Geostationary Orbit

PAN Gaowei, ZHANG Qicheng, CHEN Xiaojie, JIANG Jun, HU Jianmei, WANG Meng,
JIN Hao, QIN Gaoming
(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: The real aperture microwave payload in geostationary orbit can realize all-day, all-weather, and high-frequency sub-cloud and rain atmospheric observation, and is an important means of forecasting disaster-causing weather such as typhoons and heavy rainfall in the basin. However, due to the factors such as technical difficulties and research costs, it has not been applied in the world. In view of the problems such as highly integrated real-aperture microwave payload system, large mechanical size and span, and large-capacity fuel tank demand of geostationary orbiting satellites, in this paper, an integrated configuration of real-aperture microwave payload and platform is proposed based on the quasi-optical system built-in satellite platform, three tiled tanks, and antenna layout. The satellite structure star and payload engineering prototype is developed. The configuration scheme is verified by ground tests, which lays a solid foundation for the development of geostationary orbit microwave detection satellites and also provides a reference for the subsequent satellites.

Key words: geostationary orbit; microwave; integration; configuration

0 引言

微波探测信号来自地球-大气发射、散射效应,特定波段的微波辐射能部分程度地穿透非降水云,甚至中等强度的降雨区。因此,微波探测可实现光学遥感和红外遥感所不具备的全天时、全天候观测^[1]。极轨气象卫星搭载的微波载荷能够为数值天气预报系统提供 12 h 一次的大气三维结构信息,由

于受时间分辨率所限,极轨卫星难以监测突发和快速发展的天气系统。静止轨道卫星可以提供连续的半球或区域观测,满足高动态变化天气现象的探测需求,可实现极轨微波遥感所不具备的高频次观测,对台风、强对流等快速演变的天气系统进行有效监测,同时在获得大尺度的温湿度廓线数据后进行数值天气预报。

收稿日期:2020-11-17; 修回日期:2020-12-25

基金项目:民用航天预先研究资助项目(D0110107)

作者简介:潘高伟(1988—),男,硕士,工程师,主要研究方向为卫星总体和构型布局设计。

目前,国际上对地球静止轨道微波载荷的研究尚处于地面研制阶段,无在轨运行实例。文献[2]提及美国开展了地球同步微波(Geosynchronous Microwave, GEM)项目的研究。GEM采用孔径为2 m的卡塞格伦天线。欧洲开展了3 m探测孔径GOMAS研究项目,而GeoStar^[3-4]采用固定式的Y形天线稀疏阵列的综合孔径微波体制,该项目完成了54 GHz地面缩比样机的研制。谢振超等^[5]研制了微波探测试验载荷,搭载于风云四号A星进行在轨试验,验证了在静止轨道上进行真实孔径体制微波遥感探测的有效性。静止轨道卫星不同于低轨卫星,卫星在地球静止轨道精确定点,因此,卫星需要布置大容量的贮箱用于贮存推进剂。为了实现在静止轨道50 km(@50 GHz)空间分辨率的指标,天线口径须达到5 m,天线主反射面电尺寸达到7 000倍波长,而目前现有的运载整流罩包络都无法满足天线口径的要求。

本文主要针对静止轨道实孔径微波载荷卫星构型进行研究。首先对实孔径微波探测特点进行分析,给出天线口径与空间分辨率的关系,介绍载荷系统组成。其次针对载荷系统集成度高、机械尺寸和跨距大等工程实际难题,提出实孔径微波载荷与平台一体化构型方案。最后通过力学仿真分析与地面力学试验验证该构型方案切实可行。

1 实孔径微波探测特点与载荷系统组成

1.1 实孔径微波探测原理

微波载荷主要有实孔径和综合孔径2种探测体制:实孔径体制微波载荷是通过对各空间位置亮温值逐个测量,组成整个视场亮温;而综合孔径体制微波载荷则由空间频谱逐个测量,傅里叶变化后叠加组成视场亮温。2种探测体制的原理如图1所示。

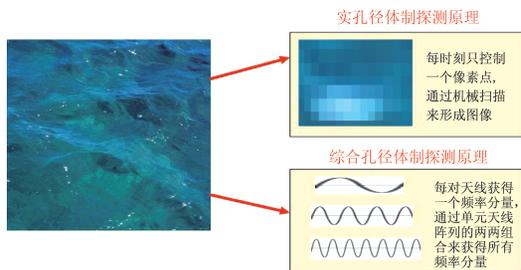


图1 2种体制探测原理示意图

Fig.1 Schematic diagram of the detection principles of two systems

实孔径微波载荷是通过反射面天线聚集能量,接收物体微波辐射,借助机械扫描获得被测场景不同部分的微波辐射,并通过系统定标来建立测量值与辐射值之间的对应关系。

实孔径体制微波载荷探测区域可以根据卫星的应用业务需求进行在轨设置。实孔径体制也可观测星下圆盘任意区域与位置,灵活性好,可探测其机械扫描范围内的任意位置,能在轨灵活改变观测区域和观测频次,满足各种尺度应用需求,特别适用于对台风、流域性降水等灾害性天气连续跟踪监测。

1.2 天线口径与空间分辨率

实孔径体制微波载荷的空间分辨率由天线口径、工作频段、探测距离决定,具体计算式如下:

$$\Delta\rho_R = k \times \frac{\lambda}{D} \times H \quad (1)$$

式中: $\Delta\rho_R$ 为空间分辨率; k 为加权因子,一般为1.22; λ 为工作波长; D 为天线口径; H 为卫星运行轨道高度。

静止轨道卫星运行在距离地球35 991 km的高空。不同微波频段的空间分辨率与天线口径的关系如图2所示。

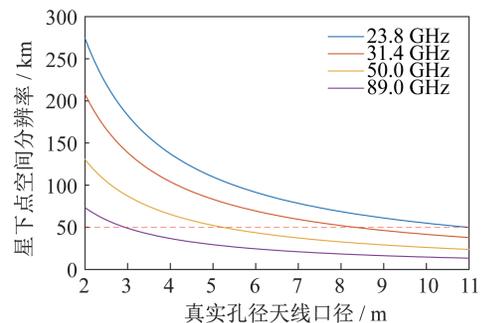


图2 空间分辨率与天线口径的关系

Fig.2 Relationship between the spatial resolution and the antenna aperture

从图2可以看出,不同频段的星下点空间分辨率随着实孔径天线口径增大而提升,在天线口径由2 m增大到5 m后,星下点分辨率提升更为显著。要实现50 GHz微波探测50 km的空间分辨率,实孔径微波载荷的天线口径要达到5 m。

1.3 实孔径微波载荷系统

实孔径体制微波载荷是采用口径天线聚焦能

力来测量物体微波辐射的系统,一般由反射面天线子系统和准光系统(从部组件的系统集成面,将定标子系统、准光学馈电网络子系统和接收机子系统等定义为准光系统)等组成。

为了提升微波载荷的灵敏度和主波束效率,微波载荷采用偏馈卡塞格伦三反射面天线形式,其工作原理如图 3 所示。场景信号经由天线主反射面反射到第一副射面,通过第二副射面反射到载荷旋转扫描镜,经由准光馈电网络频率分离和极化筛选,实现不同频段电磁辐射信号按频率与极化分离,再通过波导系统馈送至各通道对应的接收机以获取场景信号。

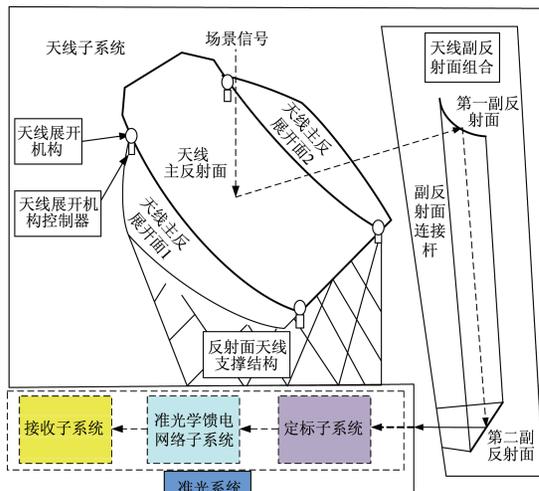


图 3 微波载荷工作原理

Fig.3 Working principle diagram of microwave payload

2 实孔径微波载荷与平台一体化构型

实孔径微波载荷与平台一体化构型设计,是在地球静止轨道卫星转移过渡轨道消耗大量推进剂的要求、实孔径微波载荷的工作方式、载荷和整星热控要求等卫星总体需求的基础上,针对卫星实孔径微波载荷携带大口径天线的特点,在满足卫星各分系统需求和运载火箭整流罩等各种约束条件下开展的。

2.1 准光学系统内嵌三贮箱平铺

静止轨道卫星需要携带大容量推进剂实现卫星在地球静止轨道的定点,因此,在卫星平台构型设计时要充分考虑大容量贮箱的布置。微波载荷准光系统由定标子系统、准光学馈电网络子系统和接收机子系统等子系统和部组件构成,系统集

成度高,机械尺寸和跨距大;载荷准光系统馈电网络和接收机子系统内部单机对温度一致要求较高。

如图 4 所示,卫星平台截面形式采用四边形,充分利用卫星中心承力筒内的空间,大贮箱安装在卫星中心承力筒内,用以装填氧化剂;2 个小贮箱沿卫星中心对称安装在卫星层板的两侧,用以装填燃烧剂。同时,准光学系统实现内嵌卫星平台的设计方案,不仅充分利用卫星平台内的空间,还有利于准光系统的热控。

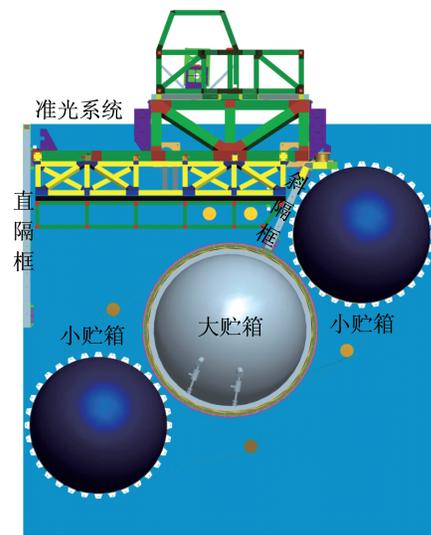


图 4 准光系统内嵌三贮箱平铺

Fig.4 Built-in quasi-optical system with three tiled tanks

2.2 天线统筹布局

为实现整星的可靠入轨和在轨工作,综合考虑了天线型面精度要求、整星布局空间及运载整流罩的包络要求,对天线进行折叠收拢,使天线在入轨过程中完全收纳于整流罩内。

天线分割如图 5 所示,天线主反分割成 3 块,左右两边超出包络的部分设计成展开收拢形式,分别为天线主反固定面、天线主反展开面 1、天线主反展开面 2。

匹配微波载荷三反卡塞格伦天线探测视场,第 1、2 副反在轨展开位置如图 6 所示,2 个副反展开后跨距达到 5 m。采用全碳纤维展开臂实现副反在运载整流罩内可靠收拢,副反展开臂驱动点安置在卫星层板上,与准光系统实现连接,由此微波载荷系统与卫星平台实现了一体化设计。

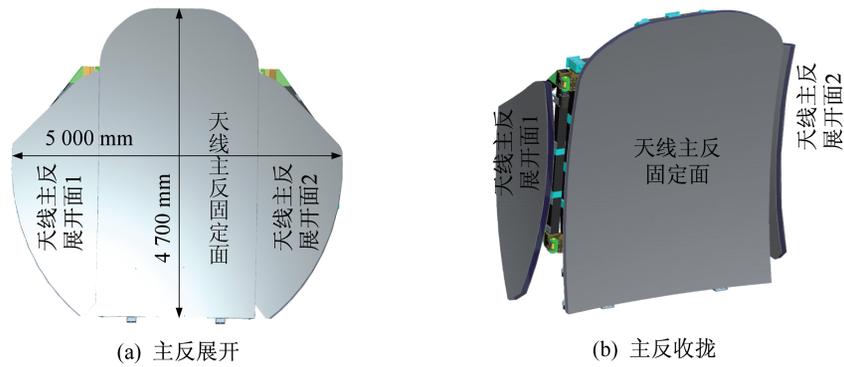


图 5 天线主反划分区域图

Fig.5 Antenna main reflector division area map

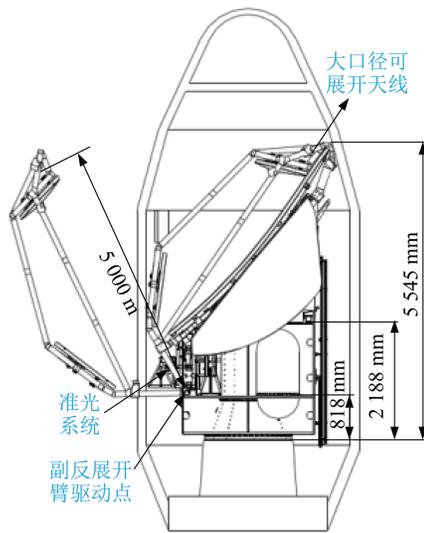


图 6 副反收拢展开图

Fig.6 Vice anti-collapse expansion view

2.3 传力路径分析

静止轨道实孔径微波载荷卫星整星采用中心承力筒+蜂窝隔板封闭式舱段构型。大口径可展开天线子系统通过载荷舱桁架安装在卫星平台顶板上,准光系统通过 2 个碳纤维隔框与卫星中心承力筒直接连接。

卫星总体构型如图 7 所示,整星主传力路径为大口径天线—载荷舱桁架—平台顶板—平台层板—平台底板—中心承力筒下端框(星箭分离面),路径简洁,传力效率高。

3 仿真分析与地面试验验证

3.1 整星模态分析

为了验证静止轨道实孔径微波载荷卫星构型

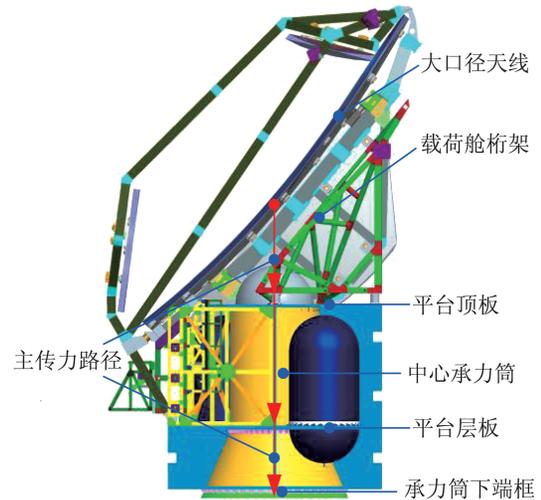


图 7 静止轨道实孔径微波载荷卫星总体构型

Fig.7 Overall configuration of a real-aperture microwave payload satellite in a geostationary orbit

方案切实可行,以及满足运载火箭发射的力学环境要求,采用了国际通用有限元分析软件 MSC/PATRAN、MSC/NASTRAN^[6-7],建立了整星力学分析模型,进行有限元仿真分析,主要有整星模态分析和振动响应分析。

约束条件为星箭分离面固支^[8],整星主要模态频率见表 1,仿真分析模型如图 8 所示。振型如图 9 所示。

表 1 模态分析结果

Tab.1 Modal analysis results

序号	振型描述	模态频率/Hz	设计要求
1	一阶横向(X)	14.3	≥10
2	一阶横向(Y)	15.6	≥10
3	一阶纵向(Z)	46.6	≥30
4	一阶扭转(RZ)	25.0	≥20

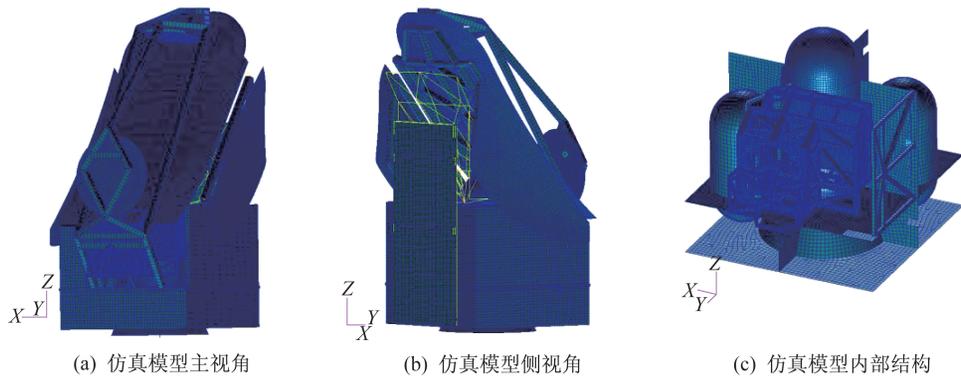


图 8 仿真分析模型

Fig.8 Simulation analysis model

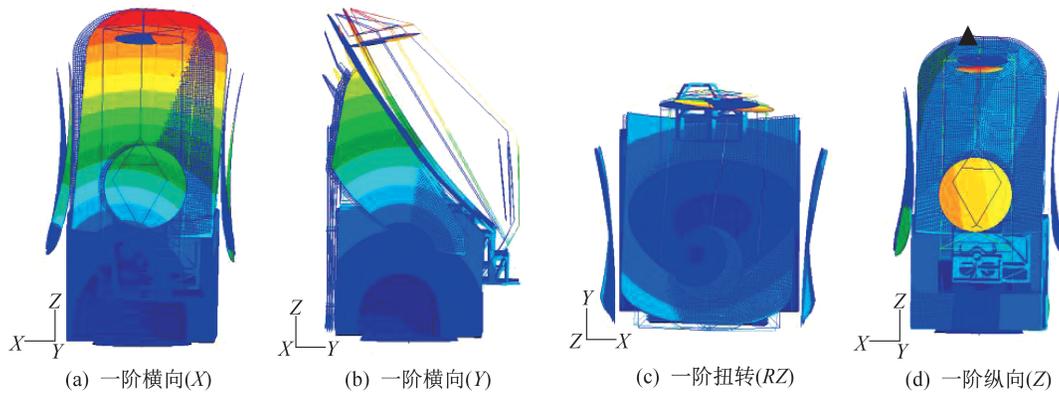


图 9 模态振型图

Fig.9 Mode shape diagram

3.2 整星振动响应分析

根据运载火箭给出的正弦振动试验条件,取结构阻尼比为 0.05^[9]开展整星正弦振动响应分析,振动试验条件见表 2。

静止轨道实孔径微波载荷卫星构型特点:自下而上卫星主传力路径为底板—层板—顶板—桁架。各位置加速度响应曲线如图 10 所示,经分析主传力路径上的响应分析结果见表 3。

表 2 正弦振动试验条件

Tab.2 Sinusoidal vibration test conditions

方向	频率范围/Hz	验收条件
纵向	5~8	3.11 mm
	8~100	0.8 g
横向	5~8	2.33 mm
	8~100	0.6 g

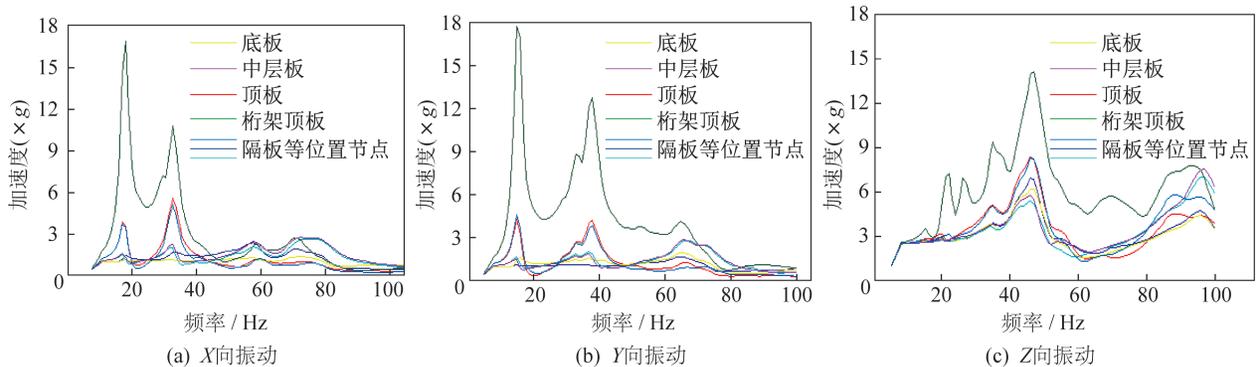


图 10 主传力路径加速度响应放大倍数

Fig.10 Acceleration response magnification of the main force transmission path

表 3 主传力路径响应分析结果

Tab.3 Response analysis results of the main transmission force path

测点位置	X向振动		Y向振动		Z向振动	
	加速度($\times g$)	频率/Hz	加速度($\times g$)	频率/Hz	加速度($\times g$)	频率/Hz
底板	2.23	53	1.87	66	3.45	46
中层板	2.59	67	2.74	67	3.75	97
顶板	4.91	29	4.50	15	4.18	46
桁架顶部	16.50	15	17.80	15	7.00	47

3.3 地面试验验证

为了验证静止轨道实孔径微波载荷卫星构型方案仿真分析结果的有效性,在卫星平台结构星、载荷工程样机的基础上,进行了力学试验验证,主要有模态试验^[10]和振动试验^[11]。卫星振动试验现场如图 11 所示。

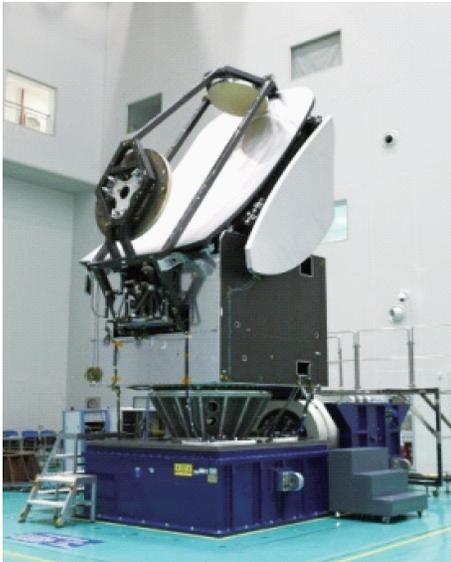


图 11 卫星振动试验现场图

Fig.11 Satellite vibration test scene

3.3.1 模态试验验证

采用模态激振器进行模态试验^[12-13],模态试验结果见表 4,模态试验振型如图 12 所示。

表 4 模态试验结果

Tab.4 Modal test results

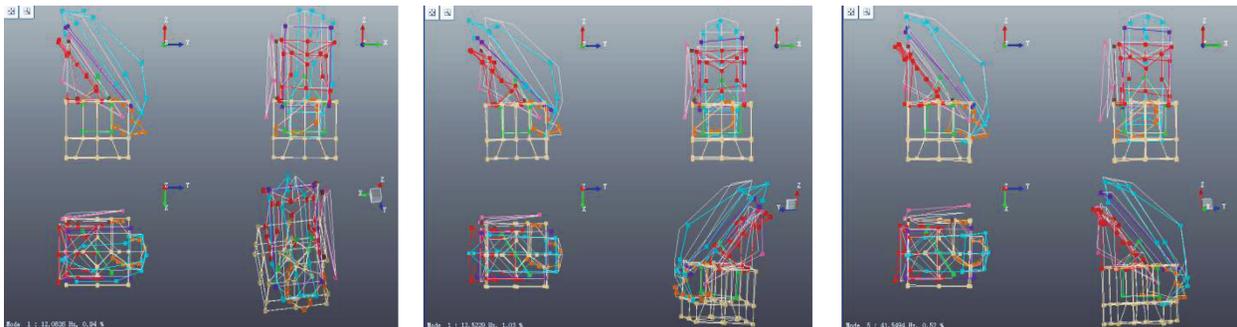
振型	模态频率/Hz	设计要求
X向一阶	12.08	≥ 10
Y向一阶	12.52	≥ 10
Z向一阶	41.54	≥ 30

从整星模态试验可以看出,卫星 X 项一阶频率为 12.08 Hz, Y 项一阶频率为 12.52 Hz, Z 项一阶频率为 41.54 Hz, 3 项均满足运载提出的指标要求。

3.3.2 整星振动试验验证

整星验收级振动试验采用 35 t 振动台。图 13 为卫星主传力路径上响应放大倍数,振动试验结果见表 5。

振动试验结果表明:卫星主传力结构动力学放大传递随卫星结构高度的增加而增大,曲线顺滑无突变,卫星主结构刚度特性较好^[14]。



(a) X向一阶

(b) Y向一阶

(c) Z向一阶

图 12 模态试验振型图

Fig.12 Vibration shape diagram of the modal test

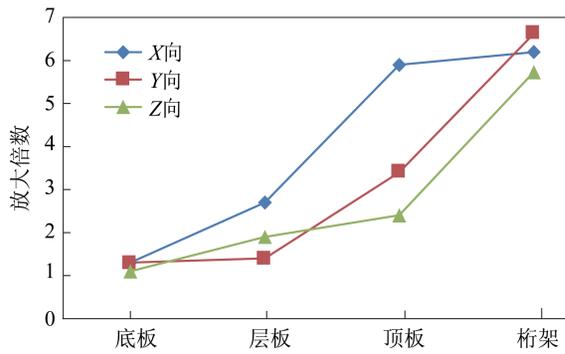


图 13 卫星主传力路径频率响应放大倍数

Fig.13 Magnification of the frequency response of the satellite main force transmission path

表 5 振动试验结果

Tab.5 Vibration test results

测点位置	主传力路径响应放大倍数		
	X向振动	Y向振动	Z向振动
底板	1.3	1.3	1.1
中层板	2.7	1.4	1.9
顶板	5.9	3.4	2.4
桁架	6.2	6.3	5.7

4 结束语

国内外对静止轨道实孔径微波载荷卫星研究尚处于起步阶段。本文在静止轨道实孔径微波载荷(50 km@50 GHz空间分辨率要求,天线口径需要达到5 m)卫星构型方案研究的基础上,开展卫星结构设计和有限元仿真分析,并通过研制卫星结构星和微波载荷工程样机进行地面试验验证,得到如下结论:

1) 整星基频满足运载对卫星的刚度要求。卫星一阶模态实测值和计算分析值都满足运载火箭要求。

2) 振动试验结果表明:卫星结构稳定、性能良好,整星的响应传递良好,主传力路径上的各项总体上随高度的增加而增大,不存在响应突变的现象;大口径天线对整星振动环境适应能力强,在验收级环境试验条件下载荷天线安装桁架响应放大控制在7倍以内。

3) 该研究成果为静止轨道微波探测卫星的研

制打下了坚实的基础,同时也可后续静止轨道卫星总体和载荷设计提供借鉴。

参考文献

- [1] 乌拉比,穆尔,冯健超.微波遥感[M].侯世昌,马锡冠,译.北京:科学出版社,1988:13-37.
- [2] GASIEWSKIA J, VORONVICH A, WEBER B L, et al. Geosynchronous microwave (GEM) sounder/imager observation system simulation [C]// IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS). 2003:1209-1211.
- [3] TANNER A B, WILSON W J, LAMBRIGSTEN B H, et al. Initial results of the geostationary synthetic thinned array radiometer (GeoSTAR) demonstrator instrument [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2007, 45(7): 1947-1957.
- [4] LIM B, GAIER T, KANGASLAHTI P, et al. Initial results from the GeoSTAR- II laboratory demonstrator [C]// IEEE Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS). 2012: 1282-1285.
- [5] 谢振超,徐红新,安大伟,等.微波辐射计静止轨道遥感试验技术计[J].上海航天,2018,35(2):49-58.
- [6] 袁家军.卫星结构设计与分析[M].北京:中国宇航出版社,2004:143-150.
- [7] 任青梅.高超声速飞行器薄壁结构热屈曲行为研究进展[J].飞航导弹,2018(7):6-12.
- [8] 柴洪友,高峰.航天器结构与机构[M].北京:北京理工大学出版社,2018:249-253.
- [9] 曹琼.低轨高光谱卫星构型设计和结构优化[D].上海:华东理工大学,2005.
- [10] 马兴瑞,韩增尧.卫星与火箭运载火箭力学环境分析方法与试验技术[M].北京:科学出版社,2014:274-280.
- [11] 徐建强.火箭卫星产品试验[M].北京:中国宇航出版社,2012:193-202.
- [12] 阿维塔比莱.模态试验使用技术:实践者指南[M].谭祥军,钱小猛,译.北京:机械工业出版社,2019: 131-140.
- [13] 麦康奈尔,瓦若特.振动试验:理论与实践[M].白化同,张庆君,译.北京:中国宇航出版社,2018: 260-272.
- [14] 杨雨恒,张周锁,史文博,等.铝蜂窝夹层板动力学建模仿真与试验验证[J].机械设计,2021,38(8):9-16.