微波辐射计静止轨道遥感试验技术

谢振超[1]，徐红新[1]，安大伟[2]，何嘉恺[1]，张德海[3]，朱振华[4]

（1. 上海航天电子技术研究所，上海 201109；2. 国家卫星气象中心，北京 100081；
3. 中国科学院微波遥感技术重点实验室，北京 100190；4. 上海卫星工程研究所，上海 201109）

摘　要：在地球静止轨道上对大气进行微波遥感探测尚无先例。为验证静止轨道微波探测仪器关键技术，研究高轨微波辐射传输特性并积累遥感数据，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。微波探测载荷采用真实孔径圆周扫描体系，配置双频段（183，425 GHz）五通道。载荷在轨试验中，各项指标正常，183 GHz频段灵敏度优于 0.5 K，425 GHz 灵敏度优于 1.9 K，性能稳定并超过 3 个月考核寿命。对微波探测载荷 183 GHz 与极轨载荷先进技术微波辐射计（advanced technology microwave sounder，ATMS）进行亮温交叉比对的结果显示，两者亮温相近，变化趋势一致，验证了探测数据的有效性。载荷还在静止轨道获取了极轨无法探知的 3 K/h 量级亮温变化，并在风云四号 A 星姿态调整期间完成了静止轨道微波遥感成像。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。

关键词：静止轨道；微波辐射计；气象卫星；遥感试验；真实孔径；灵敏度；交叉比对；微波成像

中图分类号：P407.7　　**文献标志码**：A　　**DOI**：10.19328/j.cnki.1006-1630.2018.02.006

Remote Sensing Technology of Experimental Microwave Radiometer in Geostationary Orbit

XIE Zhenchao[1], XU Hongxin[1], AN Dawei[2], HE Jiakai[1], ZHANG Dehai[3], ZHU Zhenhua[4]

(1. Shanghai Aerospace Electronic Technology Institute, Shanghai 201109;
2. National Satellite Meteorological Center, Beijing 100081;
3. National Microwave Remote Sensing Laboratory, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190;
4. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109)

Abstract: There is no precedent for atmospheric microwave sounding in geostationary orbit. An experimental microwave radiometer is designed, manufactured and installed on FY-4 satellite to validate the key technologies of geostationary orbit microwave sounding instrument, study the microwave transmitting characteristics in geostationary orbit, and accumulate remote sensing data. The experimental microwave radiometer is designed to use real aperture antenna and has five channels with two frequency bands of 183 GHz and 425 GHz. In the test, all the specifications meet the requirements. The sensitivity of 183 GHz is better than 0.5 K and the sensitivity of 425 GHz is better than 1.9 K. The system operates steadily and is beyond the 3-month design lifetime. The brightness temperature level and variation trend of geostationary experimental microwave radiometer are similar to those of advanced technology microwave sounder (ATMS), and the data validity is verified. The radiometer also acquires the 3 K/h level brightness temperature variation and finishes the geostationary microwave imaging during the attitude adjustment of the satellite. This experiment verifies the validity of the real aperture of microwave sounding in geostationary orbit.

Keywords: geostationary orbit; microwave radiometer; meteorological satellite; remote sensing experiment; real aperture; sensitivity; cross comparison; microwave imaging

收稿日期：2018-02-05；**修回日期**：2018-03-12

作者简介：谢振超（1982—），男，硕士研究生，高级工程师，主要研究方向为微波辐射计技术。

0 引言

强对流天气的典型生命史仅为 5～6 h，其中强暴雨的生命周期可能更短，极轨气象卫星较长的回归周期限制了其在灾害性天气监测预警中的作用。静止轨道气象卫星可实现对大气全天时连续监测，典型时间分辨率为 30 min，局部高达 5 min，能为灾害性天气预报提供实时有效的监测。将静止轨道遥感探测的高时效性和微波对云雨大气独具的穿透性相结合，利用静止轨道微波探测卫星可实现对快速变化的台风、暴雨等灾害性天气的全天候、全天时的定量监测预警，及大气温湿度廓线的探测。

微波辐射计是通过测量物体自身辐射亮温值获取遥感参数的载荷[1]，其发展成熟，工程实现频段较高，可用于静止轨道微波气象遥感探测。目前在轨对地遥感微波辐射计工作轨道高度均小于 1 000 km。从 20 世纪 60 年代至 21 世纪，美国、欧洲和中国研制了若干地球外天体及宇宙背景观测载荷，如 1987 年美国发射的先驱者 1 号搭载的金星高层大气探测器，2004 年欧洲空间局(ESA)发射的罗塞塔(Rosetta)彗星探测器搭载的微波探测仪 MIRO，2007 年中国发射的“嫦娥一号”探月卫星搭载的微波探测仪[2-3]，2009 年欧洲发射的用于观测宇宙背景辐射的 Planck 射电天文望远镜等。对于地球静止轨道微波探测，在真实孔径体制方面，美国开展了 2 m 探测口径 GEM 研究项目[4]，欧洲开展了 3 m 探测口径 GOMAS 研究项目[5-6]；在综合孔径体制方面，美国开展了基于固定式 Y 形阵列的 Geostar 研究项目[7-8]，欧洲开展了基于自旋的 Y 形天线阵列旋转成像的 GAS 研究项目，然而以上静止轨道微波探测项目均无星载计划。

我国在“十一五”至“十二五”期间开展了地球静止轨道微波辐射计技术研究工作，研制了地面原理样机。为降低载荷工程研制和在轨应用风险，在不影响卫星及其他主载荷工作的前提下，利用现有风云四号(FY-4)光学星平台资源，搭载一台微波探测试验载荷开展在轨试验，实现以下验证目的：

1) 评价辐射灵敏度，为静止轨道毫米波、亚毫米波数据应用方法研究提供高轨辐射遥感数据。

2) 验证地球静止轨道准光学频段分离技术，毫米波、亚毫米波接收机技术，微波载荷在轨定标技术等。

本文首先根据试验目标及平台条件，对静止轨道微波探测载荷进行指标论证和系统设计，并进行地面测试验证，然后对在轨遥感曲线、灵敏度进行分析计算，对遥感数据进行交叉比对，开展连续观测试验和扫描成像试验及结果分析，最后对载荷研制及在轨测试情况进行总结。

1 指标论证

风云四号卫星是我国第二代静止轨道气象卫星，装载多通道扫描成像辐射计、干涉式大气垂直探测仪、闪电成像仪和空间环境监测仪器包等先进有效载荷。卫星采用 SAST5000 平台，其对地面为六边形，安装主要业务载荷及卫星数传分系统。对地面仅在卫星机械坐标系 O_i-$X_iY_iZ_i$ 的 $-X_i$ 与 $-Y_i$ 轴间，即数传分系统与干涉式大气垂直探测仪之间有搭载试验载荷的空间，搭载载荷尺寸需小于 340 mm×520 mm×420 mm，质量需小于 25 kg。微波探测试验载荷星上安装位置如图 1 所示。

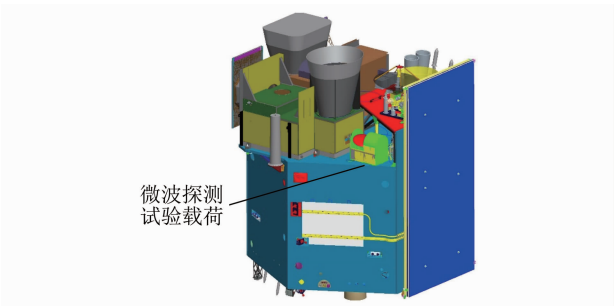

图 1 微波探测试验载荷星上安装位置

Fig.1 Mounting position of the experimental microwave radiometer on the satellite platform

载荷共有 10 个频段可以选择：54，118，425 GHz为氧气吸收频段；23.8，183，380 GHz 为水汽吸收频段；31.4，89，166，340 GHz 为窗区或准窗区频段。

微波探测试验载荷频段的选择依次考虑以下因素：

1) 因静止轨道微波气象卫星主要对大气温湿度廓线进行探测，故搭载试验载荷频段应包括温湿度廓线探测频段。54 GHz 为最重要的大气温度廓线探测频段；425 GHz 为中高层大气温度廓线探测频段，频率最高，且无星载工作先例；183 GHz 为最重要的大气湿度廓线探测频段。

2) 需验证频率分离技术，选择频段数应大于等于 2 个。由于搭载载荷体积、质量受限，选择 2 个频段较为适宜。

3）需验证毫米波、亚毫米波接收技术，选择频段至少需包含 1 个毫米波段和 1 个亚毫米波段。

4）由于空间限制天线尺寸，选择较高频段可获得较高的空间分辨率，相同口径下 425 GHz 频段空间分辨率是 54 GHz 频段的 8 倍左右。

综合以上因素，选择 183，425 GHz 这 2 个频段作为载荷工作频段。

183 GHz 频段共有 5 个可选择通道，425 GHz 频段共有 8 个可选择通道。为降低系统复杂度，只选择其中若干具有代表性的通道。对于 183 GHz 频段，选择与 MHS 载荷相同的中心频率为 (183.31±1.0)，(183.31±3.0)，(183.31±7.0) GHz 的 3 个探测通道，便于交叉比对。由于 425 GHz 频段较高，较难实现低噪声接收，因此选择较宽频段提高灵敏度。选择带宽为 2 GHz 的通道，并将其他通道合并为中心频率为 424.763 GHz，带宽为 4 GHz 的通道。因此，载荷共选择 5 个探测通道，具体载荷通道的选择见表 1。

表 1　微波探测试验载荷通道选择表

Tab.1　Channel choice of experimental microwave radiometer

通道序号	中心频率/GHz	带宽/GHz	通道用途	微波探测试验载荷选择情况
1	183.31±7.0	2×2	水汽廓线，降水	√
2	183.31±4.5	2×2	水汽廓线	—
3	183.31±3.0	2×1	水汽廓线	√
4	183.31±1.8	2×1	水汽廓线	—
5	183.31±1.0	2×0.5	水汽廓线	√
6	424.763±4.0	2×2	温度廓线	√
7	424.763±1.5	2×0.6	温度廓线	合并为中心频率为 424.763 GHz，带宽为 4 GHz 的通道
8	424.763±1.0	2×0.4	温度廓线	
9	424.763±0.6	2×0.2	温度廓线	
10	424.763±0.3	2×0.1	温度廓线	
11	424.763±0.15	2×0.06	温度廓线	
12	424.763±0.07	2×0.02	温度廓线	
13	424.763±0.03	2×0.01	温度廓线	

在极化方面，由于大气廓线探测通道水平极化（H 极化）与垂直极化（V 极化）探测信息相近，为降低系统复杂度，两频段各选择一种极化方式进行分离。425 GHz频段选择 V 极化，183 GHz 频段选择 H 极化。

在空间分辨率方面，由于载荷空间尺寸较小，且静止轨道高度为 35 800 km，如需实现静止微波探测业务应用的 25 km@183 GHz 空间分辨率，需要 2.4 m 照射口径（考虑到 50 km@54 GHz 空间分辨率要求，未来静止轨道微波星需要 5 m 口径天线），未来微波载荷需要足够的卫星平台空间。在目前搭载试验阶段，由于平台空间有限，无法按业务应用标准进行分辨率考核，只能在现有空间内选取合适的天线口径（160 mm）进行估算，425 GHz 空间分辨率要求为 350 km，183 GHz 分辨率要求为 690 km，并通过适当的过采样增加实际观测像素点数。

其他指标如动态范围、主波束效率、量化等级等，选取与极轨微波探测载荷相同的指标进行考核。主要技术性能指标见表 2。表中带宽误差±10%，425 GHz 灵敏度仅做测试，不考核。

表 2　微波探测试验载荷主要性能指标要求

Tab.2　Specifications of experimental microwave radiometer

中心频率/GHz	424.763±4.0	424.763	183.31±7.0	183.31±3.0	183.31±1.0
极化	V	V	H	H	H
带宽/GHz	2	4	2	1	0.5
星下点分辨率/km	<350		<690		
测温灵敏度/K	—		0.6		
主波束效率/%	≥90				
量化等级/bit	12				

2　系统方案设计

微波探测试验载荷采用真实孔径、圆周扫描体系方案，由天馈子系统、接收机子系统、信号处理与控制子系统、结构机构子系统、定标子系统、热控子系统等 6 个子系统组成。系统组成如图 2 所示。

天馈子系统由天线反射面、极化栅网和馈源喇叭组成。183，425 GHz 两频段共用一个偏置抛物面反射面。子系统采用极化栅网实现 2 个频率的极化分离，用各自的馈源接收微波信号。

接收机子系统由 425 GHz 接收机和 183 GHz 接收机组成，2 个频段的接收机均采用超外差设计，包括接收机前端和中低频。接收机前端将射频信号下变频至中频信号进行预放大，由中低频接收机完成信号的中频放大、滤波、平方律检波、低频放大和积分处理。

信号处理与控制子系统由信息单元、驱动控制器和配电单元组成。信息单元对接收机输出信号进行采样，并将数据传输给卫星平台。配电单元对接收机进行供配电。驱动控制器对扫描驱动机构进行扫描控制。

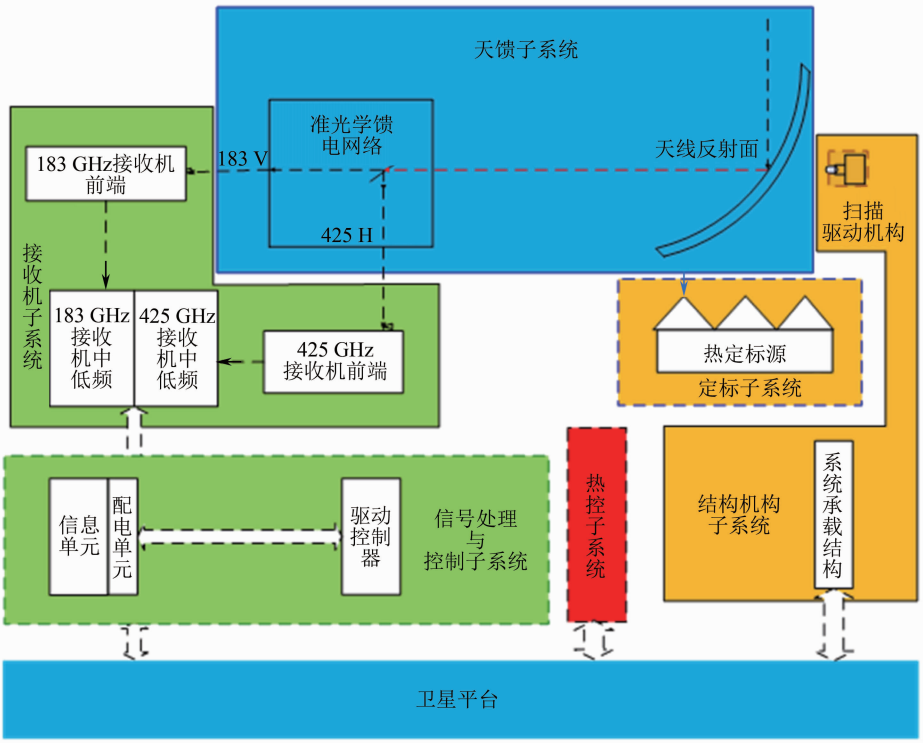

图 2 微波探测试验载荷系统组成图

Fig.2 System composition of experimental microwave radiometer

结构机构子系统由系统承载结构和扫描驱动机构组成。扫描驱动机构驱动天线反射面作一维圆周运动，使载荷在一个旋转周期内依次接收观测目标、宇宙冷空背景和热定标源的微波辐射信号。扫描对应区域为星下圆盘赤道区域。

微波探测试验载荷设计有在轨和定标两类工作模式。定标模式为天线口面对准热定标源进行观测；在轨工作模式包括扫描周期分别为 18，24，36 s 的 3 种模式。其中，以 18 s 扫描周期为主工作模式，24 s 及 36 s 为备用工作模式。

微波探测试验载荷采用天线口面周期两点定标方式。天线周期运动，对准热定标源、冷空与地面观测目标。热定标源提供稳定标准的高亮温信号，冷空提供稳定已知的低亮温信号。对地观测与过渡区域设计为 28°，冷空区域与其相邻，范围为 11°，热定标区域中心轴与星下指向轴成 180°，范围为 10°。

定标及观测区域示意图如图 3 所示。

定标子系统硬件由热定标源组成。热定标源采用金属铝作基体，在基体上浇铸高发射率的树脂型吸波材料来满足宽频段、高发射率和高热导率的辐射体研制需求。

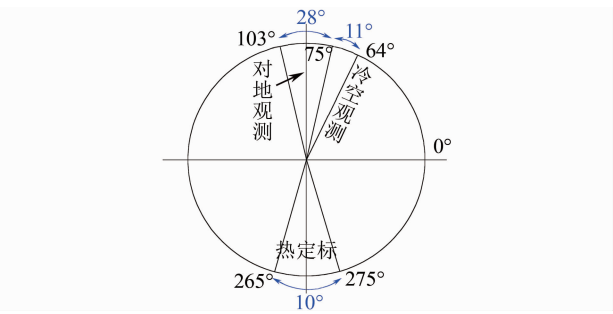

图 3 定标观测区域示意图

Fig.3 Schematic diagram of observation and calibration area

为保证微波探测试验载荷正常工作，应考虑整星质量、功耗等。载荷与星体隔热安装，与星上其他设备靠近面采用隔热措施，其余面采用散热措施。对 425，183 GHz 接收机采用主动热控，由于资源有限，未采用单独的散热措施。在超过最高规定温度时实施关机，保证 2 个频段接收机前端工作在 0～35 ℃，2 个频段接收机中低频工作在 −5～40 ℃。

3 地面测试

完成微波探测试验载荷研制后，分别对载荷辐

射性能和系统灵敏度进行测试。载荷辐射性能采用天线近场测试系统进行测试，系统灵敏度采用实验室冷热定标方法进行测试。

3.1　辐射性能测试

进行系统辐射性能测试时，对天线子系统的 183 GHz 频段方向进行测试，测试频点分别为 174，183，192 GHz，各频段辐射性能测试框图如图 4 所示，测试结果见表 3。

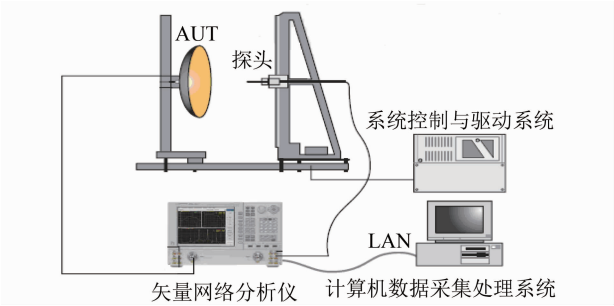

图 4　系统辐射性能测试框图

Fig.4　Block diagram of system radiation performance test

由于 425 GHz 达到亚毫米波段，国内测试条件不具备，只能对 425 GHz 频段辐射性能进行仿真验证。

3.2　灵敏度测试

对微波探测试验载荷灵敏度测试，方法为：

1）在天线口面处放置一宽孔径标准辐射冷源，模拟在轨冷定标，天线对准热定标源，模拟在轨热定标。

2）在综合测试设备显示器上读取热定标源的物理温度 T_H，冷定标源的液氮温度 T_L。

3）根据读取的 T_H、T_L，计算天线输入亮温。

4）在综合测试设备显示器上第 i（i：1～5）通道每扫描周期取 1 个热定标源的输出电平 V_{Hin}，1 个冷定标源的输出电平 V_{Lin}，读取通道自动增益控制（AGC）数据稳定不变的 10 组 V_{Hin}（n：1～40）、V_{Lin}（n：1～40）。

5）将 10 个 V_{Hin} 取平均值为 V_{Hi}，10 个 V_{Lin} 取平均值为 V_{Li}；根据 10 个 V_{Hin} 计算方差 σ_{Hi}。

6）第 i 通道的灵敏度计算公式为 $\Delta T_i = \sigma_{Hi} \times (T_H - T_L)/(V_{Hi} - V_{Li})$。

7）每个通道连续读取 5 组灵敏度数据，并选取其次大值作为测试结果。

8）灵敏度测试在接收机开机 2 h 后进行。

3.3　地面测试总结

系统频率及带宽直接通过测试接收机获得，对地面性能测试结果见表 3 和表 4。

表 3　主要技术指标测试结果 1

Tab.3　System performance test results 1

项目	指标要求	测试结果	符合性
接收机频率及带宽	(424.763±4.0) GHz：2 GHz±10%；424.763 GHz：4 GHz±10%；(183.31±7.0) GHz：2 GHz±10%；(183.31±3.0) GHz：1 GHz±10%；(183.31±1.0) GHz：0.5 GHz±10%	(424.763±4.0) GHz：1.9 GHz；424.763 GHz：3.96 GHz；(183.31±7.0) GHz：1.91 GHz；(183.31±3.0) GHz：1.008 GHz；(183.31±1.0) GHz：0.51 GHz	符合
主波束效率	≥90%	174 GHz：97.24%；183 GHz：97.09%；192 GHz：96.59%；(425±5) GHz：96.5%	符合
空间分辨率	183 GHz：≤690 km；425 GHz：≤350 km	183 GHz：≤625 km(1.00°)；425 GHz：≤262 km(0.42°)	符合
量化等级	12 bits	12 bits	符合

表 4　主要技术指标测试结果 2

Tab.4　System performance test results 2

序号	项目或参数	技术条件或技术要求/K	实测值/K	符合性
1	183 GHz 1 通道灵敏度	≤0.6	0.50	符合
2	183 GHz 2 通道灵敏度	≤0.6	0.37	符合
3	183 GHz 3 通道灵敏度	≤0.6	0.37	符合
4	425 GHz 1 通道灵敏度	—	2.20	—
5	425 GHz 2 通道灵敏度	—	1.77	—

4　在轨试验

4.1　开机试验

载荷交付卫星总体后，随整星参加各项试验。载荷装星照片如图 5 所示。

风云四号 A 星于 2016 年 12 月 11 日发射。微波探测试验载荷于 2016 年 12 月 20 日 14：49 首次

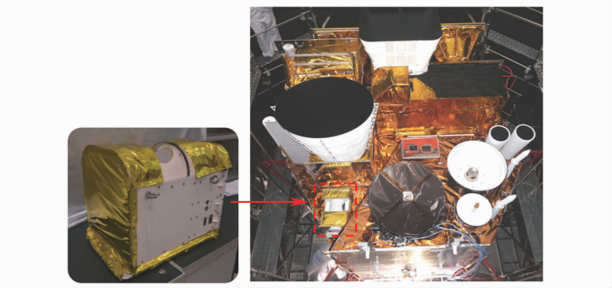

图 5 微波探测载荷装载于风云四号 A 星

Fig.5 Experimental microwave radiometer installed on FY-4A

开机试验。183,425 GHz 接收机先后启动工作,驱动机构带动天线周期扫描,实现星下圆盘中地球赤道区域 18 s 连续观测和载荷全口径周期定标,载荷各项遥感测量参数正常,中国气象局地面站成功获得静止轨道微波遥感数据,载荷 5 个探测通道观测数据经定标后均生成赤道区域实时亮温曲线。

自西向东扫描载荷,由遥感曲线可知,载荷在天线旋转 1 周过程中,首先接收到星下圆盘西侧的冷空信号,随后天线对准星下地球圆盘赤道区域,之后又接收到冷空信号,最后观测热定标辐射源,与设计时序一致,验证了天线扫描设计和产品实现效果。

在第 1～80 个采样点,由于天线指向轴靠近卫星平台一侧,受平台辐射影响,亮温信号有所波动;第 221～275 个采样点为冷定标区域,此时天线指向轴远离卫星平台一侧,接收的冷空背景辐射稳定;第 101～200 个采样点亮温为地球观测区域,亮温在 200～300 K 间;第 276～325 个采样点为观测热定标源区域,接收亮温稳定。以上均验证了定标区域设计的正确性。

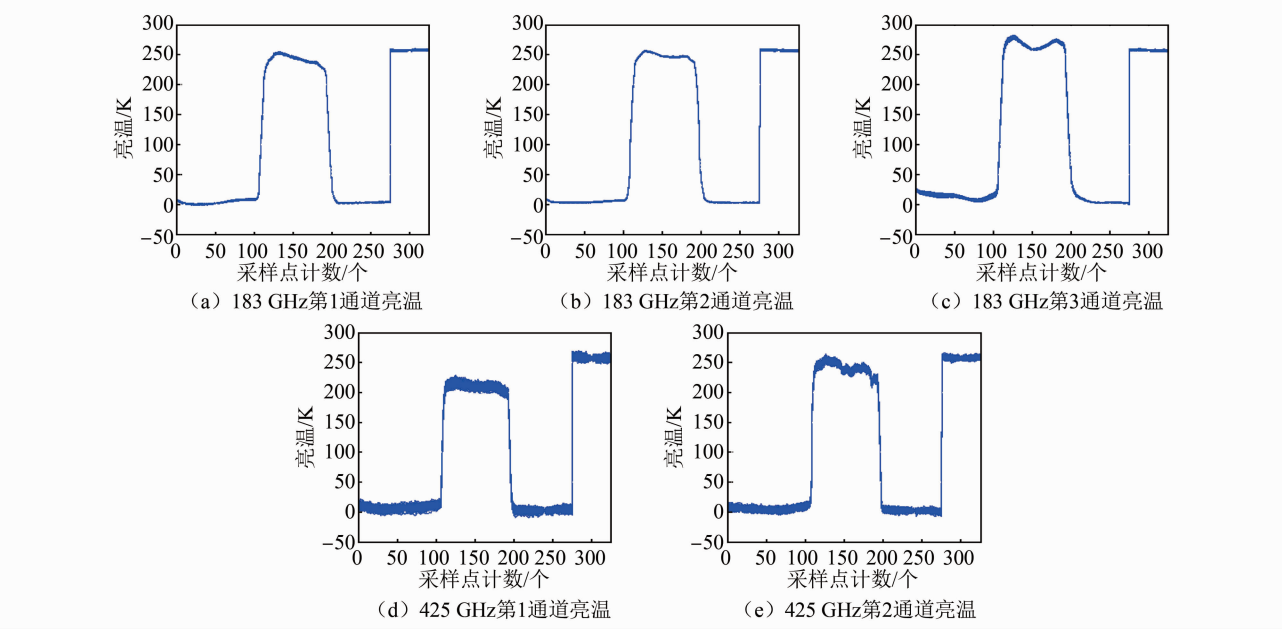

图 6 微波探测试验载荷首日试验 5 个通道亮温数据

Fig.6 Five channels′ brightness temperature data of the experimental microwave radiometer in the first day of observation

4.2 灵敏度测试

2016 年 12 月 20 日至 2017 年 1 月 7 日,探测仪按照首次开机试验步骤,进行 10 次灵敏度探测试验,根据当日仪器温度情况,持续时长为 2.73～6.07 h,各次试验均采用 18 s 周期扫描模式进行观测。微波试验载荷在轨开机具体时间见表 5。

接收机灵敏度定义为在热源稳定的在轨运行期间,接收机观测热源亮温输出的方差。由于微波探测试验载荷热定标源未进行主动热控,且扫描周期为 18 s,所以此次在轨灵敏度的计算没有像以往在轨微波载荷一样计算连续 20 条扫描线和 2 个热源计数值的标准差,而是计算每个扫描线周期内 20 个热源计数值的标准差。

具体测试步骤如下:

1) 计算 T_L、T_H。其中 T_L 为 2.7 K,T_H 为热定标源 5 个测温点的均值。

2) 每个扫描周期取 1 个热定标源的输出电平 V_H,1 个冷定标源的输出电平 V_L。

表 5　微波试验载荷在轨开机具体时间

Tab.5　Experiment time of the experimental microwave radiometer

日期	开机时刻	关机时刻	持续时长/h
2016 年 12 月 20 日	14:40	17:40	3.00
2016 年 12 月 21 日	14:45	17:29	2.73
2016 年 12 月 22 日	14:42	17:35	2.88
2016 年 12 月 29 日	14:47	17:39	2.90
2016 年 12 月 30 日	09:23	14:13	4.83
2017 年 1 月 3 日	09:54	14:51	4.95
2017 年 1 月 4 日	09:02	15:06	6.07
2017 年 1 月 5 日	09:10	14:57	5.78
2017 年 1 月 6 日	09:10	14:45	5.58
2017 年 1 月 7 日	09:08	14:55	5.78

3）每个扫描周期内取 20 个热源计数值，计算方差为 σ_H。

灵敏度计算公式为

$$N_{edt}=\sigma_H\times(T_H-T_L)/(V_H-V_L) \quad (1)$$

各通道灵敏度的每日均值计算结果见图 7 和表 6。

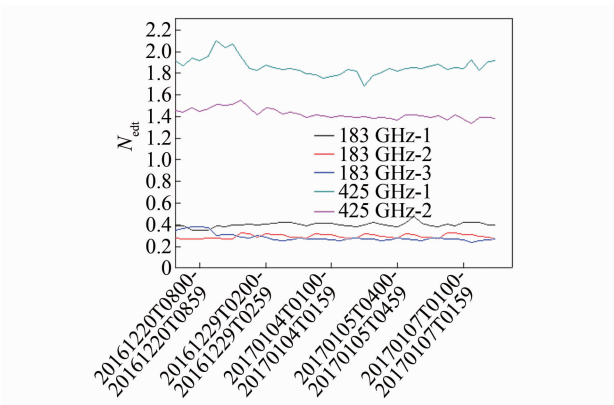

图 7　灵敏度在轨测试结果

Fig.7　In-orbit test result of sensitivity

由图 7 和表 6 可知，微波探测试验载荷各通道灵敏度保持稳定，且 183 GHz 各通道均满足小于 0.6 K 的指标要求，425 GHz 1 通道灵敏度为 1.85 K，2 通道灵敏度为 1.41 K。在轨灵敏度各日稳定的测试值验证了微波辐射计工作于地球静止轨道的稳定性。

由于载荷频率分离插入损耗、接收系统噪声、定标系统观测区域和定标源发射率与温度稳定性均会影响灵敏度测试结果，故载荷在轨性能验证了静止轨道微波辐射计频率分离、接收及定标技术。

表 6　灵敏度在轨测试结果与技术指标的符合性

Tab.6　Conformance of in-orbit test result of sensitivity with technical index

项目	技术指标/K	地面实测值/K	在轨测试（所有数据均值）/K	符合性
183 GHz 1 通道	≤0.6	0.50	0.40	符合
183 GHz 2 通道	≤0.6	0.37	0.29	符合
183 GHz 3 通道	≤0.6	0.37	0.28	符合
425 GHz 1 通道	—	2.20	1.85	—
425 GHz 2 通道	—	1.77	1.41	—

4.3　交叉比对试验

由于无静止轨道微波遥感在轨工作先例，无法进行同类轨道微波遥感数据交叉比对。采用极轨载荷先进技术微波辐射计（Advanced Technology Microwave Sounder，ATMS）与静止轨道载荷进行不同轨道高度数据比对。

ATMS 是新一代微波辐射计，其运行平台是国家极轨环境卫星系统（National Polar-Orbiting Operational Environmental Satellite System，NPOESS）[9-11]。ATMS 探测从 23～183 GHz 的 22 个离散频率上的地表和大气微波辐射开始，其中通道 1～15 为低频探测通道（23～57 GHz），主要用于探测大气温度廓线；通道 16～22 为高频探测通道（88～183 GHz），主要用于探测大气湿度廓线。ATMS 载荷 18，20，22 通道与微波探测试验载荷 183 GHz 频段 3 个通道频段范围相同。

由于 ATMS 为极轨载荷，轨道高度为 824 km，183 GHz 星下点空间分辨率为 15.8 km，刈幅宽度为 2 500 km，整个刈幅宽度内共有 96 个足迹。微波探测试验载荷轨道高度为 35 800 km，183 GHz 星下点空间分辨率实测值为 625 km。因此在 ATMS 的刈幅宽度内，至少覆盖 3 个微波探测试验载荷波束足迹。交叉比对像元配准图如图 8 所示。

通过计算 FY-4 微波探测试验载荷与 ATMS 载荷亮温值偏差进行交叉比对。由于微波探测试验载荷空间分辨率远大于 ATMS 载荷，故采用 ATMS 载荷多个足迹的亮温平均值与对应的微波探测试验载荷亮温进行比较。空间上，ATMS 载荷选取微波探测试验载荷大足迹范围内的多个小足迹；时

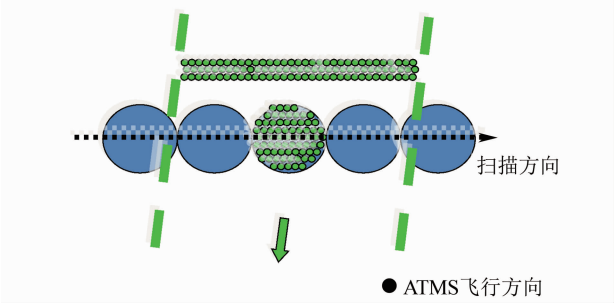

图 8 交叉比对像元配准图

Fig.8 Diagram of pixel registration in cross comparison

间上，规定大足迹与其范围内小足迹的最大时间间隔。具体计算方法表示为

$$\Delta T_{\mathrm{B}}=\left|T_{\mathrm{B,\ FY\text{-}4}}(t_0,x_0,y_0)-\frac{1}{N}\sum_{i,j}T_{\mathrm{B,\ ATMS}}(t,x_{ci,j},y_{ci,j})\right| \tag{2}$$

式中：t_0，t，x_0，y_0，$x_{ci,j}$，$y_{ci,j}$ 满足条件

$$\begin{cases}|t-t_0|\leqslant\Delta t_{\max}\\ \sqrt{(x_{ci,j}-x_0)^2+(y_{ci,j}-y_0)^2}\leqslant x_{\mathrm{FOV}}\end{cases} \tag{3}$$

x_0，y_0，$x_{ci,j}$，$y_{ci,j}$，x_{FOV} 具体计算方法表示为

$$\begin{cases}x_0=R_{\mathrm{e}}\sin A_{z0}\\ y_0=R_{\mathrm{e}}\cos A_{z0}\sin E_{l0}\\ x_{ci,j}=R_{\mathrm{e}}\sin A_{zi,j}\\ y_{ci,j}=R_{\mathrm{e}}\cos A_{zi,j}\sin E_{li,j}\end{cases} \tag{4}$$

式中：ΔT_{B} 为微波探测试验载荷与 ATMS 载荷亮温差；$T_{\mathrm{B,\ FY\text{-}4}}$ 为微波探测试验载荷亮温值；$T_{\mathrm{B,\ ATMS}}$ 为 ATMS 载荷亮温值；N 为符合式(3)条件的 ATMS 载荷波束足迹个数；$t_{i,j}$ 为 ATMS 第 i 列，第 j 行波束足迹对应的探测时刻；t_0 为微波探测试验载荷探测时刻；$\{x_0,y_0\}$ 为微波探测试验载荷波束足迹中心点坐标；$\{x_{ci,j},y_{ci,j}\}$ 为 ATMS 第 i 列，第 j 行波束足迹中心点坐标；$\Delta t_{\max}$ 为微波探测试验载荷与 ATMS 载荷探测时刻间隔最大允许值；x_{FOV} 为微波探测试验载荷空间分辨率；R_{e} 为地球半径；A_{z0} 为微波探测试验载荷波束足迹中心点与星下点经度差；E_{l0} 为微波探测试验载荷波束足迹中心点与星下点纬度差；$A_{zi,j}$ 为 ATMS 第 i 列，第 j 行波束足迹中心点与星下点经度差；$E_{li,j}$ 为 ATMS 第 i 列，第 j 行波束足迹中心点与星下点纬度差。

根据式(2)～式(4)，按照以下步骤进行交叉比对：

1) 在 2016 年 12 月 20 日—22 日、2016 年12 月 29 日—30 日、2017 年 1 月 3 日—7 日选取与 ATMS 过风云四号星下圆盘相近时间，进行微波探测试验载荷探测，具体时间见表 5。通过定标定位获得 1 级数据，与 ATMS 载荷对应时间段的 1 级数据进行比对，探测通道为(183±3)，(183±7) GHz。

2) 筛选微波探测试验载荷星下点(赤道、东经 99.5°)、星下点西相邻足迹(赤道、东经 93.9°)、星下点东相邻足迹(赤道、东经 105.1°)3 个足迹范围内 2 载荷所有探测数据。

3) 对于每个微波探测试验载荷符合要求的探测数据，在其足迹内选取 ATMS 载荷所有探测数据，然后去除与微波探测试验载荷探测时间差大于 10 min 的 ATMS 载荷数据($\Delta t_{\max}\leqslant 10$ min)。

4) 判断每个微波探测试验载荷足迹内的 ATMS 载荷探测数据标准差是否小于 2 K，对于小于 2 K 的情况，计算 ATMS 载荷平均亮温值与微波探测试验载荷亮温值之差。

5) 此外，对微波探测试验载荷在赤道整个扫描条带内亮温值与 ATMS 载荷探测亮温值进行趋势对比。

具体对比结果见图 9～11。由图 9 和图 10 可知，两个载荷(183±3)，(183±7) GHz 通道星下点亮温差值较为接近。在 2 min 时间间隔内，(183±3) GHz 亮温差为 1 K，(183±7) GHz 亮温差为 2 K，初步验证了载荷定标精度。由图 11 可知，微波探测试验载荷与 ATMS 载荷变化趋势一致。

对于星下点西相邻足迹和星下点东相邻足迹，亮温差值最大达到 8 K。由于地球静止轨道与极轨微波载荷对应的大气探测路径仅在观测星下点时相同，在探测其他位置时入射角不等于 0°，两者路径有所不同，因此亮温值本身存在差异。所以可用星下点的亮温值比较结果作为交叉比对结果，未来静止轨道微波探测卫星也可采用星下点数据进行交叉比对，由于微波星分辨率与极轨载荷相当，对比结果将更加接近真实情况。

4.4 同区域亮温变化观测试验

载荷具备对星下赤道区域连续观测的条件。2017 年 1 月 3 日载荷已连续观测 4 h，对星下点亮温数据随时间变化进行多项式拟合，以此作为同区域亮温比较依据。(183±7) GHz 通道同区域亮温变化如图 12 所示。各通道连续观察 4 h 亮温变化见表 7。

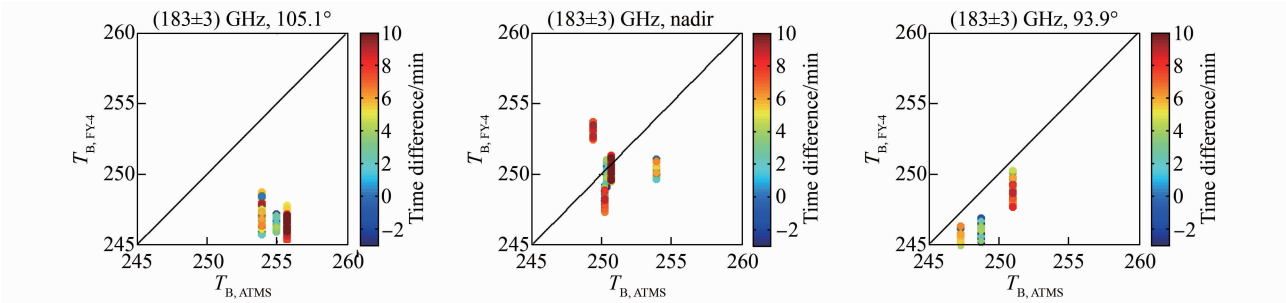

图 9　微波探测试验载荷(183±3) GHz 通道与 ATMS 交叉对比图

Fig.9　Cross comparison of the experimental microwave radiometer and ATMS @(183±3) GHz

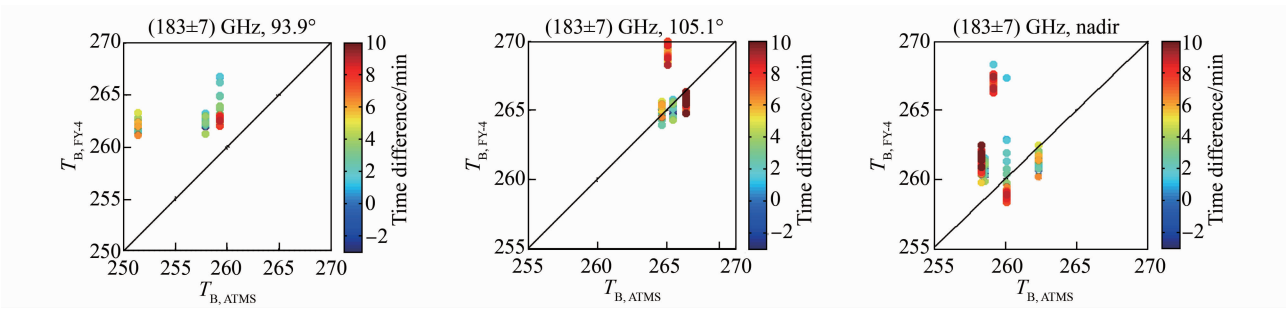

图 10　微波探测试验载荷(183±7) GHz 通道与 ATMS 交叉对比图

Fig.10　Cross comparison of the experimental microwave radiometer and ATMS @(183±7) GHz

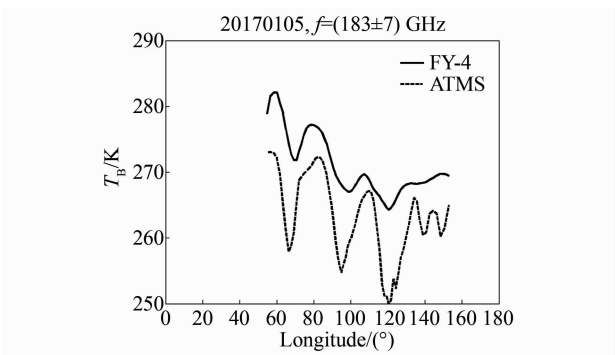

图 11　微波探测试验载荷(183±7) GHz 与 ATMS 亮温变化趋势图(2017 年 1 月 5 日)

Fig.11　Variation trend comparison of the experimental microwave radiometer and ATMS @(183±7) GHz(Jan. 5th,2017)

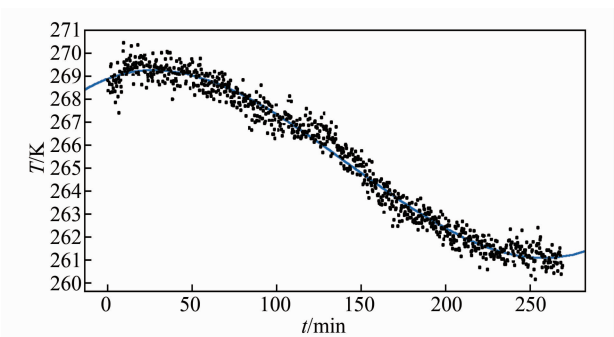

图 12　(183±7) GHz 通道同区域亮温变化图

Fig.12　Diagram of brightness variation in the same region @(183±7) GHz

3 颗极轨卫星时间分辨率为 4 h，微波探测载荷各通道 4 h 内亮温变化均大于 2 K；(183±7) GHz 通道探测高度更接近地面，变化范围大于其他通道，其 1 h 亮温最大变化为 3.10 K，4 h 累积变化为 7.67 K，证明了静止轨道高频次微波探测可获得极轨载荷无法探知的亮温变化。在轨实测结果说明了静止轨道微波气象卫星的研制意义。

4.5　整星姿态调整成像试验

2017 年 2 月 27 日—28 日卫星在轨姿态发生缓慢变化(抬升 1.5°)，在 2017 年 2 月 28 日凌晨 2 点至 3 点，微波探测试验载荷开机，并采用 18 s 扫描模式连续观测 1 h，获得 200 条扫描线，形成有效带状观测区域。

根据观测期间的轨道时刻、轨道半长轴、轨道偏心率、轨道倾角、轨道升交点赤经、轨道近地点幅角、轨道幅角、滚动姿态角、俯仰姿态角、偏航姿态角、载

荷指向方位角、载荷指向高度角计算星下点经度及星下点纬度。将对应经纬度及通道亮温采用线性差值法进行绘图，获取了各通道亮温图像，如图 13 所示。

表 7 各通道同区域亮温变化表

Tab.7 Brightness temperature variations in the same area of five channels /K

项目	第 1 小时亮温变化	第 2 小时亮温变化	第 3 小时亮温变化	第 4 小时亮温变化	4 h 总变化量	1 h 内最大亮温变化
183 GHz 1 通道	0.25	0.42	0.61	0.82	2.11	0.82
183 GHz 2 通道	0.22	0.44	0.63	0.80	2.10	0.80
183 GHz 3 通道	0.08	2.45	3.10	2.04	7.67	3.10
425 GHz 1 通道	1.94	0.89	0.72	1.43	4.98	1.94
425 GHz 2 通道	0.11	1.23	2.13	2.80	6.27	2.80

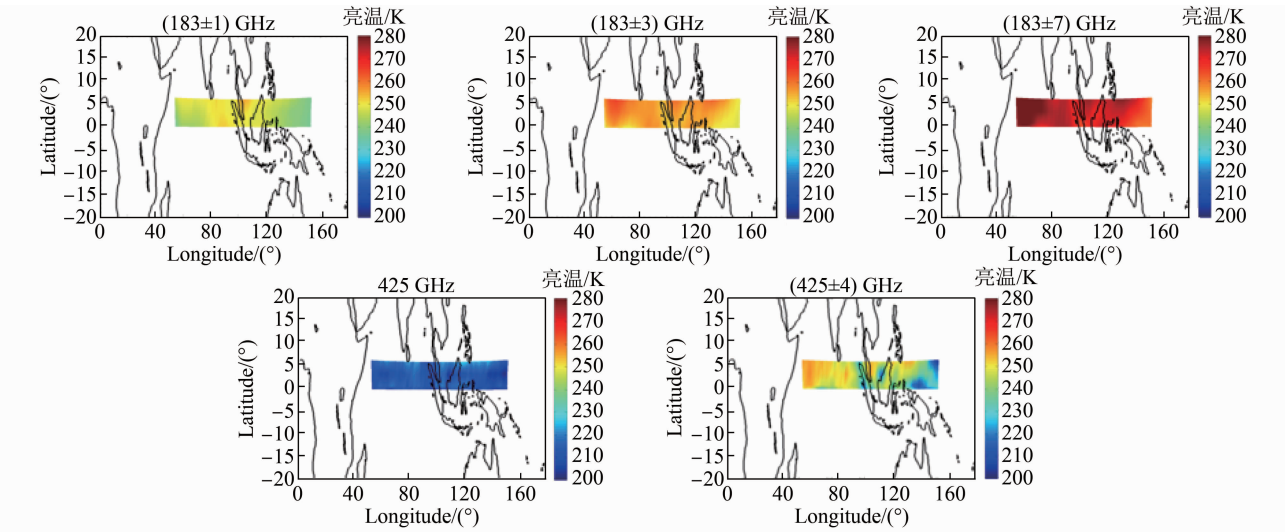

图 13 整星姿态调整各通道亮温图像

Fig.13 Brightness temperature images of all channels during the attitude adjustment of the satellite

183 GHz 通道中，(183±7) GHz 通道亮温最高，(183±3) GHz 次之，(183±1) GHz 亮温最低；425 GHz 通道探测高度高于(425±4) GHz 高度，大气温度随高度升高而下降，故 425 GHz 通道亮温小于(425±4) GHz 亮温。

目前仅有星下点亮温数据可采取 4.4 节方法进行比较，其他位置数据由于大气探测路径不同，难以进行直接比对。该载荷低分辨率区域数据如何进行反演和模式同化，有待进一步研究。

5 结束语

为验证静止轨道微波遥感工程可实现性和关键技术，利用风云四号 A 星(尺寸空间：340 mm×520 mm×420 mm；质量：25 kg)，研制了 183 GHz/425 GHz 五通道微波探测试验载荷。自 2016 年 12 月20 日起，微波探测试验载荷进行在轨探测试验，载荷各项遥测参数正常，超过了 3 个月的考核寿命。从性能上看，183 GHz 灵敏度优于 0.5 K，425 GHz灵敏度优于 1.9 K，遥感观测数据经分析比对，与世界上最先进的载荷—美国 ATMS 观测数据变化趋势基本一致，并完成了静止轨道微波遥感图像。结果表明：探测试验载荷能承受卫星发射和地球静止轨道环境的双重考验，也向世界证明了真实孔径体制微波辐射计可用于静止轨道遥感探测。

载荷采用 183 GHz/425 GHz 双频段准光学馈电网络。自主研制了 425 GHz 两通道接收机，自主设计了 183～425 GHz 静止轨道定标系统。载荷灵敏度符合指标要求，探测亮温与极轨载荷交叉比对结果基本一致，由此验证了静止轨道微波气象卫星载荷毫米波、亚毫米波准光学馈电网络、接收、定标

等关键技术的工程可实现性，为微波星载荷工程研制提供了可能。425 GHz 频段已达到太赫兹频段，说明我国星载微波遥感技术已从毫米波迈向太赫兹频段。

载荷进行了同区域亮温变化观测试验，部分通道 4 h 累积变化超过 7 K，证明了 3 颗极轨气象卫星的时间分辨率无法覆盖短时亮温变化。由于台风旋转等现象周期短，仅靠极轨卫星覆盖难以捕捉这些短时变化，因此静止轨道高频次观测、对局部区域连续观测具有重要意义。

在应用方面，微波探测试验载荷目前仅获得亮温数据，可进一步进行数据反演研究。对 425 GHz 频段星载数据如何获得气象、环境领域等一些新的结果需要进一步研究。已获得的低分辨率静止轨道微波数据后续也可尝试同化进入模式，对效果进行分析。此外还可尝试进行月球、射电星等观测，研究静止轨道微波气象卫星全口径定标方法。

在硬件研制方面，由于搭载空间限制，微波探测试验载荷天线口径仅为 160 mm，如需实现静止轨道微波气象卫星 54 GHz 频段 50 km 空间分辨率指标，后续需研制 5 m 口径天线系统，因此还需解决大口径高精度天线反射面加工制造、形面测量、热变形控制等关键技术。天馈与接收定标部分系统集成后，全系统测试、定标等关键技术也需进一步研究。

参考文献

[1] 乌拉比 F T，穆尔 R K，冯健超. 微波遥感[M]. 侯世昌，马锡冠，译. 北京：科学出版社，1988：1-3.

[2] 姜景山，王振占，张晓辉. 微波月亮——人类对月球的全新视角——中国“嫦娥一号”卫星微波探测仪若干探测结果[J]. 遥感技术与应用，2009，24(4)：409-422.

[3] 姜景山，王振占，李芸. 嫦娥 1 号卫星微波探月技术机理和应用研究[J]. 中国工程科学，2008，10(6)：16-22.

[4] GASIEWSKI A J，VORONOVICH A，WEBER B L，et al. Geosynchronous microwave (GEM) sounder/imager observation system simulation[C]// IEEE Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS). Toulouse：IEEE，2003：1209-1211.

[5] PINORI S，BAORDO F，MEDAGLIA C M，et al. On the potential of sub-mm passive MW observations from geostationary satellites to retrieve heavy precipitation over the mediterranean area[J]. Advances in Geosciences，2006(7)：387-394.

[6] BIZZARRI B. Initiatives for millimetre/submillimetre wave sounding from geostationary orbit[C]// IEEE Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS). Roma：[s.n.]，2002：548-552.

[7] 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 Transactionsons on Geoscience and Remote Sensing，2007，45(7)：1947-1957.

[8] LIM B，GAIER T，KANGASLAHTI P，et al. Initial results from the GeoSTAR-II laboratory demonstrator[C]// IEEE Geoscience and Remote Sensing Symposium，Munich：IEEE，2012：1282-1285.

[9] MORADI I，FERRARO R R，SODENB J，et al. Retrieving layer-averaged tropospheric humidity from advanced technology microwave sounder water vapor channels[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing，2015，53(12)：6675-6688.

[10] MUTH C，LEE P S，SHIUE J C，et al. Advanced technology microwave sounder on NPOESS and NPP[C]// IEEE Geoscience and Remote Sensing Symposium. Anchorage：IEEE，2004：2454-2458.

[11] MUTH C，WEBB W A，ATWOOD W，et al. Advanced technology microwave sounder on the national polar-orbiting operational environmental satellite system[C]// IEEE Geoscience and Remote Sensing Symposium. Seoul：[s.n.]，2005：99-102.