

月球轨道交会对接微波雷达系统设计

孙 武, 贺中琴, 姚元福, 王一格

(北京遥感设备研究所, 北京 100854)

摘 要: 针对月球轨道自主交会对接任务特点, 设计一种测距、测速、测角、通信一体化的先进交会对接微波雷达系统。该雷达系统采用高速伪码延时测距、双程相干多普勒测速及相位干涉仪测角体制完成测量功能, 采用 QPSK 调制与 RS 编码完成扩频通信功能, 具有测量通信一体化、测量参数全、测量精度高、小型化低功耗、使用方便可靠等特点。经实际在轨验证, 该雷达系统首次实现了月球轨道无人交会对接全程高精度多元信息测量及可靠双向通信, 综合技术达到国际先进水平。

关键词: 月球轨道; 交会对接; 微波雷达; 测量通信一体化

中图分类号: TN958; V526 **文献标志码:** A **文章编号:** 1672-2337(2021)01-0023-05

Design of Microwave Radar System for Lunar Orbit Rendezvous and Docking

SUN Wu, HE Zhongqin, YAO Yuanfu, WANG Yige

(Beijing Institute of Remote Sensing Equipment, Beijing 100854, China)

Abstract: Aiming at the characteristics of the lunar orbit autonomous rendezvous and docking task, an advanced rendezvous and docking microwave radar system integrating ranging, velocity measurement, angle measurement and communication is designed. The radar adopts high-speed PN code delay ranging, round-trip Doppler frequency velocity measurement and Interferometric angle measurement system to complete the measurement function, and uses QPSK modulation and RS coding to complete the spectrum communication function. The system has the characteristics of integration of measurement and communication, complete measurement parameters, high measurement accuracy, miniaturization, low-power consumption, convenient and reliable use, etc. Through the actual orbit verification, the radar system has realized the high-precision multi-information measurement and reliable two-way communications in the whole course of unmanned rendezvous and docking in lunar orbit for the first time, and the comprehensive technology has reached the international advanced level.

Key words: lunar orbit; rendezvous and docking; microwave radar; integration of measurement and communication

0 引言

月球是地球的天然卫星,也是距离地球最近的天体,是人类开展深空探测的首选目标。第一次探月高潮始于 1958 年,止于 1976 年,以美、苏两国空间竞赛为标志,其中俄罗斯完成了 3 次无人月球采样返回,美国实现了 6 次载人登月。月球探测的再度兴起是在 20 世纪 90 年代以后,主要航天国家纷纷启动并实施了月球探测活动^[1]。

2004 年,中国正式开启探月工程,又称为“嫦娥工程”,计划分为“绕、落、回”三个阶段实施^[2]。

2020 年 12 月 17 日 1 时 59 分,嫦娥五号返回器携带月球样品在内蒙古四子王旗预定区域安全着陆,探月工程嫦娥五号任务取得圆满成功^[3]。为了完成这次月球采样返回任务,嫦娥五号实现了我国开展航天活动以来 5 个“首次”的突破:首次在月面自动采样、首次从月面起飞、首次月球轨道无人交会对接、首次带着月壤以接近第二宇宙速度返回地球、首次建立我国月球样品的存储、分析和研究系统^[2]。其中,首次在距离地球 38 万千米外的月球轨道上进行无人交会对接,无卫星导航信号支持,微波雷达是远距离测量的唯一手段。同时,月球轨道交会对接过程中,地面测控支持能力

受限,且受到对接机构大小的限制,对接精度的要求较高^[4]。

月球轨道交会对接微波雷达是嫦娥五号轨道器和上升器间交会对接用测量敏感器,具有捕获、跟踪和测量功能,可以在相对距离 100 km 至对接全程提供两飞行器间的相对运动参数,即上升器与轨道器的相对距离 ρ 及其变化率 $\dot{\rho}$ 、视线相对于微波雷达测量坐标系的俯仰角 α 、方位角 β ;除测量功能外,还具有空空通信功能,在 100 km 至对接全程实现轨道器和上升器之间的双向通信。

月球轨道交会对接微波雷达在高精度测量的基础上增加了通信功能,测量通信一体化是总体设计技术的关键,同时还需要解决小型化低功耗设计、月球轨道环境适应性设计、天地一致性性能验证等技术难题。

1 雷达系统设计

1.1 测量通信一体化设计

月球轨道交会对接微波雷达系统采用二次测量雷达体制,由安装在轨道器上的雷达和安装在上升器上的应答机组成,系统组成框图如图 1 所示。

雷达工作体制的选择与具体的技术性能要求以及设备的复杂性等有关。从测距功能需求出发,工作体制可选择:单脉冲体制、侧音连续波体制或伪码连续波体制;从测速功能需求出发,工作体制可选择:微分测速或多普勒测速体制;从测角功能需求出发,工作体制可选择:单脉冲测角或干涉仪测角体制;不同体制各有优缺点。

针对测量通信一体化功能需求,首次提出了一种集高速伪码测距、双程相干多普勒测速、相位干涉仪测角、扩频通信于一体的交会对接微波雷达先进工作体制。

月球轨道交会对接微波雷达采用 QPSK 正交载波调制方式,即利用不含数据位的 I 支路伪码进行载波跟踪^[5]、伪码跟踪从而实现测距、测速、测角功能,在 Q 支路伪码上调制通信数据以完成通信功能,雷达发射的信号或应答机接收的信号为

$$S_{up} = A_{up1} \cdot P_1(t) \cdot \cos(2\pi f_{up}t + \varphi_{up}) + A_{up2} \cdot P_2(t) \cdot D_{up}(t) \cdot \sin(2\pi f_{up}t + \varphi_{up}) \quad (1)$$

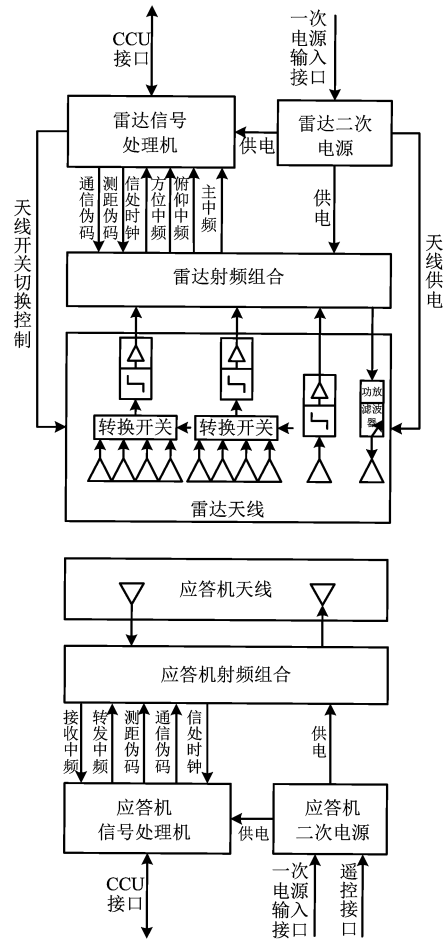


图 1 月球轨道交会对接微波雷达系统组成

式中: A_{up1} 为雷达发射测量信号的幅度; $P_1(t)$ 为雷达向应答机的发射的测量伪码; f_{up} 为雷达发射/应答机接收信号频率; φ_{up} 为雷达发射信号的初始相位; A_{up2} 为雷达发射通信信号的幅度; $P_2(t)$ 为雷达向应答机的发射的通信伪码; $D_{up}(t)$ 为雷达发射给应答机的上行数据流。

应答机转发的信号或雷达接收的信号为

$$S_{down1} = A_{down1} \cdot P_1(t) \cdot \cos(2\pi f_{down}t + \varphi_{down}) + A_{down2} \cdot P_2(t) \cdot D_{down1}(t) \cdot \sin(2\pi f_{down}t + \varphi_{down}) \quad (2)$$

式中: A_{down1} 为应答机转发测量信号的幅度; $P_1(t)$ 为应答机向雷达转发的测量伪码; f_{down} 为应答机发射/雷达接收信号频率; φ_{down} 为应答机转发信号的初始相位; A_{down2} 为应答机转发通信信号的幅度; $P_2(t)$ 为应答机向雷达转发的通信伪码; $D_{down}(t)$ 为应答机转发下行数据流。

月球轨道交会对接微波雷达采用高速伪码测距、双程相干多普勒测速及相位干涉仪测角体制完成测量功能;通过数据调制与编码完成扩频通

信功能;通过码型设计优化解决了通信支路对测量支路影响的技术难题,并采用RS编译码技术进一步降低通信误码率;能够在100 km内完成两飞行器之间相对运动参数高精度测量的同时,实现两飞行器间可靠双向通信。

1.2 小型化低功耗设计

火箭的运载能力对嫦娥五号探测器的重量和功耗有严格的约束,根据任务需求,月球轨道交会对接微波雷达重量要求不大于11.26 kg,功耗要求不大于83 W,因此小型化、低功耗设计是月球轨道交会对接微波雷达工程实现的关键。

1) 小型化十字正交线阵天线设计

月球轨道交会对接微波雷达采用小型化十字正交线阵天线,图2给出了其结构布局,它由两个一维四元线阵天线组成,用一个四元线阵天线测量俯仰角,用另一个四元线阵天线测量方位角,从而在俯仰 $\pm 60^\circ$ 、方位 $\pm 60^\circ$ 二维空间内完成角度测量,省去伺服系统,有效降低系统重量和功耗。天线形状设计为八角形,可以有效减重。

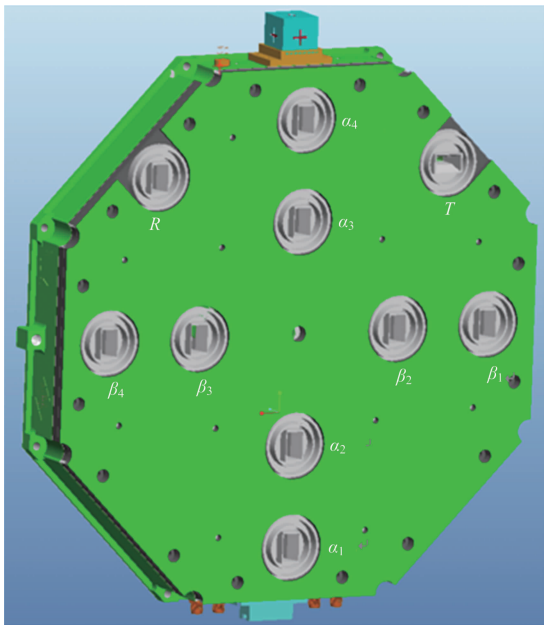


图2 月球轨道交会对接微波雷达天线结构布局

图2中R为测距测速接收天线, $\alpha_1 \sim \alpha_4$ 为俯仰测角接收天线, $\beta_1 \sim \beta_4$ 为方位测角接收天线,T为发射天线。月球轨道交会对接微波雷达天线采用波导实现,以提高空间环境的稳定性。在天线设计及测试过程中,通过在天线阵面间隙填充特殊吸波材料的方法,突破了多阵元间互耦、金属面

反射对角度测量性能影响的技术难题。

2) 多阵元测角通道合并设计

月球轨道交会对接微波雷达将部分射频前端组件集成在雷达天线结构中,采用四选一波导开关实现多接收通道时分复用^[6],最大程度地实现了测角接收通道合并,相位稳定性得到有效保证,无需进行相位自校准,由此去除天线内部的校准网络,测角通道射频电缆数量由8根减少为2根。

3) 全数字相干转发设计

将全数字相干转发技术应用到月球轨道交会对接微波雷达中,使雷达接收到的应答机转发信号与微波雷达自身参考源形成相干源,利用双程相干多普勒完成速度测量;解决了传统模拟转发技术存在的转发信噪比低、功耗大、可靠性低等难题。

4) 其他小型化、低功耗设计

月球轨道交会对接微波雷达对关键射频元器件进行了小型化设计,尽量选用低功耗数字器件,同时进行多轮算法优化以进一步降低大规模逻辑器件的实际功耗;在结构设计方面,对关键结构件进行受力分析和优化设计,在保证结构强度和可靠性的前提下,最大限度地减小结构件本身的尺寸,并采用镁铝合金材料进一步减轻结构重量。

采取上述各项小型化低功耗设计措施后,月球轨道交会对接微波雷达重量小于10.5 kg,功耗小于80.6 W,相对国外同类交会对接微波雷达而言,小型化、低功耗优势明显。

1.3 月球轨道环境适应性设计

月球轨道交会对接微波雷达为提高月球空间环境下的工作可靠性,在传统力、热、真空等环境适应性设计基础上,重点关注单粒子效应防护设计和抗月尘防护设计。

针对空间辐照应用环境,提出“软硬结合”的全面抗单粒子翻转设计技术,在采用抗辐照加固器件和看门狗复位电路的基础上,采用软件三模冗余结合配置信息部分重加载技术解决FPGA抗单粒子翻转的技术难题,采用EDAC防护结合定时刷新技术解决DSP抗单粒子翻转的技术难题。

在月球轨道交会对接任务中,微波应答机天线随上升器降落月面,而月球表面存在肉眼难以看到的月尘。因此在设计时需考虑月尘对微波应

答机天线可能造成的损害,设计中采用特殊材料给应答机天线设计了防尘罩,避免对微波雷达的测量功能和空空通信功能产生影响,并经过抗月尘试验验证,成功应用于我国首次月球轨道无人交会对接。

1.4 天地一致性性能验证

月球轨道交会对接微波雷达提出并采用了高精度多传感器相融合的交会对接微波雷达性能验证技术,包括实验室模拟飞行试验、微波暗室试验、直升机挂飞试验等;同时针对月球轨道应用环境开展力、热、真空、抗单粒子、抗月尘等环境适应性验证,解决了天地一致性性能验证的技术难题,确保了交会对接微波雷达在轨可靠工作。

1) 实验室模拟飞行试验

实验室模拟飞行试验利用模拟器产生不同信号条件、不同位置和不同姿态工况下的射频模拟信号,全面考核月球轨道交会对接微波雷达距离、速度、角度和角速度的测量范围和测量精度;对通信数据进行误码率分析,考核通信功能及性能;检查微波雷达电气接口、机械接口、热接口是否符合技术要求。

2) 微波暗室试验

微波暗室试验利用高精度三轴转台实现角度和角速度测试范围覆盖,通过光学精测手段结合高精度转台的实时角度输出结果以获得高精度标校数据,全面考核月球轨道交会对接微波雷达角度和角速度的测量范围和测量精度,验证月球轨道交会对接微波雷达在开场闭环测试环境下的性能。

3) 直升机挂飞试验

直升机挂飞试验利用直升机挂飞平台实现动态测距、测速以及作用距离范围覆盖,通过光学精测手段结合 GPS 和惯导标校平台测量数据以获得高精度标校数据,考核月球轨道交会对接微波雷达的作用距离以及高动态、远距离工况下的搜索、捕获功能和测距、测速精度和通信性能。

4) 鉴定级/验收级环境试验

依据环境试验规范和环境试验大纲开展力学试验(包含加速度、冲击、正弦、随机振动)、热试验(包含热真空、热循环、高温存储、低温存储、老炼试验)、空间环境试验(包含紫外、辐照试验等)、电

磁兼容性试验,全面考核月球轨道交会对接微波雷达的环境适应性。

5) 抗单粒子专项验证试验

月球轨道交会对接微波雷达在抗单粒子效应防护方面采取了一系列新的设计措施,为了验证其性能,采用软件故障注入的方法进行测试,通过合理设计测试工况,全面测试其抗单粒子翻转的能力。

6) 抗月尘试验

月球轨道交会对接微波雷达设计中采用特殊材料给应答机天线设计了防尘罩,避免对微波雷达的测量功能和空空通信功能产生影响。为了验证月尘对应答机天线的影 响,采用火山灰代替月尘进行试验,通过扬尘测试、静电吸附测试以及堆积覆盖测试等验证抗月尘设计的有效性。

1.5 系统技术特点

月球轨道交会对接微波雷达采用了集成化、数字化和软件化的设计方法,在保证高性能指标的同时,大大降低了体积、重量、功耗并提高系统的可靠性,具有测量通信一体化、测量参数全、测量精度高、小型化低功耗、使用方便可靠等特点。

2 技术水平比较

2020 年 12 月 6 日,月球轨道交会对接微波雷达随嫦娥五号探测器完成我国首次月球轨道无人自动交会对接任务,实现了全程高精度多元信息测量及可靠双向通信,有力保障了我国首次月球无人采样返回任务的顺利进行。

国外同类产品主要包括美国、前苏联以及欧洲的交会对接用微波雷达,按照产品的应用年代依据各项技术指标与我国月球轨道交会对接微波雷达性能指标形成对比^[7],鉴于掌握材料有限,有的微波雷达部分技术指标无法查证,故针对现有技术指标进行比对,详见表 1。

作为我国首部月球轨道交会对接微波雷达,与国内外同类产品相比,其工作体制先进,无伺服驱动机构,无需第三方导航数据,完全自主测量,搜索、捕获、跟踪空域大,测量参数全,测量精度高,系统使用方便;在具备相同功能以及同等精度的雷达产品中,综合技术达到国际先进水平,其中

测距、测角性能达到国际领先水平,在小型化、低功耗方面优势明显。

表1 国内外微波雷达产品性能指标对比

雷达波段及应用对象	天线形式	天线是否有机械随动部件	测量距离/km	测距精度/m	测速精度/(m·s ⁻¹)	角度覆盖/(°)	测角精度/(°)	角速度精度/(°·s ⁻¹)	重量/kg	功耗/W
美国,L波段,用于双子星座飞船	三天线干涉仪	有	0.03~470 (有应答机)或 22(无应答机)	0.1%或 23(3 σ)	$\pm 5\%$ 或 0.3(3 σ)	70×70	0.5(< ± 8.5) 1(> ± 8.5)	—	—	—
美国,X波段,用于阿波罗飞船	抛物面(单脉冲)	有	0.015~720 (有应答机)	1%或25 (≤ 9.1 km) 0.25% (≥ 9.1 km)	± 0.3 或 1%(3 σ)	—	0.458(系统) 0.114(随机)	0.017	—	—
美国,Ku波段交会与通信兼容雷达,用于航天飞机	抛物面双天线	有	0.03~500 (有应答机) 0.03~22 (无应答机)	1%或24	0.3	360×120	± 0.57	0.008	110(包括通信部分)	288(包括通信部分)
欧洲,S波段交会与通信兼容雷达,研究产品	5馈源抛物面(电扫描)	无	0.1~100 (有应答机)	± 0.5	± 0.02	60×80	± 0.3	0.003	28	61
欧洲,S波段交会雷达,研究产品	五天线干涉仪	无	0.1~101 (有应答机)	± 0.5	± 0.02	60×80	± 1	± 0.5	30	65
前苏联,S波段“航向型”雷达,用于和平号空间站	九天线系统	有	0.1~120	0.5	0.02	搜索全方位,测角 ± 20	0.3	0.003	100~150	300~400
欧洲,90 GHz交会雷达,研究产品	抛物面(单脉冲)	有	0.1~30 (角反射器)	1~30	± 0.5	± 30	± 0.01	± 0.01	48	147
美国,X波段,用于OMV飞行器	平面缝隙波导阵列天线	有	0.01~18.5	2%或 6(3 σ)	± 0.03 或 2%(3 σ)	230×100	20 mrad	—	41	45~62
美国,94 GHz频段,用于OMV飞行器	抛物面(单脉冲)	有	0.16~22(ICW) 0.001~0.16(CW) (有无应答机均可)	± 2.4 (ICW) ± 0.15 (CW)	± 0.025	± 30	—	—	19	—
中国,Ku波段微波雷达,用于嫦娥五号探测器	小型化十字正交线阵天线	无	0.0015~111.5 (有应答机)	近距离0.08 远距离2(3 σ)	0.03(3 σ)	120×120	0.1(3 σ)	0.15(3 σ)	10.5	80.6

一定的人才、技术和物质基础^[2]。

月球轨道交会对接微波雷达随嫦娥五号探测器完成我国首次月球轨道无人自动交会对接任务,实现了全程高精度多元信息测量及可靠双向通信,综合技术达到国际先进水平,可应用于后续载人航天工程和深空探测任务,提升我国自动交会对接技术能力。另外,航天器的相对定位测量

3 结束语

嫦娥五号任务作为我国复杂度最高、技术跨度最大的航天系统工程,首次实现了我国地外天体采样返回^[3]。嫦娥五号任务的圆满完成,标志着我国探月工程重大科技专项“绕、落、回”三步走发展战略完美收官,为载人登月和深空探测奠定