

基于 COTS SoC 的星载微型 GNSS 接收机硬件设计

高万里, 赵 诣, 刘 磊, 王 康, 顾 建

(航天恒星科技有限公司, 北京 100086)

摘要: 卫星平台的小型化使小卫星、纳卫星及皮卫星等微小卫星成为研究热点。针对微小卫星对星载导航接收机小型化、低功耗、低成本等要求, 提出一种基于 COTS (Commercial off-the-shelf) 组件和 SoC 技术构建星载微型导航接收机的硬件设计方法。该设计包括射频模块, 基带处理模块、时钟模块和电源管理模块。实测表明, 该导航接收机原理样机重约 45 g, 尺寸 100 mm×60 mm, 功耗约 3 W, 兼容处理 GPS L1/L2、BD2 B1/B2 信号, 可完成双模、双频、双模双频等多种模式的配置, 符合微小卫星对导航接收机提出的技术要求, 为微小卫星等空间飞行器的卫星导航提供了新的思路。

关键词: 微小卫星; COTS; SoC; 星载导航接收机

Hardware design of Spaceborne Miniature GNSS Receiver Based on COTS SoC

GaoWanli, ZhaoYi, LiuLei, WangKang, GuJian

(Space Star Technology CO., LTD, Beijing 100086, China)

Abstract: Satellite platforms miniaturization enables pico-satellite, nano-satellite and other micro-satellites become a hot topic. To resolve the new problems caused by miniaturization, low power and low cost in spaceborne navigation receiver on micro-satellites, hardware design of spaceborne miniature navigation receiver based on COTS and SoC is proposed. The design includes RF module, baseband processing module, clock module and power management module. Results show that: the prototype weighs about 45g; size is 100mm×60mm; power consumption is about 3W. It has the capability to process GPS L1/L2, BD2 B1/B2 signal and can be configured to dual-mode, dual-frequency, dual-mode and dual-frequency. The miniature spaceborne navigation receiver satisfies the technical demands of mirco-satellite. It can provide new methods and thoughts for mirco-satellite navigation.

Keywords: micro-satellite; COTS; System on Chip (SoC); spaceborne navigation receiver

0 引言

近年来, 皮纳型微小卫星凭借在发射灵活、成本低、应用广泛、研制周期短和可一箭多星等方面的优势, 而且通过构建低成本的星座和编队, 能完成单颗大卫星难以执行的空间任务, 成为当前国际空间技术研究的热点^[1]。但由于体积的限定, 皮纳型卫星在应用中也存在一些限制, 如平台空间有限、功率有限、成本有限等, 从而对皮纳型微小卫星的星上设备和有效载荷提出了更高的技术要求: 小型化、低功耗、低成本、高可靠性等。

随着微电子技术的飞速发展以及空间任务对高性能需求的日益增强, 现有的宇航级抗辐射器件和技术已经远远不能满足目前空间飞行器高性能系统的需求, 使得高性能商用器件 (COTS) 在空间的应用成为可能。相对于抗辐射宇航级器件而言, COTS 器件具有高集成、高密度、功耗低、价格低、易于采购、设计灵活、性能好等优点^[2]。随着 SoC 技术的发展, 使得由多个分立器件实现的功能集成到

单芯片上,

具有功耗低、集成度高、系统灵活性高等优势, 这样可以大幅度提高芯片的集成度和性能, 对于电路的高度集成化具有重要的意义。因此把先进的 COTS 器件和 SoC 应用于皮纳型微小卫星, 能很好满足皮纳型卫星对星载设备和有效载荷技术要求^[3-4]。

导航接收机作为卫星上必不可少的组成部分, 为卫星等空间飞行器提供精确的定位、定轨与授时服务。应用于皮纳型微小卫星的导航接收机既要满足微小卫星小型化、低功耗的要求, 又要满足空间飞行器高性能系统的需求。通过对国内外皮纳型卫星导航接收机应用情况的调研可以发现, 当前基于 COTS 器件和 SoC 的卫星导航接收机在国外皮纳型卫星中已经得到了较为普遍的应用^[5], 但在国内, 鉴于只有少数几家单位在进行皮纳卫星的研究, 采用 COTS 器件和 SoC 来设计星载微型导航接收机还处于起步阶段。因此, 有必要开发出一款基于 COTS 器件和 SoC 的星载微型导航接收机, 既满足皮纳型卫星小型化、低功耗的要求, 又能满足皮纳型卫星较高的性能需求。

本文结合 COTS 组件和 SoC 技术的优势及特点, 在此基础上提出了一种 COTS+SoC 的星载微型导航接收机的硬

收稿日期: 2018-09-11; 修回日期: 2018-10-11。

作者简介: 高万里(1984-), 男, 河南周口人, 副总工程师, 主要从事卫星导航技术方向的研究。

件设计方法。在介绍整个接收机硬件架构的基础上,对每个模块的组成和功能进行了详细的叙述,并针对 COTS 器件本身抗辐照性能较差进行了专门的防护,最后针对 SoC 片上资源和性能进行了分析,确认了接收机可以实现定位、定轨和授时等服务。

1 星载微型导航接收机指标分解

根据皮纳型卫星的特点和功能需求,得到星载微型导航接收机的指标如表 1 所示。

表 1 COTS 组件微型星载导航接收机指标分解

指标名称	研制目标
工作频点	GPS-L1/L2, BD2-B1/B2
通道数	GPS:12/12 个, BD2:12/12 个
接收灵敏度	$\leq -132\text{dBm}$ (接收机入口)
定位精度	$\leq 10\text{m}$
测速精度	$\leq 0.2\text{m/s}$
尺寸	$\leq 100\text{mm} \times 60\text{mm}$
重量	$\leq 50\text{g}$
功耗	$\leq 3\text{W}$

2 星载微型导航接收机硬件总体设计

由于皮纳型微小卫星体积的限制,星载微型导航接收机为单板结构,主要由 GNSS 射频模块、基带处理及接口模块、时钟模块和电源管理模块四部分组成,如图 1 所示。

其中,GNSS 射频模块完成 GNSS 信号的放大、滤波、下变频及 AD 采样处理,并将获得的数字中频信号提供给基带处理模块^[6-7]。基带处理及接口模块完成捕获、跟踪、位同步、帧同步及定位解算等一系列处理,最后将定位定轨结果按照数据格式通过对外通信接口发送至数管单元。时钟电路主要为射频电路模块 GNSS 射频芯片提供基准时钟,为基带模块提供工作时钟及采样时钟,可以完成内外钟切换,满足不同应用需求。电源管理模块主要实现电压转换,为射频电路、基带处理电路以及时钟电路提供稳定的电压。

2.1 GNSS 射频模块

射频模块将从无源天线接收的 GNSS 射频信号通过两级 LNA 放大,通过一分四功分器将 4 路射频信号分别送入至四个预选频滤波器,将 L1、L2、B1、B2 频点信号分别滤出,最终滤出的信号输入至 GNSS 射频芯片,每个射频芯片完成两路射频信号的下变频和 AD 转换。GNSS 射频模块输出的数字中频信号传输到基带处理模块进行处理。

低噪声放大器完成对 GPS-L1、L2, BD2-B1、B2 信号的低噪声放大功能,其指标满足前置放大器对信号增益、噪声系数、功耗等技术指标的要求。低噪声放大器(LNA)分为一级 LNA 与二级 LNA,一级 LNA 采用噪声系数较低的低噪声放大器,噪声系数: $\leq 1\text{dB}$,优先放在第一级,两路低噪放的增益为 $\geq 42\text{dB}$ 。较低的噪声系数和合适的增益能够使接收机有较好的灵敏度指标。

设计中所选的 GNSS 射频芯片是专为 RNSS 测量型接

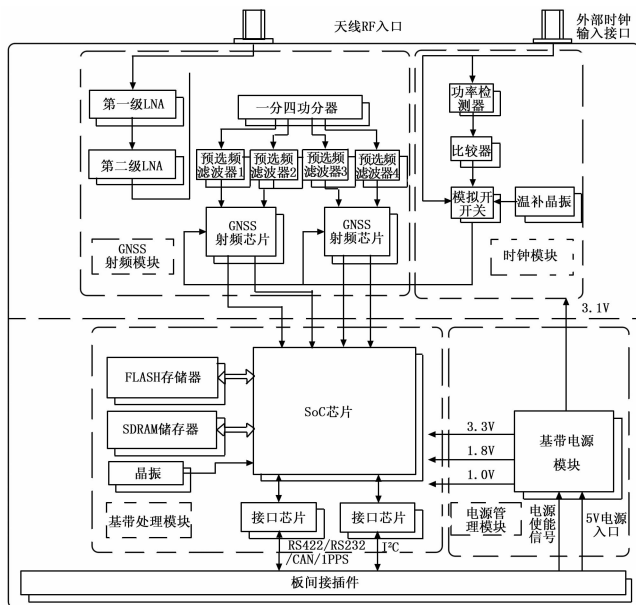


图 1 星载微型导航接收机系统架构框图

收机开发的双通道射频电路,集成混频器、中频低通滤波器、可变增益放大器、频率合成器以及模数转换器,仅需外接 LC 中频滤波器,从而实现模块体积的小型化和低功耗要求。集成双路下变频通道,四位模数转换器,支持多种 RNSS 导航协议,采用 $18\text{mm} \times 18\text{mm}$ QFP64 塑封。GNSS 射频芯片在工作时,需要配置外部滤波器对射频频点进行预选频,同时需要对一次下变频信号进行滤波,根据射频和中频频点选用合适的中心频点滤波器。GNSS 射频芯片外接 10MHz 参考时钟,通过 SPI 接口可以方便的进行内部本振和寄存器配置,用于处理两路射频信号下变频,通过两路 4 位数字中频输出,其典型电路如图 2 所示。

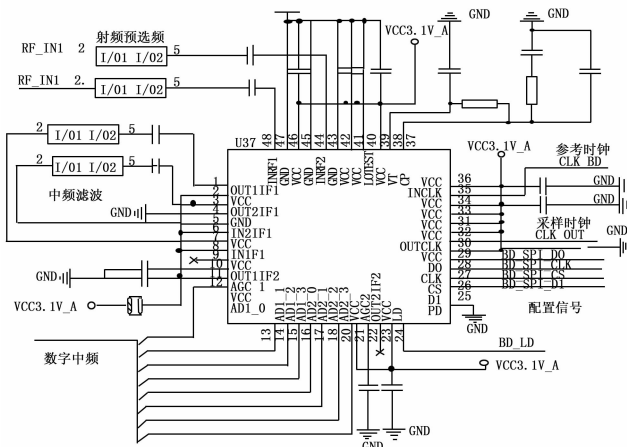


图 2 GNSS 射频芯片电路图

2.2 基带处理及接口模块

星载微型导航接收机基带处理及接口模块对数字中频信号进行捕获、跟踪与测量,实现对导航信号的解扩、解调、导航解算和原始观测量采集,并完成对外通信功能^[8];具体包括如下主要功能:

- 1) 多通道数字相关器+导航解算处理器芯片;
- 2) SDRAM: SOC 程序运行与数据存储区;
- 3) FLASH: SOC 程序存储区;
- 4) DC/DC-LDO: 电源转换芯片;
- 5) 对外接口通信芯片。

多通道数字相关器由 SoC 芯片上的 FPGA 实现, 来自于射频板的数字中频信号输入数字相关器内, 完成载波剥离、码剥离, 根据任务需求可完成信号快速捕获、通道相关等功能。

导航信息处理由 SoC 芯片上 ARM 处理器来完成, 处理器从多通道数字相关器中获取观测卫星的累加量数据和测量量数据, 根据累加量对载波残余频/相差、伪码残余相差进行修正, 根据测量量数据获得各跟踪卫星信号的伪距信息; 经过解算后生成卫星的定位、测速结果。其中 ARM 处理器及 RS232 芯片和 CAN 芯片共同完成与卫星星务、卫星数传系统的遥测遥控、科学数据传输等任务。

SoC 处理器包含 ARM 处理器与 FPGA 逻辑部分, 处理器最高频率 700 MHz, 具有 256 KB 片上存储器。支持外部存储器接口和一系列丰富的 I/O 外设, 这些外设主要包括 DDR 内存、JTAG 接口、UART 接口、USB 接口、CAN 总线接口、I2C 总线接口、SPI 总线接口、XADC 接口和以太网接口等, 基带处理模块外挂一片 512 K×32×4 banks DDR SRAM 用于数据及程序缓存。外挂一片 SPI FLASH 用于程序存储器, 用于 SOC 进行加载程序。

星载微型导航接收机对外接口电路设计上充分利用 SOC 丰富的接口资源, 设计有 RS-232 接口、SPI 接口、CAN 总线接口、I2C 等通信接口, 设计有 RS422 差分电平 and TTL 电平的 TMARK 秒脉冲接口, 在对外接口设计上考虑可靠性及抗干扰性设计, 可以满足各种卫星应用需求。

2.3 时钟模块

为了保证射频芯片、射频混频器和中频混频器正常工作, 输出频率稳定, 必须保证接入射频芯片的 10MHz 信号稳定。温补晶振要选择温度指标较高, 抗振动能力较强的晶振。可以使接收机适应温度变化和一定的振动。保证接收机性能指标, 适应星上相关环境。温补晶振采用的超稳定的产品, 符合应用需求的各项指标, 产品性能稳定, 封装小, 功率小, 精度高。经过有关型号在轨飞行验证, 性能指标满足使用要求。另外设计上设计了时钟选择电路。可以接入外部更高质量的时钟输入, 在外部时钟信号满足使用条件时, 优先使用外部时钟; 当外部时钟信号质量下降时, 则选择使用板上的温补晶振作为 10 MHz 时钟源。

具体工作原理是外部时钟经过功率检测器与比较器预设的幅值进行比较, 如果低于预设的幅值, 则通过比较器的输出管脚控制模拟开关的选通, 将内部温补晶振输出的 10MHz 信号输出至射频芯片。

2.4 电源管理模块

电源管理模块完成整机一次电源到二次电源的变换工作。整板所需的电源包括 3.3 V、1.8 V 和 1.0 V。其中,

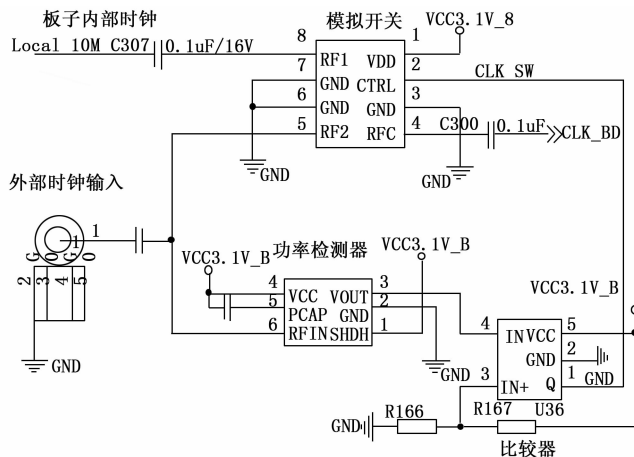


图 3 内外部时钟切换电路

1.0 V 为 SoC 芯片的核心供电, 1.8 V 为 SOC 辅助电压, 工作电流较大, 为了提高电源效率, 减少功耗, 因此由 DC/DC 完成该电压变换。在上电顺序上考虑核电压先上电, 外围电压后上电的策略。通过上电顺序控制, 保证 SOC 上电加载的可靠性, 避免出现加载不起来, 加载过程异常等问题。射频模块所需 3.3 V 为 10 MHz 时钟电路, 低噪放大电路、射频芯片电路供电。这部分电路对电源的纹波和噪声要求较高, 选用低压差线性稳压器 (LDO) 来完成, LDO 可以提供较好的电源, 具有较小的电源纹波和噪声, 同时电路设计中选择合适的滤波电容, 进一步提高电源质量。防止射频芯片、时钟电路、放大电路通过电源噪声相互干扰。使射频性能较好的发挥。另外在射频 PCB 电源走线上采用星型走线拓扑结构, 进一步减少不同射频电源之间的干扰。电源管理模块的芯片具有限流功能, 电路设计考虑单粒子效应的防护。

3 空间环境效应防护设计

近地空间环境由多种环境要素组成, 其中对卫星存在较大影响的主要有太阳电磁辐射, 地球中性大气、地球电离层、地球磁场、等离子体、空间带电粒子辐射等。这些空间环境要素单独地或共同的与运行在近地轨道的航天器发生相互作用, 产生各种空间环境效应, 进而对航天器的安全运行产生影响。这些现象中对接收机直接产生影响的是空间带电粒子辐射和总剂量辐射。空间辐射是影响航天设备可靠性最重要的因素之一, 航天产品设备内部的元器件因辐射失效, 将导致单机失效, 最终将导致整个系统部分功能丧失。COTS 器件属于低可靠产品, 器件本身抗辐照性能较差, 因此基于 COTS 器件星载 GNSS 接收机空间环境效应防护技术需要重点考虑, 需进行总剂量、SEL 和 SEU 防护设计^[9-11]。

在航天器元器件抗辐射能力保证中, 所用的辐射环境数据和元器件抗辐射能力数据存在一定的不确定度, 元器件与同批其它元器件间存在个体差异, 使得元器件抗辐射能力数据存在一定的不确定度。应综合考虑工程的性质、

重要性、成本、难度、进度、可靠性等多种工程因素，给出元器件的 MRDM（最小辐射设计裕度）。GNSS 接收机的抗总剂量的主要措施有：

1) 进行容差设计，接收机在容差设计时，考虑辐射效应导致元器件性能漂移的因素。根据辐照参数变化，在设计上留有一定的设计余量，使芯片工作在变化范围以内，防止电参数变化导致系统工作异常。容差设计是容易实现且代价最小的抗辐射加固方法；

2) 进行了局部屏蔽，对辐射敏感元器件 SOC 等进行局部屏蔽，可降低辐射敏感元器件受到的累积辐射剂量。屏蔽加固的缺点是增加了航天器的重量和体积。

3) 进行备份设计，MOS 器件不通电时，其电离辐射损伤比通电时要小。因此，可采用冷备份（冗余设计）增加接收机在轨间歇时间，提高元器件在辐射环境中的工作寿命。可以对局部电路或者整机进行备份设计。

GNSS 接收机的抗单粒子门锁的主要措施：

1) 选用的电源 DC/DC 模块具有过流输出截止的功能；

2) 限流稳压模块 LDO 的输出有限流保护功能，如果限流稳压模块 LDO 的后端某一模块发生 SEL 现象，LDO 即输出限流，保护共用电源的其他模块正常工作^[12]；

3) 集成芯片所有未使用端按逻辑要求接固定态处理；

4) 接收机具有遥控断电重启功能，当接收机在轨出现 SEL 时，可以通过遥控，使接收机断电或重新启动，以解除锁定、进行故障隔离、防止危害扩大^[13]。

5) 充分利用 SoC 芯片可利用资源，采用 SoC 片上 ADC 子系统来实时的监测电压，以此来进行门锁监测，当检测到电流过大时，及时通过 LDO 芯片的使能管脚及时切断供电。

抗单粒子翻转的主要措施：

1) 重要运行程序三备份：重要运行程序存储在 FLASH 中，分别存储在三个地址里，进行三取二判决后进行程序加载^[14]；

2) SoC 片内通过处理器实现对 FPGA 部分的加载与重配置。处理器完成 FPGA 部分的加载后，实时监控相关状态量，侦测到 SEU 后，由处理器对 FPGA 进行重配置，消除 SEU 故障^[15]；

3) 针对部分存储器专门进行了 EDAC 设计，可以实现对存储器纠 1 检 2 的纠错功能，同时能够对 ARM 内部的 RAM 区举行检错，将检验结果提供给 ARM 做相对应处理；

4) 使用 SOC 对 GNSS 射频芯片进行回读监控，监控 SPI 内部寄存器状态，出现寄存器值翻转时重新配置。

4 测试验证

根据上述设计得到基于 COTS SoC 的星载微型导航接收机原理样机，该接收机尺寸大小为 100mm×60mm，重量约 45g，功耗约为 3W，兼容处理 GPS L1/L2、BD2 B1/B2 信号能力，符合皮纳型卫星对导航接收机提出的应用要求。

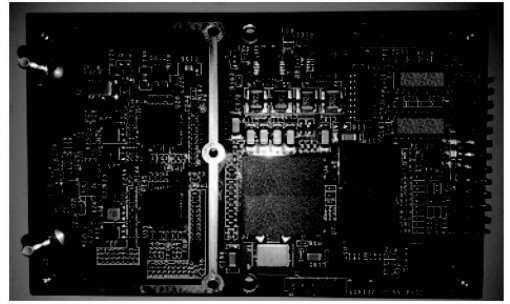


图 4 COTS 接收机实物图

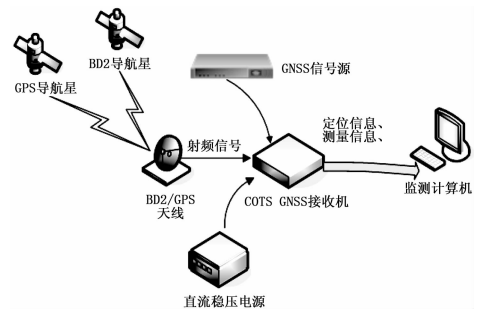


图 5 COTS 接收机测试验证平台

通过搭建图 4 所示的测试验证平台，采取实际收星测试和高动态仿真测试相结合的方法进行测试验证。通过用 GNSS 信号源和实际收星测试，同时进行拷机测试，对定位、定轨和授时等数据进行分析处理，基于 COTS SoC 的星载微型导航接收机原理样机的各项指标均能满足表 1 中的各项技术指标。

测试结果表明基于 COTS SoC 的星载微型导航接收机的各项性能指标均满足皮纳型卫星小型化、低功耗、高性能、高可靠等需求。

5 结束语

本文设计了一种基于 COTS SoC 实现的星载微型导航接收机，该星载微型导航接收机具有重量轻、尺寸小、成本低、可靠性高，兼容处理 GPS L1/L2、BD2 B1/B2 信号能力，可完成双模、双频等多种模式的配置的特点，采取了相关的抗辐照设计，符合皮纳型卫星对导航接收机提出的技术要求，整个设计为微小卫星的星载导航提供了一个新的思路，具有一定的工程应用价值。通过测试分析，该接收机符合微纳卫星导航接收机的应用条件，可为皮纳型卫星提供定位、授时等导航应用服务。

参考文献：

- [1] 金仲和, 金小军. 皮纳卫星的发展和应 [A]. 小卫星技术交流会 [C]. 2011.
- [2] Oliver Montenbruck, Markus Markgraf, Miquel Garcia-Fernandez. GPS for microsattellites—status and perspectives [A]. 6th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation [C]. Berlin, 2007.