

中国科学引文数据库(CSCD)
 中文科技期刊数据库
 中国核心期刊(通选)数据库
 日本科学技术振兴机构数据库(JST)

・中国学术期刊(网络版)(CNKI) ・中国学术期刊综合评价数据库(CAJCED) ・中国提星期刊城出版平台

一种火箭残骸信息回传技术设计与应用

王 刚,刘天立,谢 松,李绍慈

Design and application of rocket debris information feedback technology

WANG Gang, LIU Tianli, XIE Song, and LI Shaoci

引用本文:

王刚, 刘天立, 谢松, 等. 一种火箭残骸信息回传技术设计与应用[J]. 全球定位系统, 2025, 50(1): 103–108. DOI: 10.12265/j.gnss.2024158 WANG Gang, LIU Tianli, XIE Song, et al. Design and application of rocket debris information feedback technology[J]. Gnss World of China, 2025, 50(1): 103–108. DOI: 10.12265/j.gnss.2024158

在线阅读 View online: https://doi.org/10.12265/j.gnss.2024158

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于BDS短报文服务的海流机--岸基通信

Ocean current machine shore-based communication based on BDS short message service

全球定位系统. 2021, 46(1): 105-111

基于北斗短报文和紧急无线示位标的海上搜救终端

Maritime rescue terminal based on BDS short message and emergency position indicating radio beacon

全球定位系统. 2024, 49(4): 107-112

从信息安全角度浅析RDSS系统的安全性

Analyzing the security of RDSS system from the perspective of information security 全球定位系统. 2024, 49(4): 42-47

导航综合基带的设计与实现

Design and implementation of navigation synthetical baseband equipment 全球定位系统. 2022, 47(3): 85–90

海洋应急指挥机动通信组网系统中多模融合无线通信技术研究

Research on multi-mode integrated communication system technology about an ocean floating platform based on intelligent communication gateway 全球定位系统. 2020, 45(4): 76-82

BDS不同服务体制下授时模型差异研究

Timing difference of the BDS under different service system 全球定位系统. 2020, 45(5): 51-56



关注微信公众号,获得更多资讯信息

DOI: 10.12265/j.gnss.2024158

一种火箭残骸信息回传技术设计与应用

王刚^{1,2},刘天立^{1,2},谢松^{1,2},李绍慈^{1,2}

(1. 卫星导航系统与装备技术国家重点实验室, 石家庄 050081; 2. 中国电子科技集团公司第五十四研究所, 石家庄 050081)

摘 要:针对火箭残骸的大动态、飞行姿态的不可控与自由翻滚等问题,本文先对飞行环境 的复杂性进行了分析,之后对所采用卫星无线电导航业务 (Radio Navigation Satellite System, RNSS) 和卫星无线电测定业务 (Radio Determination Satellite Service, RDSS) 方案进行火箭残骸信息回传的原理进 行了论述,并重点对 RNSS 接收所采取的改进措施以及 RDSS 短报文通信需要进行的频率补偿方 案进行了分析与推导,接着利用地面测试系统对回收终端进行了仿真验证,结果表明方案的可行性.

关键词:卫星无线电导航业务 (RNSS);卫星无线电测定业务 (RDSS);短报文;快速失锁重补;频率补偿

中图分类号: P228.4; TN96 文献标志码: A

文章编号:1008-9268(2025)01-0103-06

0 引 言

随着我国航天事业步入飞速发展阶段,每年发射 火箭可达几十次,且发射频度呈上升趋势,高频次的 火箭发射使得火箭残骸¹¹的回收也越来越引发人们 的重视.火箭残骸的回收不仅关系到航天技术的可控 需求与航天成本控制,更关系到落区人民群众的生命 财产安全.因此火箭残骸的有效导航定位与信息回传 报告显得尤为重要.

火箭载体具有较高的动态特性,箭载卫星导航接 收机需要搜索的多普勒范围变大,加速度和加加速度 对捕获^[2]也会带来比较明显的影响.高动态下卫星导 航信号接收处理的实现难度远大于低动态场景和静 态条件,传统的卫星导航技术受载体的高速位移以及 复杂姿态变化的影响,难以保持对导航卫星信号的持 续稳定跟踪状态,会导致出现定位不连续的问题^[3]; 同时,此类应用场景多应用于偏远区域,常规信息汇 报手段如 5G 通信报文和数传技术受制于对环境的 依赖,火箭残骸的实际位置与工况状态无法有效实 时回传,严重制约了相关产业应用的快速发展.因此 随着北斗卫星导航系统 (BeiDou Navigation Satellite System, BDS) 的建成,采用 BDS 导航进行解决箭载 高动态环境下的精准实时定位与回传难题是拓展 BDS 导航服务应用场景的机遇和挑战.

1 箭体残骸的运行场景分析

目前箭体残骸回收一般指助推器和整流罩回收, 并且主要成熟的回收手段为伞翼回收系统^[4],残骸回 收过程主要分为三个阶段:起飞段、分离段、伞控阶段.

起飞段:起飞前,此时火箭处于发射阵地静止不动,塔架关闭,火箭残骸回收模块的天线被遮挡,一般通过转发器实现 GNSS 信号的接收,点火后,火箭 塔架打开,火箭速度由静止不动进行变加速运动,对 于火箭回收设备来讲接收信号需要由转发接收切换 为直接接收,收星数会有所变化,不过不会影响回收 设备的定位与测速性能.

分离段:主要包括一二级助推器分离、整流罩与 有效载荷分离,在飞行到一定高度,火箭要进行一二 级分离,助推器脱落,火箭残骸回收装置即位于此 处,需要承受分离瞬间加速度与加加速度的瞬时变 化,此阶段会开始 RDSS 短报文信息回传功能,一二 级分离后,火箭高度继续上升,在预定区域整流罩与 有效载荷分离.分离阶段是火箭回收装置场景最为复 杂的阶段,面临高速运动、快速旋转、姿态不可控、信 号黑障屏蔽等问题.

伞控阶段:此时伞控系统启动,火箭回收模块的 运行轨迹相对平稳,并且天线视场开阔,火箭残骸回 收模块拥有良好的工作环境,在落地后火箭残骸一般 会落入人烟稀少的地方,此时由于周边环境的不确 定,以及落地姿态的不确定,火箭回收模块工作状态 也存在不确定性. 火箭残骸回收过程示意图如图1所示.



图 1 火箭残骸回收过程

2 箭载回收设备工作原理

火箭残骸回收终端采用 RNSS+RDSS 的方案, RNSS 采用 BDS 和 GPS 双系统接收方案, RDSS 采 用二代短报文^[5] 服务方案.

箭载回收终端基于 DSP+FPGA 架构,包括多路 有源天线、并行射频前端处理、基带信号数字处理和 定位信息解算、上变频调制等部分,如图 2 所示.

从图 2 中可以看出,箭载回收终端实现信号接收 并定位的原理如下:通过多路有源天线接收导航信 号,之后经过射频接收模块量化为中频数字信号,接 着在信号处理模块对数字中频信号进行合路、捕获、 跟踪,在信息处理模块进行电文解析、箭体位置、速 度、钟差、钟漂等信息计算、并利用卡尔曼滤波与惯 导信息进行组合输出校正后的箭体位置、速度信息 并生成短报文回传信息,同时根据载体速度进行多普 勒频移⁶⁰补偿,之后在发射射频模块对短报文回传信 息进行数模转换、中频滤波、正交上变频生成 BDS 短报文通信信号,最终通过功放模块将箭体信息发送 至多路无源发射天线.



图 2 箭载回收终端原理框图

3 关键技术

3.1 旋转条件下的多天线接收技术

1) 多天线分集技术

火箭残骸分离段一般进行自由落体运动,姿态不 受控,处于大动态随机翻滚状态¹⁷天线的朝向很不确 定,为了保证接收与发射信号的覆盖性,解决在回收 过程中信号的稳定接收,需要保证采用多天线接收导 航信号、发射短报文信息.从箭体的局限性、信号的 覆盖性、以及信号处理复杂度,一般收发天线个数均 不超过四个.

天线分集接收的优点主要为导航信号的无损接 收解析以及对天线个数不敏感,天线分集发射的优点 是可以保证 RDSS 发射天线的范围有效覆盖地球静 止轨道 (geostationary orbit, GEO) 卫星,同时能节省 的数量,降低设备复杂度.其处理策略如图 3 所示.



图 3 多天线分集框图

图 3 中,每路导航信号均独立的量化为数字中频 信号,在通过捕获模块取得相关峰后,对应最大相关 峰的支路即为有效信号路,并将该支路的标志置位转 入后续的信号信息处理流程.在定位解算之后,依据 速度信息对 RDSS 发射信号完成频率补偿后,定时对 发射天线进行切换,切换时间应在满足短报文信息传 输时间的情况下尽量短.

2) 快速失锁重捕技术

失锁^[8] 重捕是箭载回收终端在飞行过程中实现 不间断定位测速的关键技术. 其考核的重要指标就是 失锁重捕时间, 定义为在箭载回收终端工作期间信号 出现短暂阻断后, 重新获得导航定位所需要的时间.

对于箭载回收终端而言,加速度、加加速度应力 或是姿态快速变换都会导致箭载回收终端对卫星导航 信号伪码相位的失锁.对于卫星信号失锁后的处理方 法,目前方案包含两个方面:1)获取箭载回收终端对 失锁前信号状态的无偏估计,利用失锁前通道信息维 持对失锁信号各参量的推算,主要包括伪码信息计 数、载波信息计数,待满足跟踪门限后切换正常跟踪; 2)保留失锁前有关时间和载波相位的相关信息,利用 本地时间计数及多普勒信息推算失锁重补后的发射时 间,进而获得伪距并与重补之后的伪距相比较,在误差 范围之内则与已经保存的星历信息一起参与定位解 算,可快速恢复中断现场.其工作流程如图 4 所示.



图 4 失锁重捕策略

3) 快拍定位技术

火箭残骸在分离阶段会再入大气层,此阶段无法 进行姿态控制,火箭残骸会发生水平与竖直翻滚,天 线朝向存在无法对准卫星星座的情况并且出现黑障 现象,因此会存在信号短暂不可见的情况.此时需要 采用快拍⁹⁹补充定位的方式,信号处理流程会由实时 模式转为非实时模式,工作流程如图 5 所示.



图 5 中, 需先存储 I/Q 两路数据中频信号, 之后 经快拍捕获模块完成对存储信号的捕获, 为了增加捕 获算法的可信度, 需要进行确认捕获, 若多次均获得 有效标志, 表明数据中存在真实导航信号, 则可以利 用信号丢失前的伪码相关参数计数与捕获得到的相 关值恢复出粗伪距信息.

针对火箭残骸飞行的特殊场景,飞行任务时间一般不会超过 0.5 h, BDS 星历的更新时间为 1 h, GPS 星历的更新时间为 2 h,因此星历信息在短暂无信号后仍然有效,因此可以直接使用存储或解析的星历信息.

最后对恢复的伪距信息以及星历进行最小二乘 解算即可实现火箭残骸信息的粗定位,并通过失锁前 的定位、速度信息进行校验,以保证定位结果的可信度.

3.2 高动态下多普勒频率补偿技术

影响 BDS RDSS 信号入站的因素主要有:信号发 射功率,载波伪码相位一致度,动态范围.其中信号功 率与载波伪码相位一致度目前通过设计可以保证.在 高动态下主要考虑动态范围的影响,二代 RDSS 信号 的上行频率为1615.68 MHz,入站动态范围为±6 KHz, 折算为速度约为1114.08 m/s,二代具备 RDSS 业务 的 GEO 卫星相对地面为静止轨道^[10].由此可以看 出,当目标运动速度相对于卫星的径向速度高于 1114.08 m/s 时,就会导致入站不成功.因此为了保证 飞行任务的成功,需要对速度进行补偿.

本文中 RDSS 入站频率的补偿来源为 RNSS 对 高动态载体的多普勒测量结果,根据 RNSS 的收星状 态分为两种情况:

1) RNSS 接收通道中不存在 GEO 卫星,则根据 下式计算得到多普勒补偿频率,间接补偿至上行入站 信号.

$$f_{\rm sd} = \frac{\left(\overrightarrow{v}_{\rm u} \cdot \overrightarrow{a}\right) f_l}{c} \tag{1}$$

式中, f_{st} 为需要补偿的频率; \overline{v}_u 为箭体速度; \overline{a} 为方向余弦; f_i 为短报文通信上行频率; c为光速.

2) RNSS 接收通道中跟踪到了具有 RDSS 服务的 GEO 卫星,则从通道中的载波跟踪环提取对应 GEO 卫星的载波相位信息,则根据下式计算出的频 率即为需要补偿的多普勒频率.

$$f_{\rm sd} = N_{\rm cycle} + \frac{N_{\rm nco}}{2^M} - f_c \tag{2}$$

式中: N_{cycle} 为载波整周计数; N_{nco} 为载波相位计数; M 为载波相位累加器位数; f_c 为标称中频值.

4 验证结果

采用自研测试系统完成,自研测试系统包含 L1/B1导航信号模拟器、显控终端、多通道标准入站 接收机以及小型微波暗室.仿真测试系统连接框图如 图 6 所示.



图 6 仿真测试系统连接框图

图 6 中, L1/B1 导航信号模拟器负责仿真火箭飞 行场景, 由显控终端中的数仿软件控制输出, 之后经 过火箭残骸回收终端进行接收信号验证以及 RDSS 人站信号生成. 人站信号在小型微波暗室由发射天线 变为无线信号, 随后 RDSS 无线信号由同在小型微波 暗室的人站接收机天线接收, 经多通道标准人站接收 机解析处理之后, 获得 RDSS 人站信号的多普勒频 偏、功率电文等信息, 再送入显示控制终端显示.

图 7 为仿真测试系统高程定位图, 仿真条件: L1/B1 导航信号模拟器设置为双天线输出, 输出频点 为 GPS L1 和 BDS B1I, 仿真场景为火箭飞行轨迹并 包含大动态复杂姿态变化情况.



对全程定位率统计,如表1所示.

表1 定位率与时间统计表

定位	单天线 普通重补	双天线 普通重补	双天线+ 快速失锁 重补	双天线+ 快速失锁 重补+快拍	时间起止/s
起飞段	0.9954	0.995 4	0.995 4	0.996 0	0~175
分离段	0.133 5	0.327 2	0.781 7	0.798 1	175~528
伞控段	0.068 7	0.974 5	0.996 6	0.996 7	528~1 448
全程	0.196 5	0.8192	0.944 0	0.948 1	-

通过以上统计可以看出,单天线的定位率偏低, 无法在火箭残骸回收场景中应用,采用双天线+快速 失锁重补+快拍策略后定位率可以达到 94.81%,完全 满足箭载环境的应用场景.

RDSS 回传信号验证,火箭残骸的卫星径向速度如图 8 所示.



图 8 中可以看出, 在分离阶段至开伞阶段的部分 时间径向速度超过了入站门限, 时间持续 86 s, 未经 补偿前, 该段信号 RDSS 入站信号无法入站, 经过补 偿, 整个时间段的信号均可有效入站, 全段时间入站 测的完多普勒频率如图 9 所示.



图 9 中横轴为采样间隔 10 s 每次, 纵轴为补偿 后多普勒频差, 由图 9 中可以看出, 多普勒频差的范 围为几百赫兹, 经分析, 该误差为入站接收机与被测 火箭残骸回收终端的时钟偏差.

5 结束语

本文对基于箭载环境的卫星导航与信息回传技 术展开研究,重点在多天线智能分集、快速失锁重 补、粗定位技术及发射信号补偿方面进行设计,成功 提出了高动态与复杂姿态下的卫星导航信号处理策 略与短报文动态补偿方法,实现了硬件终端的技术应 用,最后对技术应用终端采用了模拟仿真验证.该技 术能够实现箭载环境下的有效连续卫星导航定位与 短报文信息回传.可有效应用于箭载高动态环境下的 导航与位置报告应用,对于未来超高动态空天载荷导 航与信息回传应用起列一定的工程价值与理论支撑 作用.

参考文献

- [1] 刘秉,黄辉,李平岐,等.火箭残骸处理方式及风险控制[J].
 航天系统与技术,2021(8): 39-40.
- [2] 谢钢. GPS 原理与接收机设计 [M]. 北京: 电子工业出版社,2009: 349.
- [3] 林文兴. 高动态 GNSS 接收机载波跟踪的性能研究 [D]. 厦 门: 厦门大学, 2014.
- [4] 滕海山. 运载火箭分离体可控翼伞精确回收系统技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2017.

- [5] 庞波波. 北斗全球海上遇险与安全服务体系探究 [J]. 全球 定位系统, 2024, 49(1): 9-18,44.
- [6] 崔志颖, 岳富占, 田润, 等. 基于铱星突发信号的导航定位 技术研究 [J]. 全球定位系统, 2021, 46(2): 77-85.
- [7] 郭竹森. 基于北斗的飞行器落点定位及地面搜寻技术研究[D]. 太原: 中北大学, 2021.
- [8] 杨显赐,乔书波,肖国锐等.基于因子图优化 PPP的 GNSS/INS 松组合导航 [J]. 全球定位系统, 2023, 48(3): 85-92.
- [9] FERNANDEZ-HERNANDEZ I. Snapshot and authentication techniques for navigation[D]. Denmark: Aalberg University, 2015.

[10] 中国卫星导航系统管理办公室.北斗卫星导航系统空间信 号接口控制文件 [S]. 2016.

作者简介

- **王刚** (1987—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究方向 为卫星导航信号处理技术. E-mail: gwergg1@163.com
- 刘天立 (1995—),男,硕士,工程师,研究方向为
- GNSS 精密定位技术. E-mail: liut117@163.com 谢松 (1982—), 男, 硕士, 研究员, 研究方向为卫
- 星导航信号处理技术. E-mail: 83441737@gg.com
- **李绍慈** (1986—), 男, 硕士, 工程师, 研究方向为 卫星导航电路与系统设计. E-mail: lishaoci@163.com

Design and application of rocket debris information feedback technology

WANG Gang^{1,2}, LIU Tianli^{1,2}, XIE Song^{1,2}, LI Shaoci^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Satellite Navigation System and Equipment Technology, Shijiazhuang 050081, China; 2. The 54th Research Institute of CETC, Shijiazhuang 050081, China)

Abstract: In view of the large dynamic range, uncontrollable flight attitude, and free tumbling of rocket debris, this article first analyzes the complexity of the flight environment, and then discusses the principle of using the RNSS+RDSS scheme for rocket debris recovery. It focuses on analyzing and deriving the improvement measures taken by the RNSS receiver and the frequency compensation scheme required for RDSS short message communication. Then, using a ground test system, the recovery terminal is simulated and verified. The results show the feasibility of the scheme.

Keywords: RNSS; RDSS; short message; quick recap; frequency compensation