

doi:10.3969/j.issn.1001-893x.2015.03.012

引用格式:张美婷,邵庆军,刘洋.一种基于再生伪码测距的遥测信号测距方法[J].电讯技术,2015,55(3):298-302.[ZHANG Meiting, SHAO Qingjun, LIU Yang. A Telemetry Signal Ranging Method Based on Regenerative PN Ranging[J]. Telecommunication Engineering, 2015, 55(3):298-302.]

一种基于再生伪码测距的遥测信号测距方法^{*}

张美婷^{**}, 邵庆军, 刘 洋

(航天东方红卫星有限公司, 北京 100094)

摘 要:为了简化深空探测器无线测量系统设计,解决下行系统受功率、带宽等因素限制遥测信号和测距信号权衡设计问题,在再生伪码测距技术的基础上,提出了一种基于遥测信号测距的新方法,以遥测数据符号代替测距伪码的功能,利用地面跟踪环路对遥测信号的跟踪测量实现下行测距,减少了独立的下行测距信号。分析和仿真结果表明:新方法简化了下行信号形式,降低了系统实现复杂度,在遥测码速率为100 kbit/s左右时,随机测距误差优于传统再生伪码测距模式,且随着遥测码速率的增加测距精度进一步改善。

关键词:深空控制;测控系统;再生伪码测距;遥测测距;随机测距误差;跟踪环路性能

中图分类号:V556.3;TN914.42 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-893X(2015)03-0298-05

A Telemetry Signal Ranging Method Based on Regenerative PN Ranging

ZHANG Meiting, SHAO Qingjun, LIU Yang

(DFH Satellite Co., Ltd., Beijing 100094, China)

Abstract: To simplify the complexity of the deep space probe and solve the problem of the balance design between the downlink telemetry and ranging signal under the constraint of the limited power and bandwidth, a novel telemetry signal ranging method is proposed in this paper based on the regenerative pseudo noise (PN) ranging technique. The PN code is replaced by telemetry data symbol, and the downlink range measurement is realized by tracking telemetry signal at the ground tracking loops to save an independent ranging signal. The results of the analysis and simulation show that the proposed method can simplify the downlink signal and reduce the complexity of the system, and the stochastic ranging error is better than that of traditional method when the telemetry rate exceeds 100 kbit/s. With the higher telemetry rate, the better ranging accuracy can be achieved.

Key words: deep sapace exploration; TT&C system; regenerative PN ranging; telemetry ranging; stochastic ranging error; tracking loops performance

1 引 言

深空测控的主要制约因素包括两个方面:一是距离遥远,造成信号功率衰减量大、信号传播延时大;二是探测器功率受限,影响返向信号的传输^[1]。美国航空航天局(National Aeronautics and Space Ad-

ministration, NASA)建设的深空网(Deep Space Network, DSN)是深空探测活动最具代表性的地面测控系统^[2]。为了提高深空测距的精度, NASA 提出了再生伪码(Pseudo Noise, PN)测距方式^[3-8],通过星上伪码信号再生,使得下行链路中不再包括转发噪

*

收稿日期:2014-10-29;修回日期:2015-01-26

**

通讯作者:zh.meiting@gmail.com

Received date:2014-10-29;Revised date:2015-01-26

Corresponding author:zh.meiting@gmail.com

• 298 •

声和残留遥控信号,提高了地面接收的信噪比,从而改善了测距测速的精度。

再生伪码测距的下行测距信号和遥测信号共分为下行发射功率。由于受探测器下行功率的约束,在某些关键弧段为了保证遥测的可靠接收,往往需要停发下行测距信号。如美国的“火星探测器”飞行器,在地面的每个可视弧段仅在四分之一弧段内对其实施测距,其余四分之三弧段为保证遥测接收需关闭下行测距信号。可见,受下行功率等因素的制约遥测和测距往往不能同时工作,需权衡设计分配下行测距信号和遥测信号的功率,这给任务设计和设备实现带来了较大的复杂性。

为了解决上述问题,本文提出了一种基于遥测信号测距的新方法,在不改变再生伪码测距上行测量信号的前提下,将下行测距和遥测合并,仅利用下行遥测信号同时完成遥测和测距功能。仿真结果表明,随着遥测码速率的增加,新方法的测距精度明显优于传统再生伪码测距方式。

2 再生伪码测距介绍

再生伪码测距最早由 NASA 提出,已经成功应用于多个深空探测任务^[3-8]。国际空间数据系统咨询委员会(Consultative Committee for Space Data System, CCSDS)于2008年8月发布了伪码测距的红皮书^[9],于2009年3月发布了伪码测距的蓝皮书^[10],并于2010年3月发布了伪码测距的绿皮书^[11]。这些建议书的发布也标志着伪码测距标准化工作的完成。

再生伪码测距的上行信号可以表示为^[11]

信号的往返传输时间 $\tau_u+\tau_d$ 可由下行信号到达时间 T_R 减去测量参考相位 φ_0 从地面发射时所对应的时刻 T_0 得出:

$$R=\frac{c}{2}(\tau_u+\tau_d)=\frac{c}{2}(T_R-T_0)。(3)$$

式中, R 为单向距离, c 为光速。

3.2 遥测与测距数据的联合传输设计

基于遥测的测距模式引入的新测量值为时延偏差 τ_s , 其含义为应答机收到的上行测距信号测距伪码的初始相位 φ_0 与即将发送的下行遥测帧同步码前沿间的时间延迟。假设航天器发射持续不断的遥测数据符号流, 这些数据符号以帧同步头 (Attached Synchronization Marker, ASM) 加遥测字的形式不断传输, 中间无中断或间隙。下行遥测与上行测量信号间无任何关联, 时延偏差 τ_s 可用遥测数据符号的倍数表示, 例如 $\tau_s=\eta T_s$, T_s 为遥测数据符号的周期, η 为倍数。延迟 τ_s 的测量周期与上行测量信号的周期相同, 文献 [10] 中规定的 PN 测距信号的周期约为 0.5 s 或 1 s。每个测量值可填入下行遥测数据流中传输, 可以分为实时传输和非实时传输两种方式。实时传输模式下, 测量值被填入下一个遥测帧传输, 地面可实时解算测距值; 非实时传输模式下, 测量值被延缓一定数量遥测帧后传输, 地面可对测距数据进行事后处理。图 2 给出了遥测与测距数据联合传输设计的基本原理。

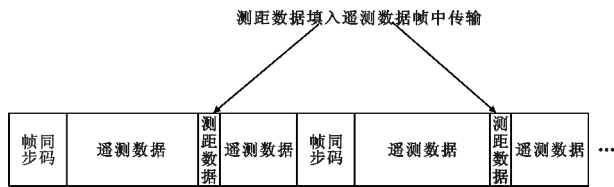


图 2 遥测与测距数据联合传输设计

Fig.2 The design of the telemetry transmitting with ranging data

如图 2 所示, 测距数据可以采用多种灵活方式填入下行遥测帧传输, 具体的联合传输方案可根据不同工程的需求进行详细设计。但是, 无论采用何种方式均会对遥测数据增加额外传输信息。每个遥测帧需要预留一定数量的数据位容纳测距测量值。设计采用 16 bit 表示 η 的整数部分 (即测量值 τ_s 包含遥测数据符号周期 T_s 的整数倍部分), 采用 24 bit 表示其小数部分, 则量化精度可以达到 $2^{-24} T_s$ s。在遥测数据符号速率高于 6 ksymbol/s 时, 量化精度高于 10 ps, 由数值量化引入的测距误差小于 3 mm。

3.3 遥测测距的精度分析

遥测测距的精度取决于测量信号的往返传输时

间的测量精度。从上述分析可知, 测量信号的往返传输时间等于 T_R 减去 T_0 , 其中 T_0 为已知量, 则 T_R 的精度决定了遥测测距的精度。 T_R 可以表示为 $T_R=T_f-\tau_s=T_f-\eta T_{sd}$, T_{sd} 为地面收到的下行遥测信号经过多普勒效应后的符号周期。故 $\Delta T_R=\hat{T}_R-T_R=\Delta T_f-\Delta \eta T_{sd}$, 其中 $\hat{T}_R$ 为 T_R 的估计值, 基于方差的计算方法可得

$$\text{Var}[\Delta T_R]=\text{Var}[\Delta T_f]+\text{Var}[\Delta \eta] T_{sd}^2。(4)$$

从上式可知, T_R 的精度取决于 T_f 和 η 的测量精度, 而 T_f 的精度仅取决于地面接收处理遥测帧同步头的误差, η 的精度仅取决于航天器接收、处理上行信号的跟踪环路定时误差。

航天器上行测距码的恢复通过伪码跟踪环路完成, 仅考虑由码环引入的测量 τ_s 的误差, 则可得

$$\text{Var}[\Delta \eta] T_{sd}^2=\frac{B_{L,u}}{4\left(R_1 \alpha_d f_{\text{chip},u}\right)^2\left(P_r / N_0\right)_u}。(5)$$

式中, $B_{L,u}$ 为上行码环跟踪带宽, R_1 为相关系数一般可取值为 1, $f_{\text{chip},u}$ 为上行测距 PN 码速率, $\left(P_r / N_0\right)_u$ 为上行测距信号与噪声功率谱密度比, $\alpha_d=T_s / T_{sd}$ 为下行多普勒偏移。

从文献 [11] 可知, 传统的再生伪码测距模式在星地均采用码片跟踪环 (Chip Tracking Loop, CTL), 在接收信号与 CTL 参考信号均为方波的情况下, 双向延迟测量误差为

$$\text{Var}[\Delta T]=\frac{B_{L,u}}{4 f_{\text{chip},u}^2\left(P_r / N_0\right)_u}+\frac{B_{L,d}}{4 f_{\text{chip},d}^2\left(P_r / N_0\right)_d}。(6)$$

假设下行遥测信号为二进制相移键控 (Binary Phase Shift Keying, BPSK) 调制信号 (编码或未编码均可), 地面接收采用数字转换跟踪环 (Data Transition Tracking Loop, DTTL) 跟踪遥测信号, 则地面接收通道对遥测信号的跟踪误差可以表示为

$$\text{Var}[\Delta T_f] \approx \frac{\xi B_L T_s^2}{2\left(P_{\text{TM}} / N_0\right)}。(7)$$

式中, B_L 为跟踪环路带宽, ξ 为延迟比例系数取值区间为 (0, 1), P_{TM} / N_0 表示遥测信号的噪声功率谱密度比。

综合式 (4)、式 (5) 和式 (7) 可得

$$\text{Var}[\Delta T_R]=\frac{B_{L,u}}{4\left(\alpha_d f_{\text{chip},u}\right)^2\left(P_r / N_0\right)_u}+\frac{\xi B_L T_s^2}{2\left(P_{\text{TM}} / N_0\right)}。(8)$$

式 (8) 中第一项仅与上行信号有关, 第二项的取值与遥测码速率成反比。可见, T_R 的测量误差随着遥测码速率的增加而减小。

比较式(6)和式(8)可见,第一项基本一致,差别非常小,主要区别在于第二项,随着遥测码速率的增加,式(8)的第二项快速减小。式(8)和式(6)对应的测距随机误差为

$$\sigma_{\text{PN}} = \sqrt{\frac{B_{L,u}}{4f_{\text{chip},u}^2(P_r/N_0)_u} + \frac{B_{L,d}}{4f_{\text{chip},d}^2(P_r/N_0)_d}}, \quad (9)$$
$$\sigma_{\text{TM}} = \sqrt{\frac{B_{L,u}}{4(\alpha_d f_{\text{chip},u})^2(P_r/N_0)_u} + \frac{\xi B_L T_s^2}{2(P_{\text{TM}}/N_0)_d}}. \quad (10)$$

式中, σ_{PN} 为传统再生伪码测距的随机误差, σ_{TM} 为遥测测距的随机误差,单位均为 s。

4 数值分析

4.1 测距性能分析

从式(9)和式(10)可知,CCSDS 传统再生伪码测距方式与遥测测距方式相比,上行信号的测距随机误差基本一致(由于遥测码速率与载波频率相比较小,因此可忽略 α_d 的影响),主要区别在于下行的测距随机误差。根据文献[11]的参数设置,取 $B_{L,u}$ 和 $B_{L,d}$ 均为 1 Hz, $f_{\text{chip},u}$ 和 $f_{\text{chip},d}$ 均为 2.086 Mcchip/s,上下行 P_r/N_0 均为 30 dBHz。假设遥测数据的误码率为 10^{-5} ,无信道编码情况下所需信噪比为 9.6 dB,考虑遥测码速率为 1 Mbit/s和解调所需 3 dB 余量,则 P_{TM}/N_0 为 72.6 dBHz,环路接收带宽 B_L 取为 10 Hz, ξ 取值 1。可得,CCSDS 再生伪码测距模式下测距随机误差为 10.72 ns,本文提出的遥测测距随机误差为 7.58 ns。

为了进一步比较遥测测距与再生伪码测距的测量精度,下面仿真分析随着遥测码速率的增加两种测距方式的测距随机误差变化情况,如图 3 所示。

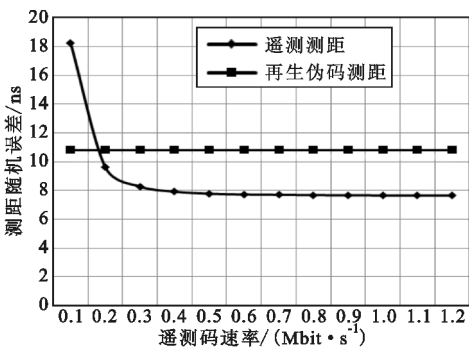


图 3 遥测误码率不变速率变化情况下测距随机误差仿真结果

Fig. 3 The simulating results of the ranging error when the telemetry bit error rate does not change

由图 3 可知,随着遥测码速率的增加,遥测测距的随机误差逐渐减小,当下行遥测速率约为 200 kbit/s 时,遥测测距的随机误差明显小于再生伪码测距的随机误差,主要原因是:遥测码速率增加,数据符号宽度减小,数字跟踪环路的跟踪变好,由热噪声引起的随机误差减小。值得注意的是,上述仿真是基于遥测误码率为 10^{-5} 保持不变的情况下进行的,不同的遥测码速率对应的 P_{TM}/N_0 不同;此外,数字跟踪环路的最佳带宽也随着遥测码速率的变化而变化,一般情况下码速率越高,最佳环路带宽越宽,在上述仿真过程中假设环路带宽为 10 Hz 不变。

在相同的调制编码方式下,遥测功率不变,码速率越低,遥测误码率越低,传输可靠性越高。假设保持遥测信号的 P_{TM}/N_0 为 72.6 dB,数字跟踪环路的带宽为 10 Hz 不变,仿真分析不同遥测码速率下遥测测距的随机误差,结果如图 4 所示。

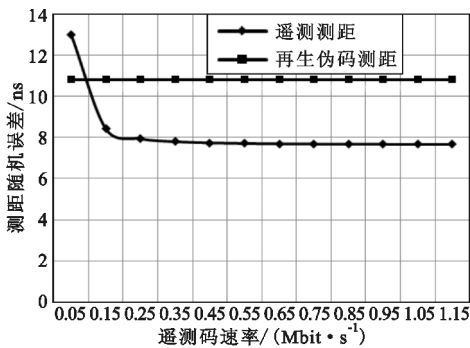


图 4 遥测功率不变速率变化情况下测距随机误差仿真结果

Fig. 4 The simulating results of the ranging error when the telemetry power does not change

从图 4 可知,在遥测速率为 100 kbit/s 时,遥测测距的精度优于再生伪码测距模式。比较图 3 和图 4 的仿真结果可知,下行功率强度对系统测距精度的影响更为明显。可见,遥测测距方式在充分利用深空探测下行功率的基础上,既能增加遥测传输速率,又能改善测距精度。

4.2 工程实用性分析

本文方法与文献[11]中的再生伪码测距方式相比,在工程实用性方面有以下优势:一是继承了再生伪码测距的上行信号形式,仅改变了下行信号,有利于后续工程应用时充分利用现有设备的上行状态,减小设备改造规模和周期,节约经费;二是一般实际系统中遥测数据需进行信道编码,编码后符号率增加(如卷积编码),符号周期变小,遥测测距的性能改善更为明显,既增强了遥测传输可靠性,又提

高了测距性能。

5 结束语

远距离、高精度的距离测量对深空探测轨道确定具有十分重要的意义。深空探测中受下行功率等因素约束,某些关键弧段内下行测距和遥测不能同时工作降低了系统工作效率。本文提出了一种基于遥测信号测距的新方法,分析仿真结果表明:相比传统再生伪码测距方式,新方法提高了系统效率,可同时实施遥测和测距;在遥测码速率为100 kbit/s左右时,测距性能优于传统模式。该方法具有较好的工程应用前景。在后续研究中将进一步优化完善该方法的设计,为深空探测的距离测量提供一种有效手段。

参考文献:

- [1] 曾富华. 一种应用于深空通信的微弱信号捕获算法[J]. 电讯技术, 2014, 54(8): 1097-1101.
ZENG Fuhua. A Weak Signal Acquisition Method for Deep Space Communication[J]. Telecommunication Engineering, 2014, 54(8): 1097-1101. (in Chinese)
- [2] Kinman P W. Pseudo-noise and regenerative ranging[M]. Pasadena, California: JPL, 2004.
- [3] Berner J, Bryant S, Kinman P W. Range measurement as practiced in the Deep Space Network[J]. Proceeding of IEEE, 2007, 95(11): 2202-2214.
- [4] Kinman P W, Berner J. Two-way ranging during early mission phase[C]// Proceedings of 2003 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, USA: IEEE, 2003: 1441-1455.
- [5] Boscagli G, Holsters P, Vassallo E, et al. PN regenerative ranging and its compatibility with telecommand and telemetry signals[J]. Proceeding of IEEE, 2007, 95(11): 2224-2234.
- [6] Jensen J R, Haskins C B, DeBoy C C. Regenerative PN ranging experience with New Horizons during 2012[C]// Proceedings of 2013 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2013: 1-7.

- [7] Haskins C B, Duven D J, DeBoy C C, et al. First deep-space flight demonstration of Regenerative pseudo-noise ranging[C]// Proceedings of 2012 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2012: 1-6.
- [8] XU Zhaobin, JIN Xiaojun, ZHANG Chaojie, et al. Analyses of noncommensurate sampling used in high-precision regenerative pseudo-noise ranging systems[J]. Journal of Central South University, 2014, 21(3): 963-969.
- [9] CCSDS 414. 1-R-1, Pseudo-noise (PN) ranging systems[S].
- [10] CCSDS 414. 1-B-1, Pseudo-noise (PN) ranging systems[S].
- [11] CCSDS 414. 0-G-1, Pseudo-noise (PN) ranging systems[S].

作者简介:



张美婷(1981—),女,陕西富平人,2004年获学士学位,现为航天东方红卫星有限公司工程师、北京航空航天大学硕士研究生,主要从事星间链路和无线高速数据传输等方面的研究工作;

ZHANG Meiting was born in Fuping, Shaanxi Province, in 1981. She received the B. S. degree in 2004. She is now an engineer and also a graduate student. Her research concerns inter-satellite links and wireless high speed data transmission.

Email: zh.meiting@gmail.com

邵庆军(1968—),男,湖北京山人,1994年获学士学位,现为航天东方红卫星有限公司高级工程师,主要研究方向为航天器总体设计;

SHAO Qingjun was born in Jingshan, Hubei Province, in 1968. He received the B. S. degree in 1994. He is now a senior engineer. His research concerns system design of spacecraft.

刘洋(1986—),男,山西忻州人,2013年获硕士学位,现为航天东方红卫星有限公司工程师,主要研究方向为航天器总体设计。

LIU Yang was born in Xinzhou, Shanxi Province, in 1986. He received the M. S. degree in 2013. He is now an engineer. His research concerns the system design of spacecraft.