

基于帧同步的深空极低码速率数据回溯方法

陈少伍¹, 刘敏¹, 王静温², 强立³, 卢欧欣⁴

(1. 北京跟踪与通信技术研究, 北京 100094; 2. 北京遥测技术研究所, 北京 100094; 3. 西安卫星测控中心, 西安 721000;
4. 中国西南电子技术研究所, 成都 610036)

摘要: 深空探测任务中遥测数传码速率极低、传输时间受限、数据接收总量有限, 为获取尽可能多的数据, 需减少不必要的流量传输并提高数据接收效率。针对传统帧同步过程中三态逻辑转换中的数据损失问题, 提出了一种适用于深空极低码速率条件下的帧同步回溯方法。利用有效的帧同步锁定状态信息, 对帧同步过程中三态逻辑转换时的数据帧进行回溯, 能够有效获取多帧可靠的遥测数据。在“天问一号”火星探测任务, 提出的方法成功应用于环绕器和火星车极低码速率条件下遥测数据接收, 结果表明引入该方法后接收的有效数据帧比传统方式多2~4帧, 传输效率比传统方法提高了13%~40%。提出的方法能获取更多有效的数据并提高传输效率, 适用于深空低码速率的数据接收, 可用于后续小行星、木星及太阳系边际探测任务中。

关键词: 深空探测; 极低码速率; 帧同步; 传输效率; 数据回溯

中图分类号: V566

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)06-0608-06

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210122

引用格式: 陈少伍, 刘敏, 王静温, 等. 基于帧同步的深空极低码速率数据回溯方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(6): 608-613.

Reference format: CHEN S W, LIU M, WANG J W, et al. A backtracking method based on frame synchronization for deep space super low bit rate data[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(6): 608-613.

引言

深空测控通信系统是深空探测任务天地信息交互的唯一手段, 上行链路负责遥控、导航、姿轨控等信息传输任务, 下行链路负责科学数据、声音、图像等信息传输任务^[1-3]。由于距离遥远, 深空测控通信面临信号空间衰减大、传输时间长、传播环境复杂等问题。采取建设大口径深空天线、降低接收系统噪声温度、提高通信频率、增加探测器天线口径及发射功率, 可获取链路增益并增强深空通信传输效率^[4-5]等措施以解决这些问题。但深空目标距离太远, 不同目标信号路径衰减见表1所示, 对于太阳系边际探测目标^[6-7], 其相对地球同步静止轨道卫星路径衰减达112.4 dB。而探测器重量、能源及功耗限制, 发射信号功率受限, 百亿千米以外探测器发射信号到达地面时已非常微弱。

因下行信号能量非常低, 无法传输太高码速率, 仅能支持极低码速率数据传输, 最低时只有8 bit/s^[1]。“旅行者1号”(Voyager 1)和“旅行者2号”(Voyager 2)

支持的最低遥测码速率为10 bit/s, “火星科学实验室”(Mars Science Laboratory, MSL)支持的最低的遥测码速率为10 bit/s^[8-9]。为增加数据接收解调的稳定性和抗干扰能力, 采用信道编码技术。早期深空任务中采用RS(Reed-Solomon)+卷积级联码, 此后Turbo码、低密度奇偶校验(Low Density Parity Check, LDPC)码等因其优异的纠错性能在深空任务中被广泛关注^[10], 空间数据系统咨询委员会(Consultative Committee for Space Data Systems, CCSDS)已推出了深空探测Turbo码、LDPC码标准^[11-12]。目前已实施的深空探测任务中, 在轨道控制过程中及安全模式下, 采用低增益天线支持极低码速率及编码模式见表2。

在极低码速率、载波根部相噪、微弱信号条件下, 锁相环动态误差均使数据解调性能变差。采用不同的信道编码可减少开销从而提高了效率, 但其提高能力有限。通过对数据解调过程研究可知, 传统帧同步过程中载波捕获、数据同步及解调均需要耗费较长的时间, 极大地降低了数据的接收效率。深空极低码速率

条件下，须尽可能减少开销、提高数据接收效率。基于上述难点，本文提出了一种深空极低码速率条件下的帧回溯方法，利用帧同步状态信息回溯帧同步前的数据，最大限度地获取有效数据、提高数据接收效率。并将该方法的基本流程应用在“天问一号”火星探测任务中，结果表明效果较好。

表 1 不同的探测目标的距离及信号衰减

天体	距地球距离/ 10^7 km		路径衰减/dB	
	最近	最远	最小	最大
水星	10.1	22.2	69.0	75.8
金星	3.96	26.1	60.8	77.2
火星	5.96	40.1	64.4	80.9
木星	59.4	96.8	84.3	88.6
土星	120	166	90.5	93.3
天王星	259	316	97.1	98.9
海王星	430	4.69	101.6	102.3
太阳系边际	—	1 500	—	112.4

注：路径衰减参考距离为地球同步静止轨道卫星到地面的距离（ 3.6×10^4 km）。

表 2 深空任务极低码速率编码情况^[13-17]

探测器	最低码速率/ (bit·s ⁻¹)	编码方式
旅行者1、2号	10	RS (255, 223) + 卷积 (7, 1/2)
深度撞击	10	卷积 (7, 1/2)
卡西尼号	10	卷积 (7, 1/2)
勇气号	10	RS (255, 223) + 卷积 (7, 1/2)
MRO	40	RS (255, 223) + 卷积 (7, 1/2)
MGs	10	卷积 (7, 1/2)
ODY	40	RS (255, 223) + 卷积 (7, 1/2)
MSL	10	卷积 (7, 1/2)

注1：最低码速率指RS编码后、卷积编码前的码速率。
注2：MRO—Mars Reconnaissance Orbiter，火星勘测轨道器；MGs—Mars Global Surveyor，火星全球勘探者；ODY—Odyssey，奥德赛。

1 帧同步处理流程

帧同步就是从接收的数据流中搜索并识别帧同步码组，从而获得有效数据帧并提取出相应的数据。帧同步处理是数据解调的关键步骤，通常由帧同步器完成，其具体处理流程见图1。帧同步器核心处理单元包括帧相关器和三态逻辑转换器，帧同步器完成帧同步后，对数据进行译码及组帧，并完成数据帧输出。

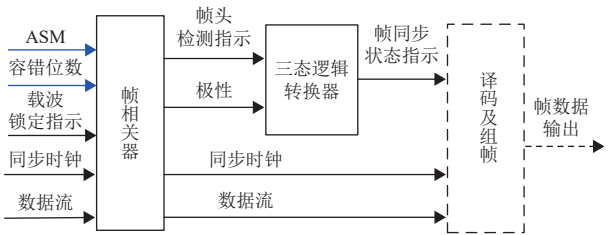


图 1 传统帧同步处理流程
Fig. 1 Flow chart of traditional frame synchronization

帧相关器用于检出串行数据流中帧同步码组（Attached Synchronization Marker，ASM），需事先接收帧同步码组及容错位数，并完成设置；在完成接收信号后，接收载波锁定的指示、同步时钟及数据流信息，相关器将串行数据流与预先设置的帧同步码组逐位进行实时比较，得到误码个数。根据容错位数与误码个数比较，可得到帧同步码组的判决，生成帧头检测指示信号，误码个数≤容错位数，则指示检出；误码个数>容错位数，则指示未检出。

三态逻辑转换器根据帧相关器输出的帧头检测指示完成帧同步判决，三态逻辑转换标准技术方法已非常成熟。其主要工作于下列3种状态：搜索态、校核态、锁定态，工作转换状态如图2所示^[10, 18]，初态为搜索态。

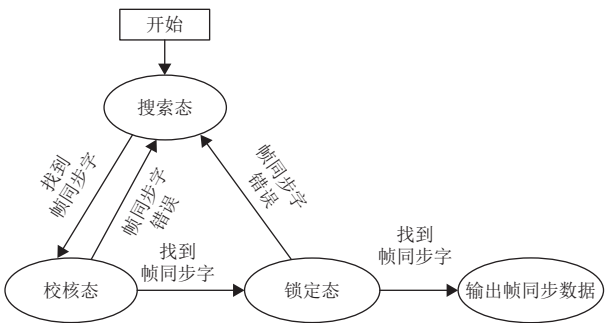


图 2 帧同步器三态逻辑转换状态图
Fig. 2 A three state transfer diagram of traditional frame synchronizer

搜索态下，接收帧相关器的帧头检测指示，完成帧同步码组的判定，当找到符合要求的帧同步码组后，搜索成功并进入校核态；否则保持搜索态。

校核态下，为防止虚假同步，需要根据预设的校核帧数，对连续多个帧同步进行检测，校核搜索态查找到的位置是否为帧同步码组的位置。若连续多个相应位置接收到帧头检测指示，帧同步码组位置正确，立即转入锁定态并上报帧同步状态指示；否则该位置并非帧同步码组位置，校核失败，返回搜索态。

锁定态下，正常输出帧同步状态指示，完成后续的数据解调及组帧，并对连续多个帧同步码进行检测，若满足要求保持锁定态，否则返回搜索态。若出现载波失锁，重新进入搜索态，重新开始帧同步过程。

探测器采用X频段进行测控，在整个任务过程中，环绕器和着陆巡视器测控状态为环绕器正常飞行过程中，下行遥测码速率为16 384 bit/s、RS（255，223）+卷积（7，1/2）编码；轨控过程中，下行遥测码速率为32 bit/s、RS（255，223）+卷积（7，1/2）编码；安全模式下，下行遥测码速率为32 bit/s、RS（255，223）+卷积（7，1/2）编码，部分情况下编码方式为换为LDPC编码^[19-23]。着陆巡视器火面着陆后，下行数传码速率为32 bit/s、RS（255，223）+卷积（7，1/2）编码^[19, 21-23]。

3.2 链路性能分析及码速率选择

中国深空测控网承担了环绕器和着陆巡视器测控及数传数据接收任务。深空测控设备X频段的主要技术指标见表3所示。

表 3 着陆巡视器对地测控上下行信号电平^[24]

Table 3 Chemical composition of experimental alloy^[24]

深空站设备	G/T/（dB·K ⁻¹ ）
佳木斯66 m	53.3
喀什35m	49.0
喀什4×35 m	57.0
阿根廷35 m	50.0

对于环绕器，当采用高增益天线时，主要进行全功能测控及数传，遥测及数传数据的速率较高，不在本文的讨论范围内。本文重点针对环绕器在轨道控制及安全模式期间、着陆巡视器正常工作期间的测控情况进行分析。

环绕器在轨控过程中及安全模式下，根据器地距离，选择采用低增益发射天线（Tx Low Gain Antenna，TLGA）或中增益天线（Medium Gain Antenna，MGA）进行测控。当器地距离达≤1.76亿km，估算下行信号功率噪声谱密度比 $P/N_0 \geq 20$ dBHz，由TLGA与深空站设备配合完成遥测数据接收；当器地距离>1.76亿km，由MGA与深空站设备配合完成遥测数据接收。器地距离达到4亿km时，35 m天线和66 m天线与MGA配合完成遥测数据接收，估算下行信号 P/N_0 分别为22.0 dBHz、26.0 dBHz，满足下行测控要求。

对于着陆巡视器，火面着陆后，设计寿命为90个火星日，器地距离从3.2亿增加至4亿km。当采用低增益天线测控时，下行信号电平见表4所示，估算下行信号 P/N_0 最低为22.5 dBHz，可以保证设计寿命期内测控需求。

根据测控链路估算结果，结合前期对深空站基带设备测试结果显示当采用RS+卷积编码时，推荐帧参

数设置搜索1帧、校核1帧，回溯后有效数据帧比传统方法输出多2帧；当采用LDPC编码时，推荐帧参数设置搜索1帧、校核3帧，回溯后有效数据帧比传统方法输出多4帧。

表 4 着陆巡视器对地测控下行信号电平

Table 4 Downlink signal power of rover

器地距离/亿km	下行信号/dBHz			
	66 m	35 m ^a	35 m ^b	4×35 m
3.0	29.3	25.0	26.0	33.0
4.0	26.8	22.5	23.5	30.5

注：a—喀什深空站；b—阿根廷深空站。

对于环绕器和着陆巡视器，遥测或数传码速率为32 bit/s时，数据帧的长度为256 Bytes，1帧数据的传输时间为128 s。2021年2月10日，环绕器近火捕获轨道控制后，环绕器采用轨道控制模式，对地通信时间约30 min（15帧），在后续轨道维持过程中也同样采用上述模式。2021年5月15日，火星车着陆，在后续的火面工作阶段，由于能源平衡考虑，对地通信的时间只有20 min（10帧）。此外，环绕器设置了安全模式，在该模式下对地通信时间约24 min（12帧）。在极微弱信号电平条件下，载波捕获及位同步消耗按照2帧时间考虑，在上述情况下，地面采用传统模式和回溯帧模式数据接收情况如表5所示。

表 5 回溯帧方法在“天问一号”任务中应用情况

Table 5 Application of data frame backtracking method in TianWen-1 mission

探测器工作模式	编码方式	有效数据帧数量/比例				增量
		传统机制		回溯机制		
环绕器轨控模式	RS+Cov	11	73.3%	13	86.7%	13.3%
	LDPC	9	60.0%	13	86.7%	26.7%
环绕器安全模式	RS+Cov	8	66.7%	10	83.3%	16.7%
	LDPC	6	50.0%	10	83.3%	33.3%
着陆巡视器	RS+Cov	6	60.0%	8	80.0%	20.0%
	LDPC	4	40.0%	8	80.0%	40.0%

根据表5可知，在相同的编码方式条件下，引入回溯机制后有效数据帧数量明显提高。对于不同的编码方式，由于其帧参数设置的差异，有效数据帧数量存在差异。上述条件下，引入回溯机制后，有效数据帧比例提高了13.3%~40%。值得注意的是，如果传输时间较短而未能完成帧同步，采用传统机制及回溯机制均不能获取有效数据帧。

引入回溯机制将增加数据缓冲区，将帧同步前的数据缓存，并在帧同步后完成缓存区的数据帧的回

溯。目前深空基带已经采用计算机集群的软件处理方式,其资源开销非常少,对现有的帧同步流程几乎无影响。

4 结 论

针对深空极低码速率条件下载波捕获、数据同步及解调均需要耗费较长时间,数据解调中有效数据帧损失,本文提出了一种深空极低码速率条件下的帧回溯方法,利用帧同步状态信息回溯帧同步前的相关数据,最大限度获取有效数据。上述方法成功应用于环绕器和火星车极低码速率条件下遥测数据接收,结果表明该引入该机制后能接收的有效数据帧比传统方式多2~4帧,传输效率比传统方法提高13%~40%。

参 考 文 献

- [1] 张乃通,李晖,张钦宇.深空探测通信技术发展趋势及思考[J].宇航学报,2007,28(4):786-793.
ZHANG N T, LI H, ZHANG Q Y. Thought and development trend in deep space exploration and communication[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(4): 786-793.
- [2] 吴伟仁,于登云.深空探测发展与未来关键技术[J].深空探测学报(中英文),2014,1(1):5-17.
WU W R, YU D Y. Development of deep space exploration and its future key technologies[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014, 1(1): 5-17.
- [3] 刘嘉兴.深空测控通信的特点和主要技术问[J].飞行器测控学报,2005,24(6):1-8.
LIU J X. Features and main technical issues in deep space TT&C and telecommunication systems[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2005, 24(6): 1-8.
- [4] 饶启龙.深空测控通信网技术的发展与展望[J].信息与电子工程,2011,9(6):669-674.
RAO Q L. Development and outlook of deep space TT&C and communication network[J]. Information and Electronic Engineering, 2011, 9(6): 669-674.
- [5] 吴伟仁,刘旺旺,唐玉华,等.深空探测几项关键技术及发展趋势[J].国际太空,2013,420:43-51.
WU W R, LIU W W, TANG Y H, et al. Development trend and key technology of deep space exploration[J]. Space International, 2013, 420: 43-51.
- [6] 吴伟仁,于登云,黄江川,等.太阳系边际探测研究[J].中国科学:信息科学,2019,49:1-16.
WU W R, YU D Y, HUANG J C, et al. Exploring the solar system boundary[J]. Science Sinica Information, 2019, 49: 1-16.
- [7] 田百义,王大轶,张相宇,等.太阳系边际探测飞行任务规划[J].宇航学报,2021,42(3):284-294.
TIAN B Y, WANG D Y, ZHANG X Y, et al. Flight mission planning for Solar system boundary exploration[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(3): 284-294.
- [8] NASA (Jet Propulsion Laboratory). DESCANSO design and performance summary series article 4 Voyager telecommunication [EB/OL]. (2021-10-13). https://descanso.jpl.nasa.gov/DPSummary/Descanso4--Voyager_new.pdf.
- [9] NASA(Jet Propulsion Laboratory). DESCANSO design and performance summary series article 14 Mars Science Laboratory telecommunications system design[EB/OL]. (2021-10-18). https://descanso.jpl.nasa.gov/DPSummary/Descanso14_MSL_Telecom.pdf.
- [10] CCSDS. CCSDS 130.1-G-3——informational report TM synchronization and channel coding-summary of concept and rationale[R]. [s. n]: CCSDS, 2020.
- [11] CCSDS. CCSDS 131.0-B-3, TM synchronization and channel coding[S]. [s. n]: CCSDS, 2009.
- [12] CCSDS. CCSDS 131.1-O-2, low density parity check codes for use in near-earth and deep space applications[S]. [s. n]: CCSDS, 2008.
- [13] NASA (Jet Propulsion Laboratory). DESCANSO design and performance summary series article 3 Cassini Orbiter/Huygens probe telecommunications[EB/OL]. (2021-10-13). <https://descanso.jpl.nasa.gov/DPSummary/Descanso3--Cassini2.pdf>.
- [14] NASA (Jet Propulsion Laboratory). DESCANSO design and performance summary series article 15 Phoenix telecommunications[EB/OL]. (2021-10-13). https://descanso.jpl.nasa.gov/DPSummary/PhxArticle_RC101013 DocX_COMPRESSED_AcronFixBU.pdf.
- [15] NASA(Jet Propulsion Laboratory). DESCANSO design and performance summary series article 6 Odyssey telecommunications[EB/OL]. (2021-10-13). https://descanso.jpl.nasa.gov/DPSummary/odyssey_telecom.pdf.
- [16] NASA (Jet Propulsion Laboratory). DESCANSO design and performance summary series article 12 Mars Reconnaissance Orbiter telecommunications[EB/OL]. (2021-10-13). https://descanso.jpl.nasa.gov/DPSummary/MRO_092106.pdf.
- [17] NASA (Jet Propulsion Laboratory). DESCANSO design and performance summary series article 9 deep impact flyby and impactor telecommunications[EB/OL]. (2021-10-13). https://descanso.jpl.nasa.gov/DPSummary/di_article_cmp20050922.pdf.
- [18] 李臣,朱本霞,苏彦,等.深空任务数据接收最佳帧同步仿真与结果分析[J].天文与天体物理,2013(1):1-8.
LI C, ZHU B X, SU Y, et al. Discussion and analysis of optimum frame synchronization simulation method for data receiving in deep space mission[J]. Astronomy and Astrophysics, 2013(1): 1-8.
- [19] 张玉花,王献忠,褚英志,等.我国首次自主火星探测任务中环绕器的研制与实践[J].上海航天(中英文),2020,37(5):1-9.
ZHANG Y H, WANG X Z, CHU Y Z, et al. Development and practice of the orbiter in China's first Mars exploration mission[J]. Aerospace Shanghai, 2020, 37(5): 1-9.
- [20] 腾讯网.“天问一号”:跨越4亿千米去火星[EB/OL].(2020-07-20)[2021-09-24]. <https://new.qq.com/rain/a/20200719 a0bjne00>.
- [21] 中国军网-解放军报.这次,中国来了!“天问一号”:中国首次火星之旅[P/OL].(2020-07-20)[2021-09-24]. http://www.81.cn/sydbt/2020/07/10/content_9851137.htm.
- [22] YE P J, SUN Z Z, RAO W, et al. Mission overview and key technologies of the first Mars probe of China[J]. Science China Technological Sciences, 2017, 60: 649-557.
- [23] 火星学会.收藏!2020年中国火星任务叶培建院士PPT(火星一号)[EB/OL].(2020-01-22)[2020-08-30]. <https://mp.weixin.qq.com/s/06D9UK3J8hpCXgOtlzKO-A>.
- [24] 吴伟仁,李海涛,李赞,等.中国深空测控网现状与展望[J].中国科

学:信息科学,2020,50(1):87-127.

WU W R, LU H T, LU Z, et al. Status and prospect of China's deep space TT&C network[J]. Science Sinica Information, 2020, 50(1): 87-127.

作者简介:

陈少伍(1988-),男,助理研究员,主要研究方向:月球与深空探测器导航、无线电测量技术研究。

通讯地址:北京5131信箱13号(100094)

电话:(010)66361123

E-mail: chenshaowu@bitt.cn

刘敏(1975-),女,博士,副研究员,主要研究方向:航天测控设备总体、深空测控及高精度测量技术研究。本文通讯作者。

通讯地址:北京5131信箱14号(100094)

电话:(010)66361170

E-mail: 3108673927@qq.com

A Backtracking Method Based on Frame Synchronization for Deep Space Super Low Bit Rate Data

CHEN Shaowu¹, LIU Min¹, WANG Jinwen², QIANG Li³, LU Ouxin⁴

(1. Beijing Institute of Tracking and Telecommunication Technology, Beijing 100094, China;

2. Beijing Institute of Telemetry Technology, Beijing 100094, China;

3. Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 721000, China;

4. Southwest China Institute of Electronic Technology, Chengdu 610036, China)

Abstract: Due to the super low telemetry bit rate and limited transmitting time for deep space mission, the total received telemetry data is precious; it is necessary to obtain as much telemetry data as possible, and decrease overhead and increase the efficiency of data receiving. A backtracking method (BTM) for deep space super low bit rate frame synchronization data was proposed in this paper for the data loss in the process of three-state transfer in traditional frame synchronization. The data frames in the process of three-state transfer in frame synchronization were backtracked, and multiple valid telemetry data frames were obtained by using the valid frame synchronization information. The method was successfully applied to the super low telemetry data receiving for orbiter and rover in Tianwen-1 Mars exploration mission. The result shows that 2~4 more valid data frames were obtained with the method proposed compared with the traditional method, and transfer efficiency was improved by 13%~40%. More valid data frames and higher transfer efficiency could be obtained by using the method. The method proposed in this paper can be particularly useful for deep space super low bit rate telemetry data receiving, and could be used in the further exploration of asteroids, Jupiter and the boundary of the solar system.

Keywords: deep space exploration; very low bit rate; frame synchronization; transfer efficiency; data backtracking

Highlights:

- A data frame backtracking method based on frame synchronization state information was proposed.
- Data frame backtracking process was set up.
- BTM was successfully applied to receive data of the orbiter and rover of TianWen-1 Mars exploration mission.
- 2~4 more valid data frames were obtained with BTM comparing with the traditional method, and the transfer efficiency is improved by 13%~40%.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]