

操控中的一种半程载波捕获与跟踪方法

李强¹, 张志宝¹, 李怡¹, 薛瑞¹, 王超²

(1. 航天器在轨故障诊断与维修重点实验室, 西安 710043;

2. 宇航动力学国家重点实验室, 西安 710043)

摘要: 针对某低轨卫星的应答机载波锁定时间较短的问题, 在分析应答机温度敏感特性基础上, 讨论载波捕获与跟踪的时间约束, 进而提出一种半程载波捕获与跟踪方法, 即取消上行载波频率扫描, 利用目标过顶前后的多普勒频移较小、输入信号较强的特点, 实现应答机对载波的快速捕获与跟踪, 尽可能拓宽上行遥控发令的可用时间窗口; 测控结果表明, 应答机温度具有短周期、长周期和长期变化规律, 短周期为轨道周期, 温度在地影期较高, 在日照区较低; 长周期为年周期, 冬至期间温度处于全年最高水平, 夏至期间则最低; 长期表现为逐年升温, 平均每年增加约 0.3 °C; 当应答机温度从 25.9 °C 上升到 26.2 °C 时, 载波锁定时长由 30 s 线性下降至 0; 使用半程载波捕获与跟踪方法后, 上行链路可用遥控时间增加 6 s 以上, 便于应急或异常事件处理, 为卫星延寿运行提供操控支持。

关键词: 低轨卫星; 空间环境; 应答机; 载波捕获; 延寿

A Half-Way Carrier Acquisition and Tracking in Space Operation

Li Qiang¹, Zhang Zhibao¹, Li Yi¹, Xue Rui¹, Wang Chao²

(1. Key Laboratory of Spacecraft In-Orbit Fault Diagnosis and Maintenance, Xi'an 710043, China;

2. State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, Xi'an 710043, China)

Abstract: With respect to short carrier locking time from a transponder working in an LEO (low earth orbit) satellite, details on constraints of carrier acquisition and tracking are discussed by analyzing the thermally sensitized characteristics of the transponder. A half-way carrier acquisition and tracking method is presented to cancel the frequency sweep process in the uplink. With low Doppler shifts and high signal power, the carrier can be rapidly acquired to extend the available telecommand window when the satellite is running over the zenith. The validated results have shown that the transponder temperature telemetry has an orbital period varies in which the temperature is low in the earth shadow and high in the sun, and has an annual period during which the temperature is low in summer and high in winter, and has a long term rise of 0.3 °C each year. While the transponder temperature varies from 25.9 °C to 26.2 °C, the carrier locking time changes linearly between 30s and 0. With the presented method, more than 6s can be obtained to send orders in the uplink for emergent operations or anomalous event disposals to support the life extension of the payload.

Keywords: LEO satellite; space environment; transponder; carrier acquisition; life extension

0 引言

在航天测控中, 载波捕获与跟踪是星地通信的关键技术之一, 用于保障遥控信号、遥测信号以及测距信号的可靠接收与发送, 实现星地信息传递与交互^[1-2]。得益于软件无线电技术快速发展, 接收机多采用 FFT 搜索算法、步进扫描搜索算法等技术进行载波捕获, 通过软件或者硬件来实现^[3-4]。例如在导航信号的载波捕获中, 文献 [5] 将 BOC 信号带通滤波后进行延迟采样自相关处理, 可降低计算复杂度且自相关曲线不存在过零点; 文献 [6] 针对 BOC 信号单边带捕获方法中的信号功率损失, 提出部分相干自相关算法, 可提高信噪比 1.8 dB; 文献 [7] 则在 GPS 信号的线性调频 Z 变换处理基础上扩展信号相干积分时间, 实现较低计算负荷下的较高精度的载波频率捕获。针对测控

中的 USB 信号^[8]捕获, 文献 [9] 提出利用 PM 信号频谱对称特性计算残差载波频率, 并采用锁频锁相环实现 PM 信号精确捕获与跟踪, 可降低载波假锁概率; 文献 [10] 着眼于高值副载波调制下的载波错锁或假锁问题, 提出利用奇异值分解降噪实现特征信号提取, 能改善载波捕获与跟踪性能。一般而言, 载波捕获性能与软硬件成本之间存在正比关系: 性能高, 则成本也高^[11]。

从实际在轨应用情况来看, 载波捕获性能还受到复杂的空间环境因素影响^[12-13], 例如在热辐射、紫外照射、粒子辐射等作用下, 卫星接收机性能会不可避免地出现衰减、损伤、甚至失效。在大数量卫星集中监控与管理中, 如何保障卫星应答机高效、可靠、稳定工作, 一直是操控工程师关注的重点之一。

这里以某低轨卫星在轨管理为例, 针对其应答机载波锁定时间较短的问题进行遥测参数关联与分析, 给出一种半程载波捕获与跟踪方法, 减小载波捕获的时间开销, 为应急操控或异常处置提供技术支持。

收稿日期: 2019-05-03; 修回日期: 2019-05-23。

基金项目: 国家自然科学基金(61801518)。

作者简介: 李强(1976-), 男, 湖北荆州人, 硕士, 高级工程师, 主要从事卫星操控与在轨管理方向的研究。

1 应答机老化

某太阳同步、近圆轨道卫星在轨工作 10 余年, 降交点地方时为 10:30 AM, 高度约 640 km。卫星应答机 AGC (Auto Gain Control, 自动增益控制) 电压遥测与载波锁定参数变化如图 1 所示 (图中横轴为积秒, 表征一日之内的秒计数, 起点为某日零点, 终点为次日零点, 单位 s)。2014 年后, 应答机性能出现严重下降: 一方面, 载波锁定时的 AGC 出现较大幅度的衰减 (由原先的 3.0 V 以上减小至现今的 1.0 V 以下), 说明应答机灵敏度显著退化; 另一方面, 载波锁定时长也大大缩短, 对操控中的遥控注入产生较大影响。自是, 应答机进入降级应用: 地面发射机功率 800 W, 天线口径不低于 10 m, 最高仰角 80° 以上。

此外, 应答机工作温度对载波锁定时长的影响比较显著: 温度越低, 时间越长; 温度越高, 时间越短。因此, 卫星应答机温度成为载波捕获与跟踪的关键约束。

在轨期间, 应答机温度变化如图 2 所示 (图中 S 表示夏至日, W 表示冬至日)。以轨道周期为短周期 (约 5 850 s): 卫星进地影后, 蓄电池放电工作并散热, 热控系统随之响应并进行降温控制, 大致在地影区的中间附近时, 应答机温度达到极大值; 约半个轨道周期后, 卫星进入阳照区, 热控降温基本完成, 应答机温度达到极小值, 此时卫星与太阳的星下点地理纬度基本相同。具体情形可参见图 3 中的蓄电池放电电流、温度以及应答机温度的变化过程 (图中将蓄电池温度与放电电流分布放大了 4 倍与 3 倍)。

以年周期为长周期: 冬至前后, 温度为全年高位; 夏至前后, 则为低位; 春秋两季, 则处于最高位与最低位之间。以整个卫星在轨时段为长期段: 前期温度低, 后期温度高, 年均温度升高约 0.3 °C。以上温度变化均与空间环境影响有关: 温度短周期变化主要源于卫星进出地影时的太阳辐照变化, 长周期变化则主要是轨道运动下的太阳辐射热流变化所致 (光照角与日地距离变化), 长期变化主要是紫外辐照下的涂层性能退化^[14]引起。

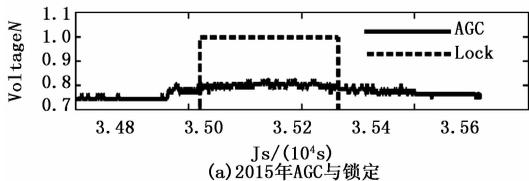
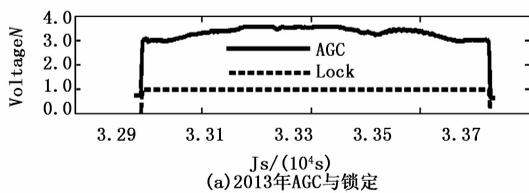


图 1 应答机 AGC 与锁定变化

另外, 应答机温度还受到空间辐射环境下的单粒子门锁 (Single Event Latchup, SEL) 效应^[15]的影响: 器件发生 SEL 效应后一般会有温度升高现象, 从而给周边器件带

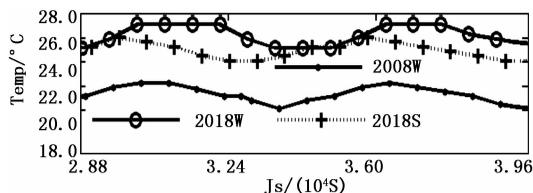


图 2 应答机温度变化

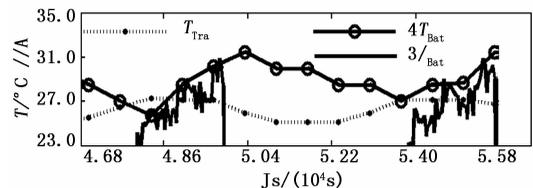


图 3 应答机温度与蓄电池放电电流

来热影响。

因此, 应答机温度处于高位时, 载波捕获与跟踪相对困难, 急需操控调整与改善。

2 半程载波捕获与跟踪

对于地基测控而言, 低轨卫星每个测控窗口的跟踪时间相对较短, 当跟踪圈次内的天线仰角最大值为 90° 时, 理论跟踪时间最长。考虑近圆轨道情形, 则最长跟踪时间 t 可用下式表示:

$$t_{pre} = 2(R_e + H)^{\frac{1}{2}} \mu^{\frac{1}{2}} \arccos\left(\frac{R_e \cos E}{R_e + H} - E\right) \quad (1)$$

式中, R_e 为地球半径, 6 378.137 km; H 为轨道高度, km; μ 为常数, $3.986 \times 10^5 \text{ km}^3 \cdot \text{s}^{-2}$; E 为遮蔽角, rad。不同轨道高度下的卫星跟踪时间 t_{pre} 如图 4 所示。

显然, 同样轨道高度下, 遮蔽角越大则跟踪时间越短; 同样遮蔽条件下, 轨道越高则跟踪时间越长。以轨道高度 600 km 为例, 遮蔽角分别为 0°、7° 时, 跟踪时间对于约为 770 s、570 s, 两者之间相差约 200 s。可见, 遮蔽角对于跟踪时间的影响较为明显, 在实际中必须考虑这一因素影响。此外, 这里以最高仰角 90° 作为参考, 但由于目标过顶^[16]时的天线高转速影响, 过顶前后的跟踪时间为非遥控时间, 因此, 可遥控时间一般要小于跟踪时间, 这样使得可资利用的上行遥控时间窗口进一步缩短。

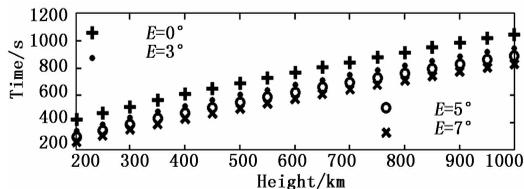


图 4 跟踪时间约束

在遥控注入前, 需要进行载波捕获与跟踪, 其中一个重要环节是载波频率扫描^[3,8,17]。假定频率为线性锯齿波扫频方式, 则单周期下的扫频时间 t_{swe} 可用下式表示为:

$$t_{swe} = 4\omega/v \quad (2)$$

式中, ω 为锯齿波频率扫频幅度 (类似于正弦波振幅), kHz; v 为扫频速度, $\text{kHz} \cdot \text{s}^{-1}$ 。不同扫幅、扫速下的扫频时间 t_{swee} 如图 5 所示。

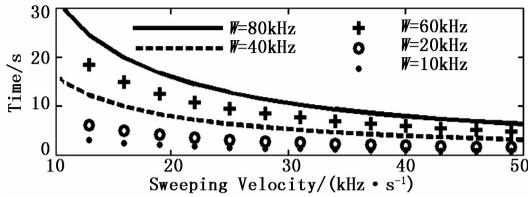


图 5 扫频时间约束

由图 5 可知, 频率扫幅越小、扫速越快, 则扫描时间越短; 反之, 扫幅越大、扫速越慢, 则扫描时间越长。以扫幅 40 kHz、扫速 $20 \text{ kHz} \cdot \text{s}^{-1}$ 为例, 对应扫频时间为 8 s。正常情况下, 地面启动扫频程序后, 手动操作下一般需数个周期才能完成载波捕获与跟踪, 所需时间要大于 8 s。

但是, 一旦卫星在冬至前后出现 SEL 事件, 极可能导致应答机温度升至 $25.9 \sim 26.2 \text{ }^\circ\text{C}$ 区间, 载波锁定时间将非常短暂, 长时间的载波扫描不利于快速的信号捕获和遥控指令发送。后期, 随着卫星老化加剧, 整星温度很可能进一步攀升, 则当应答机温度接近 $26.2 \text{ }^\circ\text{C}$, 可利用的载波锁定时间更短, 需要调整操控方式, 争取将更宝贵的时间用于指令发送和 SEL 事件处置。

显然, 若最高仰角在 $80 \sim 85^\circ$ 范围内: 则不需考虑过顶影响, 天线可全程稳定跟踪目标; 而过顶前后的上行信道链路增益损失最小, 同时多普勒频移也最低 (接近于 0), 这时卫星接收机载波捕获成功的概率最大。因此, 取消载波频率扫描, 充分利用过顶前后的信号功率强、多普勒频移低的有利时机, 卫星接收机可自动快速完成载波频率捕获与转发, 实现载波锁定时长最大化。

3 操控检验

鉴于冬至前后的应答机温度为全年最高, 载波捕获与跟踪最为困难, 这里以冬至期间发生的 GPS 接收机 (轨道板已关闭) 的 SEL 事件处置为例, 检验半程载波捕获与跟踪的效果, 如图 6 所示。

SEL 事件发生后, GPS 接收机温度升高幅度较大, 超过 $8.0 \text{ }^\circ\text{C}$; 在 SEL 事件的次生影响下, 应答机温度也逐渐升高, 大致分为两个阶段, 先期 2 轨升温约 $0.3 \text{ }^\circ\text{C}$, 后期 5 轨又升温约 $0.3 \text{ }^\circ\text{C}$, 累积升温约 $0.6 \text{ }^\circ\text{C}$ 。应答机温度升高后, 载波捕获相对困难, 采用半程载波捕获与跟踪方法, 在过顶前后实现载波锁定, 时长约 30s, 对应温度约 $25.9 \text{ }^\circ\text{C}$ 。在 30 s 的锁定时间内, 地面抓紧时机发送指令对 GPS 接收机进行断电、加电, 操控成功。其后, 应答机与 GPS 接收机温度都逐渐下降至正常水平。最后, 再次使用半程载波捕获与跟踪方法进行测控, 在目标过顶前后实现载波捕获, 锁定时长超过 90 s, 可供业务、轨道等日常数据注入使用。

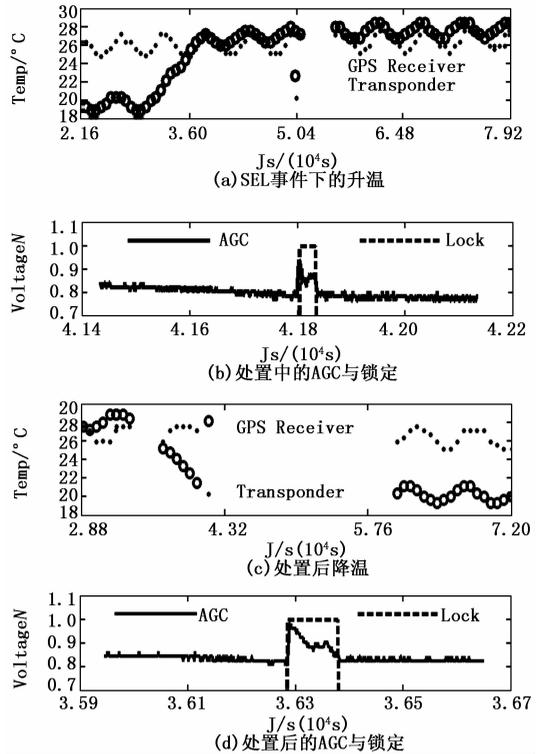


图 6 SEL 事件检验

使用半程载波捕获与跟踪方法统计得到的高温状态下的载波锁定时长如图 7 所示。在 $25.9 \sim 26.2 \text{ }^\circ\text{C}$ 区间内, 时长大致从 30 s 线性降至 0; 在应答机温度超过 $26.2 \text{ }^\circ\text{C}$ 后, 无法实现载波捕获。

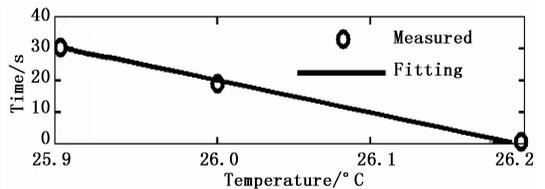


图 7 温度与载波锁定时长

以扫频幅度 60 kHz、扫速 $20 \text{ kHz} \cdot \text{s}^{-1}$ 计, 假定自动双捕时需半个周期实现载波捕获, 则节省的时间其实很有限, 只有 6s。但考虑后期卫星老化下应答机温度继续升高、以及冬至期间单粒子事件多发^[12] 导致应答机温度可能更高甚至接近 $26.2 \text{ }^\circ\text{C}$ 时, 则本方法更能发挥其作用。仍然以 GPS 接收机 SEL 事件处置为例: 只要载波锁定时间在 1~2 s 内, 则地面以 1 s 为周期重复发送断电指令, 可实现 GPS 接收机关机以及降温; 在其后的时间里, 再进行开机以及其它操控工作。

文献 [18] 在处置 Dellinger 卫星的星务计算机 63 s 周期下的连续自动重启异常时, 通过地面重复发送以数秒为周期的重启指令达 4 min 以上, 迫使星务计算机不断重启、无暇顾及通信服务; 而电源下位机确认连续 4 min 的通讯中断后, 为其负载实施断电、加电操作; 星务计算机由

此实现断电与重启, 最终异常得以清除。因此, 在卫星异常处置操控中, 事件调度与时序衔接很关键, 而时间预算则是这个关键的重要前提之一; 节省的 6s 虽然短暂, 但能发挥很好作用, 例如延寿。文献 [19-20] 认为卫星延寿是建立在空间环境、推进剂、能源、热控等多种约束条件下的综合优化结果, 在将来的工作中, 还需要继续寻求应答机最低温度超过 26.2 °C 后的操控应对手段, 尽力保障载荷延寿工作。

4 结论

低轨卫星长期运行后, 应答机载波捕获对于环境温度极为敏感, 温度超过 26.2 °C 时, 无法实现载波捕获; 温度在 25.9 °C 时, 可资利用的载波锁定时长仅 30 s; 利用半程载波捕获与跟踪方法, 可减少载波捕获的时间消耗 6 s 以上, 适用于应答机温度处于高位 (特别是接近于截止温度) 时的紧急事件的处理, 减缓温敏影响, 实现载荷工作延寿。后续, 还需寻求进一步的温敏应对方法, 为载荷延寿提供操控技术支持。

参考文献:

- [1] Vinicius Martins, Jerson Paulo Guex, Luciana Shiroma Montali et al. The functional verification of a satellite transponder [A]. 2018 IEEE 9th Latin American Symposium on Circuits & Systems (LASCAS) [C]. Puerto Vallarta, Mexico, 2018: 122 - 125.
- [2] Javier Cabo, Ernesto Lopez, Jose Ignacio Mayor. MSBT Transponder: Flexible Multi-Mode in-Orbit Reconfigurable Transponder [A]. 2018 48th European Microwave Conference (EuMC) [C]. Madrid, Spain, 2018: 263 - 266.
- [3] Justin D Bradfield, Adam V Crifasi, Norman H Adams. Carrier acquisition and tracking for Europa relay communications [A]. 2018 IEEE Aerospace Conference [C]. Big Sky, MT, 2018: 1 - 6.
- [4] David Morabito, Douglas S Abraham. Multiple uplinks per antenna (MUPA) signal acquisition schemes [A]. SpaceOps Conference [C]. Marseille, France, 2018, AIAA 2018 - 2610: 1 - 22.
- [5] Zhijun Liu, Baiyu Li, Xiangwei Zhu, et al. Delayed sampling technique for high-order BOC signals acquisition [J]. Electronics Letters, 2019, 55 (5): 280 - 281.
- [6] Feng Rui, Ma Hong, Ren Yufei. The acquisition method of BOC signal based on partial coherent sideband [A]. 2018 IEEE 3rd Advanced Information Technology, Electronic and Automation Control Conference (IAEAC) [C]. Chongqing, China, 2018: 2282 - 2286.
- [7] Xu Bing, Dou Jie, Dou Lei. Benefits of long coherent integration for CZT-based GPS signal acquisition [J]. Electronics Letters, 2018, 54 (16): 995 - 997.
- [8] Liu Jiaying. Spacecraft TT&C and Information Transmission Theory and Technologies [M]. Heidelberg: Springer-Verlag, 2015: 1 - 14.
- [9] 杜检来, 杨 讷, 贺 辉, 等. 一种 USB 测控应答机的健壮捕获算法 [J]. 电讯技术, 2018, 58 (11): 1258 - 1263.
- [10] 李俊瑶, 高海南, 冯 程, 等. 基于 USB 体制的卫星载波捕获防错锁方法 [J]. 无线电工程, 2018, 48 (12): 1091 - 1095.
- [11] Syed Mohd Fairuz, Syed Mohd Dardin, Zuhairi Abdul Rashid, et al. Performance Consideration in signal Acquisition for High Dynamic Application in Tropical Environment [A]. 2018 International Conference on Electrical Engineering and Computer Science (ICECOS) [C]. Pankal Pinang, Indonesia, 2018: 7 - 12.
- [12] Michael Xapsos. A brief history of space climatology: from the big bang to the present [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2019, 66 (1): 17 - 37.
- [13] A Witulski, B Sierawski, R Austin, et al. Model-Based Assurance for Satellites with Commercial Parts in Radiation Environments [A]. 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites [C]. Logan, UT, 2018, SSC18 - WKV - 04: 1 - 10.
- [14] Joseph I Samaniego, Xu Wang, Laila Andersson, et al. Investigation of Coatings for Langmuir Probes in an Oxygen - Rich Space Environment [J]. JGR Space Physics, 2018, 13 (7): 6054 - 6064.
- [15] F Irom, S Vartanian, G R Allen. Single - Event Latchup Measurements on Wireless and Powerline Network Communication Devices for Use in Mars Missions [A]. 2018 IEEE Radiation Effects Data Workshop (REDW) [C]. Waikoloa, HI, 2018: 1 - 6.
- [16] 晁 宁, 罗晓英, 杨新龙. 卫星天线过顶盲区时机分析 [J]. 现代电子技术, 2018, 41 (1): 13 - 16.
- [17] Kar - Ming Cheung, Dariush Divsalar. Simultaneous two-way doppler and ranging for multiple spacecraft at Mars: flight radio tracking system design and performance simulations [A]. 2018 SpaceOps Conference [C]. Marseille, France, 2018, AIAA 2018 - 2611: 1 - 17.
- [18] Larry Kepko, Luis Santos, Chuck Clagett, et al. Dellingr: reliability lessons learned from on-orbit [A]. 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites [C]. Logan, UT, 2018, SSC18 - I-01: 1 - 13.
- [19] Lorenzo Bitetti, Bianca Beatrice Ratti, Roberto Destefanis, et al. Reliability model supporting satellite life extension and safe disposal [A]. 2018 Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS) [C]. Reno, NV, 2018: 1 - 6.
- [20] Lorenzo Bitetti, Dominique Demarquilly, Bianca Beatrice Ratti, et al. Reliability model supporting satellite life extension and disposal operations initiation [A]. 2018 SpaceOps Conference [C]. Marseille, France, 2018, AIAA 2018 - 2440: 1 - 7.