

双频测速应答机灵敏度遥测参数异常下跳原因分析

郭忠来 李红梅 李婷 马向斌 李晶

(中国酒泉卫星发射中心,兰州,732750)

摘要: 针对某航天发射箭载测控合作目标双频测速应答机灵敏度遥测参数异常下跳问题,深入研究了连续波无线电外测系统的高精度测速原理,根据实际飞行弹道计算出地面连续波跟踪测量雷达系统 4 个测点相对于双频测速应答机接收天线的方向图,得出在灵敏度遥测参数异常下跳期间,由于迭代制导,火箭姿态变化剧烈,使得各测点的赤道面张角 α 变化范围较大,大大超出了双频测速应答机接收天线的增益要求,出现接收天线接收的信号变弱从而导致灵敏度在此时段异常下跳的结论。本文可为后续航天发射飞行中出现类似问题时的故障快速定位提供分析思路。

关键词: 双频测速应答机;灵敏度;异常下跳;原因分析

中图分类号: TN8 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2019)S-0056-07

Analysis of Sensitivity Telemetry Parameter Abnormality of Dual Frequency Speed Transponder

GUO Zhonglai, LI Hongmei, LI Ting, MA Xiangbin, LI Jing

(China Jiuquan Satellite Launch Center, Lanzhou, 732750, China)

Abstract: Aiming at the problem that the sensitivity telemetry parameters of the dual-frequency speed measuring transponder of a rocket-borne TT&C cooperative target are abnormal, the high-precision speed measuring principle of the continuous wave radio external measurement system is studied. According to the actual flight trajectory programming, the antenna pattern of four points relative to the dual-frequency transponder receiving is calculated in the ground tracking measurement continuous wave radar system. It can be concluded that under the abnormal sensitivity telemetry parameters during the jump, due to the iterative guidance and dramatic rocket attitude changing, the site of the equatorial angular is larger, which is greatly beyond the dual-frequency radar transponder receiving antenna gain, and the weaker receiving antenna signal will lead to an abnormal jump of the receiving sensitivity at this time. This paper can provide an important theoretical and decision-making basis for the rapid location and trouble shooting of similar problems in subsequent test tasks.

Key words: dual-frequency speed transponder; sensitivity; abnormality; reason analysis

在历次 CZ-2D 火箭飞行任务中,无论发射方位角如何变化,双频测速应答机灵敏度遥测参数总是随着测控距离的增加缓慢下降,但在某次发射飞行中,火箭双频测速应答机灵敏度遥测参数却在火

箭飞行 328.1~332.2 s 期间出现了异常下跳。

连续波无线电外测系统的功能是由地面连续波跟踪测量雷达系统的发射机产生无线电信号,通过天线发向火箭的双频测速应答机,双频测速应答

收稿日期:2019-04-09;修订日期:2019-06-20

通信作者:李红梅,女,高级工程师,E-mail: li-hong-mei-9574@163.com。

引用格式:郭忠来,李红梅,李婷,等. 双频测速应答机灵敏度遥测参数异常下跳原因分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(增刊): 56-62. GUO Zhonglai, LI Hongmei, LI Ting, et al. Analysis of Sensitivity Telemetry Parameter Abnormality of Dual Frequency Speed Transponder[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(S): 56-62.

机接收后经过运算处理,输出相参下行信号,通过发射天线发送到地面连续波雷达,地面雷达经过接收处理,计算出火箭的飞行速度和飞行弹道,为火箭飞行监控和实时安控提供数据源,以及为光学、遥测等地面测量设备提供引导弹道数据^[1]。因此,对于双频测速应答机灵敏度遥测参数异常变化的分析对于火箭飞行安全具有重要意义。

1 双频测速应答机的工作原理

双频测速应答机与地面站测控设备协同工作,对火箭进行连续跟踪测量,获取高精度测速数据。

图1为双频测速应答机其中一个通道的工作

原理框图。当没有上行信号(频点1或频点2)时,载波环路(频点1或频点2)处于失锁状态,应答和信标切换电路将该路(频点1或频点2)置于信标状态,信标信号由恒温晶振产生参考信号,经过倍频链、滤波、放大输出非相参下行信号,此时,接收机的一本振和二本振处于扫描状态。当接收机接收到上行信号时,上行信号经过低噪声微波放大、下混频、前置放大、变频、中频放大后,进入载波同步环路,当环路锁定时,锁定指示输出高电平,将信号置于应答跟踪状态,同步后相参信号经过倍频、滤波、放大后,输出相参下行信号通过发射机发送到地面连续波雷达^[2-3]。

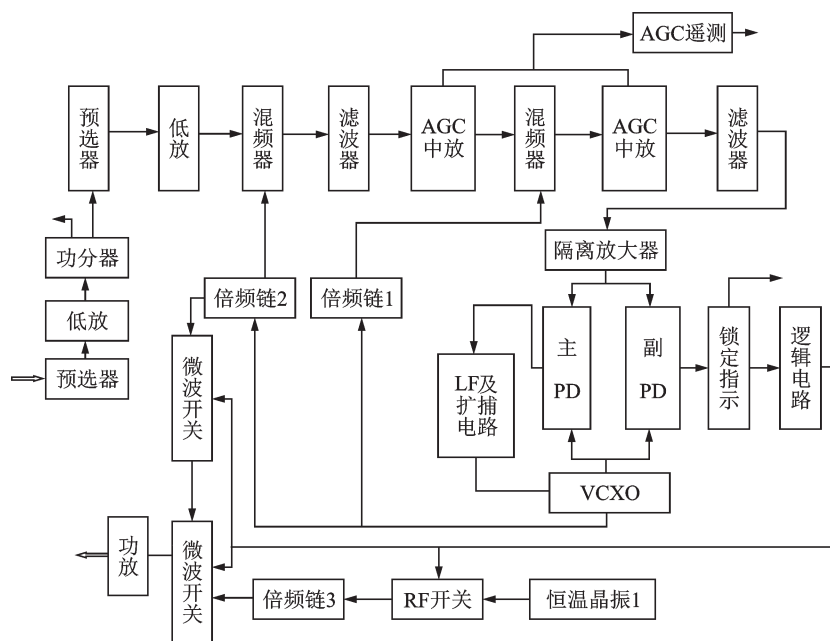


图1 双频测速应答机单通道原理框图

Fig.1 Single channel principle block diagram of dual-frequency speed transponder

当双频测速应答机处于跟踪上行信号的斜锁相工作状态时,对于 F_1 频率情况,接收频率为 $F_{r1} = x735$ MHz,发送频率 $F_{t1} = x318.75$ MHz,第一收发频率之间相差一个相参的中频信号416.25 MHz,收发频率由系统总体选定。考虑到方案的简单与避免组合干扰的影响,第一混频器的本振由主环VCXO频率倍频115次提供,第二混频器的本振由主环VCXO频率倍频8次提供,则前置中放频率设定为 $F_{r1} - 115F_{VCXO}$,中频放大频率设定为 F_{VCXO} ,主环完成对接收信号 F_{r1} 的频率跟踪,故环路 F_{VCXO} 频率与接收频率 F_{r1} 是相参的。

同样对于 F_2 频率情况,接收频率为 $F_{r2} = x697.9$ MHz,发送频率 $F_{t2} = x259.6$ MHz,第一收发频率之间差一个相参的中频信号438.3 MHz,收发频率由系统总体选定。考虑到方案的简单与避免组合干扰的影响,第一混频器的本振由主环

VCXO频率倍频108次提供,第二混频器的本振由主环VCXO频率倍频8次提供,则前置中放频率设定为 $F_{r2} - 108F_{VCXO}$,中频放大频率设定为 F_{VCXO} ,主环完成对接收信号 F_{r2} 的频率跟踪,故环路 F_{VCXO} 频率与接收频率 F_{r2} 是相参的。

双频测速应答机在结构上由5个独立的单元组成,即接收锁相组合1单元、接收锁相组合2单元、本振信标组合1单元、本振信标组合2单元、电源变换功放组合单元。设备加电后,由28VDC电源经过二次电源产生发射机、接收机、载波同步环路、应答和切换电路所需的各种电源。

2 连续波雷达测量原理

地面连续波跟踪测量雷达系统^[4]发射连续波射频信号对空中目标进行跟踪测量,其特点是容易实现测速和信道的综合利用,测量精度较高。连续

波测速方法最终归结为多普勒频移的测量,再由多普勒频移换算出径向速度。

2.1 双程多普勒频移测速

当箭上的双频测速应答机某一通道处于应答状态时,地面连续波跟踪测量雷达系统高稳定度地发射频率为 f_0 的正弦波信号,双频测速应答机锁定 f_0 并向地面转发以实现上下频率相干。

双频测速应答机接收到的信号时延为

$$\tau_d = \frac{R}{c} \quad (1)$$

则接收信号相位为

$$\varphi_R = 2\pi f_0(t - \tau) = 2\pi f_0\left(t - \frac{R}{c}\right) \quad (2)$$

当 f_0 恒定时,双频测速应答机接收频率为

$$f_1 = \frac{1}{2\pi} \frac{d\varphi_R}{dt} = f_0 \left(1 - \frac{\dot{R}}{c}\right) \quad (3)$$

地面连续波跟踪测量雷达系统接收频率为

$$f_2 = f_1 \left(1 - \frac{\dot{R}}{c}\right) = f_0 \left(1 - \frac{\dot{R}}{c}\right)^2 \quad (4)$$

故双程多普勒频率为

$$f_d = f_2 - f_0 = -2f_0 \frac{\dot{R}}{c} \quad (5)$$

式中: c 为光速; \dot{R} 为径向距离变化率,即径向速度 V_d 。

2.2 多普勒频率的测量

目标回波的多普勒频移与其径向速度成正比,因此只要准确地测出目标的多普勒频移,经换算就可以确定目标运动的径向速度和方向^[5],即

$$v_d = -\frac{c}{2f_0} f_d \quad (6)$$

要完成多普勒频率的测量,首先必须从包含噪声的接收载波中提取多普勒频率。接收载波经过快速傅里叶变换(FFT),可以完成多普勒频率的粗略捕获。随着技术的发展,应用DSP技术的数字锁相环技术^[6]愈加成熟,它可以在过滤多普勒频率信息过程中,提取数字化的多普勒频率信息,完成多普勒频率的精确测量。

2.3 高精度测速处理^[7-8]

目标在发射系的位置 X, Y, Z 需通过光测交会或脉冲雷达定位进行计算,使用当前所有状态可用的主站和副站的测速数据,一般选择主站和3个副站中任选2个副站的测速数据,即可完成发射系的速度 V_x, V_y 和 V_z 的测量。

(1)各测站到目标连线的方向余弦计算

$$\begin{bmatrix} l_i \\ m_i \\ n_i \end{bmatrix} = \frac{1}{R_i} \begin{bmatrix} X - X_{oi} \\ Y - Y_{oi} \\ Z - Z_{oi} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$R_i = \sqrt{(X - X_{oi})^2 + (Y - Y_{oi})^2 + (Z - Z_{oi})^2} \quad (8)$$

式中: X_{oi}, Y_{oi}, Z_{oi} 表示各站站址,其中 $i=1$ 表示当前所用主站发射天线, $i=2,3,4,\dots$ 时表示当前状态可用的副站收天线站址。

(2)矩阵计算

$$A = \begin{bmatrix} l_1 + l_2 & m_1 + m_2 & n_1 + n_2 \\ l_1 + l_3 & m_1 + m_3 & n_1 + n_3 \\ \dots & \dots & \dots \\ l_1 + l_i & m_1 + m_i & n_1 + n_i \end{bmatrix} \quad (9)$$

(3)速度计算

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix}^T = (A^T A)^{-1} A^T [S_1, S_2, \dots, S_i]^T \quad (10)$$

式中: S_1, S_2, \dots, S_i 表示当前状态可用的主站和副站的测速数据。

新一代连续波测速设备LD-3704采用70 MHz中频数字锁相环处理方案,充分利用DSP和FPGA的技术优势,实现数字测速单元及数字角误差解调单元的有机结合,降低设备量,改善系统性能,提高设备可靠性。

测速信息流程如图2所示。图中发射分系统通过频综I以时统频标为基准产生上行信号。应答机接收到发射机辐射的上行信号后,相参转发下行信号。接收分系统接收的下行信号与一、二本振混频产生70 MHz中频信号。数字基带分系统进行载波跟踪和窄带滤波,得到载波的相位增量或平均多普勒。最后进行记录存盘,以便事后处理;同时通过数传、通信链路送往指挥中心,完成速度测量任务。

3 双频测速应答机灵敏度遥测参数异常下跳原因分析

3.1 问题现象

如图3所示,双频测速应答机灵敏度1遥测参数曲线平稳缓慢的下降是正常的,而在2018年某任务中,灵敏度在328.1~332.2 s由4.38 V迅速下跳至3.26 V,后又在366.6 s缓慢上升到4.11 V,与以往任务规律不相符。

3.2 原因分析

3.2.1 双频测速应答机故障

虽然该火箭双频测速应答机的灵敏度遥测参数在328.1~366.6 s期间迅速下降,但是功率遥测和主环锁定遥测两个参数正常,如图4所示。

双频测速应答机灵敏度遥测参数反映的是双频测速应答机接收地面连续波雷达系统发射的连续波射频信号强弱的物理量。随着火箭飞行距离的增大,地面连续波雷达系统离火箭越来越远,双频测速应答机接收到的连续波射频信号越来越弱,灵敏度遥测参数从而越来越小。主环锁定遥测参

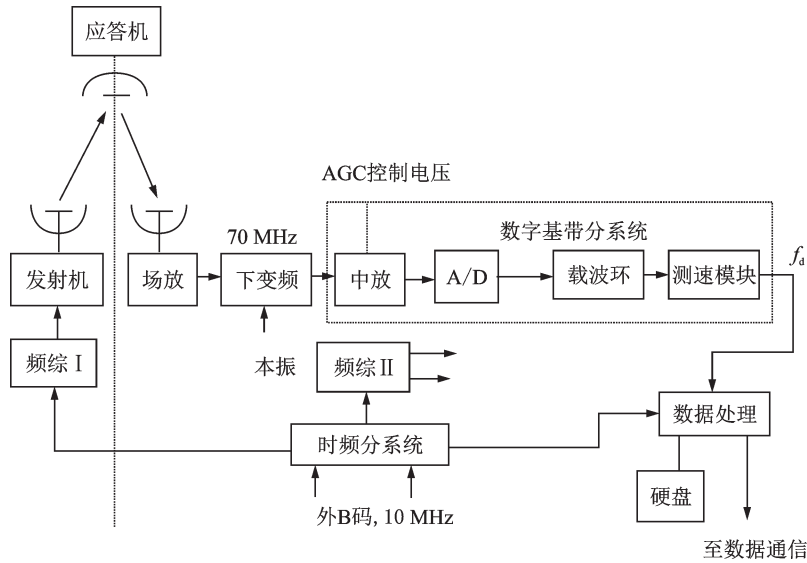


图2 测速信息流程图

Fig.2 Flow chart of speed measurement information

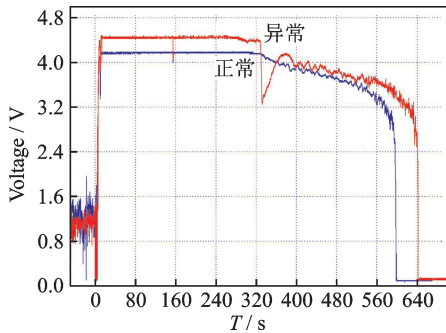


图3 双频测速应答机灵敏度遥测参数曲线

Fig.3 Sensitivity telemetry parameter curve of dual-frequency speed transponder

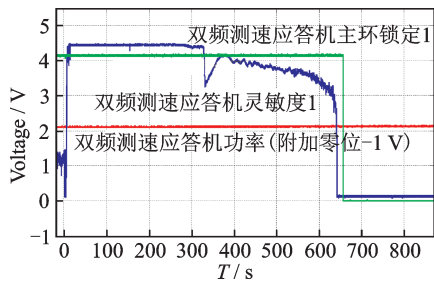


图4 双频测速应答机通道1遥测参数曲线

Fig.4 Telemetry parameter curve of channel 1 in dual-frequency speed transponder

数表征的是当接收信号进入载波同步环路后,当环路锁定时,锁定指示输出高电平,将信号置于应答跟踪状态,同步后相参信号经过倍频、滤波、放大后,输出相参下行信号通过发射机发送到地面连续波雷达。功率遥测参数表征的是双频测速应答机的工作电压。

由此可以断定双频测速应答机工作正常,不是引起灵敏度遥测参数下跳的原因。

3.2.2 地面连续波跟踪测量雷达系统故障

火箭飞行过程中,地面连续波跟踪测量雷达系统在跟踪至327~370 s期间发现设备接收电平有异常下降但恢复的情况,但没影响跟踪和数据质量。各设备通道一接收电平、多普勒频率三阶差分曲线分别如图5—8所示。

从事后数据分析可知:各站跟踪情况(接收电平和测速随机误差)一致良好;各站接收电平平稳

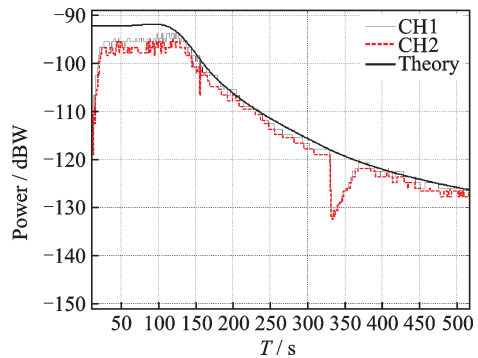


图5 主站接收电平

Fig.5 Main station receiving level

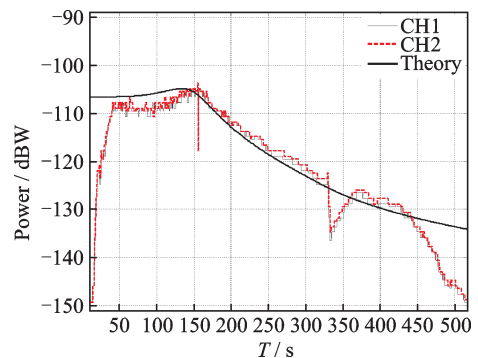


图6 副站1接收电平

Fig.6 Secondary 1 receiving level

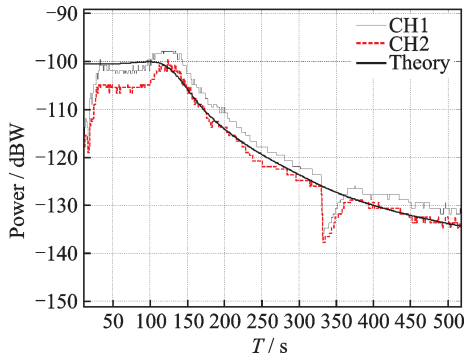


图7 副站2接收电平

Fig.7 Secondary 2 receiving level

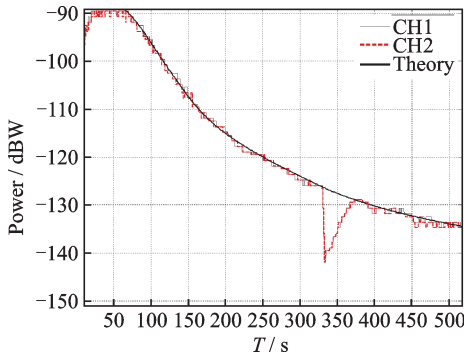


图8 副站3接收电平

Fig.8 Secondary 3 receiving level

变化,在327~370 s出现“V”形下降期间,接收电平仍满足设备正常跟踪条件。

由此可见,地面连续波跟踪测量雷达系统不是引起灵敏度遥测参数下跳的原因。

3.2.3 无线传输信道故障

为了分析地面连续波跟踪测量雷达系统和箭上双频测速应答机在灵敏度遥测参数异常下跳期间无线传输信道是否畅通,需要根据实际飞行弹道和地面测站的布局计算双频测速应答机收发天线的方向性图,看实际计算的结果能否满足双频测速应答机收发天线的增益要求。

(1) 天线方向性图定义

在箭体坐标系中天线的增益的方向性以两个参考角 α, β 描述,如图9所示。所谓天线方向性图是对天线辐射强度特性(增益)的一种描述^[9]。

在图9中, α 俗称赤道面张角,以火箭的第三象限线(箭体坐标系的 y 轴)为基准,沿飞行方向观察,顺时针方向为角度增加方向,变化范围为 $0^\circ \sim 360^\circ$; β 俗称子午面张角,以火箭的轴线(箭体坐标系的 x 轴)为基准,从头部向尾部旋转为角度增加方向,变化范围为 $0^\circ \sim 180^\circ$,箭首为 0° ,箭尾方向为 180° ^[10]; α_m 为天线在火箭横截面上的安装角,接收天线安装角为 187.5° ,发射天线安装角为 167.5° 。

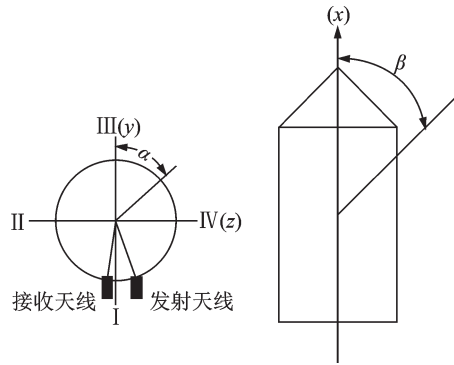


图9 天线方向性与火箭箭体坐标系关联示意图

Fig.9 Schematic diagram of the correlation between the antenna directivity and the coordinate system of rocket body

$$\Delta\alpha = \alpha - \alpha_m \quad (11)$$

在箭体坐标系中天线的增益的分布为

$$G = f(\alpha, \beta) \quad (12)$$

(2) 天线方向性图计算方法

地面高精度测速系统4个测量点的箭体坐标为

$$\begin{bmatrix} x_{ji} \\ y_{ji} \\ z_{ji} \end{bmatrix} = F_{ji}^T \begin{bmatrix} x_i - x \\ y_i - y \\ z_i - z \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中: x_{ji}, y_{ji}, z_{ji} 表示测量点的箭体坐标系坐标; x, y, z 表示箭体坐标系原点的发射坐标系坐标,选用理论弹道参数; x_i, y_i, z_i 表示测量点的发射坐标系坐标,其值为

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = F_0^T \begin{bmatrix} X_e - X_0 \\ Y_e - Y_0 \\ Z_e - Z_0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中 X_0, Y_0, Z_0 表示射点的地心坐标,计算公式为

$$\begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (N_0 + h_0) \cos B_0 \cos L_0 \\ (N_0 + h_0) \cos B_0 \sin L_0 \\ [N_0(1 - e^2) + h_0] \sin B_0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$N_0 = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B_0}} \quad (16)$$

式中: L_0, B_0 和 h_0 分别表示发射点大地经度、纬度和大地高; a 和 e^2 分别为地球参考椭球长半径和第一偏心率平方; X_e, Y_e, Z_e 为测量点的地心坐标,计算方法同上,将测量点的大地经度、纬度和大地高 L_e, B_e 和 h_e 替换 L_0, B_0 和 h_0 即可; F_0 为发射坐标系至地心坐标系的旋转变换矩阵,计算方法为

$$F_0 = R(90 - L_0)R(-B_0)R(90 + A_0) \quad (17)$$

式中: A_0 为发射大地方位角; F_{ji} 为发射坐标系至箭体坐标系的旋转变换矩阵,计算方法为

$$F_{ji} = R_x(\gamma)R_y(\psi)R_z(\phi) \quad (18)$$

式中 ϕ, ψ 和 γ 分别为箭体对发射坐标系的俯仰

角、偏航角和滚动角。

天线方向性图用箭体球坐标表述,箭体直角坐标至箭体球坐标的转换方法为

$$R = \sqrt{x_{jt}^2 + y_{jt}^2 + z_{jt}^2} \quad (19)$$

$$\alpha = \arctan \frac{z_{jt}}{y_{jt}} + \begin{cases} 0 & y_{jt} > 0, z_{jt} \geq 0 \\ \pi & y_{jt} \leq 0 \\ 2\pi & y_{jt} > 0, z_{jt} < 0 \end{cases} \quad (20)$$

$$\beta = \arctan \frac{\sqrt{y_{jt}^2 + z_{jt}^2}}{x_{jt}} + \begin{cases} 0 & x_{jt} > 0 \\ \pi & x_{jt} \leq 0 \end{cases} \quad (21)$$

(3) 天线方向性图计算结果

根据上述计算方法,编程计算出4个测量点相对于双频测速应答机的收发天线方向图,赤道面张角 α 随时间变化曲线如图10所示,子午面张角 β 随时间变化曲线如图11所示。

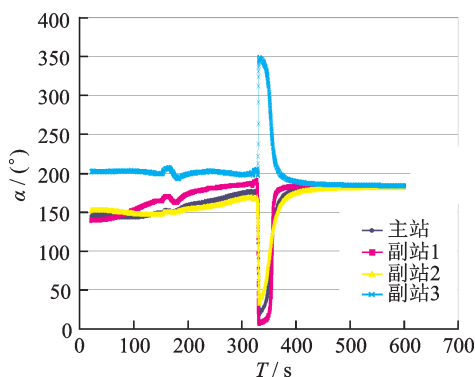


图10 赤道面张角曲线

Fig.10 Equatorial plane angle-opening curve

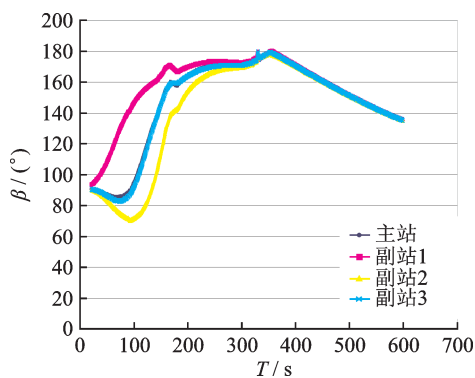


图11 子午面张角曲线

Fig.11 Meridian plane angle-opening curve

由图10和图11可以看出,在328.1~366.6 s期间,主站和2个副站的 α 变化范围是189.8°~6.3°,对应的 $\Delta\alpha$ 为2.3°~-181.2°;1个副站的 α 变化范围是199.1°~348.7°,对应的 $\Delta\alpha$ 为11.6°~161.2°; β 变化范围是173.3°~177.7°(箭尾方向)。

(4) 原因分析

经分析,火箭在327.3 s迭代制导开始,在329.3 s控制系统箭机发出-1.55°的偏航程序角,同时发出+9°的俯仰程序角(3°/s的速率,持续3 s),如图12所示。

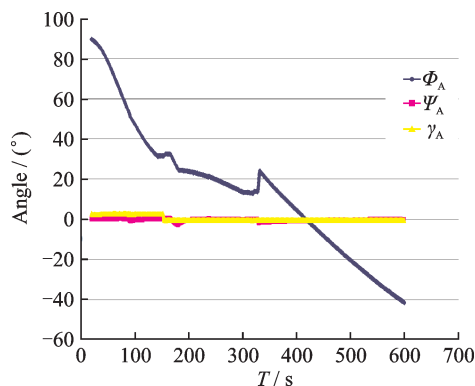


图12 控制系统程序角

Fig.12 Program angle of the control system

由于火箭姿态变化剧烈,使得双频测速应答机收发天线方向图中的赤道面张角 α 变化范围较大,查阅《双频连续波应答机收发天线增益方向图测试报告》,当 $\Delta\alpha$ 在-80°~90°的范围内变化时,接收天线(工作频点为x735 MHz)在箭尾方向的增益满足要求,接收天线能够收到地面雷达发送的信号,当 $\Delta\alpha$ 大大超出了接收天线的增益要求时,就会使得接收天线接收的信号变弱从而导致接收灵敏度在此时段异常下跳。

4 结 论

针对某次火箭发射飞行中双频测速应答机灵敏度遥测参数异常下跳问题,通过对箭上双频测速应答机和地面连续波跟踪测量雷达系统的工作机理分析,以及根据实际飞行弹道计算地面各测点相对于双频测速应答机接收天线的方向图,得出在灵敏度遥测参数异常下跳期间,由于火箭姿态变化剧烈,各测点的赤道面张角 α 变化范围较大,大大超出了双频测速应答机接收天线的增益要求,使得接收天线接收的信号变弱从而导致接收灵敏度在此时段异常下跳。

另外层层递进、测发测控联合的分析方法可以类推解决其他遥测参数异常变化的问题,增强基地测发和测控两大系统的知识融合,有较高的实际应用价值,可在今后火箭发射飞行类似故障分析和定位中推广应用。

参考文献:

- [1] 于志坚. 航天测控系统工程[M]. 北京: 国防大学出版社, 2008.
YU Zhijian. Space TT&C system engineering [M]. Beijing: National Defense University Press, 2008.
- [2] 李孟祥. 运载火箭外测与安全系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
LI Mengxiang. Launch vehicle outboard and safety system [M]. Beijing: National Defense University Press, 2004.
- [3] 成求青. 导弹测控系统总体设计原理与方法[M]. 北京: 清华大学出版社, 2014.
CHENG Qiuqing. Principle and method of overall design for missile measurement and control system [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2014.
- [4] 张明友, 汪学刚. 雷达系统[M]. 北京: 电子工业出版社, 2005.
ZHANG Mingyou, WANG Xuegang. Radar system [M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2005.
- [5] 张琳, 盛卫星, 马晓峰. 基于微多普勒效应的雷达目标识别算法[J]. 现代雷达, 2007(12): 35-38.
ZHANG Lin, SHENG Weixing, MA Xiaofeng. Radar target recognition algorithm based on micro-Doppler effect [J]. Modern Radar, 2007(12): 35-38.
- [6] 方立军, 马骏. 基于数字锁相的雷达频率合成器的研究[J]. 现代电子, 2001(3): 21-25.
FANG Lijun, MA Jun. Research on radar frequency synthesizer based on digital phase lock [J]. Modern Electronics, 2001(3): 21-25.
- [7] 江衍焯. 浅析提高雷达精度的数字设计[J]. 科技创新与应用, 2012(29): 25.
JIANG Yanxuan. Analysis of digital design for improving radar accuracy [J]. Science and Technology Innovation and Application, 2012(29): 25.
- [8] 郭军海, 吴正容, 黄学德. 多测速雷达弹道测量体制研究[J]. 飞行器测控学报, 2002, 21(3): 5-11.
GUO Junhai, WU Zhengrong, HUANG Xuede. Research on trajectory measurement system of multi-velocity radar [J]. Journal of Spacecraft TT & C Technology, 2002, 21(3): 5-11.
- [9] 陈志杰, 李永祯, 戴幻尧. 相控阵天线方向图的建模与实时仿真方法[J]. 计算机仿真, 2011, 28(3): 31-35.
CHEN Zhijie, LI Yongzhen, DAI Huanyao. Modeling and real-time simulation of phased array antenna pattern [J]. Computer Simulation, 2011, 28(3): 31-35.
- [10] 刘蕴才. 无线电遥测遥控[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
LIU Yuncai. Radio telemetry and remote control [M]. Beijing: National Defence Industrial Press, 2001.

(编辑:王静)