

# 火星环绕器全链路时间标定及发射日授时方法

王森, 朱新波, 汪栋硕, 张旭光, 杨同智

(上海卫星工程研究所, 上海 200240)

**摘要:** 根据火星环绕器的设计特点及器上配置, 针对环绕器全链路时间标定进行了研究与验证, 分析了环绕器器地时间传输路径, 给出了适用于火星探测任务的环绕器全链路时间标定方法, 介绍了用于时间标定的硬件设备、软件设计和系统组成。实际应用效果表明: 火星环绕器全链路时间标定方法合理, 发射日当天授时准确, 地面测试数据得到了在轨运行的实际证实。对后续火星探测以及相关深空型号任务的探测器时间标定系统设计和标定方法具有良好的参考价值。

**关键词:** 火星; 环绕器; 深空探测; 时间标定

**中图分类号:** V416.6

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2023)01-0052-06

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20210091

**引用格式:** 王森, 朱新波, 汪栋硕, 等. 火星环绕器全链路时间标定及发射日授时方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(1): 52-57.

**Reference format:** WANG S, ZHU X B, WANG D S, et al. Whole link time calibration of Mars orbiter and launch day timing[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(1): 52-57.

## 引言

火星环绕器作为中国首次自主火星探测任务中, “天问一号”(Tianwen 1)探测器的重要组成部分, 负责“天问一号”探测器入轨后的地火转移、火星捕获、中继通信和科学探测等任务<sup>[1]</sup>。火星环绕器在发射前完成地面授时, 在轨运行过程中, 作为探测器组合体的时间基准, 并实时为火星车授时。与近地卫星相比, 深空探测器的时间校准无法直接使用GPS/BD时间基准体系, 且随着探测器在轨运行, 器地时延不断变化, 因此时间标定对于深空探测任务来说具有重要性、多样性、复杂性等特点。

### 1) 深空任务对时间的依赖性

火星环绕器进入火星轨道后, 与地球距离最远达4亿km, 单向通信时延20 min以上, 地面操控实时性远远无法满足任务需要。因此, 环绕器绝大部分操控均由器载计算机自主完成, 计算机各条时序运行的基准均依赖器上时间。以环绕器与火星车分离的操控为例, 地面操控系统提前上注若干条延时指令, 环绕器接收后, 根据时间依次执行, 此项操作必须保证地面操控系统与环绕器器上时间同步, 否则火星车与环绕器分离时机、分离后实际着陆点均会与预想有较大差异, 影响任务开展。地面操控系统通过GPS/BD时间基准体系校准, 各测站设备固定时延确定, 精度满足任务需求, 而器上时间是否准确, 时间传输链路特性,

需要在研制阶段通过大量的实际测试完成时间传输链路标定。

### 2) 复杂工作模式带来的时间传输多样性

火星环绕器采取深空统一波段(United X-band, UXB)测控体制, 测控数传一体化设计, 在轨运行根据各种工况和任务需要切换各类测控模式、编码方式和码速率。每次切换器上需要重新组帧、重新同步等操作, 均会更改下传时间连续性以及下传频率。需要在研制阶段充分考虑并掌握各种传输模式下的时间特性。

### 3) 器地时延不断变化影响授时的准确性

火星环绕器入轨后导航以地面深空站测定轨为主<sup>[2]</sup>, 器上自主导航为辅。发射日当天通过地面综合测试系统为环绕器授时至北京时刻, 入轨后使用器上高精度时间晶振保障器上时间稳定运行, 通过深空地面站进行时间比对复核<sup>[6]</sup>, 但随着环绕器与地面距离增加, 时间链路的通信时延持续变化, 因此在发射当天的授时是最后一次无时延状态下的时间设置, 其设置准确度尤为重要。

目前, 国内外对航天器时间标定方法主要分为近地中低轨道航天器时间标定、近地高轨航天器或月球探测航天器时间标定、火星等深空探测航天器时间标定。

近地中低轨道航天器上均配置GPS/BD单元, 入轨后立即接受GPS/BD标准时间校时, 因此其地面时间标定方法以时间稳定度测试为重点, 射频链路时延测试

为辅助。发射入轨后, 飞行事件受信道时延影响程度可忽略不计。

近地高轨航天器或月球探测航天器不配置GPS/BD单元, 地面时间标定无GPS/BD作为基准时间提供参考, 需通过测量计算机单元秒脉冲等方式进行时间标定。发射入轨后, 基本处于地面测控覆盖范围内, 飞行事件受信道时延影响不大。

火星等深空探测航天器无GPS/BD单元, 发射入轨后信道时延不断变化, 飞行事件受深空大时延影响极大。因此需要全面掌握航天器时间特性, 为深空任务地面测控、飞行器自主管理奠定基础。

本文以“天问一号”环绕器为例, 分析了环绕器全链路时间传输特性和火星探测任务时间标定的难点,

介绍了器地时延标定方法、器上时间稳定度标定方法、射频链路时延标定方法以及发射日当天授时方法, 并以工程上的实测数据加以验证, 为后续深空探测任务提供参考。

## 1 时间标定系统和链路分析

火星环绕器全链路时间标定系统包括测控数传一体化基带设备、射频链路箱、变频器、GPS/BD时间服务器、转接盒、示波器、遥测显示终端、发令终端软件、时间提取软件等。通过该系统, 可以逐一完成距离零值 $\Delta T1$ 、解调脉冲时差 $\Delta T2$ 、遥测器地时差 $\Delta T3$ 、时间稳定性 $\Delta T4$ 、上行链路时延 $\Delta T5$ 等标定。标定系统内各单元连接关系如图1所示。

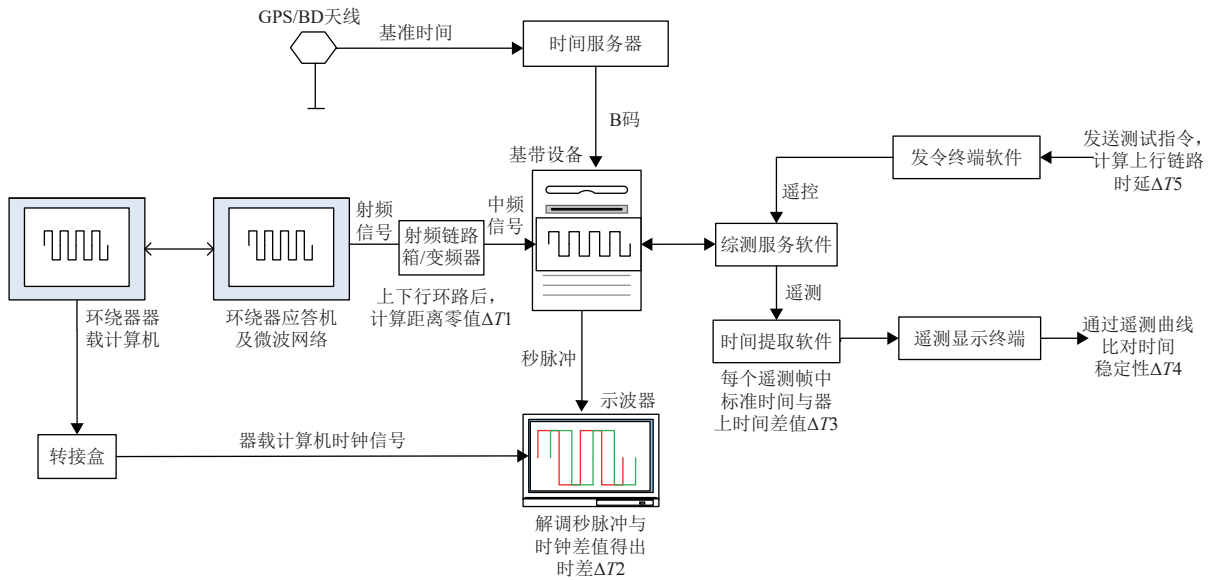


图 1 时间标定体系组成

Fig. 1 Time calibration system

火星环绕器时间传递链路多, 需要进行所有时间传递链路和所有工作模式下的时间标定, 并结合在轨工作模式进行一定程度的排列组合标定, 通过射频链路时延标定可获取器上测控通道特性<sup>[3-5]</sup>, 典型的时间传递路径可分为遥控上行路径和遥测下行路径。

遥控上行路径: 发令终端-->综测服务软件-->基带设备-->功分器-->X上变频器-->可调衰减器-->开关-->隔离器-->合路器-->耦合器-->固定衰减器-->功分器-->低增益接收端口-->射频微波网络-->X应答机-->器载计算机。

遥测下行路径: 器载计算机-->X应答机-->射频微波网络-->高增益发端口-->固定衰减器-->合路器-->可调衰减器-->耦合器-->X下变频器-->深空基带设备-->综测服务软件-->时间提取软件-->遥测显示终端。

## 2 器上时间稳定度标定

时间稳定度标定目的在于获取器上时间漂移规律, 获取器上时间自振荡指标。

器上时间稳定度标定需在器地传输链路固定, 时延不变的情况下进行。其标定原理为器上在相同编码和码速率下, 保持器地链路不变, 将器上每帧时间与GPS/BD基准时间比对做差值, 并将差值作为自定义波道长时间监视, 统计时间运行趋势, 得出稳定性指标。一般步骤包括: ①确认GPS/BD时间服务器正常锁定并通过网络输出北京时间; ②发令终端通过网络接收该时间后, 自动生成授时注数包; ③同步将器上时间设置为当前北京时间; ④由于上行链路时延, 注数包注入后器地时差不为0, 为方便计算, 通过器上校

时, 将器地时差校为0; ⑤通过时间提取软件统计器地时差; ⑥对器地时差统计数据进行线性回归拟合, 获取其斜率值:  $m = \frac{\sum(x_i - \bar{X})(y_i - \bar{Y})}{\sum(x_i - \bar{X})^2}$  ( $x_i$ 为当前时差值,  $\bar{X}$ 为平均时差值,  $y_i$ 为历史时差值,  $\bar{Y}$ 为历史平均时差值); ⑦根据斜率值, 重新生成地面均匀校时包, 注

入后可扣除器上时间漂移; ⑧器上时间漂移扣除后, 计算器地时差均值  $\bar{\omega}_x = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \omega_{x_i}$ , 获取器上时间自振荡均值, 计算器地时差方差  $\sigma_{\omega_x} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\bar{\omega}_x - \omega_{x_i})^2}$ , 获取器上时间自振荡离散程度。时间稳定性标定参考图2, 时间稳定度标定记录见表1。

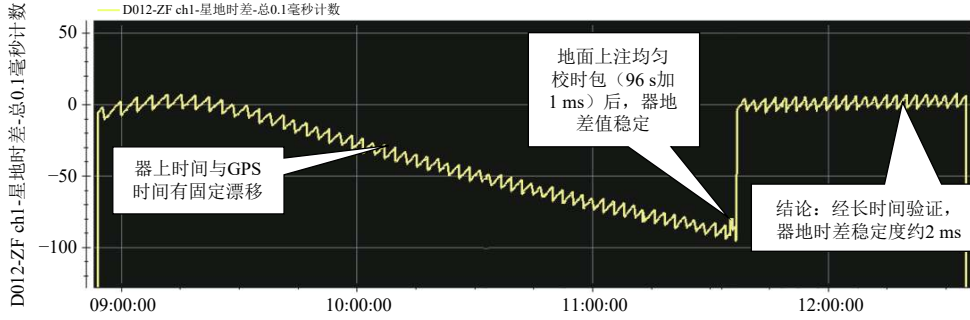


图2 时间稳定性标定

Fig. 2 Calibration of time stability

表1 时间稳定度标定记录表

Table 1 Calibration results of time stability

阶段	振荡值 $\sigma/ms$	斜率/ m	精度/ ms	结论
加电初始状态		0.35	0.1	加电初期晶振稳定后, 时间漂移恒定
均匀校时后	2	<0.01	0.1	时间漂移扣除后, 时间差值拟合后趋于恒定

### 3 器地时差标定

器地时差标定目的在于获取器载计算机内部遥测生成后传输至地面的时间延迟, 对于火星探测任务具有重要意义。获取准确的器地时延, 可保证地面操控人员在探测器抵达火星后, 在器地大延时的情况下, 依然准确地判断当前遥测时间与北京时间的延时关系, 为上行操控提供重要参考。器地时差标定采取遥测解调时间戳标定与秒脉冲信号标定相结合的方式进行。

#### 3.1 遥测解调时间戳标定

遥测解调时间戳标定步骤一般包括: ①GPS/BD时

间服务器正常锁定并通过IRIG-B (DC) 输出北京时间, 为基带设备提供外部时统; ②发令终端软件将器上时间设置为当前北京时间, 通过时间提取软件将器地时间做差值, 通过器上校时, 将器地时差校为0; ③将GPS/BD时间服务器输出时间, 作为标准北京时间, 标记在基带设备所解调的, 每一帧遥测数据同步字 (即帧头) 的第一比特的上升沿时刻上, 每帧遥测数据解调格式见图3; ④计算同一帧解调后的地面时间与器上时间差值, 多组统计取平均可得出遥测产生至地面基带解调所用时间, 同一帧内部地面时间戳与器上时间比较见图4。

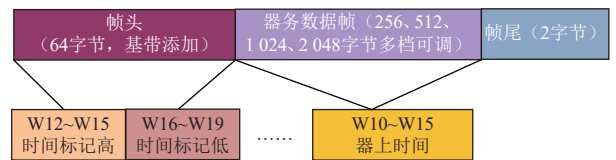


图3 遥测解调格式

Fig. 3 Telemetry demodulation format

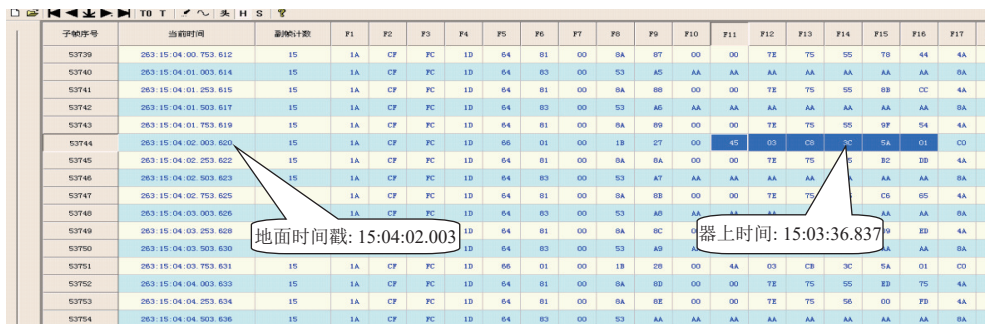


图4 同一帧内部地面时间戳与器上时间比较

Fig. 4 Same telemetry frame comparison between Mars orbiter clock and ground clock

### 3.2 秒脉冲信号标定

秒脉冲信号标定基本原理为同时转接基带设备解调秒脉冲信号与器载计算机时钟信号, 并对二者做差, 可以得出在遥测帧生成到地面解调的时间。此方法可最直接地反映器载计算机遥测下传时延。通过大量的验证得出的结论为: 8、32、16 384 bit/s 等中低码

速率信号时差标定较为明确, 但对于 1 024 000 bit/s 及以上码速率较高的情况下, 波形对应关系不明显, 存在相位模糊的问题。通过多次试验标定, 需与遥测解调时间戳结果合并分析后, 完成解模糊, 确定秒脉冲生成与器载计算机遥测周期的对应关系, 最终可得出准确的器地时间差值, 示波器器地时钟波形比较见图 5。

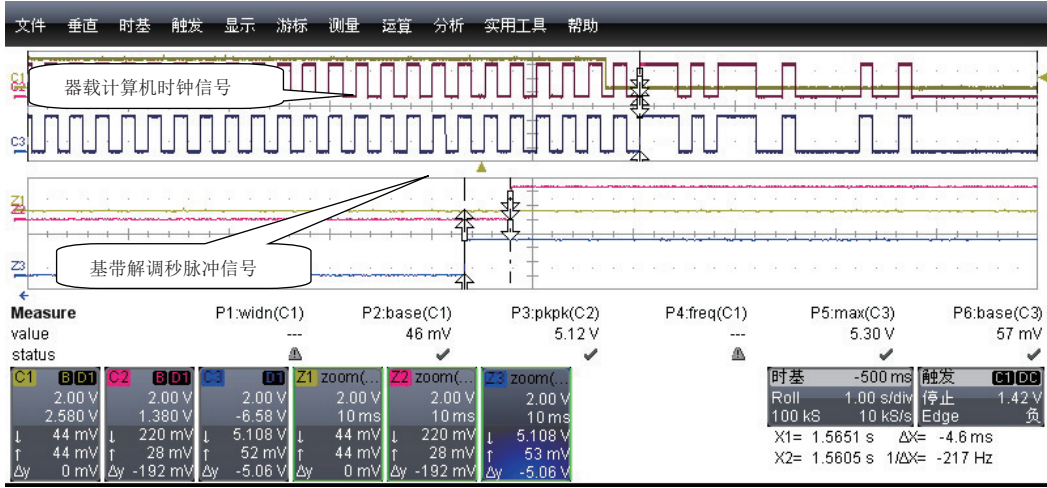


图 5 示波器器地时钟波形比较

Fig. 5 Oscillograph waveform comparison between Mars orbiter clock and ground clock

## 4 器上时间补偿计算

使用上文遥测解调时间戳和秒脉冲信号标定方法得出器地时差原始数据后( $T_1$ ), 需根据环绕器设计, 确定器上时延 $T_q$ 、码速率 $r$ 、编码后帧长 $f$ 、FPGA周期数 $N_f$ 、遥测帧头解调时间 $T_f$ 、授时误差 $k$ 等变量, 根据以下步骤和公式得出器上时间补偿值 $T_b$ : ①从遥测帧产生开始计算, 器上时延 $T_q$ 为一帧遥测编码时间与一帧遥测传输时间之和, 授时误差选常数 2 ms:  $T_q = \frac{1000 \times (N_f + 8f)}{r} + k$ ; ②遥测帧头按 4 个字节计算, 帧头解调时间:  $T_f = \frac{32000}{r}$ ; ③器上时间补偿值 $T_b$ 按公式得出:  $T_b = T_q + T_1 - T_f + k$ ; ④选择各种码速率、编码模式进行时间补偿值计算。器上时间补偿值标定表见表 2。

## 5 发射日授时方法

火星环绕器的任务与近地卫星不同, 入轨后只能依靠地面系统进行测定轨和时间管理<sup>[9-10]</sup>, 由于受到深空时延约束, 地面系统进行时间维护时需要带入双向时延, 会产生一定误差, 发射日当天的授时是探测器唯一一次在无时延的情况下授时, 因此精度要求较高。一般步骤包括: ①确认 GPS/BD 时间服务器正常锁

表 2 器上时间补偿值标定表

Table 2 Time compensation value on Mars orbiter

码速率 $r/(\text{bit} \cdot \text{s}^{-1})$	编码后 帧长 $f/\text{Byte}$	FPGA 周期数 $N_f$	遥测帧头 解调时间 $T_f/\text{ms}$	器上 时延 $T_q/\text{ms}$	实际时差 测量值 $T_1/\text{ms}$	器上时间 补偿值 $T_b/\text{ms}$
8	512	4 100	4 000	8 937.189	5 124.213	1 029.441
32	512	4 100	1 000	2 234.039	1 280.653	257.363
1 024	512	4 099	31.25	69.477 2	39.754 33	8 045.157
16 384	512	4 095	1.953 125	4.452 777	2.232 33	506.438 6

定并通过网络为综合测试系统发令终端输出北京时间; ②通过时间服务器 IRIG-B (DC) 为基带设备输出北京时间; ③取消时间服务器手动增减闰秒进位功能, 保证其输出时间与 UTC 同步, 即无闰秒时显示 58 s → 59 s → 00 s, 遇正闰秒时显示 58 s → 59 s → 60 s → 00 s, 遇负闰秒时显示 58 s → 00 s; ④在器上状态稳定后, 根据发令终端网络时统, 生成北京时刻注数包并对器上授时; ⑤使用时间提取软件进行器地时差计算; ⑥根据器地时差, 对器上进行校时, 直至时差为 0 s; ⑦通过基带时间戳进行确认时差正确; ⑧通过自定义波道持续监视时间稳定性。根据此方法, 完成了发射日的时间注入, 实测数据表明, 此方法合理有效。发射日授时及在轨复核见表 3。

表3 发射日授时及在轨复核表

Table 3 Launch day timing results

阶段	修正 值/ms	器地时 差/ms	均匀 校时	精度 /ms	结论
发射日当天授时	31	<0.1	关	0.1	发射前9 h, 使用综合测试系统完成授时, 扣除地面误差后完成器地时统
入轨后3天时间复核	43	<0.1	关	0.1	入轨后, 使用地面测站系统, 根据器地时延补偿估算, 进行时间复核与修正。实测值表明, 在均匀校时不启动的情况下, 器上时间误差及趋势与地面标定一致。

## 6 结 论

本文设计和实现了火星环绕器全链路时间标定及发射日授时方法, 在深空领域探测器时间标定方面进行了全面的分析。

目前该方法已运用在火星环绕器出厂前的测试之中, 获取了火星环绕器各条链路上的时间传递特性, 得到了环绕器各模式下时间稳定性和器上时间补偿数值。通过在轨的验证表明: 时间标定方法正确, 为环绕器的成功研制提供了良好的保障和支撑。

## 参 考 文 献

- [1] 耿言, 周继时, 李莎, 等. 我国首次火星探测任务[J]. 深空探测学报(中英文), 2018, 5(5): 399-405.  
GENG Y, ZHOU J S, LI S, et al. Review of first Mars exploration mission in China[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(5): 399-405.
- [2] 刘建军, 苏彦, 左维, 等. 中国首次火星探测任务地面应用系统[J]. 深空探测学报(中英文), 2018, 5(5): 414-425.  
LIU J J, SU Y, ZUO W, et al. Ground research and application system of China's first Mars exploration mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(5): 414-425.
- [3] 黄承强, 杨旭梅, 陈亮. 卫星双向时间比对的设备时延标定方法[J]. 飞行器测控学报, 2015, 34(3): 297-279.  
HUANG C Q, YANG X H, CHEN L. A calibration method of

equipment time delay based on two-way satellite time comparison[J]. Journal of Spacecraft TT& C Technology, 2015, 34(3): 297-279.

- [4] 杨同智, 盛开明. 卫星星地时差测量监控方法研究[J]. 遥测遥控, 2018(1): 17-23.  
YANG T Z, SHENG K M. Research on Time difference measurement method between satellite clock and ground clock[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2018(1): 17-23.
- [5] 撒文彬, 李勤毅, 王松, 等. 一种卫星地面测试中高精度星地时差测量方法[J]. 兵器装备工程学报, 2016(11): 70-73.  
SA W B, LI Q Y, WANG S, et al. High precision satellite ground time difference measuring method in satellite ground test[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2016(11): 70-73.
- [6] 杨天社, 李怀祖. 在轨卫星与地面时钟精确同步方法研究[J]. 系统工程与电子技术, 2002, 24(5): 1-3.  
YANG T S, LI H Z. On the methods to keep satellite/ground clocks synchronous accurately[J]. Systems Engineering and Electronics, 2002, 24(5): 1-3.
- [7] 孙杰, 潘继飞. 高精度时间间隔测量方法综述[J]. 计算机测量与控制, 2007, 15(2): 1-4.  
SUN J, PAN J F. Methods of high precision time-interval measurement[J]. Computer Measurement & Control, 2007, 15(2): 1-4.
- [8] 刘一栋, 屈战涛. 高精度星间时差测量探讨[J]. 载人航天, 2012, 18(1): 1-3.  
LIU Y D, QU Z T. Study on high accuracy satellites time difference measurement[J]. Manned Spaceflight, 2012, 18(1): 1-3.
- [9] 许龙霞. 基于共视原理的卫星授时方法[D]. 北京: 中国科学院大学, 2012.  
XU L X. A new common-view based timing method [D]. Beijing: University of Chinese Academy Sciences, 2012.
- [10] 江志恒. GPS全视法时间传递回顾与展望[J]. 宇航计测技术, 2007(增刊1): 53-71.  
JIANG ZH H. Review and perspective of GPS all in view time transfer [J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2007(Zl. 1): 53-71.
- 作者简介:  
王森(1982-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 深空探测总体技术。  
通信地址: 上海市闵行区华宁路251号(200240)  
电话: (021)24230000-54018  
E-mail: wsplay@163.com

## Whole Link Time Calibration of Mars Orbiter and Launch Day Timing

WANG Sen, ZHU Xinbo, WANG Dongshuo, ZHANG Xuguang, YANG Tongzhi

(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 200240, China)

**Abstract:** According to design characteristics and configuration of Mars orbiter, the whole link time calibration of mars orbiter was studied and validated, the time transmission path of Mars orbiter was analyzed, and a whole link time calibration method suitable for Mars exploration missions was given. Time calibration of hardware equipment, software design and system configuration was introduced. The actual application results show that the calibration method of the whole link time of Mars orbiter was reasonable, the launch day timing was accurate, and the ground test data were verified by the actual operation in orbit. This paper provides important reference for the design of time calibration system and calibration method for subsequent Mars exploration and related deep space missions.

**Keywords:** Mars; orbiter; deep space exploration; time calibration

**Highlights:**

- Analyse the whole link time transfer path of Mars orbiter.
- A whole link time calibration method applicable to Mars missions.
- Hardware and software design for time calibration system.
- Mars orbiter ground timing method of launch day.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]