

火箭飞行异常遥测天线实时跟踪角度预测研究*

陈建友, 孔尚满, 王进冲, 张佳宁
(酒泉卫星发射中心 酒泉 732750)

摘要: 针对火箭飞行异常下的遥测天线继续实时跟踪难的问题, 提出一种飞行异常后的实时跟踪角度的预测方法。首先介绍几种常用坐标系以及坐标系之间的转换关系, 并将火箭飞行异常后的运动简化为考虑惯性速度的自由落体运动, 给出自由落体速度模型和实时跟踪角度的计算方法步骤。设计仿真实验, 验证方法的有效性, 可以作为火箭飞行异常后遥测天线实时跟踪角度预测的有效参考。

关键词: 坐标转换; 火箭飞行异常; 自由落体; 天线角度

中图分类号: TP391.9 **文献标识码:** A **文章编号:** CN11-1780(2021)02-0029-06

Research on antenna real-time tracking angle after abnormal flight of rocket

CHEN Jianyou, KONG Shangman, WANG Jinchong, ZHANG Jianing
(Jiuquan Satellite Launch Center, Jiuquan 732750, China)

Abstract: In order to solve the problem that it is difficult for the telemetry antenna to continue to track in real time under the abnormal flight of rocket, this paper proposes a prediction method for the real-time tracking angle after the abnormal flight of rocket. In this paper, several common coordinate systems and their transformation relations are introduced firstly. The motion of rocket after abnormal flight is simplified to the free fall motion, considering the inertial velocity. The free fall velocity model and the calculation method of real-time tracking angle are given in this paper. Simulation experiments are designed to verify the effectiveness of the proposed method.

Key words: Coordinate transformation; Abnormal flight of rocket; Free fall motion; Antenna angle

引 言

在航天发射任务中, 地面遥测设备接收箭上遥测发射机的信号, 并在遥测信号解调后对相关信息进行挑路处理, 是判断火箭内部参数和级间分离等状态是否正常的重要手段^[1-3]。地面遥测设备的天线馈源接收箭上遥测发射机辐射的电磁射频信号, 左右旋两路信号经过低噪声放大 LNA (Low Noise Amplifier) 和自动增益控制 AGC (Automatic Gain Control), 通过射频线缆到射频耦合网络, 将信号分路, 送至下变频器变成中频信号, 然后通过中频开关矩阵将中频信号分别送至各个基带, 基带接收、解调中频信号, 解调后的基带信号通过通信机送至试验数据处理中心和指显中心进行遥测信息处理、显示^[4,5]。

天线始终对准目标, 是实现目标有效跟踪、获取高质量遥测数据的前提。遥测天线跟踪方式主要包括手动跟踪、自跟踪、程序跟踪、数字引导跟踪、互引导跟踪等。其中, 自跟踪是实施任务中最常用的跟踪方式。能够切换自跟踪是判定能够有效跟踪目标的基本条件^[6,7]。自跟踪的原理是, 馈源接收的射频信号中包含有角误差信号, 经射频、中频线缆后送至基带, 基带解调出角误差信号并送至伺服 ACU (Automatic Control Unit), 伺服 ACU 对接收的角误差进行 D/A 转换, 得到驱动天线电机转动的电流, 进而实现对飞行目标的自动跟踪。程序跟踪是根据事先导入的理论飞行弹道和起飞零点进行跟踪, 其缺点是, 对于飞行偏离理论弹道的目标无法跟踪。数字引导跟踪是中心根据各种飞行数据给遥测设备发送目标飞行实时角度信息, 其优点是综合了多种跟踪测量设备的实时跟踪数据, 使得这种跟踪方式实时性

*基金项目: 酒泉卫星发射中心科研基金项目 (2018zkz003)

收稿日期: 2020-08-31 收修改稿日期: 2021-01-19

较强, 可靠性也较强。但数字引导在起飞初始段不太可靠, 并且在火箭飞行异常的情况下, 数字引导可靠性也无法保证。

目前, 执行的航天任务具有新型号多、密度大的特点, 尤其是民商火箭的质量性能并不是很可靠, 民商火箭飞行异常出现的概率较以往传统火箭要高很多^[8-10]。火箭飞行异常给地面遥测跟踪带来了很大的挑战, 为了应对火箭可能出现的各种飞行异常情况, 遥测设备制定了许多应对措施。其中一种火箭飞行异常的情况是, 在特征点分离等时刻, 火箭点火失败, 导致火箭推进动力消失, 火箭先靠惯性滑行, 然后开始近似自由落体运动, 直至砸向地面。因此, 本文将研究火箭从飞行异常开始, 由于惯性近似匀减速至最高点, 然后近似自由落体运动这种情况下的遥测天线跟踪问题, 其目的是根据飞行异常时刻的火箭坐标, 推算出一段时间内的遥测天线跟踪角度, 作为伺服操作手应急跟踪和事后落点预报的一个有效参考。

本文首先介绍常用的坐标系和坐标系之间的转换关系, 以及根据站址和地心系坐标确定天线方位和俯仰角度, 并建立了自由落体速度模型, 通过仿真实验, 验证本文方法的有效性。

1 地心坐标系

参心坐标系不能满足航天技术和远程武器的需要, 航天飞行和远程武器试验要求建立全球统一的地心坐标系^[11-14]。

地心坐标系是在大地体内建立的 $O-XYZ$ 坐标系。原点 O 设在大地体的质量中心, 用相互垂直的 X, Y, Z 三个轴来表示, X 轴与首子午面和赤道面的交线重合, 向东为正。 Z 轴与地球旋转轴重合, 向北为正。 Y 轴与 XZ 平面垂直构成右手系。地心坐标系通常分为空间直角坐标系 (以 X, Y, Z 为其坐标元素) 和地心大地坐标系 (以 B, L, h 为其坐标元素)。

1.1 空间直角坐标系

如图 1 所示, O 为椭球中心, 是坐标系的原点; Z 轴是地球椭球的旋转轴, 指向地球自转轴方向; X 轴指向起始大地子午面与赤道的交点 (经度零点); Y 轴与 X 轴、 Z 轴构成右手坐标系, X 轴与 Y 轴构成赤道面。 P 点的坐标可用直角坐标 (X, Y, Z) 表示, 则 $O-XYZ$ 称为空间直角坐标系。

1.2 地心大地坐标系

如图 1 所示, P 点的大地坐标还可用大地经度 L 、大地纬度 B 和大地高程 h 表示, 称为地心大地坐标系。其中, 大地经度 L 是过 P 点的大地子午面与起始大地子午面的夹角, 大地纬度 B 是 P 点对椭球面的法线与赤道面的夹角, 大地高程 h 是该点沿法线至椭球面的距离称为该点大地高。

1.3 相互转换关系

空间直角坐标 (X, Y, Z) 与地心大地坐标 (L, B, h) 是同一点的两种坐标表示方式, 它们是等价的, 可以互相转换。由地心大地坐标 (L, B, h) 转换成空间直角坐标系 (X, Y, Z) 的公式如下

$$\begin{cases} X = (N + h)\cos B\cos L \\ Y = (N + h)\cos B\sin L \\ Z = [N(1 - e^2) + h]\sin B \end{cases} \quad (1)$$

式中, $N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \times \sin^2 B}}$, e 为椭球的第一偏心率, a 为椭球长半轴。

由空间直角坐标 (X, Y, Z) 转换到地心大地坐标 (L, B, h) 的公式如下

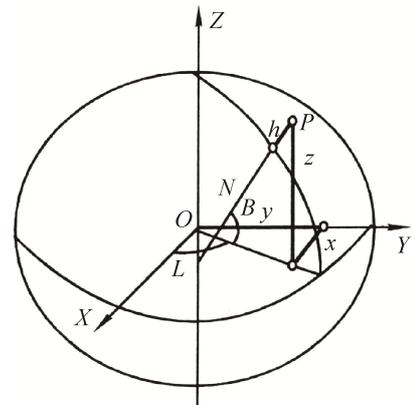


图 1 地心坐标系
Fig. 1 The geodetic rectangular coordinate system

$$\begin{cases} L = \arctan\left(\frac{Y}{X}\right) \\ B = \arctan\left[\frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}} \left(1 + \frac{ae^2}{Z} \times \frac{\sin B}{W}\right)\right] \\ h = \frac{\sqrt{X^2 + Y^2}}{\cos B} - N \end{cases} \quad (2)$$

式中, $W = (1 - e^2 \sin^2 B)^{\frac{1}{2}}$ 。在求解大地纬度 B 时需要迭代求解, 本文使用牛顿迭代法进行求解。

2 天线指向目标角度计算方法

遥测设备根据天线站址坐标和目标空间直角坐标, 能够计算出天线指向目标的方位角 A 和俯仰角 E 以及距离 R 。由目标的空间直角坐标 (X, Y, Z) 计算天线角度和距离的方法如下。

① 由站址 Q 的地心大地坐标 (L, B, h) 计算系数矩阵 M 和系数向量 N

$$M = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} & M_{13} \\ M_{21} & M_{22} & M_{23} \\ M_{31} & M_{32} & M_{33} \end{bmatrix}, N = \begin{bmatrix} N_{11} \\ N_{21} \\ N_{31} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

其中, $M_{11} = -\sin_{BI} \times \cos_{LI}$, $M_{12} = -\sin_{BI} \times \sin_{LI}$, $M_{13} = \cos_{BI}$;
 $M_{21} = \cos_{BI} \times \cos_{LI}$, $M_{22} = \cos_{BI} \times \sin_{LI}$, $M_{23} = \sin_{BI}$;
 $M_{31} = -\sin_{LI}$, $M_{32} = \cos_{LI}$, $M_{33} = 0$;
 $N_{11} = (NI + h) \times \cos_{BI} \times \cos_{LI}$, $N_{21} = (NI + h) \times \cos_{BI} \times \sin_{LI}$,
 $N_{31} = (NI \times (1 - G_2) + h) \times \sin_{BI}$ 。

在上式中, $\cos_{LI}, \sin_{LI}, \cos_{BI}, \sin_{BI}, NI$ 的定义如下

$$\begin{aligned} \cos_{LI} &= \cos(L \times \pi/180), \quad \sin_{LI} = \sin(L \times \pi/180), \\ \cos_{BI} &= \cos(B \times \pi/180), \quad \sin_{BI} = \sin(B \times \pi/180), \end{aligned}$$

$$NI = \frac{G_a}{\sqrt{1 - G_2 \times \sin_{BI} \times \sin_{BI}}}, \quad G_a = 6378140, \quad G_2 = 0.006694384875。$$

② 计算向量 $m = \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix}$, 计算公式如下

$$m = M \cdot ON \quad (4)$$

其中 $ON = \begin{bmatrix} X - N_{11} \\ Y - N_{21} \\ Z - N_{31} \end{bmatrix}$

③ 计算目标距天线的距离

假设目标距离天线的距离为 R , 则计算公式如下

$$R = \sqrt{m_x^2 + m_y^2 + m_z^2} \quad (5)$$

④ 计算天线对准目标的俯仰角度

假设天线对准目标的俯仰角度为 E , 则计算公式如下

$$E = \arcsin\left(\frac{m_y}{R}\right) \times 180/\pi \quad (6)$$

⑤ 计算天线对准目标的方位角度

假设天线对准目标的方位角度为 A , 则计算公式如下

$$A = (\pi - \arcsin(\frac{m_z}{\sqrt{m_x^2 + m_z^2}})) \times 180/\pi \quad (7)$$

3 火箭飞行异常后天线实时跟踪角度计算

3.1 火箭异常运动模型建立

火箭在飞行异常、动力消失的情况下, 受地心引力影响, 会做近似自由落体运动。由于惯性, 火箭在飞行异常后, 还会沿着原来飞行方向继续滑行一段时间。因此, 在分析火箭飞行异常后的天线跟踪问题, 需要考虑两种情况: 一种是不考虑惯性的理想情况下的自由落体运动, 另一种是考虑惯性的自由落体运动。

为了考虑更具一般性的实际情况, 本文设计算法考虑火箭异常时刻的惯性, 即首先认为火箭飞行异常后火箭动力消失, 此时火箭由于飞行惯性, 开始近似匀减速上升运动, 到达最高点后速度为零, 然后开始朝下做自由落体运动。因此, 在本文的火箭异常运动模型中, 火箭飞行异常后, 其高程先上升再下降, 大地经度与大地纬度认为保持不变。如图 2 所示, 火箭在初始段按照虚线所示的理论弹道正常飞行, 在飞行至 K 点时, 火箭飞行异常, 然后由于惯性



图 2 火箭飞行异常后运动示意图

Fig. 2 The motion diagram after abnormal flight of rocket

继续飞行至 $K1$ 点后, 做近似自由落体运动, 按照图 2 中所示的垂直于地面投影点的实线方向下降。

假设天线站址高程为 h_0 , 火箭飞行异常时刻的高程为 h_1 , 火箭初速度为 v_0 , 开始做近似匀减速运动, 经历 t 时间后的实时高程为 h , 则计算公式可以近似表达如下

$$h = h_1 + v_0 \times t - \frac{g \times t^2}{2} \quad (8)$$

式中, g 为重力加速度。

匀减速一段时间后, 上升速度为零, 到达最高点, 开始做近似自由落体运动, 则下降过程中实时高程的计算公式可以近似表达如下

$$h' = h_1 + \frac{v_0 \times v_0}{2 \times g} \times t - \frac{g \times (t - \frac{v_0}{g})^2}{2} \quad (9)$$

当 $h' \leq h_0$ 时, 则认为火箭已坠地, 计算终止。

在实际任务中, 判断火箭飞行故障, 适用本文讨论的自由落体模型, 需要一些判断条件。一般情况下, 火箭正常飞行, 实际跟踪角度与指挥中心送来的数字引导角度是基本相同的, 且与理论弹道也基本吻合的。如果, 火箭跟踪角度与理论弹道角度突然偏离较大, 遥测信号突然变得很弱, 基本可以判断火箭飞行异常, 此时可以启用本文研究的下降模型进行跟踪角度的计算预测。此时, 为了能够尽可能地捕获飞行异常的火箭, 也可以在数字引导和计算预测角度之间来回切换。在此过程中, 如果箭上遥测发射机没有损坏, 地面遥测设备可能会收到一些遥测信号, 这对于后续的故障分析可以起到很大的作用。

3.2 天线跟踪角度计算流程

图 3 为火箭飞行异常后, 天线实时跟踪角度的计算流程图。实时跟踪计算方法的步骤主要包括:

① 火箭从飞行异常时刻起, 由于惯性, 首先做近似匀减速的上升运动, 根据匀减速公式可以得到下一时刻的实时高程 h 。本文中时刻间隔选择为 0.001 s。

② 火箭由于惯性到达顶点后, 开始做近似自由落体运动, 根据自由落体运动公式, 得到新的实时高程 h' 。

③ 匀减速和自由落体过程中, 认为大地经度 L 和大地纬度 B 保持不变。根据新的实时高程 h' 和保持不变的 L 、 B , 转换成新的空间直角坐标 (X, Y, Z) 。

④ 根据新的空间直角坐标 (X,Y,Z) 和固定不变的天线站址坐标 (L_0,B_0,h_0) ,计算天线角度即俯仰角 E 与方位角 A 。

⑤ 如果得到的实时高程 h' 大于天线站址高程 h_0 ,则继续计算下一时刻的天线角度,否则,即认为目标已经落地,此时计算终止。

4 仿真实验

本文仿真实验使用的是模拟的遥测天线站址和模拟仿真的飞行理论弹道。假设起飞后第 100 s 火箭飞行异常,则从此刻起,火箭由于惯性首先做近似匀减速运动,到达顶点后开始做近似自由落体运动,期间火箭的经度、纬度近似认为不变。根据本文设计的方法,计算得到第 100 s 至落地前的火箭实时高程变化值、天线至火箭的距离变化值、天线方位角度与俯仰角度变化值。将目标高程、距离和天线方位、俯仰角度值画图,结果如图 4~图 7 所示。从图中可以看到,在第 100 s 飞行异常时刻后,火箭首先由于惯性继续上升一段高程,天线俯仰角继续上升,但高程和俯仰角上升率直接减小;然后高程以及天线的俯仰角度逐渐下降,并且下降速度越来越快,火箭的距离呈逐步下降趋势,天线方位角度几乎保持不变,仿真结果与理论分析一致。从图中还可以看到,在起飞后 350 s 左右,目标下降落地,此时俯仰角度为 0° 左右。

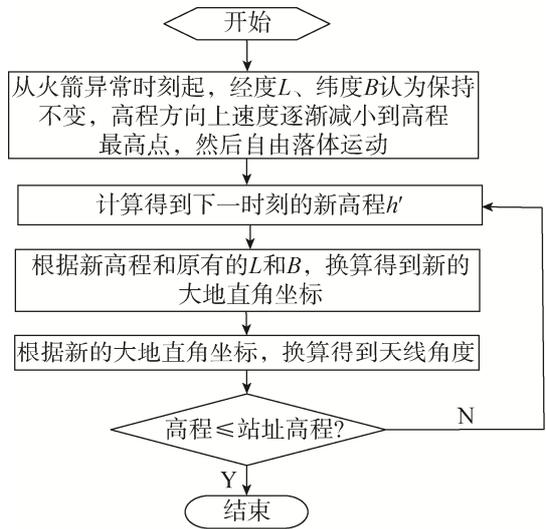


图 3 天线实时跟踪角度计算流程图
Fig. 3 The flow chart of antenna real-time tracking angle

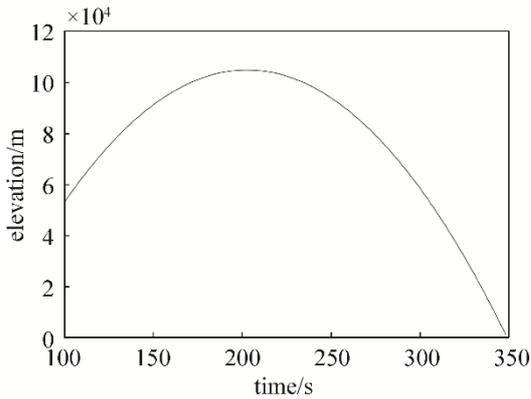


图 4 目标实时高程

Fig. 4 The real-time elevation of rocket

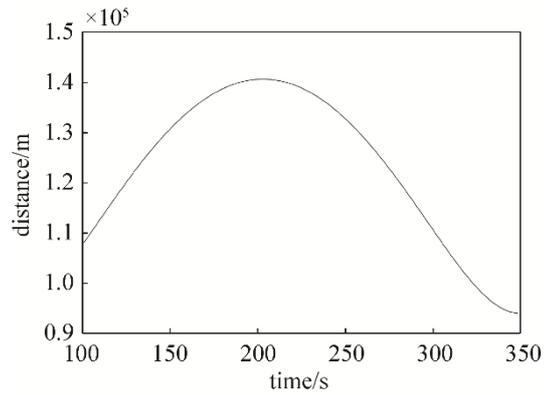


图 5 天线至目标的实时距离

Fig. 5 The real-time distance between antenna and rocket

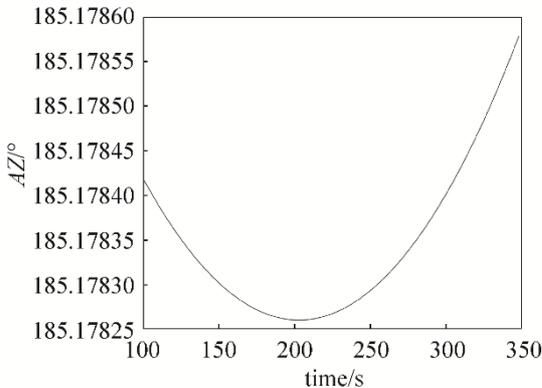


图 6 天线指向目标方位角度

Fig. 6 The azimuth angle from antenna to rocket

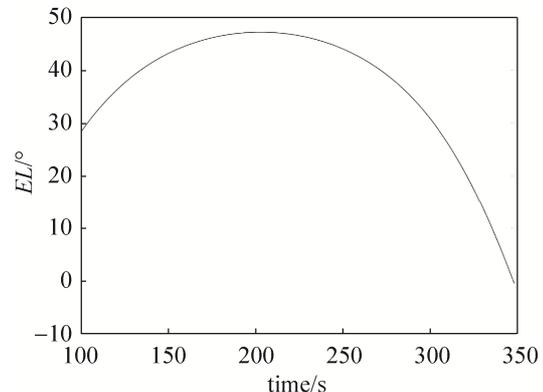


图 7 天线指向目标俯仰角度

Fig. 7 The elevation angle from antenna to rocket

5 结束语

本文介绍了在航天任务中常用的地心坐标系, 包括空间直角坐标系和地心大地坐标系, 给出了空间直角坐标与地心大地坐标的转换关系, 并给出了通过天线站址和火箭的空间直角坐标计算天线指向目标角度的计算方法。本文将火箭飞行异常后的运动建模为先近似匀减速, 再近似匀加速自由落体运动, 并基于此给出了天线实时跟踪角度的计算步骤。文章最后通过仿真实验, 验证了本文方法的有效性。接下来, 将研究在 ACU 软件里加入火箭异常飞行后的天线跟踪角度自动解算程序, 以实现火箭异常飞行后的一键异常跟踪模式, 进一步提高火箭异常飞行后的遥测设备应急跟踪能力。

参考文献

- [1] 李艳华, 卢满宏, 郑戈, 等. 航天遥测技术的新进展[J]. 飞行器测控学报, 2007, 26(5): 18–23.
LI Yanhua, LU Manhong, ZHENG Ge, et al. The development of aerospace telemetry technology[J]. Journal of Spacecraft TT & C Technology, 2007, 26(5): 18–23.
- [2] 杨挺, 王存法. 新型传感器在空空导弹遥测领域中的应用[J]. 航空兵器, 2004(5): 31–33.
- [3] 张晨光, 吕明, 王刚. 运载火箭遥测数据处理研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2005(2): 9–11.
ZHANG Chenguang, LYU Ming, WANG Gang. Research on launch vehicle telemetry data processing[J]. Missiles and Space Vehicles, 2005(2): 9–11.
- [4] 冀航. 基于组态技术的通用运载火箭遥测数据处理平台研究与实现[D]. 南京: 南京理工大学, 2013.
- [5] 陈红英, 李辉芬, 何晶, 等. MATLAB 在运载火箭遥测事后数据处理中的应用[J]. 遥测遥控, 2013, 34(1): 71–75.
CHEN Hongying, LI Huifen, HE Jing, et al. Application of MATLAB in launch rocket telemetry data post-processing[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2013, 34(1): 71–75.
- [6] 何云东, 李琼, 黄培光. 基于惯导的遥测天线跟踪系统设计[J]. 战术导弹技术, 2017(2): 75–80, 110.
HE Yundong, LI Qiong, HUANG Peiguang. Design of telemetry receiving antenna tracking system based on inertial navigation system [J]. Tactical Missile Technology, 2017(2): 75–80, 110.
- [7] 陈建友, 庞岳峰, 刘津津, 等. 基于变差的遥测天线跟踪稳定度研究[J]. 遥测遥控, 2020, 41(1): 59–65.
CHEN Jianyou, PANG Yuefeng, LIU Jinjin, et al. Research on tracking stability of telemetry antenna based on variation[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2020, 41(1): 59–65.
- [8] 王小军. 中国商业航天的发展与未来[J]. 导弹与航天运载技术, 2020, (1): 1–6.
WANG Xiaojun. The development and future of China's commercial aerospace [J]. Missiles and Space Vehicles, 2020, (1): 1–6.
- [9] BORROMEE JACQUES, 孙国庆. 火神发动机可靠性与安全性保证措施[J]. 导弹与航天运载技术, 1990(2): 15–22.
- [10] 杨少鲜, 李宏伟. 2019 年中国商业航天发展形势展望[J]. 卫星应用, 2019, 88(4): 50–55.
- [11] 王仲锋, 杨凤宝. 空间直角坐标转换大地坐标的直接解法[J]. 测绘工程, 2010, 19(2): 7–9, 12.
WANG Zhongfeng, YANG Fengbao. New study on direct calculation method to turn spacial rectangular coordinate into geodetic coordinate [J]. Engineering of Surveying and Mapping, 2010 19(2): 7–9, 12.
- [12] 伍吉仓, 邓康伟, 陈永奇. 地心坐标系与站心坐标系中的速度转换及误差传播[J]. 大地测量与地球动力学, 2005, 25(3): 13–18.
WU Jicang, DENG Kangwei, CHEN Yongqi. Velocity transformation and error propagation between geocentric coordinate system and site-centric coordinate system, 2005, 25(3): 13–18.
- [13] 王颖, 李佩军, 王芳. 基于地心坐标系的面面交会姿态测量方法研究[J]. 兵器试验, 2013, 5: 36–38.
- [14] 刘光明, 魏子卿, 唐颖哲, 等. 维持中国地心坐标系的基准站数据处理[J]. 测绘科学, 2008, 33(4): 35–38.

[作者简介]

- 陈建友 1989 年生, 硕士, 工程师, 主要研究方向为航天遥测遥控。
 孔尚满 1989 年生, 学士, 工程师, 主要研究方向为无线电遥测技术。
 王进冲 1989 年生, 学士, 工程师, 主要研究方向为天伺馈技术。
 张佳宁 1989 年生, 学士, 工程师, 主要研究方向为通信工程。