

文章编号:1001-1595(2007)03-262-07

中图分类号:P228

文献标识码:A

VLBI 在探月卫星定位中的应用分析

乔书波^{1,2,3}, 李金岭¹, 孙付平³

(1. 中国科学院上海天文台, 上海 200030; 2. 中国科学院研究生院, 北京 100039; 3. 信息工程大学测绘学院, 河南 郑州 450052)

Application Analysis of Lunar Exploration Satellite Positioning by VLBI Technique

QIAO Shu-bo^{1,2,3}, LI Jin-ling¹, SUN Fu-ping³

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030; 2. The Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039; 3. Surveying and Mapping Institute of Information Engineering University, Zhengzhou 450052)

Abstract: In lunar exploration project of Chinese "Chang-E", the orbit determination and measurement control system for "Chang E-1" lunar exploration satellite consist of the existing S band spaceflight measurement control network (Unified S-band USB) and Very Long Baseline Interferometry (VLBI). The main mission of VLBI in Chinese lunar exploration project is providing the angular position of circumlunar satellite for orbit determination. GPS (Global Positioning System) and SLR (Satellite Laser Ranging) are the two main techniques on satellite precise orbit determination, but GPS is only used in LEO (Low Earth Orbit) satellite orbit determination. For HEO (High Earth Orbit), the orbit determination precision may be very poor or can not be determined by GPS. SLR may be used in the orbit determination for this satellite, but it should be amounted by laser reflector, and it is also limited by the height of orbit. Moon is 384 thousand kilometers far away from the Earth. The space geodesy techniques served on earth such as GPS and SLR can not determine such far distant satellite orbit. While with the capability and predominance of deep space observation, VLBI can be used in lunar exploration satellite orbit determination. In this paper, we present a new method of VLBI point positioning which can be fit for the demand of angular surveying on Chinese lunar exploration project. The necessary of VLBI point positioning on the exploration lunar project is analyzed in this paper. The basic theory and realization method of satellite point positioning using VLBI are discussed. Surveying model is also established in this paper. The correctness of this method is checked by using simulated data, and analyzed the result.

Key words: VLBI; point positioning; orbit determination; application

摘要: 中国实施的“嫦娥”探月工程中, 探月卫星的定轨测控系统由我国现有的S频段航天测控网(USB)和甚长基线干涉测量(VLBI)系统组成。系统中, VLBI技术主要为绕月卫星定轨提供卫星的角位置。本文分析了在探月项目中, VLBI单点定位的必要性。探讨了VLBI技术用于探月卫星单点定位的基本原理及其实现方法。通过算例对模拟数据进行处理, 检验了方法的正确性。对结果进行分析, 得出一些结论。

关键词: VLBI; 单点定位; 定轨; 应用

1 引言

月球是地球唯一的天然卫星, 距地球平均距

离约384 000 km, 是人类进行深空探测、向外层空间发展的最理想的跳板和中转基地。中国于2004年启动了以月球探测为主的深空探测研究。

收稿日期: 2007-01-18; 修回日期: 2007-04-16

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10473019, 10173019, 10333050, 40674014)

作者简介: 乔书波(1975-), 男, 河南唐河人, 博士生, 讲师, 主要从事空间大地测量、天文地球动力学研究的应用研究。

E-mail: qsb@shao.ac.cn

我国的探月工程分“绕”、“落”、“回”三个阶段。简洁地说,“绕”就是研制和发射中国第一颗月球探测卫星,对月球进行全球性、整体性与综合性探测,以获取月球的3维立体图像等;“落”就是发射月球软着陆器,试验月球软着陆和月球车巡视勘察,对月球进行探测,并开展月基天文观测等;“回”就是不仅向月球发射软着陆器,而且发射小型采样返回舱,采集关键性月球样品返回地球。作为深空探测的第一步,计划在2007年发射第一颗探月飞行器,即所谓的“嫦娥1号”绕月卫星,实现绕月飞行的目标,并争取分别在2010年前和2020年前实现“落”和“回”的目标。目前,整个工程进展非常顺利,“嫦娥一号”的五大系统已经基本完成调试和试运行,预计2007年“嫦娥一号”卫星可以按计划如期发射升空。

全球定位系统(GPS)和卫星激光测距系统(SLR)是卫星精密定轨的2种主要手段^[1]。但是GPS技术一般用于低轨卫星的精密定轨,对于高轨卫星定轨精度很差或无法定轨^[2,3]。SLR定轨时,要求卫星必须安装激光反射器,且对轨道高度也有一定的限制^[4]。由于月球距离地球38.4万km之远,比一般的高轨卫星距离远许多。要在这么远的距离上对探月卫星进行定轨,GPS等主要服务于地球的空间大地测量技术显得无能为力。上世纪60年代发展起来的甚长基线干涉测量(Very Long Baseline Interferometry, VLBI)技术对深空量级的远距离目标探测具有极大的优势,可以应用于探月卫星的定位、定轨^[5]。常规的天测测地VLBI观测中,其观测目标是遥远的河外射电源,VLBI能够以亚mas的精度确定距地球远至数亿光年的河外射电源的角位置^[6]。近20年来,由于人类对深空探测的需要,利用VLBI对人造卫星及航天器进行跟踪观测及定位的作用和意义日益受到关注。美国的一系列火星探测活动,如火星全球勘测者、“奥德赛”号和“勇气”号的跟踪定位,都采用了VLBI技术^[7,8]。日本的SELENE月球探测计划,也采用了VLBI技术测定月球的重力场^[9,10]。在我国,绕月探测项目也利用我国的VLBI设备对月球探测卫星进行观测,与USB技术对月球探测卫星进行联合定轨^[11]。利用VLBI技术的单点定位方法,可以实现对探月卫星定轨的要求。

利用VLBI对卫星的时延与时延率观测数据,根据卫星与台站间的几何关系可以求得卫星

的赤经和赤纬,即卫星的角位置。根据理论分析,至少要3条以上同步观测的独立基线才能解出卫星的3维矢量^[12]。我国现有上海、北京、昆明、乌鲁木齐4个台站,可构成6条基线的VLBI基线网,正好可以满足对卫星的定位要求。对于月球探测卫星而言,测控的目的是确定其轨道,可以由某组轨道根数描述,即定轨。定轨是将不同时刻的位置参量统一由一组轨道根数描述,而单点定位则是分别确定各时刻的位置参量。探月卫星进入轨道是一个非常复杂的过程。在奔月阶段,VLBI观测无法快速给出满足定轨要求的轨道根数,但在“嫦娥”工程中,需要对卫星的位置进行跟踪监测,项目要求每分钟提供一次卫星的位置,这样只能应用VLBI单点定位的方法来实现。在绕月阶段,如果轨道的初始参量不准确或者在某观测弧段上没有足够的观测数据,同样不能满足定轨要求,在这种情况下,VLBI单点定位同样发挥着重要的作用。单点定位对观测弧段的长短没有要求,可以快速、实时地解出卫星的角位置,以满足工程的需求。由此看来,VLBI单点定位在项目中是十分重要的。本文在推导了VLBI单点定位原理的基础上建立了观测模型,并用模拟数据进行了相应的解算和分析。

2 VLBI 单点定位方法探讨及实现

2.1 单点定位原理

VLBI单点定位的基本几何关系如图1所示,设在某选定的坐标系中的 t_0 时刻某波前从卫星 S 出发,分别在 t_1, t_2 时刻被测站 O_1, O_2 接收,对应的测站至卫星矢量分别为 S_1, S_2 。设 E 为 t_0 时刻地心位置,此时测站的地心矢量分别为 R_1, R_2, S_e 为地心至卫星矢量。则有

$$\bar{S}_1(t_1) = \bar{S}_e(t_0) - \bar{R}_1(t_1) \quad (1)$$

$$\bar{S}_2(t_2) = \bar{S}_e(t_0) - \bar{R}_2(t_2)$$

对于VLBI测量,观测时延 T 可表示为

$$T = (t_2 - t_1) + t_2 - t_1 = t + \quad (2)$$

其中, t 是几何时延,就是假定在真空情况下,光线经过光程 S_2 和 S_1 的时间差。几何时延直接和卫星的站心坐标矢量建立几何关系。是由多种原因引起的附加时延总和。如果能用一定的物理模型计算出附加时延差的采用值,则可以由式(2)给出几何时延 t 的观测值,并建立如下方程

$$c \Delta t = S = S_2(t_2) - S_1(t_1) \quad (3)$$

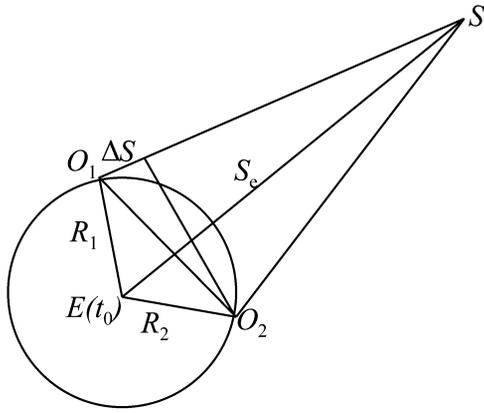


图1 单点定位基本几何关系

Fig.1 Geometrical relation of point positioning

两站心坐标矢量的模为

$$S_1(t_1) = [(x_c(t_0) - x_1)^2 + (y_c(t_0) - y_1)^2 + (z_c(t_0) - z_1)^2]^{1/2}$$

$$S_2(t_2) = [(x_c(t_0) - x_2)^2 + (y_c(t_0) - y_2)^2 + (z_c(t_0) - z_2)^2]^{1/2} \quad (4)$$

于是

$$S = [(x_c(t_0) - x_1)^2 + (y_c(t_0) - y_1)^2 + (z_c(t_0) - z_1)^2]^{1/2} - [(x_c(t_0) - x_2)^2 + (y_c(t_0) - y_2)^2 + (z_c(t_0) - z_2)^2]^{1/2} \quad (5)$$

式(5)即是 VLBI 用于人造卫星观测的基本几何关系式。方程左端是经过附加时延改正后的几何光程差的观测值,右端是卫星在光子发射时刻的地心赤道坐标以及两台站在接收时刻的地心赤道坐标的函数。台站坐标已知,卫星坐标是待定值。

假定在 n 条基线上,同时观测到卫星在 t₀ 时刻发出的光子,每条基线都可给出形如式(5)的观测方程。如果有三条以上基线同时观测得到的独立的误差方程,即可解出卫星的位置坐标,这就是 VLBI 单点定位的基本原理。

2.2 观测模型的构建

在 t₀ 时刻,两台站的状态参量(位置和速度矢量) $\bar{R}_1(t_0)$, $\dot{\bar{R}}_1(t_0)$ 和 $\bar{R}_2(t_0)$, $\dot{\bar{R}}_2(t_0)$ 可精确获得。卫星的状态参量 $\bar{R}_s(t_0)$, $\dot{\bar{R}}_s(t_0)$ 可根据初始轨道计算出其近似值。于是,在 t 时刻台站的位置参量可以通过岁差、章动、自转、极移和国际地球参考架(ITRF)中的站坐标和速度而准确推求,可表示为如下形式:

$$\bar{R}_1(t) = \bar{R}_1(t_0) + \int_0^t \dot{\bar{R}}_1(t) dt \quad (6)$$

$$\bar{R}_2(t) = \bar{R}_2(t_0) + \int_0^t \dot{\bar{R}}_2(t) dt$$

该时刻卫星的位置参量可以类似地表示为

$$\bar{R}_s(t) = \bar{R}_s(t_0) + \int_0^t \dot{\bar{R}}_s(t) dt \quad (7)$$

在 VLBI 观测中,观测时延 为^[13]

$$= \tau_g + \tau_c + \tau_{atm} + \tau_{ion} \quad (8)$$

其中, τ_g 为几何时延, τ_c 为仪器和钟偏时延, τ_{atm} 为中性大气时延(与频率无关), τ_{ion} 为电离层附加时延。

t 时刻台站 O₁ 接收到某波前,对应位置矢量为 $\bar{R}_1(t)$ 。若相关处理得到的该时刻的时延为 τ (台站 O₂ 接收时刻相对于台站 O₁ 的时间延迟),则台站 O₂ 的位置矢量为 $\bar{R}_2(t + \tau)$ 。若该信号波前在卫星 S 和台站 O₁ 之间的传输时间为 τ_r ,则卫星在发出此信号波前的时刻其位置矢量为 $\bar{R}_s(t - \tau_r)$ 。于是这一过程的数学模型表示为^[14]

$$c(t_1) = |\bar{R}_2(t_1 + \tau) - \bar{R}_s(t_1 - \tau_r)| - |\bar{R}_1(t_1) - \bar{R}_s(t_1 - \tau_r)| \quad (9)$$

其中, c 为光速。参照式(6),(7),(9)中其他各量依次表示如下:

$$\bar{R}_1(t) = \bar{R}_1(t_0) + \int_{t_0}^t \dot{\bar{R}}_1(t) dt$$

$$\bar{R}_2(t + \tau) = \bar{R}_2(t_0) + \int_{t_0}^{t+\tau} \dot{\bar{R}}_2(t) dt \quad (10)$$

$$\bar{R}_s(t - \tau_r) = \bar{R}_s(t_0) + \int_{t_0}^{t-\tau_r} \dot{\bar{R}}_s(t) dt$$

实测情况下,本地频标与标准钟之间存在差异以及传输路径上大气对信号的延迟效应和仪器延迟等,需要对式(9)作如下修正,

$$c(t_1) = [(|\bar{R}_2(t_1 + \tau) - \bar{R}_s(t_1 - \tau_r)|) - (|\bar{R}_1(t_1) - \bar{R}_s(t_1 - \tau_r)|)] + \tau_{atm} + \tau_{clock} + \tau_{instrument} \quad (11)$$

其中, τ_{clock} 表示台站 O₂ 相对于台站 O₁ 的钟差, τ_{atm} 为传输路径上的大气附加延迟之差, $\tau_{instrument}$ 为仪器延迟之差,均为 (O₂ - O₁) 的形式。

简明起见,略去式(9)中各状态参量的时间引数,在惯性参考系中将某时刻的位置和速度表示

为

$$\begin{aligned}\bar{R} &= T[x, y, z]^T \\ \dot{\bar{R}} &= T[\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T\end{aligned}\quad (12)$$

其中,上标 T 表示转置, T 为惯性参考系三元基。对于给定基线两端的测站 O_1, O_2 , 将卫星和两测站之间的距离依次表示为

$$r_2 = (x_2 - x_s)^2 + (y_2 - y_s)^2 + (z_2 - z_s)^2 \quad (13)$$

$$r_1 = (x_1 - x_s)^2 + (y_1 - y_s)^2 + (z_1 - z_s)^2$$

于是式(9)表示为

$$\begin{aligned}c = r_2 - r_1 = & \\ & (x_2 - x_s)^2 + (y_2 - y_s)^2 + (z_2 - z_s)^2 - \\ & (x_1 - x_s)^2 + (y_1 - y_s)^2 + (z_1 - z_s)^2\end{aligned}\quad (14)$$

且,

$$\dot{c} = \frac{dc}{dt} = \dot{r}_2 - \dot{r}_1 \quad (15)$$

其中,

$$\begin{aligned}\dot{r}_1 &= \frac{x_1 - x_s}{r_1}(\dot{x}_1 - \dot{x}_s) + \frac{y_1 - y_s}{r_1}(\dot{y}_1 - \dot{y}_s) + \\ & \frac{z_1 - z_s}{r_1}(\dot{z}_1 - \dot{z}_s) \\ \dot{r}_2 &= \frac{x_2 - x_s}{r_2}(\dot{x}_2 - \dot{x}_s) + \frac{y_2 - y_s}{r_2}(\dot{y}_2 - \dot{y}_s) + \\ & \frac{z_2 - z_s}{r_2}(\dot{z}_2 - \dot{z}_s)\end{aligned}$$

将上面的关系线性化。式(14)按泰勒级数展开,舍去它们的二次幂以上项,可得如下误差方程:

$$\begin{aligned}v = c - c_0 + & \frac{(c)}{x_s} dx_s + \frac{(c)}{y_s} dy_s + \frac{(c)}{z_s} dz_s + \\ & \frac{(c)}{x_s} d\dot{x}_s + \frac{(c)}{y_s} d\dot{y}_s + \frac{(c)}{z_s} d\dot{z}_s = \\ c - c_0 + & \frac{x_1 - x_s}{r_1} - \frac{x_2 - x_s}{r_2} dx_s + \frac{y_1 - y_s}{r_1} - \frac{y_2 - y_s}{r_2} dy_s + \\ & \frac{z_1 - z_s}{r_1} - \frac{z_2 - z_s}{r_2} dz_s\end{aligned}\quad (16)$$

$$\text{式中 } \frac{(c)}{x_s} = \frac{(c)}{y_s} = \frac{(c)}{z_s} = 0$$

$c - c_0 = c(\rho - \rho_0) = c[(\rho - \rho_0) - (\rho_2 - \rho_{s0})^2 + (y_2 - y_{s0})^2 + (z_2 - z_{s0})^2 - (x_1 - x_{s0})^2 + (y_1 - y_{s0})^2 + (z_1 - z_{s0})^2]$
 ρ_0 为时延观测值,由 VLBI 观测的相关处理得到; c 为理论时延值,可由台站与卫星的几何关系迭代计算得到其近似值; (x_{s0}, y_{s0}, z_{s0}) 为 t_0 时的卫星坐标初值,可由卫星的初始轨道计算得到。

同理根据式(15),可得如下的误差方程

$$\begin{aligned}v = c - c_0 - c + & \frac{(c)}{x_s} dx_s + \frac{(c)}{y_s} dy_s + \frac{(c)}{z_s} dz_s + \\ & \frac{(c)}{x_s} d\dot{x}_s + \frac{(c)}{y_s} d\dot{y}_s + \frac{(c)}{z_s} d\dot{z}_s\end{aligned}\quad (17)$$

式中 $\frac{(c)}{x_s}, \frac{(c)}{y_s}, \frac{(c)}{z_s}, \frac{(c)}{x_s}, \frac{(c)}{y_s}, \frac{(c)}{z_s}$ 等偏导数可以由(14)、(15)的关系求得,由于求得的偏导关系公式冗长,在此不一一列出。

(16)、(17)两式即为 VLBI 对于空间飞行器定位的误差方程。式中,时延 ρ 和时延率 $\dot{\rho}$ 为观测量; $x_s, y_s, z_s, \dot{x}_s, \dot{y}_s, \dot{z}_s$ 是空间飞行器坐标与速度的初始值; $dx_s, dy_s, dz_s, d\dot{x}_s, d\dot{y}_s, d\dot{z}_s$ 是对相应初始值的改正。

此外,在嫦娥工程中,要求提供卫星的角位置 (α, δ) 。天球赤道球面坐标 (α, δ, r) 和直角坐标 (x, y, z) 存在如下关系,

$$\begin{aligned}dx &= -y \frac{z}{x^2 + y^2} \frac{x}{r} dr \\ dy &= x \frac{z}{x^2 + y^2} \frac{y}{r} dr \\ dz &= 0 \frac{z}{r} dr\end{aligned}\quad (18)$$

至此,根据初始轨道根数预测 $(t - t_r)$ 时刻卫星位置矢量 \bar{R}_s , 根据 ITRF 和各种旋转运算得到 \bar{R}_1, \bar{R}_2 , 进而计算获得观测量的理论值,与观测值组建成式(16)、(17)的误差方程。每条基线都可组成这样的方程,联立求解即可得到卫星位置的改正量。重复以上过程,迭代求解初值改正直至收敛。最终可得到卫星的位置坐标。

2.3 程序实现

依据 VLBI 单点定位方法的研究,我们基于 Visual Fortran 环境下编制了 VLBI 卫星测轨资料处理程序。

在程序编写中,把参考架统一化到 J2000.0 地心赤道坐标系。首先读入卫星初始轨道参数及延迟观测量,然后进行数据预处理,包括历元时刻的转换、坐标系转换、卫星状态矢量预报与转换等。根据探月工程的要求,VLBI 需要提供每分钟一点的观测数据及卫星的角位置,因而需要对观测量进行插值。在单点定位情况下,必须找到合理的插值方法。插值前首先要平滑观测资料,但平滑本身可能损失观测信息,插值方式也需要选择。经多种尝试和比较,选取了三次样条插值

(cubic spline)方法进行内插:该插值方法具有一阶导数平滑、二阶导数连续的性质,使计算速度有保障,对于一组观测数据,只需确定一次各节点的二阶导数,之后可以很方便地内插、外推出指定历元的观测量^[15]。之后,通过迭代的方法确定理论时延 τ_0 。给定观测历元 t_0 和基线代码,迭代确定信号发射时刻与卫星位置、远端测站接收信号时的坐标和理论时延 τ_0 。与时延计算方法类似,迭代计算理论时延率 $\dot{\tau}_0$,进而求出时延、时延率对卫星初始状态参量的偏导。经过以上处理,即可构建形如式(16)、(17)观测方程。最后对方程进行求解。在程序中,根据具体情况,采用了两种解算方法,即最小二乘(LS)和奇异值分解(SVD)^[16]。

在数据分析建模中,如果独立方程的个数小于未知数个数,或模型中某一参数是其他一个或几个参数的函数等,都会导致法方程系数矩阵出现奇异现象,即矩阵是非满秩的。此时,系数矩阵的正常逆是不存在的,利用通常的最小二乘法不能获得稳定解。SVD(Singular Value Decomposition)算法能够对系数矩阵是否奇异作出判断,并

基于物理背景的考虑对解进行估计。如果矩阵是满秩的,则SVD算法将能够给出与通常的最小二乘法一致的解,在这种情况下两种解法等价。有关SVD算法的基本原理及应用,详见文献[16]。在VLBI单点定位中之所以采用SVD方法,是考虑到我国VLBI网的实际情况。我国现有的VLBI网由四个台站构成,通常情况下可以构成六条基线,其中有三条基线的观测量独立。假定在某一时刻,只有两条基线的观测数据,且如果在解算中仅使用时延观测量进行单点定位,这时得到两个观测量,会导致法方程系数矩阵奇异,这种情况下最小二乘法不能获得惟一解,而需要使用SVD方法。

3 算例及分析

3.1 解算过程

为了检验单点定位方法的可行性及程序的正确性,我们使用模拟数据进行了单点定位的解算。选择了我国4站附加国际3站共7站,具体台站的坐标和速度采用值如表1所示。

表1 测站坐标和速度采用值(取自ITRF2000)

Tab.1 Accepted value of station coordinate and velocity (reference on ITRF2000)

测站	代码	x, V_x	y, V_y	z, V_z
		(m, m/a)	(m, m/a)	(m, m/a)
SHANGHAI	1	-2 831 686 .913 - 0.030 7	4 675 733 .666d - 0.011 2d	3 275 327 .690 - 0.013 4
URUMQI	2	228 310 .720 - 0.030 6	4 631 922 .795 - 0.005 5	4 367 063 .988 - 0.000 3
KUNMING	3	- 1 281 255 .473 - 0.031 8	5 640 746 .079 - 0.002 4	2 682 880 .117 - 0.020 3
BEIJING	4	- 2 148 743 .784 - 0.044 4	4 426 641 .236 0.014 1	4 044 655 .935 - 0.001 3
KASHI MA	5	- 3 997 892 .269 - 0.000 3	3 276 581 .278 0.005 2	3 724 118 .233 - 0.011 8
SVETLOE	6	2 730 155 .511 - 0.019 7	1 562 364 .624 0.014 1	5 529 989 .211 0.004 1
HARTEBEES THOEK	7	5 085 442 .780 - 0.001 2	2 668 263 .490 0.019 8	- 2 768 697 .014 0.015 9

模拟观测量的具体生成方式为,对于指定测站网,给定卫星的地心天球(真)赤道坐标 (r, δ, α) (隐含时间引数为 t),并取 $e = 0.6, i = 36^\circ, f = 0^\circ$,得到 t 时刻的卫星速度。假设 t 时刻的地球自转角 $\omega = 0^\circ$,则该时刻卫星的天球坐标即为其在地固参考架中的坐标。迭代确定信号自卫星至各测站的传输时间 t_r 和 t 时刻地心天球(真)赤道

系中测站在 $(t + t_r)$ 时刻的坐标和速度,进而由式(14)、(15)得到时延、时延率的真值,对之分别附加 $(0, \sigma)$ 和 $(0, \dot{\sigma})$ 的白噪声,作为时延和时延率的观测值 $\tau_0, \dot{\tau}_0$ 。具体取 $\sigma = 1 \text{ ns}, \dot{\sigma} = 1 \text{ ps/s}$ 。

对给定的 (r, δ, α) 所对应的直角坐标三分量附加 $(0, \sigma_s)$ 的白噪声作为坐标初值,迭代确定各测站所对应的 t_r ,而后由(14)、(15)计算时延、时

延率的理论值 c_s , c_r 。最后借助于式(16)、(17) 组建误差方程,并迭代解算对卫星坐标初值的改正。具体计算中取 $r_s = 100 \text{ km}$ 。表2 是对于卫星地心赤道坐标 $\alpha = 105^\circ$, $\delta = 35^\circ$ 在不同地心距、

不同台站配置、不同资料组合情况下的具体计算示例,其中 σ_{α} , σ_{δ} 分别表示卫星在赤经、赤纬方向的定位精度,“Corr”表示二者之间的相关系数。

表2 多种配置条件下的VLBI 卫星定位精度

Tab.2 Precision of satellite by VLBI observations with different configure conditions

测站代码	资料类型	地心距 $r = 180\,000 \text{ km}$			地心距 $r = 380\,000 \text{ km}$		
		定位精度/ max		Corr	定位精度/ max		Corr
1234	.	18.0	21.1	0.16	18.4	21.5	0.16
		4 290.8	21 556.2	- 0.99	5 119.4	19 386.1	- 0.99
		17.2	19.1	0.33	17.6	19.6	0.32
1234	.	6.5	4.4	- 0.09	6.7	4.4	- 0.08
567	.	134.1	485.3	- 0.46	128.0	379.9	- 0.42
		5.3	4.4	- 0.09	5.9	4.4	- 0.08

表2 显示了我国4 站和附加国际共7 站在两种基线配置方式下,对于180 000 km,380 000 km 距离的目标,仅用时延观测量、仅用时延率观测量及两种观测量都使用的情况下的赤经、赤纬方向的定位精度。

3.2 结果分析

由计算结果可以看出,卫星定位精度(几个到几十 mas) 要比射电源的定位精度(亚 mas) 低一些。这是由于,VLBI 技术用于射电源和卫星的观测有很大差别。当观测目标是遥远的射电源时,其距离可以认为是无限远,地面两台站接受到的信号是平行的,即平面波。观测射电源时能对多目标在不同方位、不同波段作大量的密集观测采样,可以将源位置、站坐标、岁差章动、极移、UT1、电离层时延、大气时延、钟差、钟速、潮汐参数等大量参数的采用值的偏差一同解出。只需要一条基线就可以得到很高精度的各种参数的解。当观测目标是有限距离的人造天体时,地面两台站接受到的信号存在一微小夹角,即球面波。此时地球自转参数、电离层附加时延等都无法直接解出,因而使得VLBI 解得的卫星角位置精度较差。

由以上计算结果比较可见,仅用时延率观测量进行解算时,结果非常差,这时对于四站的观测,最大误差可达到21 mas,对于7 站观测误差最大达到485 mas,而且在赤经方向与赤纬方向有很大的相关性。这是因为,仅用时延率观测量进行解算时,引入了卫星速度参数,使法方程的条件极差。因此在解算中,建议不要单独使用时延率的观测量进行

定位。仅用时延观测量及时延、时延率两种观测量都使用时,解算结果非常好,赤经最大误差仅有18 mas,赤纬最大误差仅有21.5 mas。同时可以看出,用7 站数据解算的定位精度明显好于用4 站数据解算的定位精度,这与实际情况也是相符的。从表2 中还可以看出,对于距离地球180 000 km 和380 000 km 的卫星,在其他条件相同的情况下VLBI 定位精度很接近,说明只要是有限距离目标(相对于射电源,观测目标的地心距改变后对解算结果的影响非常小。这也充分说明VLBI 具有远距离精确定位的优势,可以用于深空探测,可满足我国“嫦娥”探月工程中探月卫星的定位。

4 结 论

根据以上计算和分析可知,VLBI 单点定位的方法可以成功地应用于有限距离(相对于遥远的河外射电源而言)的人造卫星的定位。对于距离地球380 000 km 的卫星进行单点定位,可以得到很高的定位精度,说明了VLBI 单点定位方法可以实现对探月卫星的定位要求,可以满足探月工程中要求的每分钟一个点的测控。VLBI 单点定位可得到一系列离散的卫星的轨迹坐标,不受定轨弧段长度的限制,从而也可以为探月卫星绕月时的精密定轨提供数据。

在具体的定位方法实施中,台站数量越多,定位精度越高。而且应该注意,在解算中不能单独只使用时延率的数据,建议将时延、时延率的数据综合使用。

由于“嫦娥”工程的需要,我国于2006年5月建成了两个新的VLBI台站,分别是北京密云50 m天线和昆明40 m天线。这两个大口径天线的建成,使我国的VLBI网更加完善和合理,同时也解决了原基线结构不好的问题,对于卫星定位精度有质的提高。我国现有的由4站构成的VLBI网有6种基线组合方式,可以满足探月工程中的测控要求。可以说,VLBI技术在探月工程中对卫星实时测控起到非常重要的作用。

VLBI用于人造卫星的定位测轨是一个很好的研究方向,不只是对于探月,其他行星的深空探测都需要这方面的研究。相信随着我们的共同努力,各种参数的附加时延模型的精度将会得到提高,从而为VLBI单点定位提供更可靠的精度保障。

参考文献:

- [1] QU Feng, WANG Tan-qiang, CHEN Xian-jun, et al. Precise Orbit Determination of GPS35 Satellite Using SLR Data[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2003, 32(3): 224-228. (瞿 锋, 王谭强, 陈现军, 等. 用SLR资料精密确定GPS35卫星轨道[J]. 测绘学报, 2003, 32(3): 224-228.)
- [2] LI U Hai-ying, WANG Hui-nan. Orbit Determination of Satellite on the Middle-high Earth Orbit Based on GPS[J]. Chin. J. Space Sci., 2005, 25(4): 293-297. (刘海颖, 王惠南. 基于GPS的中、高轨道航天器定轨研究[J]. 空间科学学报, 2005, 25(4): 293-297.)
- [3] YU Su-chun, GAO Yi-jun. Research on Practicability Analysis of Autonomous Orbits Determination Based on GPS High Orbit[J]. Control Engineering, 2006, 1: 38-42. (俞朔春, 高益军. 基于GPS的高轨道卫星自主定轨技术可行性分析研究[J]. 控制工程, 2006, 1: 38-42.)
- [4] FENG Chu-gang, TAN De-tong, ZHU Yuan-lan, et al. Research on Precise Determination of Orbit of ETALON Satellite[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 1997, 26(2): 109-116. (冯初刚, 谭德同, 朱元兰, 等. 对ERALON卫星的精密定轨研究[J]. 测绘学报, 1997, 26(2): 109-116.)
- [5] HU Xiao-gong, HUANG Cheng, HUANG Yong. Simulation of Precise Orbit Determination of Lunar Orbiters[J]. ChA & A, 2005, 29(4): 449-460.
- [6] YE Shu-hua, HUANG Cheng. Astrodynamics[M]. Jinan: Shandong Science and Technology Press, 2000. (叶叔华, 黄城(主编). 天文地球动力学[M]. 济南: 山东科技出版社, 2000.)
- [7] PITJEVA E V. High Precision Ephemerides of Planets—EPM and Determination of Some Astronomical Constants[J]. Solar System Research, 2005, 39(3): 176-186.
- [8] ANTREASIAN P G, BAIRD D T, BORDER J S, et al. 2001 Mars ODYSSEY Orbit Determination during Interplanetary Cruise[A]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit[C]. California: [s.n.], 2002.
- [9] MATSUMOTO K, HEKI K, HANADA H, et al. Global Lunar Gravity Field Recovery from Selene[A]. Proc. 2nd. IVS General Meeting[C]. [s.l.]: [s.n.], 2002: 381-385.
- [10] IWATA T, SASAKI T, IZUMI T, et al. Properties of Therelase Mechanism of SELENE Relay Satellite and Their Influences for the Lunar Gravity Observation[A]. Proc. 23rd Int. Symp. Space Technology and Science[C]. [s.l.]: [s.n.], 2004.
- [11] CHEN Jun-yong, ZHANG Chuan-yin, DANG Ya-min. Lunar Spatial Exploration, Surveying and Mapping[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2005, 34(3): 189-195. (陈俊勇, 章传银, 党亚民. 月球航天探测和月球测绘[J]. 测绘学报, 2005, 34(3): 189-195.)
- [12] HUANG Yong. Orbit Determination of the First Chinese Lunar Exploration Spacecraft CHANG, E 1[D]. Shanghai: Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, 2006. (黄 勇. “嫦娥一号”探月飞行器的轨道计算研究[D]. 上海: 中科院上海天文台, 2006.)
- [13] SOVERS O J, FANSELOW J L. Astrometry and Geodesy with Radio Interferometry: Experiments, Models, Results[J]. Reviews of Modern Physics, 1998, 70(4): 1393-1454.
- [14] KONO Y, HANADA H, JI NSONG P. Precise Positioning of Spacecraft by Multi-frequency VLBI[J]. Earth Planets Space, 2003, 55: 581-589.
- [15] XIAO Xiao-nan, ZHAO Lai-jun, DANG Lin-li. Modern Numerical Calculation Method[M]. Beijing: Beijing University Press, 2004. (肖筱南, 赵来军, 党林立. 现代数值计算方法[M]. 北京: 北京大学出版社, 2004.)
- [16] LI Jin-ling. An Introduction of the SVD Algorithm and Its Test of Artificial Data[J]. Annals of Shanghai Observatory Academia Sinica, 1998, 19: 16-21. (李金岭. SVD算法简介与模拟数据检验[J]. 中国科学院上海天文台年刊, 1998, 19: 16-21.)

(责任编辑: 张燕燕)