

# Argos 海洋浮标多普勒定位原理与方法\*

宋叶志<sup>1</sup>, 胡小工<sup>1</sup>, 黄 勇<sup>1</sup>, 茅永兴<sup>2</sup>

(1. 中国科学院上海天文台·上海·200030; 2. 中国卫星海上测控部·江苏江阴·214431)

**摘 要:**通过对海洋浮标进行定位, Argos 系统在海洋科学方面得到较为广泛的应用。但 Argos 系统卫星过顶弧段甚短, 加之信号发射周期较长, 测量资料甚为稀疏, 给海洋浮标的定位造成很不利的影 响, 容易出现矩阵奇异情况, 造成定位失败。文章给出了有效的基于多普勒测量的用于数据收集发射平台的定位算法, 并利用参考椭球面约束定位目标, 从而改进定位算法, 计算结果显示如果能有效的使用约束条件, 可以使: ①原先定位失败的情形成功解算; ②原先定位成功的情形定位精度得到改进。文章还给出了针对海洋目标信标运动以及卫星星历误差等因素对定位结果造成的误差影响的统计分析。

**关键词:** Argos 系统; 浮标; 多普勒测量; PTT(地面发射平台)定位

中图分类号: V474.2; TP391

文献标识码: A

文章编号: 1674-5620(2011)06-0082-05

## A Method of Satellite Doppler Positioning of Argos System

SONG Yezhi<sup>1</sup>, HU Xiaogong<sup>1</sup>, HUANG Yong<sup>1</sup>, MAO Yongxing<sup>2</sup>

(1. Shanghai Astronomical Observatory, the Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030;

2. China Satellite Maritime Tracking and Control Department, Jiangyin, Jiangsu Province 214431)

**Abstract:** Argos system is widely used in ocean science through positioning of buoys. However, cases of odd matrices and positioning failures are frequently encountered because invisible arc of Argos satellite system is very short, signal transmission time is long and instrumentation data is scarce. This paper proposes a positioning algorithm based on Doppler measurement for data collection transmit platforms. The positioning algorithm is improved using constrains of a reference ellipsoid. Computation result shows that effective use of the constraints facilitates successful resolving of position failure cases and improvement of the accuracy of the successful positioning cases. Statistical analysis is given on the impact of errors on the positioning results because of movement of ocean beacons and errors of satellite ephemerides.

**Keywords:** Argos System; Buoy; Doppler Measurement; PTT Positioning

## 0 引 言

Argos 是由法国国家空间研究中心、美国国家海洋大气局和美国国家航天局联合建立的 1 个数据收集与定位的卫星通讯系统<sup>[1-4]</sup>。近年, 欧洲气象卫星组织也加入了 Argos 系统。该系统主要应用于海洋和气象数据的搜集和传输, 同时给出数据搜集载体(各类海洋浮标和平台)的地理方位。当前, 全球海洋 1500 台漂流浮标、800 多个次表层浮子、80 多台深海锚系浮标和 300 多台沿岸锚系浮标通过 Argos 系统传输数据。

Argos 系统由卫星发射平台、空间部分、地面站和数据处理中心 4 个部分组成。卫星发射平台采集各种传感器测量环境要素, 并把结果按照一定格式向上发射给卫星。卫星接收到平台信号, 一方面从经过调制的载波中提取出测量数据, 另一方面根据定位计算的需要, 测量载波本身的多普勒频率偏移值, 然后把这 2 类数据向下转发给地面各种接收站。地面站接收到数据后先进行初步处理, 再转送到数据处理中心进行最后处理, 形成文件, 并通过各种途径把结果分发给用户。

在 Argos 系统中把地球环境要素测量仪器的

\* 收稿日期: 2011-05-31; 修回日期: 2011-07-05

基金项目: 国家自然科学基金(11073047)

第一作者简介: 宋叶志(1981-), 男, 硕士, 主要从事卫星轨道力学与应用数学研究; E-mail: song.yz@foxmail.com

运载体称作“平台”。Argos 卫星发射机功能灵活多样,既可以作为普通的发射机用,又可以在一般数据自动采集系统中当作带发射机的终端设备使用。一般将其称作 PTT(地面发射平台)。发射机频率为 401.650 MHz±30 KHz。

PTT 连接有多个传感器,它们收集用户需要的数据。PTT 收集到数据后对数据进行调制,然后采用对同一数据进行多次发送的方式发送给卫星。一次数据的发送时间不超过 960 ms,数据的重复周期根据应用的不同设置为 42~200 s 不等。

Argos 星上设备安装在美国家海洋大气局的 POES 卫星以及欧洲气象卫星组织的 MetOp 卫星上。后续的 2 颗 MetOp 卫星计划在 2010 年和 2014 年发射。这些卫星都是太阳同步极轨卫星,高度约为 850 km。卫星从 PTT 接收到数据后,直接将数据发送给 Argos 系统的地面接收站,或者将数据解调和必要基带处理后暂存在星上,经过主地面接收站时,将数据发送给主地面接收站。

Argos 系统地面部分由分布在世界各地的约 50 个地面接收站、数据处理中心及资料分发系统组成。Argos 系统在全球建有 3 个主地面接收站,分别位于美国的费尔班克斯、Wallops 岛和挪威的 Svalbard。这 3 个主地面接收站在卫星可见时接收实时数据并存储。除了 3 个主地面接收站,Argos 系统还建有约 50 个区域地面接收站,这些区域站只负责接收本区域用户的数据。Argos 系统有 2 个全球数据处理中心,分别位于美国的华盛顿和法国的图卢兹。数据处理中心负责处理地面接收站的所有数据,进行定位和传感器数据处理,并将处理后的数据传送到用户手中。Argos 系统也建有区域数据处理中心,为本区域的用户提供他们所需要的数据。

根据不同的需要,用户可以申请建立自己的 Argos 地面接收系统,进行数据接收、处理,也可以购买或自行研制卫星发射平台,通过 Argos 服务中心获取平台数据。目前我国还没有建立自己的 Argos 地面接收系统,只能通过 Argos 服务中心获取平台的数据。

Argos 系统自建立以来,在海洋、气候等领域取得了丰硕的科学成果。鉴于国内将要展开类似 Argos 系统平台的建立,文章对 Argos 系统的定位原理与方法展开了较详细的研究。

## 1 多普勒测量

PTT 在卫星过顶时自动向卫星传信息(包括测量信息),数据处理中心进行定位计算和其他数据处理,并将这些信息转发给用户。Argos 定位方法是利用 Doppler 频移计算得到的,这种定位方法简单可靠,定位精度可以满足大多数用户的需要。

对信标进行定位的多普勒测量基本方程为

$$FOA^j = f \left[ 1 - \frac{v_s^j (r_s^j - r_b)}{c |r_s^j - r_b|} \right] + \epsilon$$

其中  $FOA^j$  为卫星  $j$  时刻测量到的频率信号; $f$  为发射频率信号; $v_s$  为卫星  $j$  时刻速度; $r_s$  为卫星  $j$  时刻位置; $r_b$  为信标位置; $\epsilon$  为测量噪声。待估计量为  $X = \begin{pmatrix} r_b \\ f \end{pmatrix}$ 。

## 2 参数估计的微分改正

根据非线性参数估计的一般算法,观测量理论值为

$$F(X) = f \left[ 1 - \frac{v_s (r_s - r_b)}{c |r_s - r_b|} \right]$$

偏导数矩阵为

$$\left( \frac{\partial F}{\partial X^T} \right)_{i1} = \frac{f}{c} \frac{v_{sx}^i |r_b - r_s^i| - \frac{v_s^i (r_b - r_s^i)}{|r_b - r_s^i|} (x_b - x_s^i)}{|r_b - r_s^i|^2}$$

$$\left( \frac{\partial F}{\partial X^T} \right)_{i2} = \frac{f}{c} \frac{v_{sy}^i |r_b - r_s^i| - \frac{v_s^i (r_b - r_s^i)}{|r_b - r_s^i|} (y_b - y_s^i)}{|r_b - r_s^i|^2}$$

$$\left( \frac{\partial F}{\partial X^T} \right)_{i3} = \frac{f}{c} \frac{v_{sz}^i |r_b - r_s^i| - \frac{v_s^i (r_b - r_s^i)}{|r_b - r_s^i|} (z_b - z_s^i)}{|r_b - r_s^i|^2}$$

$$\left( \frac{\partial F}{\partial X^T} \right)_{i4} = 1 + \frac{v_s^i (r_b - r_s^i)}{c |r_b - r_s^i|}$$

其中  $\left( \frac{\partial F}{\partial X^T} \right)_{ij}$  表示偏导数矩阵的第  $i$ ,第  $j$  列元素。

线性化方程为

$$O - C = \frac{\partial F}{\partial X^T} dX$$

其中  $O$  为测量值; $C$  为测量量的理论计算值。通过线性方程解算出改正量,反复迭代至满足精度,即为解算的基本流程。

引言部分已经提及 Argos 系统每次卫星相对 PTT 过顶时间约为 8~15 min,发送周期根据应用的不同设置为 42~200 s,在此情况测量资料相对较

少。在测量资料不是很多的情况下,若辅助以约束条件,可以改善参数估计效果。

记偏导数矩阵  $A = \frac{\partial F}{\partial X^T}$ 。在非线性  $G(X) = b$  约束下,对约束方程线性化

$$b - G(X) = \frac{\partial G}{\partial X^T} \Delta X$$

记  $a = b - G(X)$ ,  $H = \frac{\partial G}{\partial X^T}$ 。

$$\Delta X_H = \Delta X - (A^T A)^{-1} H^T [H(A^T A)^{-1} H^T]^{-1} \cdot (H \Delta X - a)$$

其中  $H$  为  $G$  关于  $X$  的偏导数矩阵,  $\Delta X_H$  为约束条件下的待估参数改正量。得到的误差协方差阵为<sup>[3]</sup>

$$P = \{I - (A^T A)^{-1} H^T [H(A^T A)^{-1} H^T]^{-1} H\} \cdot (A^T A)^{-1} \sigma^2$$

若测量精度不等,需要采用非线性约束的高斯-马尔科夫估计

$$\Delta X_H = \Delta X - (A^T P^{-1} A)^{-1} H^T [H(A^T P^{-1} A)^{-1} H^T]^{-1} \cdot (H \Delta X - a)$$

相应的协方差阵为

$$P = \{I - (A^T P^{-1} A)^{-1} H^T [H(A^T P^{-1} A)^{-1} H^T]^{-1} H\} \cdot (A^T P^{-1} A)^{-1}$$

简化仿真中,可以用参考椭球面对定位目标进行约束。Argos 系统卫星定位主要针对海上目标,可以以参考椭球体对目标进行约束。椭球面方程为

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} + \frac{z^2}{c^2} = 1$$

则

$$H = \left( \frac{2x}{a^2} \quad \frac{2y}{b^2} \quad \frac{2z}{c^2} \quad 0 \right)$$

如以我国的 DX-1 号参考椭球体为准,取  $a = b = 6\,378.140$  km,  $c = 6\,356.755$  km。

如果是用数字高程约束,原则上可以先给出信标初值及发射频率初值,然后对目标定位,在算出信标位置后,利用信标位置算出大地坐标系下经纬度  $(B, L)$ , 由  $(B, L)$  利用数字高程给出高程  $H$ , 然后利用新的大地坐标更新地固坐标系下的信标位置,进而反复迭代至满足精度。

但针对海洋浮标定位算法中数据较少,空间几何条件不是太好的情况,按照以上方法将会导致计算失败,在数学上表现为线性化方程条件数较差,方程接近奇异。下面的算例部分证实了这一点。可行的方法是充分利用高程约束条件,  $H$  直接由数字高

程给出。记

$$Y = (B, L, f)^T$$

线性化方程为

$$O - C(B, L, H, f) = \frac{\partial F}{\partial X^T} \frac{\partial X^T}{\partial Y} \Delta Y$$

其中

$$\frac{\partial X^T}{\partial Y} = \begin{bmatrix} \frac{\partial x_b}{\partial B} & \frac{\partial x_b}{\partial L} & 0 \\ \frac{\partial y_b}{\partial B} & \frac{\partial y_b}{\partial L} & 0 \\ \frac{\partial z_b}{\partial B} & \frac{\partial z_b}{\partial L} & 0 \\ 0 & 0 & f \end{bmatrix}$$

$$\begin{cases} \frac{\partial x_b}{\partial B} = -\sin B \cos L \left( N + H - \frac{N e^2 \cos^2 B}{1 - e^2 \sin^2 B} \right) \\ \frac{\partial y_b}{\partial B} = -\sin B \sin L \left( N + H - \frac{N e^2 \cos^2 B}{1 - e^2 \sin^2 B} \right) \\ \frac{\partial z_b}{\partial B} = \cos B \left[ H + \frac{N(1 - e^2)}{1 - e^2 \sin^2 B} \right] \end{cases}$$

$$\begin{cases} \frac{\partial x_b}{\partial L} = -(N + H) \cos B \sin L \\ \frac{\partial y_b}{\partial L} = (N + H) \cos B \cos L \\ \frac{\partial z_b}{\partial L} = 0 \end{cases}$$

式中  $e$  为大地子午圈偏心率;  $N = \frac{R_e}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}}$ 。可以先给定  $(B, L, H, f)^T$  初值,其中

$H$  不参加参数估计。由于线性化方程解算出改正量,并更新  $(B, L, f)^T$ 。由  $(B, L)^T$  利用数字高程给出  $H$ , 迭代至满足精度需求。

### 3 算例分析

#### 3.1 利用约束条件与否定位结果比较

在仿真计算中,发射频率取 401.650 MHz, 测量误差取标准差为 0.01 Hz 的高斯分布噪声。观测弧段取 12 min, 数据采样率为 1 min。

在多次数值试验中,在十几组资料条件下,如果不采用高程约束,则计算全部失败。因为卫星测量弧段较短,资料又比较稀疏,卫星与信标之间的几何关系不是太好,在数学上表现为方程组条件数较差,以至于解算失败。

而如果利用高程约束条件,则定位精度在米级。在数值试验中,进行了 160 次定位计算,其中  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  方向的误差,如图 1 所示。

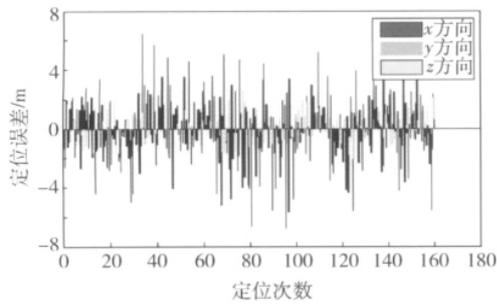


图 1 采用高程约束进行定位

Fig. 1 Positioning by constraints of elevation

在这 160 次定位计算中,标准差为

$$\sigma(r) = (2.689\ 0\ 1.016\ 5\ 1.636\ 6)^T\ (\text{m})$$

若以可观测的 15 min 弧段内,数据采样率 20 s,则无论是否利用约束条件,计算都获得成功。这里也进行了 160 次定位计算,没有利用高程约束定位误差如图 2 所示。

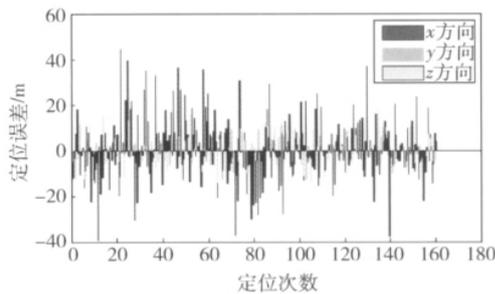


图 2 延长测量弧段及增加数据采样率定位误差情况

Fig. 2 Error statistics by extending the measurement arc and increasing data sampling rate

三维标准差为

$$\sigma(r) = (14.779\ 0\ 6.040\ 0\ 6.657\ 7)^T\ (\text{m})$$

在相同条件下利用高程约束条件定位结果可达到米级,结果如图 3。

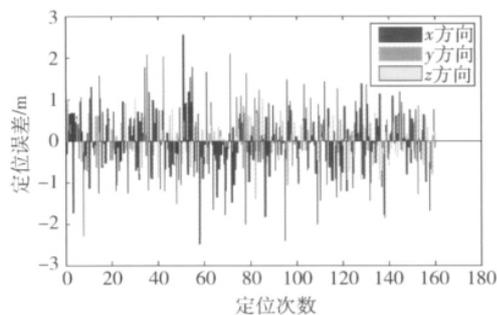


图 3 高程约束下定位结果

Fig. 3 Positioning by constraints of elevation

三维误差标准差为

$$\sigma(r) = (0.981\ 1\ 0.507\ 1\ 0.803\ 5)^T\ (\text{m})$$

可以看到在计算都成功的情况下,如果不采用高程约束,则计算精度约在 10 m 级,而采用高程约束则提高到米级精度。由此可见,在资料较少,空间几何条件不甚理想的情况下,利用约束条件是非常有必要的。

### 3.2 信标运动对定位结果的影响

信标在海面上受海浪作用将产生运动,而信标的运动将会对定位结果产生影响。考虑信标运动,此时基本方程变为

$$F(X) = f \left[ 1 - \frac{(v_s - v_b) \cdot (r_s - r_b)}{c |r_s - r_b|} \right]$$

式中  $v_b$  为信标在地固坐标系中的速度。这里给信标位置在各方向加标准差为 2 m 的误差,速度在各方向加 0.5 m/s 标准差的误差。

观测弧段还是取 12 min,数据采样率为 1 min。若不进行高程约束则因为方程条件数太差而失败,进行高程约束虽然计算收敛了,但是可以看到信标运动将对定位结果产生较大影响,定位结果由原先的米级变为百米级。

图 4 给出了 160 次数值试验的定位误差,误差标准差达到

$$\sigma(r) = (170.208\ 4\ 65.013\ 2\ 106.818\ 8)^T\ (\text{m})$$

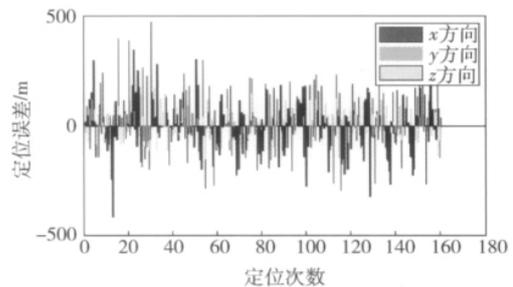


图 4 信标运动对定位结果的影响

Fig. 4 Positioning effected by beacon movement

### 3.3 卫星轨道误差对定位结果的影响

信标通过卫星定位,卫星轨道误差自然对定位结果有直接影响,为分析影响大小,设置卫星轨道在各方向有 5 m 误差,卫星速度在各方向有 0.5 m/s 误差。

图 5 给出了 160 次数值试验中的定位误差,误差标准差达到

$$\sigma(r) = (183.918\ 4\ 65.985\ 6\ 115.923\ 8)^T\ \text{m}$$

按照以上的轨道误差,引起定位误差大约在几

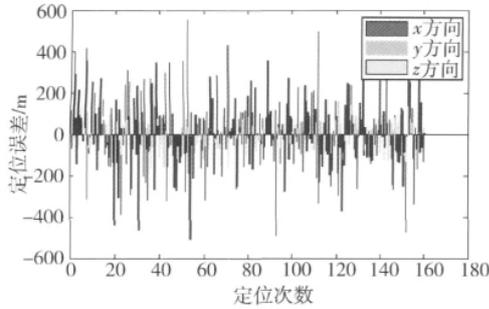


图 5 卫星轨道误差引起的定位误差

Fig. 5 Positioning effected by ephemerl error

十米到 100 m 以上,可见这也是一个重要的误差源。与信标运动类似,如果卫星速度不准,将影响频率理论值的计算,从而给定位带来不利影响。

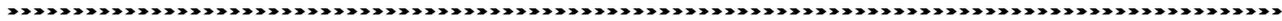
### 4 结 论

若不利用高程约束条件,则因为资料较少,测量弧度较短,空间几何条件不是很好,多数情况下计算都将失败。故而建议在定位时利用约束条件。需要说明的是,在一定条件下,如果线性化方程接近奇异,是可以通过数学手段获得方程的解,如岭回归、主成份估计等有偏估计方法<sup>[5]</sup>。

在不考虑信标运动及卫星轨道误差的情况下,利用高程约束条件定位精度可以达到米级。

若延长测量弧段,增加数据采样率,则不利用约束条件,多数情况下计算也会成功,但相比于利用约束条件而言,定位精度要低。

如果信标是运动的,则对定位结果将产生较大



(上接第 25 页)

作为我国首次交会对接任务的追踪飞行器,“神舟”八号飞船的主要使命是与目标飞行器“天宫”一号实施对接,为我国今后空间站的建设奠定技术基础。尽管此次“神舟”八号飞船没有载人,但却是完全按照“载人标准”来打造的一艘飞船。“神舟”八号飞船采用三舱布局,轨道舱在前,返回舱居中,推进舱在后。对接机构安装在轨道舱前端,用于与空间试验室系统对接。有实现自主飞行 5 天、停靠飞行 180 天的能力。

发射“神舟”八号的“长征”二号 F 火箭由中国运载火箭技术研究院抓总研制。这是长征系列运载火箭的第 149 次飞行。该火箭是在“长征”二号 F 一期火箭的基础上,为适应发射运输飞船任务而改进研制的。最大的技术改进点是迭代制导和“零窗口”发射。这是迭代制导技术首次应用于火箭飞行中,能够更好地提高入轨精度;“零窗口”发射能确保“神舟”八号与“天宫”实现精准对接。

在“天宫”一号和“神舟”八号交会对接任务中,为了实现航天器安全运行,对空间碎片的监测预警以及必要时开展的规避首次正式纳入测控系统。为了防止空间碎片伤害,“天宫”一号带有防护板,包括其 2~3 cm 的金属外壳,可以阻挡一些微小碎片的撞击。在针对空间碎片的监测预警中,引入碰撞概率的概念,以精确计算空间碎片出现的可能性,这也是监测和预警的依据。这种对空间碎片的监测预警、碰撞规避活动,以后将成为我国载人航天活动中的一个常态化内容。

影响,按照算例中的系统噪声大小,定位结果大约由原先的米级上升到百米级。

卫星的轨道误差也将引起定位较大的误差,按照算例中的误差而言,一般将引起几十米到百米量级的定位误差。

以上分析,对于我国拟展开的相关浮标定位研究有一定的参考意义,由于未考虑对流层与电离层对多普勒频率测量的影响,因而分析结果可能与实际情况有一定差异,将在以后的工作中展开进一步的研究。

### 参考文献

- [ 1 ] Higuchi H, Pierre J P. Satellite Traking and Avian Conservation in Asia[J]. Landscape Ecol Eng, 2005,1(1): 33-42
- [ 2 ] Aksnes K, Andersen P H, Huagen E. A Precise Multipass Method for Satellite Doppler Positioning[J]. Celestia Mechanics, 1988,44(4):317-338
- [ 3 ] Kakihara T, Segawa J. Postioning Accuracy of Data Collection Platform through the Translocation and Orbit Correction Method[J]. Journal of the Oceanographical Society of Japan, 1989, 45(1): 1-10
- [ 4 ] 张少永,林玉池,熊焰. Argos 卫星发射平台研究与 Argos 通讯系统应用[J]. 海洋技术, 2005, 24(1): 25-28 (Zhang Shaoyong, Lin Yuchi, Xiong Yan. Study on Argos Transmitter Termianl and Its Applications[J]. Ocean Technology, 2005, 24(1): 25-28)
- [ 5 ] 刘利生. 外测数据事后处理[M]. 北京:国防工业出版社, 2000:28-29 (Liu Lisheng. Post-Flight Data Processing of Trajectory Measurement[M]. Beijing: National Defence Industry Press,2000:28-29)