

引用格式:Diao Ninghui, Sun Congrong, Cui Qian, *et al.* Geolocation and Error Analysis of RFSCAT Microwave Scatterometer Data[J]. Remote Sensing Technology and Application, 2015, 30(3): 518-526. [刁宁辉, 孙从容, 崔倩, 等. RFSCAT 散射计数据地理定位与误差分析[J]. 遥感技术与应用, 2015, 30(3): 518-526.]  
doi:10.11873/j.issn.1004-0323.2015.3.0518

# RFSCAT 散射计数据地理定位与误差分析

刁宁辉<sup>1</sup>, 孙从容<sup>1</sup>, 崔倩<sup>2</sup>, 吴奎桥<sup>1</sup>, 张为良<sup>1</sup>, 郝轶萌<sup>1</sup>

(1. 国家卫星海洋应用中心, 北京 100081;

2. 中国科学院遥感与数字地球研究所, 北京 100101)

**摘要:**星载微波散射计是目前唯一能够同时测量海面风速和风向的传感器,在海洋科学研究中发挥着重要作用。散射计获取的地物后向散射只有经过地理定位才能得到包含地物位置信息的有效物理量。因此,散射计地理定位是数据预处理的重要组成部分,与遥感数据的质量密切相关。扇形波束旋转扫描散射计具备扇形固定波束散射计和笔形波束旋转扫描散射计的优势,目前还没有实现在轨运行。基于其工作方式的特殊性,详细分析了该散射计的扫描方式,给出了一种适用于该散射计的地理定位方法,得到了最终的定位结果。然后分析了影响定位结果的误差源,讨论了卫星姿态对于定位结果的影响情况,最终利用 HY-2 卫星产品评价了该地理定位算法的相对精度指标。

**关键词:**RFSCAT;地理定位;姿态误差;定位误差分析

**中图分类号:**TP 751.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1004-0323(2015)03-0518-09

## 1 引言

1978年6月,美国 SEASAT 卫星发射成功,搭载的 SASS(Seasat-A Scatterometer System)证明了利用散射计测量海面风场的可行性。自此,各国相继研制了多个散射计系统,为海洋动力系统、热带风暴、海洋环流和气旋等海洋科学的研究提供了大量有价值的科学数据<sup>[1]</sup>。最具代表性的是欧空局(ESA, European Space Agency)和美国航空航天局(NASA, National Aeronautics Space Administration)研究的散射计系列,两者独树一帜。欧空局 ERS-1/2 卫星上搭载的先进微波设备(AMI, Active Microwave Instrument)和 METOP 卫星搭载的先进散射计(ASCAT, Advanced SCATterometer)的工作波段均为 C 波段(5.3 GHz),采用多副固定扇形波束天线通过卫星运动实现对地扫描,前者的空间分辨率为 50 km,后者为 25 km。NASA 最初的 NSCAT(NASA Scatterometer)也采用了固定扇形

波束天线,但工作波段为 Ku 波段(14.0 GHz),空间分辨率为 25 km。在 NSCAT 出现故障之后, NASA 研制了一种新型的笔形波束圆锥扫描散射计 SeaWinds,先后搭载在 NASA 的 QuikSCAT 卫星和日本宇宙开发事业集团(NASDA, National Space Development Agency of Japan)的 ADEOS-II(Advanced Earth Observing Satellite-II)卫星上。SeaWinds 同样采用了 Ku 波段(13.4 GHz)的设计,空间分辨率为 25 km,如果牺牲一定的测量精度,分辨率能提升到 12.5 km<sup>[2]</sup>。SeaWinds 散射计的优势是避免天线的安装难度与展开的不可预见性,实现了宽刈幅覆盖,提高了单日全球覆盖率,避免了星下点盲区,增加了地面点的观测次数,有利于风场反演中风向模糊解的去除。

我国的散射计研究起步较晚,2002年12月,我国第一个多模态微波遥感器(M3RS)由 SZ-4 送入太空。在轨期间获得了大量的主动和被动微波遥感数据,为我国航天微波遥感技术的发展积累了宝贵

收稿日期:2015-11-17;修订日期:2015-03-25

基金项目:航天关键技术预先研究项目“散射计数据定位算法研究”资助。

作者简介:刁宁辉(1986—),男,山东海阳人,助理研究员,主要从事散射计预处理研究。E-mail:diaoninghui@mail.nsoas.org.cn。

通讯作者:孙从容(1968—),女,安徽合肥人,研究员,主要从事卫星数据接收、预处理及海洋遥感应用研究。E-mail:suncr@mail.nsoas.org.cn。

的数据和经验<sup>[1]</sup>,同时为我国后续搭载在海洋二号(HY-2A)卫星上的散射计研究打下了基础。2011 年 8 月,我国自行研制的 HY-2A 卫星发射升空,填补了我国星载微波散射计的空白。该散射计采用双点笔形波束体制,工作波段为 Ku 波段(13.256 GHz),空间分辨率为 25 km。天线采用抛物反射面天线,产生两个点波束,其中内波束水平极化,外波束垂直极化。通过 360°旋转实现对同一分辨单元 4 次不同方位角以及宽刈幅测量<sup>[3]</sup>。迄今为止,该散射计在轨运行良好,获取了大量的海洋科学数据,为我国的海洋事业做出了巨大贡献。

本文所研究的是由 ESA 和皇家荷兰气象研究协会(KNMI,Royal Netherlands Meteorological Institute)提出的扇形波束旋转扫描散射计(RFSCAT, Rotating Range-gated Fanbeam Scatterometer)<sup>[4]</sup>,该散射计采用一种全新的工作模式,结合了固定扇形波束和笔形波束圆锥扫描散射计的特点,它有非常大的刈幅,满足短时间内全球覆盖的要求<sup>[5]</sup>。扇形波束旋转扫描体制实现了低转速、宽刈幅条件下的重复覆盖,避免了星下点盲区和多个天线的展开要求,保证了天线的寿命,并且不同方位角的多次观测能有效提高其风场的反演精度<sup>[6]</sup>。

## 2 RFSCAT 散射计工作特点

### 2.1 微波散射计扫描几何

RFSCAT 散射计的轨道高度约 500 km,为太阳同步轨道,绕地球旋转一圈的时间约为 90 min,采用的工作波段为 Ku 波段,入射角介于 18°和 50°之间。该散射计的扫描波束是一个窄长的扇形波束,天线绕中心轴缓慢旋转,波束照射的足迹由于圆锥扫描在海洋表面形成一个圆环状的探测区域<sup>[6]</sup>。扫描几何如图 1。地球的平均半径取 6 371 km,可以得出星下点平均速度为 7 km/s 左右。根据上述散射计参数绘制的地面足迹如图 2 所示。

### 2.2 微波散射计性能指标

微波散射计的回波强度与海面上的表面张重力波(Bragg 散射)的力波与振幅成正比,而这些波又与海面附近的风速有关,所以,后向散射系数与风速的正相关;由于风向对后向散射系数的调制作用,因此,在不同的方向角上测量雷达后向散射系数可以确定风向。海面风场的测量原理要求散射计能够进行多入射方位角后向散射系数的测量,开展散射计后向散射系数的地理定位方法研究为提高海面风场的定位精度打下了基础<sup>[8]</sup>。

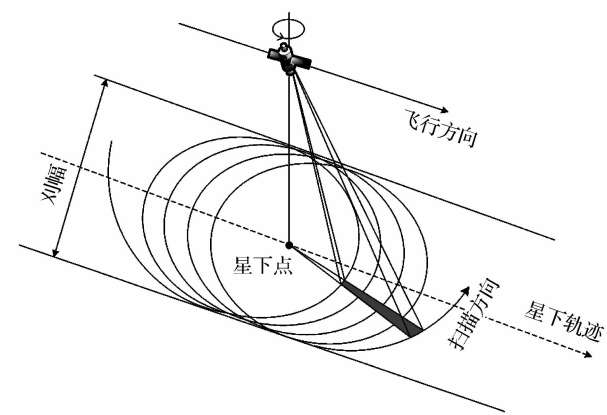


图 1 RFSCAT 散射计扫描几何示意图<sup>[7]</sup>

Fig. 1 Diagram of RFSCAT scatterometer scanning geometry<sup>[7]</sup>

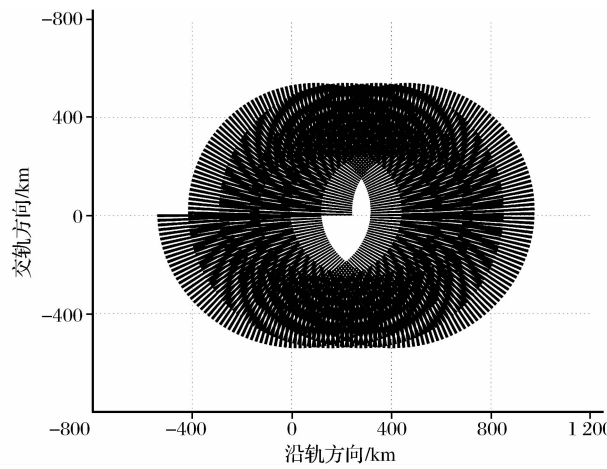


图 2 天线地面扫描足迹

Fig. 2 Ground scanning footprint of antenna

为满足散射计的观测要求,性能指标设置如表 1 所示:

表 1 RFSCAT 微波散射计主要性能指标  
Table 1 Main performance indices of RFSCAT microwave scatterometer

参数	技术指标
工作频率/GHz	13.26
观测刈幅/km	>1 000
地面分辨率/km	50
后向散射系数测量精度/dB	0.5
风速测量范围/ $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$	5~24
风速反演精度/ $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$	$\pm 2$ 或 10%
风向测量范围/ $^{\circ}$	0~360
风向测量精度/ $^{\circ}$	$\pm 20$

## 3 坐标系统及其转换

### 3.1 坐标系统定义

进行 RFSCAT 散射计数据的地理定位,主要用

6 个坐标系,分别为仪器坐标系、星体坐标系、局部坐标系、地心旋转坐标系、地心惯性坐标系和大地坐标系。各个坐标系的定义如图 3 所示。

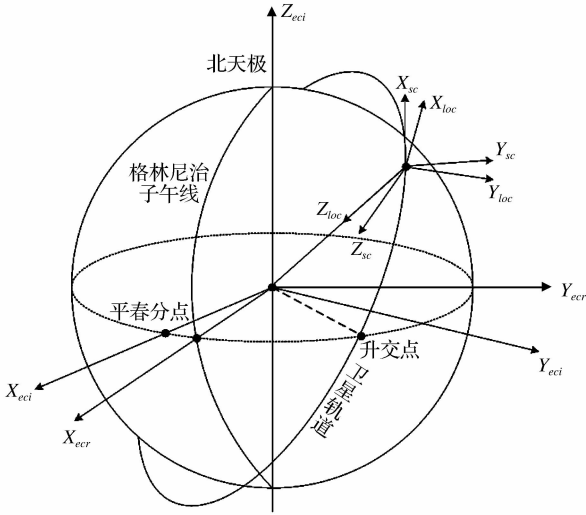


图 3 坐标系定义示意图

Fig. 3 Diagram of coordinate system definition

### 3.1.1 仪器坐标系

该坐标系的原点为仪器的质心, $X_{inst}$  轴与卫星的滚动轴同向, $Y_{inst}$  轴与卫星的俯仰轴方向一致, $Z_{inst}$  轴与卫星的偏航轴同向,属于右手系。

### 3.1.2 星体坐标系

星体坐标系的原点为卫星质心,3 个坐标轴与卫星的滚动轴、俯仰轴和偏航轴有关,确切的方向是由卫星的姿态控制系统确定<sup>[1]</sup>。 $X_{sc}$  轴指向卫星的正前方, $Z_{sc}$  轴指向卫星的天底方向,与  $Y_{sc}$  轴组成右手系。

在发射前的测试中,将测量星体坐标系和仪器坐标系之间的关系<sup>[9]</sup>。

### 3.1.3 局部坐标系

局部坐标系的原点是卫星质心, $Z_{loc}$  轴指向地心, $Y_{loc}$  轴垂直于  $Z_{loc}$  轴与速度矢量组成的平面, $X_{loc}$

$$T_{loc/sc} = \begin{bmatrix} \cos Y & -\sin Y & 0 \\ \sin Y & \cos Y & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos R & -\sin R \\ 0 & \sin R & \cos R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos P & 0 & \sin P \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin P & 0 & \cos P \end{bmatrix} \quad (2)$$

### 3.2.3 局部坐标系到地心旋转坐标系

要实现两者之间的变换,首先要计算得到局部坐标系的 3 个坐标轴在地心旋转坐标系中的单位矢量<sup>[12]</sup>。

$Z_{loc}$  轴、 $Y_{loc}$  轴和  $X_{loc}$  轴在地心旋转坐标系中的单位矢量分别为:

轴是该坐标系的右手系方向。如果卫星轨道椭圆的偏心率为 0, $X_{loc}$  轴方向将与卫星的速度方向一致。

### 3.1.4 地心旋转坐标系

地心旋转坐标系即地固坐标系,原点与地球质心重合, $Z_{ecr}$  轴指向地球北极, $X_{ecr}$  轴指向地球赤道圈与格林尼治子午圈的交点, $Y_{ecr}$  轴指向该坐标系的右手系方向。

### 3.1.5 地心惯性坐标系

平时所用的地心惯性坐标系主要是指 J2000.0 平天球坐标系, $X_{eci}$  轴指向历元时刻的平春分点, $Z_{eci}$  轴指向历元时刻的平极, $Y_{eci}$  轴在历元时刻的平赤道内,成右手系<sup>[10]</sup>。

### 3.1.6 大地坐标系

大地坐标系是建立在地球参考椭球面上的坐标系。大地经度  $L$  是过该点的子午面与起始大地子午面的夹角,大地纬度  $B$  是过该点的椭球法线与平赤道面的夹角,大地高度  $H$  为该点沿椭球法线到椭球面的距离。

## 3.2 坐标系转换

### 3.2.1 仪器坐标系到星体坐标系

仪器坐标系到星体坐标系的转换矩阵  $T_{sc/inst}$  是一个仿射变换矩阵,它是由仪器的安装矩阵确定的。在卫星发射之前和卫星运行过程中都会对其进行测量,这里暂且用单位矩阵表示<sup>[11]</sup>。

$$T_{sc/inst} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

### 3.2.2 星体坐标系到局部坐标系

星体坐标系到轨道坐标系的转换是由与卫星姿态有关的三维旋转矩阵实现的。卫星在运动过程中的俯仰(pitch)、滚动(roll)和偏航(yaw)3 个角度是随时间变化的,因此该坐标系的转换矩阵也是随时间变化的。转换矩阵为:

$$\begin{aligned} \mathbf{z} &= -\mathbf{r}/r \\ \mathbf{y} &= \mathbf{z} \times \mathbf{v}/v \\ \mathbf{x} &= \mathbf{y} \times \mathbf{z} \end{aligned} \quad (3)$$

因此,局部坐标系到地心旋转坐标系的矩阵为:

$$T_{ecr/loc} = \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & z_1 \\ x_2 & y_2 & z_2 \\ x_3 & y_3 & z_3 \end{bmatrix} \quad (4)$$

3.2.4 地心旋转坐标系到大地坐标系

实现这两个坐标系的转换常采用迭代法<sup>[8]</sup>。

$$lon = \arctan\left(\frac{y_{er}}{x_{er}}\right)$$
$$lat = \arctan\left(\frac{z_{er}}{\sqrt{x_{er}^2 + y_{er}^2}} (1 - d)^{-1}\right) \quad (5)$$
$$h = \sqrt{x_{er}^2 + y_{er}^2} / \cos(lat) - N$$

其中: $d = Ne^2 / (N + h)$ ,  $N = a_e (1 - e^2 \sin^2(lat))^{-1/2}$ ,  $e^2 = 2\alpha - \alpha^2$ ,  $N$  为卯西圈曲率半径;  $a_e$  为地球椭球体的长半径, 取值为 6 378. 140 km;  $\alpha$  为地球扁率, 取值为 1/298. 257;  $e$  为地球偏心率。

其迭代次序是:

$d \rightarrow lat \rightarrow N \rightarrow lon \rightarrow d \rightarrow \cdots$ , 第一次迭代时取  $d = 0$ , 迭代至  $|lat_n - lat_{n-1}| \leq \epsilon_1 = 10^{-4}(s)$ ,  $|h_n - h_{n-1}| \leq \epsilon_2 = 10^{-3}(m)$  为止。

3.2.5 地心惯性坐标系到地心旋转坐标系

这两个坐标系的转换不仅与地球的自转有关, 还与岁差、章动和极移的影响有关。转换矩阵为这 4 个矩阵的乘积。

$$T_{er/er} = EDNP \quad (6)$$

岁差矩阵为:

$$P = R(Z, -z_A)R(Y, \theta_A)R(Z, -\zeta_A) \quad (7)$$

章动矩阵为:

$$N = R(X, -\epsilon)R(Z, -\Delta\phi)R(X, \epsilon_A) \quad (8)$$

地球自转修正矩阵为:

$$D = R(Z, -S_G) \quad (9)$$

极移矩阵为:

$$E = R(Y, -x_p)R(X, -y_p) \quad (10)$$

其中: $z_A, \zeta_A, \theta_A$  为赤道岁差角,  $\epsilon$  为黄赤交角,  $\Delta\phi$  为黄经章动角,  $\epsilon_A$  为平黄赤交角,  $S_G$  是格林尼治真恒星时,  $x_p$  和  $y_p$  就是极移两分量(量级不超过 0. 3'')。

需要说明的是旋转矩阵  $R$  中的第一个参数是要绕其旋转的坐标轴, 第二个参数是要绕坐标轴逆时针旋转的角度。这里仅给出坐标转换的矩阵, 矩阵中每个参数的具体计算方法请参考有关文献。

4 散射计数据地理定位算法

地理定位就是利用卫星的位置矢量和天线观测矢量计算地面观测点目标经纬度坐标的过程。由于本文所研究散射计还处于预研阶段, 因此定位算法中用到的相关参数均为仿真数据。

4.1 卫星位置矢量计算

为了满足地理定位的需要, 利用表 2 中的轨道

参数, 结合 SGP4 轨道模型仿真得到 J2000. 0 地心惯性系中的坐标, 卫星轨道起始时间为 2011 年 11 月 20 日世界时 17:00:10~18:36:24, 坐标计算的时间间隔为 1 s。

表 2 散射计轨道参数

Table 2 Scatterometer track parameters

参数名	参数描述
轨道高度/km	500
半长轴/km	6 871
偏心率	0
轨道倾角/°	97.5
轨道周期/min	90

利用地心惯性系到地心旋转坐标系转换矩阵  $T_{er/er}$  对卫星的位置矢量进行坐标转换, 得到其在地心旋转坐标系中的坐标, 用矩阵  $S$  表示。将卫星在地心旋转坐标系中的坐标转换到大地坐标系中, 最终得到的仿真结果如图 4 所示。

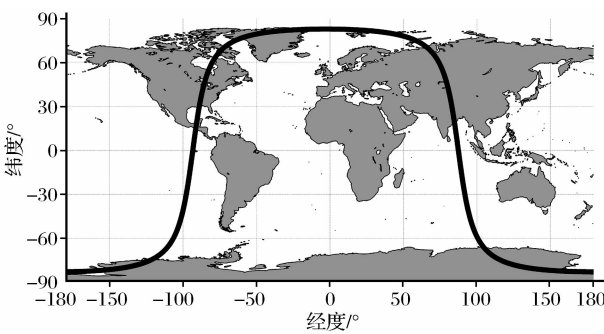


图 4 卫星轨道仿真结果图  
Fig. 4 Result figure of satellite orbit simulation

4.2 散射计观测矢量计算

由于 RFSCAT 的波束是一个窄长的扇形, 所以其天线视角是连续变化的。考虑定位的需要, 首先计算每个面元中心到星下点的距离, 将扫描波束沿距离向分成 10 块, 然后反算每个面元中心所对应的天线视角  $\theta$ 。假定一个起始方位角, 利用脉冲重复频率和天线旋转速率计算得到脉冲时间所对应的天线方位角  $\varphi$ , 计算某时刻  $t$  的天线方位角公式为:

$$\varphi = \varphi_0 + \omega t \quad (1)$$

其中: $\varphi_0$  为起始天线方位角,  $\omega$  为天线旋转速率。

对于散射计来说, 传感器的观测矢量就是天线脉冲的最大增益方向。如图 5, 将星体坐标系中的单位矢量  $i(0, 0, 1)$  先绕  $y$  轴逆时针旋转一个天线视角  $\theta$ , 然后绕  $z$  轴逆时针旋转一个天线方位角  $\varphi$ , 可以得到单位视矢量  $W$ 。

$$W = (i \cdot R(Y, \theta)R(Z, \varphi))^T = R(Z, \varphi)^T R(Y, \theta)^T \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} W_x \\ W_y \\ W_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\varphi & \sin\varphi & 0 \\ -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} W_x &= \cos\varphi\sin\theta \\ W_y &= \sin\varphi\sin\theta \\ W_z &= \cos\theta \end{aligned} \quad (14)$$

将星体坐标系中的单位视矢量  $W$  转换到地心旋转坐标系中,得到单位矢量  $D'$ ,其旋转矩阵为  $T_{ecr/sc} = T_{ecr/loc} T_{loc/sc}$ 。如果卫星不存在姿态偏差,即俯仰角、滚动角和偏航角为 0,星体坐标系和局部坐标系重合,  $T_{loc/sc}$  就变成一个单位矩阵。

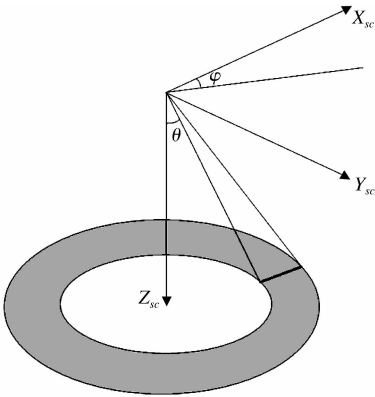


图 5 天线观测矢量示意图  
Fig. 5 Diagram of antenna observation vector

4.3 目标点经纬度计算

至此已经求出地心旋转坐标系下的卫星位置矢量  $S$  和散射计单位观测矢量  $D'$ ,如果再求得观测矢量的长度  $d$ ,就可以得到观测矢量  $D$ ,那么根据图 6 所示的几何关系就可以解算出目标点的位置  $G$ 。

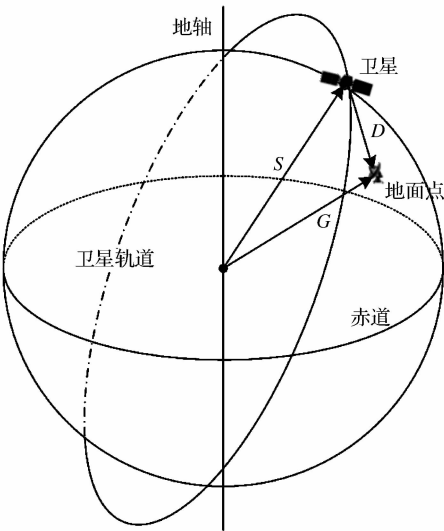


图 6 散射计地理定位原理示意图  
Fig. 6 Principle diagram of scatterometer geolocation

根据卫星的位置矢量  $S$ 、天线观测矢量  $D$  和观测目标点的位置矢量  $G$  之间的几何关系可以得出:  $S + D = G$ ,即:

$$S + d \cdot D' = G \quad (15)$$

式中存在两个未知数,必须再建立一个方程,先求出斜距  $d$ ,才能得到最终的结果。

建立椭球方程,将待求点  $G$  代入:

$$G_x^2 + G_y^2 + \frac{G_z^2}{(1 - e^2)} = a^2 \quad (16)$$

其中:  $a$  为地球的半长轴,  $e$  为地球偏心率。

将式(15)展开:

$$\begin{aligned} S_x + d \cdot D'_x &= G_x \\ S_y + d \cdot D'_y &= G_y \\ S_z + d \cdot D'_z &= G_z \end{aligned} \quad (17)$$

将式(17)代入式(16)中:

$$\begin{aligned} (S_x + d \cdot D'_x)^2 + (S_y + d \cdot D'_y)^2 + \\ \frac{(S_z + d \cdot D'_z)^2}{(1 - e^2)} = a^2 \end{aligned} \quad (18)$$

将上式展开整理可得:

$$A \cdot d^2 + B \cdot d + C = 0 \quad (19)$$

其中:

$$\begin{aligned} A &= D_x'^2 + D_y'^2 + D_z'^2 / (1 - e^2) \\ B &= 2S_x \cdot D'_x + 2S_y \cdot D'_y + 2S_z \cdot D'_z / (1 - e^2) \\ C &= S_x^2 + S_y^2 + S_z^2 / (1 - e^2) - a^2 \end{aligned} \quad (20)$$

$$d = \frac{-B \pm \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A} \quad (21)$$

解一元二次方程(19),取斜距的两个根中较小的一个,因为这个根是观测矢量与地球近端的交点。将  $d$  代入式(17)中便得到地心旋转坐标系中目标观测点的坐标  $G$ 。

下一步计算出目标点的经纬度坐标,考虑地球扁率的影响,则公式为:

$$\begin{aligned} lat &= \arctan\left(\frac{G_z}{(1 - f)^2 (G_x^2 + G_y^2)^{1/2}}\right) \\ lon &= \arctan\left(\frac{G_y}{G_x}\right) \end{aligned} \quad (22)$$

通过以上计算步骤就可以唯一确定天线视角为  $\theta$ 、天线方位角为  $\varphi$  处的目标观测点经纬度坐标。如果要确定整个扇形波束在各个方位处的坐标,只需利用上述算法多次计算即可。

5 定位结果与误差分析

运用以上方法对仿真得到的模拟数据进行定位,得到定位结果。由于没有产品数据和角反射器同步测量数据,定位精度的定量评价存在困难。首

先,分析影响定位精度的误差源,得到姿态控制精度对定位的影响规律,最后利用 HY-2 卫星散射计产品评价该算法的相对精度。

5.1 定位结果

由于是仿真模拟,假定散射计不存在姿态偏差,即散射计的俯仰、滚动和偏航角均为零。利用文中所描述的算法对模拟数据进行定位,结果如图 7 所示。

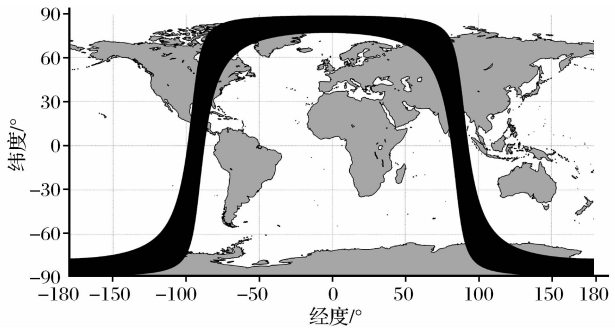


图 7 散射计数据地理定位结果图

Fig. 7 Result figure of scatterometer data geolocation

为了更直观地展示散射计的工作模式及定位结果,从定位结果中选出天线旋转一圈的定位点数据。由于天线的旋转速度较慢,每个脉冲的地面扫描足迹会有重叠。为了清楚地展示,这里选择每隔 20 个脉冲的地面定位点进行显示,如图 8 所示。

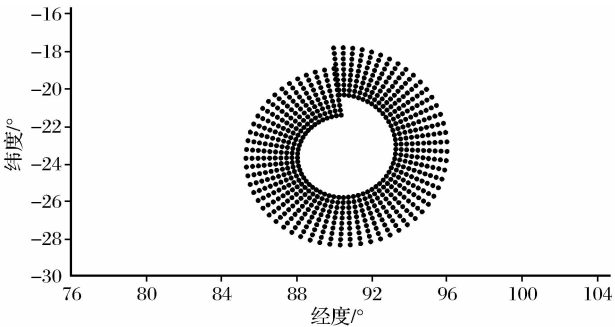


图 8 定位点数据结果图

Fig. 8 Results figure of geolocation point data

5.2 误差源及敏感性分析

经过分析,影响地理定位的误差源主要由 3 部分组成:由 GPS 测量精度引起的卫星位置误差、卫星姿态测量精度引起的姿态误差和仪器安装过程中造成的仪器安装偏差(仪器指向误差)。这些误差大体分为两类:静态误差和动态误差。静态误差是仪器测量过程中产生的未知的周期性的常数偏移量,不随时间变化,可以通过几何参数估计和算法校正对这些常数偏移量或者偏差进行校正<sup>[13]</sup>。动态误差是随时间变化的,不易用模型进行计算<sup>[14]</sup>。在这里只讨论卫星的姿态测量误差对定位

结果的影响规律。

卫星在轨运行过程中,姿态会有轻微的变化,变化的大小可以由星上的陀螺仪进行测量。在定位中,可以利用姿态校正矩阵对卫星的实时姿态进行纠正,提高定位精度。但是,姿态角的测量必然会在误差,这里主要讨论姿态测量精度误差对定位结果的影响。由于本散射计的工作方式是扇形波束旋转扫描,需要分别考虑定位结果在天线扫描方位向和扫描距离向随姿态测量误差的变化。

5.2.1 扫描方位向

在考虑天线扫描方位方向的变化情况时,需要固定一个相关因素,即假定天线视角为 45°。卫星的俯仰角、滚动角和偏航角测量误差为 0~0.2°。

从图 9 可以看出,轨道坐标系的 Z 轴是偏航轴(yaw),绕 Z 轴旋转会产生一个偏航角;Y 轴是俯仰轴(pitch),绕 Y 轴旋转会产生一个俯仰角;X 轴是滚动轴(roll),绕 X 轴旋转会产生一个滚动角。

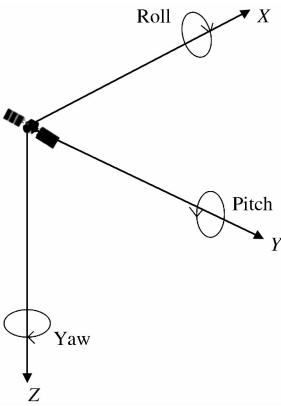


图 9 卫星姿态变化示意图

Fig. 9 Diagram of satellite attitude changes

从图 10 可以看出,在天线视角固定为 45°的情况下,定位误差与散射计的姿态测量误差近似呈线性递增关系。俯仰和滚动造成的定位误差随扫描方位角的变化呈现周期性的变化规律,而偏航造成的定位误差在扫描方位角维度上变化不大。偏航导致的定位误差大约俯仰、滚动造成的定位误差的一半。

假如同时存在卫星的俯仰角、滚动角和偏航角的测量误差,则它们对定位结果的影响程度如图 12(a)所示。从图中可以看出,定位误差随扫描方位角变化没有明显的规律性变化,但随姿态测量误差的变化呈大致线性的递增关系。

5.2.2 扫描距离向

讨论天线视角和姿态测量误差对定位误差的影响时,需固定天线扫描方位角。从图 11 可以看出,

地理定位误差无论随天线视角变化还是随姿态测量误差变化均呈现递增的趋势。俯仰角、滚动角和偏航角对定位结果的影响程度是不同的。滚动角导致的定位误差最大,俯仰角次之,偏航角最小;偏航角造成的定位误差大约是滚动角导致的定位误差的一半。

当卫星的 3 个姿态误差同时存在时,它们对定位结果的影响如图 12(b)。此时的定位误差比俯仰角、滚动角和偏航角单独存在时造成的定位误差要大,大约是滚动角造成的定位误差的两倍。定位误差随姿态测量误差和天线视角都是递增的。

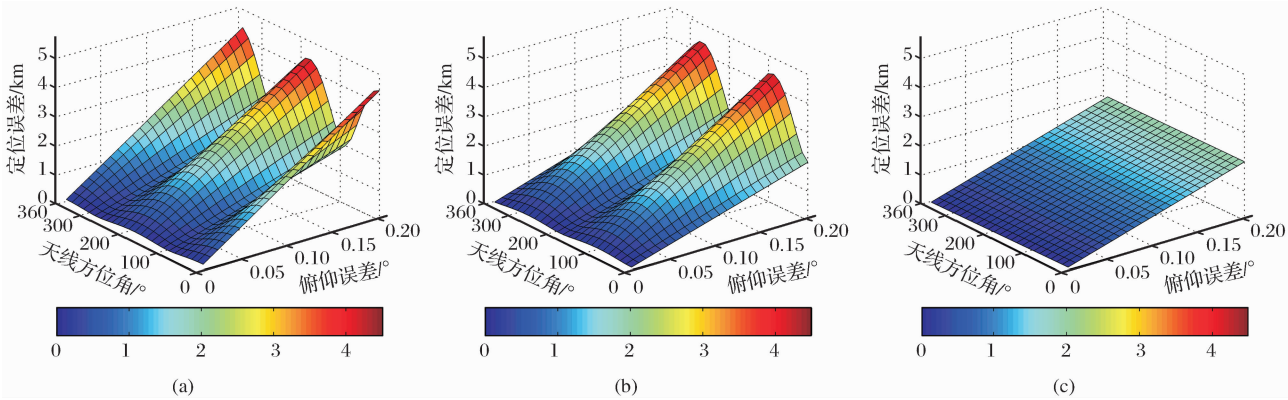


图 10 扫描方位方向上姿态误差对定位结果的影响  
Fig. 10 Influence of attitude error to geolocation results in azimuth direction

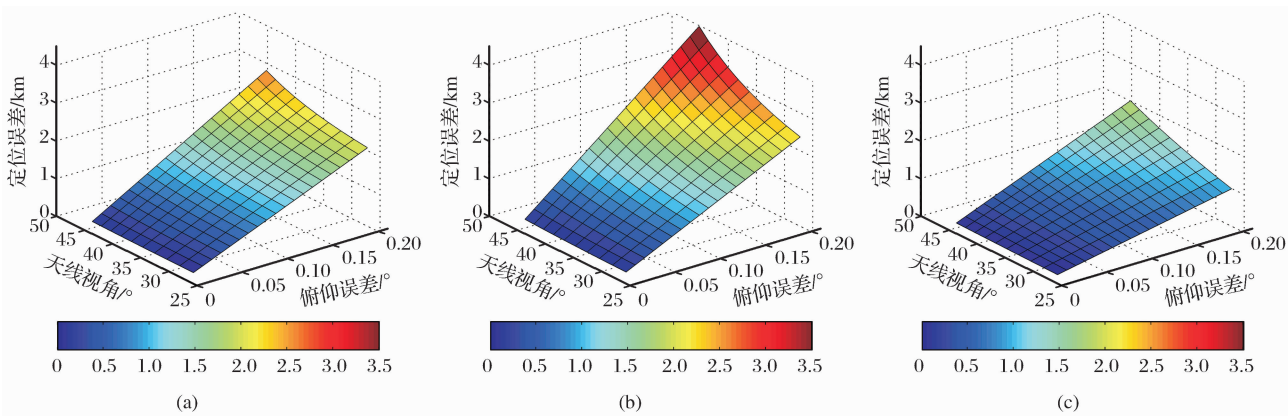


图 11 扫描距离方向上姿态误差对定位结果的影响  
Fig. 11 Influence of attitude error to geolocation results in distance direction

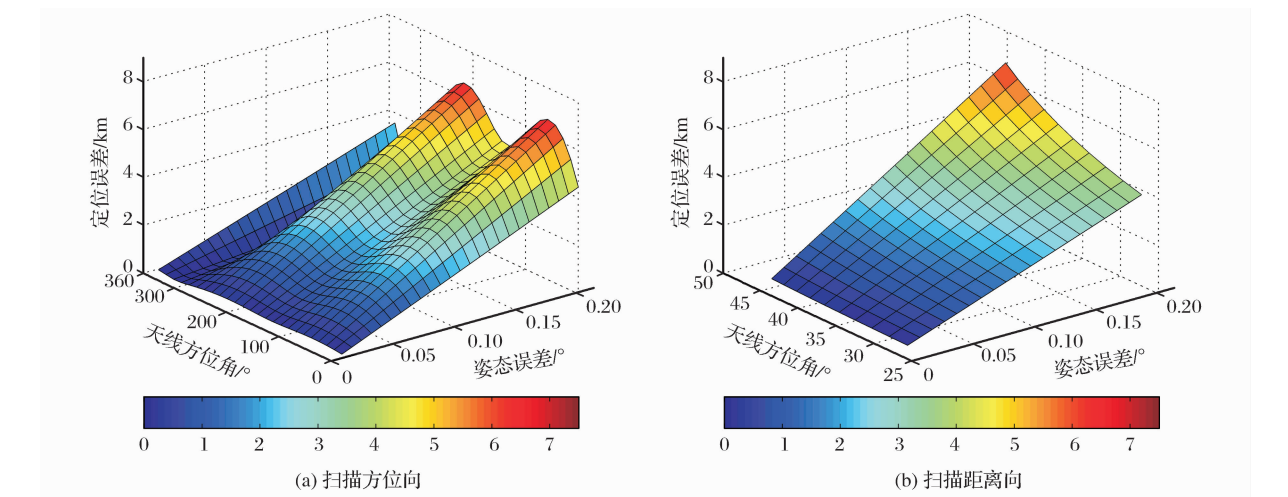


图 12 姿态误差对定位结果的影响  
Fig. 12 Influence of attitude error to geolocation results



### 5.3 精度分析

本文的扇形波束旋转扫描散射计尚处在研究阶段,定位算法的精度验证存在困难。考虑到其与 HY-2 卫星散射计工作方式存在一定的相似性,故对文中的定位算法稍作改动,对 HY-2 的散射计数据进行定位,定位结果如图 13 所示。将定位结果与 HY-2 散射计的 L1B 产品数据进行比较可知,该定位算法的相对精度约为 150 m。

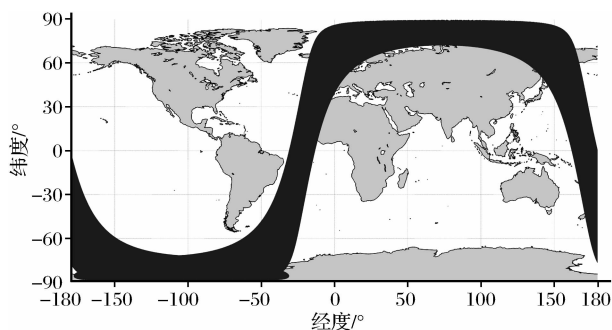


图 13 HY-2 散射计定位结果图

Fig. 13 HY-2 scatterometer geolocation result figure

## 6 结 语

星载微波散射计的应用日益广泛,对地理定位的精度提出了更高的要求。本文分析了扇形波束圆锥扫描散射计的几何扫描方式及性能指标,介绍了地理定位用到的坐标系及其转换方法。仿真得到了卫星星历和散射计的扫描方位角和天线视角等相关信息,实现了一种适用于该散射计工作方式的地理定位算法,得到了一些地理定位结果。之后研究了影响地理定位结果的误差源,重点对姿态角测量精度对定位结果的影响规律进行了分析。最后利用 HY-2 卫星散射计数据对定位算法的精度进行评价,相对精度约为 150 m。本论文的研究结果对于将来 RFSCAT 散射计的预处理具有一定的借鉴意义。

### 参考文献 (References):

- [1] Zhang Yi, Lin Mingsen, Jiang Xingwei. The Preprogress and Sigma0 Product of SZ-4 Scatterometer Mode [J]. Remote Sensing Technology and Application, 2009, 24(6): 801-805. [张毅, 林明森, 蒋兴伟. 神舟 4 号 (SZ-4) 多模态遥感器散射计数据预处理及 Sigma-0 数据显示 [J]. 遥感技术与应用, 2009, 24(6): 801-805.]
- [2] Tang W Q, Liu W T, Stiles B W. Evaluation of High-resolution Ocean Surface Vector Winds Measured by QuikSCAT Scatterometer in Coastal Region [J]. IEEE Transaction on Geosciences of Remote Sensing, 2004, 42(8): 1762-1769.
- [3] Lin Mingsen, Zhang Yi, Song Qingtao, *et al.* Application Study of the HY-2 Scatterometer on Monitoring Typhoon Events in the Northwest Pacific Ocean [J]. Engineering Sciences, 2014, 16(6): 46-53. [林明森, 张毅, 宋清涛, 等. HY-2 卫星微波散射计在西北太平洋台风监测中的应用研究 [J]. 中国工程科学, 2014, 16(6): 46-53.]
- [4] Lin C C, Rommen B, Wilson J J W, *et al.* An Analysis of a Rotating, Range-gated, Fanbeam Spaceborne Scatterometer Concept [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2000, 38(5): 2114-2122.
- [5] Lin Wenming, Dong Xiaolong. Wind Retrieval Simulation of a Rotating Range-Gated Fanbeam Scatterometer with Antennas of Different Gain Pattern [J]. Acta Electronica Sinica, 2009, 37(3): 494-499. [林文明, 董晓龙. 不同增益天线旋转扫描扇形波数散射计的风场反演仿真 [J]. 电子学报, 2009, 37(3): 494-499.]
- [6] Guo Yu, Zhang Hongtai, Ou Xiangrong. An Analysis of the Spaceborne RFSCAT Acquisition Numbers [J]. Space Electronic Technology, 2009, (2): 57-72. [郭语, 张洪涛, 欧祥荣. 星载 RFSCAT 观测数目分析 [J]. 空间电子技术, 2009, (2): 57-72.]
- [7] Lin C C, Stoffelen A, Kloe J D, *et al.* Wind Retrieval Capability of Rotating, Range-gated, Fanbeam Spaceborne Scatterometer [C]//Sensors, Systems, and Next Generation Satellites VI. Washington: SPIE, 2003: 268-279.
- [8] Zhang Yi, Lin Mingsen, Song Qingtao, *et al.* Research on the Preprocessing of HY-2A Spaceborne Scatterometer Data [J]. Engineering Sciences, 2013, 15(7): 62-67. [张毅, 林明森, 宋清涛, 等. 海洋二号卫星微波散射计数据预处理技术研究 [J]. 中国工程科学, 2013, 15(7): 62-67.]
- [9] Guan Min, Gu Songyan, Yang Zhongdong. Geolocation Method for FY-3 MWS Remote Sensing Image [J]. Remote Sensing Technology and Application, 2008, 23(6): 712-716. [关敏, 谷松岩, 杨忠东. 风云三号微波湿度计遥感图像地理定位方法 [J]. 遥感技术与应用, 2008, 23(6): 712-716.]
- [10] Zhang Yuxiang. Satellite Orbit Determination [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. [张玉祥. 人造卫星测轨方法 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.]
- [11] Nishihama M, Wolfe R, Solomon D, *et al.* MODIS Level 1A Earth Location: Algorithm Theoretical Basis Document Version 3.0 [R]. SDST-092, Lab. Terrestrial Phys. Greenbelt, MD: NASA Goddard Space Flight Center, 1997.
- [12] Dunbar R S, Hsiao S V, Kim Y J, *et al.* Science Algorithm Specification for SeaWinds on QuikSCAT SeaWinds on ADEOS-II [R]. Jet Propulsion Laboratory, 2001: 4-61.
- [13] Lu Wen, Yan Wei, Shi Jiankang, *et al.* A Geolocation Algorithm for Windsat [J]. Remote Sensing Technology and Application, 2010, 25(1): 126-131. [陆文, 严卫, 施健康, 等. 一种适用于 WindSat 的地理定位方法 [J]. 遥感技术与应用, 2010, 25(1): 126-131.]



[14] Byerly W P,Storey J C. Geolocation Visible/Infrared Imager/  
Radiometer Suite Algorithm Theoretical Basis Document

[M]. Raytheon Company Information Technology and Scien-  
tific Services,2002:23-43.

Geolocation and Error Analysis of RFSCAT  
Microwave Scatterometer Data

Diao Ninghui<sup>1</sup>,Sun Congrong<sup>1</sup>,Cui Qian<sup>2</sup>,Wu Kuiqiao,  
Zhang Weiliang<sup>1</sup>,Hao Yimeng<sup>1</sup>

(1. National Satellite Ocean Application Service,Beijing 100081,China;

2. Institute of Remote Sensing and Digital Earth Chinese Academy of Sciences,Beijing 100101,China)

**Abstract:**Spaceborne microwave scatterometer is the only sensor for directly measuring sea surface wind speed and wind direction at the same time,which plays an important role in marine scientific research. Ob-  
jects' backscatter coefficient can become valid physical quantity including position information by geoloca-  
tion,therefore,geolocation is an important part of scatterometer data preprocessing,and is closely related to  
the quality of remote sensing data. Rotating range-gated fanbeam Scatterometer is combined with advanta-  
ges of fixed fanbeam scatterometer and pencil beam rotating scanning scatterometer,which hasn't been in  
orbit. Based on the special working type,its scanning type was analyzed in detail,an appropriate geolocation  
method was proposed,geolocation results were calculated,afterwards error sources were analyzed,the sat-  
ellite attitude influences on geolocation results were discussed,finally the relative accuracy of geolocation  
was evaluated using HY-2 satellite data products.

**Key words:** RFSCAT;Geolocation;Attitude error;Geolocation error analysis