

分布式卫星 ATI-SAR 性能分析与基线估计

余 慧^{①②} 闫鸿慧^① 王岩飞^①

^①(中国科学院电子学研究所 北京 100190)

^②(中国科学院研究生院 北京 100039)

摘要: 在应用分布式卫星沿航迹干涉 SAR(ATI-SAR)进行对地运动目标检测(GMTI)时,基线测量精度对系统测速性能有着重要影响。针对此问题,该文分析了分布式卫星群的实际轨道情况,推导了考虑基线空间构型随时间不断变化时的基线测量误差与系统的地面运动目标测速误差间的关系,提出了一种可对基线进行高精度估计从而提高测速性能的方法。计算机仿真实验证实了文中所提出方法的有效性与准确性。

关键词: 分布式卫星; 沿航迹干涉; 误差分析; 基线估计

中图分类号: TN958

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2009)06-1301-04

Performance Analysis and Baseline Estimation for Distributed-Satellite ATI-SAR Systems

Yu Hui^{①②} Yan Hong-hui^① Wang Yan-fei^①

^①(Institute of Electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

^②(Graduate University of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

Abstract: In the application of distributed-satellite Along-Track Interferometry SAR (ATI-SAR) for Ground Moving Target Indication (GMTI), measurement error of baseline will affect the system's GMTI performance. This paper analyzes the satellite cluster's actual flying tracks, establishes the velocity-error model caused by baseline-measurement error considering the baseline's time-variety, proposes a novel method to measure baseline accurately and obtain perfect performance of system's GMTI. Finally, the simulation experimental results prove the conclusion proposed.

Key words: Distributed-satellite; Along-Track Interferometry (ATI); Error analysis; Baseline estimation

1 引言

利用分布式卫星 SAR 的沿航迹干涉工作模式可完成洋流观测、对地运动目标检测(GMTI)等^[1-3]。目前,这一应用模式已受到了国内外学者的广泛关注。在这种工作模式中,基线的测量精度对系统的测速性能影响重大,很多文献对此进行了深入分析^[4-6]。这些文献中大多是假定空间基线在干涉处理过程中保持恒定的条件下完成。然而在实际的星群运行中,星群在绕地球公转的同时还存在着绕星群中心的自转运动,这就导致干涉基线空间结构的随时间变化。针对此问题,本文建立了星群的实际轨道运行模型,研究了这种模型下的基线测量精度对 ATI-SAR 系统测速性能的影响,提出了一种基于信号特征分解的高精度基线测量方法,并进行了计算机仿真实验研究,仿真结论验证了这种方法的有效性。同时,通过仿真可看出,对目前广泛研究的机载编队 INSAR 系统而言,系统测速精度对基线测量精度更敏感,而文中的高精度基线测量方法同样适应。

2 测速误差分析

2.1 空间几何关系

分布式卫星干涉 SAR 空间几何构型如图 1 所示。在描述卫星群绕飞运动的惯性坐标系中:原点为星群中心, X 轴指向远离地球中心的径向, Y 轴沿星群运动方向, Z 轴垂直于星群轨道平面,构成右手坐标系。假设星群中心绕地轨迹为圆轨道,伴随卫星绕地轨迹为小偏心率的近圆轨道,星群中心与伴随卫星轨道周期相同。伴随卫星相对星群中心的运动轨迹为椭圆轨道,长半轴是短半轴的 2 倍,各卫星绕地轨迹在同一平面内,绕飞轨道平面与地平面垂直。这种情况下,系统基本不必消耗燃料而保持被动稳定编队飞行^[7]。利用 Hill 方程分析相对轨道,则这种情况下绕飞轨道方程为^[7]

$$\left. \begin{aligned} X &= A \sin(ut + \phi) \\ Y &= 2A \cos(ut + \phi) \\ Z &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中 $w = \sqrt{\mu/(\alpha^3)}$ 为轨道角速度, μ 为地球引力常量, α 为星群中心绕地轨道半径。

为满足任意时刻都能形成较长沿航迹基线,星群必须至

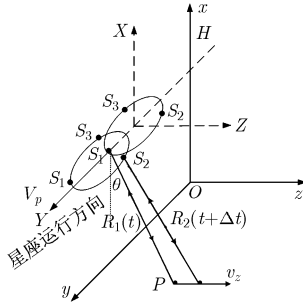


图1 分布式卫星干涉 SAR 空间几何构型

少由 3 颗卫星构成。文中假定星群由 3 颗卫星构成，忽略地球曲面效应。星群中心高度为 H ，对地运行速度为 V_p 。地面有一运动点目标 P ，径向速度为 v_r 。作简单考虑，假设 P 只存在垂直于星群航迹方向的速度。

2.2 基线测量精度对测速精度的影响

文中以卫星对 S_1 和 S_2 的回波信号作干涉处理分析。假定形成最长沿航迹基线的时刻作为干涉处理起始时刻 $t = 0$ ，如图 1 所示。此时，点目标的地面坐标为 (y_0, z_0) ， S_1 ， S_2 在惯性坐标系中的坐标分别为 $(X_1, Y_1) = (0, 2A)$ 和 $(X_2, Y_2) = (-\sqrt{3}/2)A, -A)$ ，沿航迹基线长和垂直航迹基线长分别为 B_{al} 和 B_{cs} ：

$$\left. \begin{aligned} B_{al} &= 2\sqrt{3}A|\sin(\omega t + 60^\circ)| = 3A \\ B_{cs} &= \sqrt{3}A|\cos(\omega t + 60^\circ)| = (\sqrt{3}/2)A \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

排列在前的卫星 S_1 作正侧视接收回波，在 $x-y$ 平面内的坐标为 (H, y_0) ，与目标 P 的距离为 $R_1(t) = \sqrt{H^2 + z_0^2}$ 。

令 $\Delta t = B_{al}/V_p$ ，经过时间 Δt 后，排列在后的卫星 S_2 接收目标回波。此时， S_1 ， S_2 在惯性坐标系中的坐标分别为 $(X'_1, Y'_1) = (A \sin(\omega \Delta t), 2A \cos(\omega \Delta t))$

$$(X'_2, Y'_2) = (A \sin(\omega \Delta t - 120^\circ), 2A \cos(\omega \Delta t - 120^\circ))$$

而 S_2 在 $x-y$ 平面内的坐标为 $(H - X'_2, y_0 + Y'_2 - Y_2)$ ，与目标 P 的距离为 $R_2(t + \Delta t)$ 。

实际测得的干涉相位 $\Delta\phi$ 为

$$\Delta\phi = \frac{4\pi}{\lambda}(R_2(t + \Delta t) - R_1(t)) \quad (3)$$

当没有运动目标存在时，理论干涉相位应为零，而实际中， $\Delta\phi$ 并不为零。所以需对上式表示的干涉相位作修正。实测干涉相位可由两接收通道不一致导致的干涉相位 $\Delta\phi_1$ 和运动目标径向移位导致的干涉相位 $\Delta\phi'$ 两部分之和近似表示，即

$$\Delta\phi = \Delta\phi_1 + \Delta\phi' \quad (4)$$

显然，需要对前一部分干涉相位 $\Delta\phi_1$ 进行补偿。令 $R'_2(t + \Delta t)$ 为经过时间 Δt 后 S_2 到地面同一初始位置静止目标的距离，则

$$R'_2(t + \Delta t) = \sqrt{(H + X'_2)^2 + (Y'_2 - Y_2)^2 + z_0^2} \quad (5)$$

$$\Delta\phi_1 = \frac{4\pi}{\lambda}(R'_2(t + \Delta t) - R_1(t)) \quad (6)$$

$$\Delta\phi' = \frac{4\pi}{\lambda}v_r\Delta t = \frac{4\pi v_r B_{al}}{\lambda V_p} \quad (7)$$

$$v_r = \frac{\lambda V_p}{4\pi B_{al}}\Delta\phi' = \frac{\lambda V_p}{4\pi B_{al}}\Delta\phi - \frac{V_p}{B_{al}}[R'_2(t + \Delta t) - R_1(t)] \quad (8)$$

在时间段 Δt 内，卫星 S_2 在相对坐标系中的坐标位置变化为

$$\begin{aligned} \Delta X &= A \sin(0^\circ - 120^\circ) - A \sin(\omega \Delta t - 120^\circ) \\ &= A \sin(\omega \Delta t + 60^\circ) - (\sqrt{3}/2)A \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \Delta Y &= 2A \cos(\omega \Delta t - 120^\circ) - 2A \cos(0^\circ - 120^\circ) \\ &= -2A \cos(\omega \Delta t + 60^\circ) + A \end{aligned} \quad (10)$$

而

$$\begin{aligned} R'_2(t + \Delta t) &= \sqrt{(H - B_{cs} - \Delta X)^2 + \Delta Y^2 + z_0^2} \\ &= \sqrt{H^2 + z_0^2 + (B_{cs} + \Delta X)^2 - 2H(B_{cs} + \Delta X) + \Delta Y^2} \end{aligned} \quad (11)$$

由于 $H \gg B_{cs}$ ， $H \gg \Delta X$ ， $H \gg \Delta Y$ ，作近似如下：

$$\begin{aligned} R'_2(t + \Delta t) &\approx \sqrt{H^2 + z_0^2} + \frac{1}{2\sqrt{H^2 + z_0^2}} \\ &\quad \cdot [(B_{cs} + \Delta X)^2 - 2H(B_{cs} + \Delta X) + \Delta Y^2] \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} R'_2(t + \Delta t) - R_1(t) &\approx \frac{1}{2\sqrt{H^2 + z_0^2}} [(B_{cs} + \Delta X)^2 - 2H(B_{cs} + \Delta X) + \Delta Y^2] \end{aligned} \quad (13)$$

由于 $\omega \Delta t \approx 0^\circ$ ，所以 $\sin(\omega \Delta t) \approx \omega \Delta t$ ， $\cos(\omega \Delta t) \approx 1 - (1/2)(\omega \Delta t)^2$ 。从而导出：

$$\begin{aligned} \Delta X &\approx A \left[\frac{1}{2} \omega \Delta t - \frac{\sqrt{3}}{4} (\omega \Delta t)^2 \right] \\ &= A \left[\frac{1}{2} w \frac{B_{al}}{V_p} - \frac{\sqrt{3}}{4} \left(w \frac{B_{al}}{V_p} \right)^2 \right] \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \Delta Y &\approx A \left[\sqrt{3} w \Delta t + \frac{1}{2} (\omega \Delta t)^2 \right] \\ &= A \left[\sqrt{3} w \frac{B_{al}}{V_p} + \frac{1}{2} \left(w \frac{B_{al}}{V_p} \right)^2 \right] \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \frac{V_p}{B_{al}} [R'_2(t + \Delta t) - R_1(t)] &\approx \frac{1}{2\sqrt{H^2 + z_0^2}} \left\{ -\frac{\sqrt{3}}{3} H V_p + \left(\frac{1}{12} - \frac{Hw}{3} \right) B_{al} \right. \\ &\quad + \left(\frac{\sqrt{3}w}{18} + \frac{\sqrt{3}Hw^2}{6V_p} \right) B_{al}^2 + \frac{5w^2}{18V_p} B_{al}^3 + \frac{\sqrt{3}w^3}{12V_p^2} B_{al}^4 \\ &\quad \left. + \frac{7w^4}{144V_p^3} B_{al}^5 \right\} \end{aligned} \quad (16)$$

$$\begin{aligned} v_r &\approx \frac{\lambda V_p}{4\pi B_{al}} \Delta\phi - \frac{1}{2\sqrt{H^2 + z_0^2}} \left\{ -\frac{\sqrt{3}}{3} H V_p + \left(\frac{1}{12} - \frac{Hw}{3} \right) B_{al} \right. \\ &\quad \left. + \left(\frac{\sqrt{3}w}{18} + \frac{\sqrt{3}Hw^2}{6V_p} \right) B_{al}^2 + \frac{5w^2}{18V_p} B_{al}^3 + \frac{\sqrt{3}w^3}{12V_p^2} B_{al}^4 + \frac{7w^4}{144V_p^3} B_{al}^5 \right\} \end{aligned} \quad (17)$$

$$\partial v_r \approx \left\{ -\frac{\lambda V_p \Delta \phi}{4\pi B_{al}^2} - \frac{1}{2\sqrt{H^2 + z_0^2}} \left[\left(\frac{1}{12} - \frac{Hw}{3} \right) + \left(\frac{\sqrt{3}w}{9} + \frac{\sqrt{3}Hw^2}{3V_p} \right) \right. \right. \\ \left. \left. \cdot B_{al} + \frac{5w^2}{6V_p} B_{al}^2 + \frac{\sqrt{3}w^3}{3V_p^2} B_{al}^3 + \frac{35w^4}{144V_p^3} B_{al}^4 \right] \right\} \partial B_{al} \quad (18)$$

同理可导出:

$$\partial v_r \approx \left\{ -\frac{\sqrt{3}\lambda V_p \Delta \phi}{24\pi B_{cs}^2} - \frac{1}{2\sqrt{H^2 + z_0^2}} \left[\left(\frac{\sqrt{3}}{6} - \frac{2\sqrt{3}Hw}{3} \right) \right. \right. \\ \left. \left. + \left(\frac{4\sqrt{3}w}{3} + \frac{4\sqrt{3}Hw^2}{V_p} \right) B_{cs} + \frac{20\sqrt{3}w^2}{V_p} B_{cs}^2 \right. \right. \\ \left. \left. + \frac{48\sqrt{3}w^3}{V_p^2} B_{cs}^3 + \frac{70\sqrt{3}w^4}{V_p^3} B_{cs}^4 \right] \right\} \partial B_{cs} \quad (19)$$

3 基于特征分解的基线估计方法

在以下的分析中均假定已完成对回波数据的距离压缩和距离迁移校正。为简单考虑,假定基线倾角为 0。随慢时间 t 变化的采样方位角余弦用 $c(t)$ 表示,星间基线长用 B 表示,雷达到地面点目标距离由 $R(t)$ 表示,两路接收机的天线方向图分别由 A_1, A_2 表示。则两通道接收回波表示为

$$\left. \begin{aligned} s_1(t) &= A_1(c(t)) e^{-j\frac{2\pi}{\lambda} 2R(t)} \\ s_2(t) &= A_2(c(t)) e^{-j\frac{2\pi}{\lambda} 2R(t)} e^{-j\frac{2\pi}{\lambda} 2Bc(t)} \end{aligned} \right\} \quad (20)$$

将回波信号变换到多普勒域:

$$\left. \begin{aligned} S_1(f) &= d(f) A_1(c(f)) \\ S_2(f) &= d(f) A_2(c(f)) e^{-j\frac{2\pi}{\lambda} 2Bc(f)} \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

平台对地速度为 V_p , 则

$$c(f) = \lambda f / (2V_p) \quad (22)$$

于是两路信号干涉相位为

$$\varphi(f) = -2\pi B f / V_p \quad (23)$$

定义信号导向矢量:

$$\mathbf{a}(f) = \begin{bmatrix} A_1(u(f)) \\ A_2(u(f)) e^{j\varphi(f)} \end{bmatrix} \quad (24)$$

假定杂波满足空间平稳性,杂波特性由其协方差函数的傅里叶变换 $\mathbf{R}_c(f)$ 表示。

给出一组测试数据 $\mathbf{Z}_m(f), m = 1, \dots, M$, 则 $\mathbf{R}_c(f)$ 可由采样协方差矩阵进行估计:

$$\hat{\mathbf{R}}_c(f) = \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \mathbf{Z}_m(f) \mathbf{Z}_m^H(f) \quad (25)$$

对于侧视雷达,以上平均运算可以在整个距离维进行。由于可由多个距离单元获取数据进行平均,因此其方差很小。

$\mathbf{Z}_m(f)$ 表示第 m 个距离单元的方位向信号矢量的傅里叶变换,定义为

$$\mathbf{Z}_m(f) = \begin{bmatrix} Z_{m1}(f) \\ Z_{m2}(f) \end{bmatrix} = \int_{-\infty}^{\infty} \begin{bmatrix} z_{m1}(t) \\ z_{m2}(t) \end{bmatrix} e^{-j2\pi ft} dt \quad (26)$$

容易得出, $\hat{\mathbf{R}}_c(f)$ 的秩为 1。

在多普勒域的干涉相位为

$$\varphi_m(f) = \arg \left(Z_{m1}(f) Z_{m2}^*(f) \right) \quad (27)$$

对 $\hat{\mathbf{R}}_c(f)$ 进行特征值分解:

$$\hat{\mathbf{R}}_c(f) = \lambda_1(f) \mathbf{v}_1(f) \mathbf{v}_1^H(f) + \lambda_2(f) \mathbf{v}_2(f) \mathbf{v}_2^H(f) \quad (28)$$

由于采样协方差矩阵秩为 1,若 $\lambda_1(f)$ 表示大的特征值,则信号导向矢量 $\mathbf{a}(f)$ 可由特征矢量 $\mathbf{v}_1(f)$ 进行估计。而由 $\mathbf{v}_1(f) = [v_{11}(f), v_{12}(f)]^T$ 的第 2 项 $v_{12}(f)$ 则可对两路信号的干涉相位进行估计,即

$$\varphi(f) = \arg(v_{12}(f)) \quad (29)$$

结合式(23)与式(29),则可由干涉相位与多普勒频率的线性关系解算出星间基线长度。

4 数值仿真分析

本文在仿真中,假定 $H = 514\text{km}$, $V_p = 7.61\text{km/s}$, $\lambda = 0.03\text{m}$, $B = 50\text{m}$ 。

图 2 给出了目标径向速度测量误差与垂直航迹向(实线)、沿航迹向(虚线)基线测量误差间的关系。从图中可看到,若不能对基线长度进行精确测量,其测速误差精度会大大降低。

图 3 给出了多普勒域杂波协方差矩阵大特征值对应的特征矢量第 2 项相位与多普勒频率间的关系图。从图中可明显看出其线性关系。通过对其线性系数的测量可精确解算出星间基线长度。文中,仿真所用基线长度为 50m,而通过图 3 的线性关系解算出的基线长度为 49.96m,与理想值非常接近。证明了本文提出的高精度基线测量算法是准确有效的。

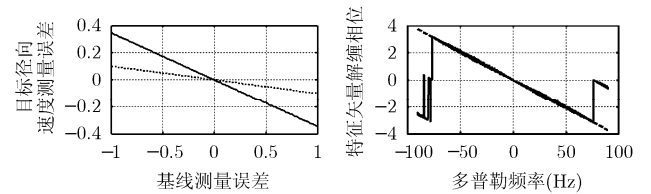


图 2 基线测量精度与测速精度的关系

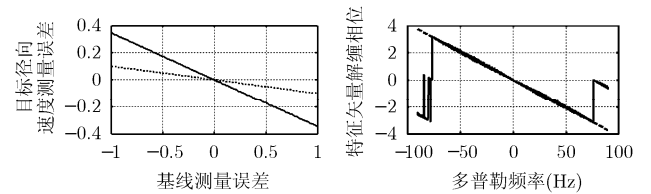


图 3 特征矢量解缠相位与多普勒频率的关系

在本文的仿真工作中,还对机载编队干涉 SAR 情况进行了实验分析。分析结果表明,相对于星载编队情况,由于飞机运行速度小,基线测量误差对地面动目标测速精度的影响更大。而本文所提出高精度基线测量方法同样适用,可有效提高机载编队干涉测速精度。

5 结束语

在分布式卫星干涉 SAR 进行地面动目标检测的过程中,星群的绕飞运动会导致基线空间关系随时间不断变化。针对这一问题,本文建立了星群实际轨道运行模型,分析了考虑基线空间构型随时间变化的条件下的基线测量精度对系统测速性能的影响,提出了一种基于信号特征分解的高精度基

线估计算法,可有效提高测速精度。最后,对这种估计算法进行了计算机仿真。仿真实验结论证明了本文所提出算法的有效性与准确性。另外,还对机载编队情况进行了相应分析和仿真,结果表明,机载雷达平台间基线测量误差对测速精度的影响更大,而本文的基线估计方法同样适用。本文在仿真中忽略了地球自转及曲面效应的影响。若考虑二者,本文的方法同样适用。

参 考 文 献

- [1] Ishuwa S and Christoph G. Ground moving target detection for along-track interferometric SAR data[C]. Proc. of IEEE Aerospace Conference, Big Sky, Montana, USA, 2004: 2227-2235.
 - [2] Chapin E and Chen C W. GMTI along-track interferometry experiment[J]. *IEEE Trans. on AES*, 2006, 21(3): 15-20.
 - [3] Romeiser R, Runge H, Suchandt S, Sprenger J, Weilbeer H, Sohrmann A, and Stammer D. Current measurement in rivers by spaceborne along-track INSAR. *IEEE Trans. on GRS*, 2007, 45(12): 4019-4031.
 - [4] Shen C. Performace analysis of RADARSAT-2 multi-channel MODEX modes[C]. EuRAD, Munich, Germany, 2007, 10: 170-173.
 - [5] Kum R, Prinnet V, Xiangquan S, and Feng W. Comparison of satellite baseline estimation methods for interferometry applications[C]. IGARSS, Toulouse, France, 2003, 6: 3821-3823.
 - [6] Bing C, Shaojian X, and Ping Z. Estimation of INSAR baseline based on the frequency shift theory[C]. CIE International Conference on Radar, Shanghai, China, 2006: 1-3.
 - [7] 林来兴. 小卫星编队飞行及其轨道构成[J]. *中国空间科学技术*, 2001, 2(1): 23-28.
Lin Lai-xing. Formation flying of small satellite and its orbital configuration[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2001, 2(1): 23-28.
- 余 慧: 女, 1982 年生, 博士生, 研究方向为微波成像理论及数字信号处理。
闫鸿慧: 男, 1975 年生, 博士, 研究方向为微波成像系统及理论。
王岩飞: 男, 1963 年生, 研究员, 博士生导师, 研究方向为微波成像系统及理论、数字信号处理等。