

地球自转对分布式星载 SAR-GMTI 的影响*

杨凤凤, 梁甸农, 刘建平

(国防科技大学 电子科学与工程学院 湖南 长沙 410073)

摘要 地球自转对分布式星载 SAR-GMTI 的影响主要体现在两个方面 (1) 受测绘带地形起伏和杂波抑制手段的制约, 星间基线应平行于地面波束足迹方向, 编队卫星轨道参数必须保持一定的关系 (2) 地杂波多普勒与距离有关, 必须采取适当措施以克服杂波凹口形变及展宽。在综合上述两个影响的基础上, 设计了由 3 颗小卫星编队构成的分布式星载 SAR-GMTI 系统, 并以信杂噪比损失为指标, 衡量该系统在 X 和 L 两个波段下能够达到的理论性能上限。

关键词 分布式星载 SAR; 动目标检测; 地球自转

中图分类号: TN957 文献标识码: A

The Earth Rotation Effects on Distributed Spaceborne SAR-GMTI

YANG Feng-feng, LIANG Dian-nong, LIU Jian-ping

(College of Electronic Science and Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract The earth rotation has two main effects on the distributed spaceborne SAR-GMTI. Firstly, the baseline must orient the same direction of radar's footprint on the rotating earth to mitigate the fluctuant terrain clutter and satisfy ATI, DPCA or STAP condition, which means that proper relationships must be maintained between satellites' orbit parameters. Secondly, Doppler is dependent on range, so yaw steering technique is required to mitigate the warping or extended clutter notch. Based on the two effects, a distributed spaceborne SAR system composed of 3 small satellites was designed to perform GMTI function. Performance simulation was made to scale the system capability through SCNR loss metric for both X and L bands.

Key words distributed spaceborne SAR; GMTI; the earth rotation

与机载 SAR 或者单星 SAR 相比, 分布式星载 SAR-GMTI 面临若干新的挑战, 其中地球自转对编队构形设计和地杂波抑制方案的影响是一个重要的因素。文献 [1-2] 对单星多相位中心天线地杂波特性受地球自转的影响进行了深入分析并提出相应对策。本文在总结其共性的基础上, 综合自转对编队飞行轨道参数的影响, 设计了由 3 颗小卫星编队构成的分布式星载 SAR-GMTI 系统, 并以信杂噪比损失为指标, 衡量该系统在 X 和 L 两个波段能够达到的理论性能上限。

1 对编队构形的影响

以地心为坐标原点, X 轴在赤道平面上, 正方向指向春分点, Z 轴是地球自转轴, 正方向指向北极方向, Y 轴符合右手规则, 建立地球惯性坐标系。卫星轨道根数在赤道惯性坐标系下定义, 它们是: 半长轴 a 、偏心率 e 、轨道面倾角 α_i 、升交点赤经 Ω 、近地点幅角 ω 、纬度幅角 α 。 R_s 、 R_t 分别表示卫星、目标对地心的位移矢量。另以地心为坐标原点, X' 轴指向赤道平面与格林威治子午线的交点, Z' 轴沿地球自转轴指向北极, Y' 轴符合右手规则建立地球固定坐标系, 如图 1 所示, 则在地惯系下卫星运动速度矢量 $V_I = \dot{R}_s$, 而在地固系下合成地球旋转的卫星速度矢量 $V_C = V_I - \omega_e \times R_s$, 该速度方向与地面点所观察到的卫星轨迹方向相同。故地面足迹与卫星速度之间出现偏角 θ_c , 有

$$\cos\theta_c = \frac{V_C \cdot V_I}{|V_C| |V_I|} = \frac{\omega_s - \omega_e \cos\alpha_i}{\sqrt{(\omega_s - \omega_e \cos\alpha_i)^2 + (\omega_e \cos\alpha \sin\alpha_i)^2}} \quad (1)$$

* 收稿日期 2005-09-07

作者简介 杨凤凤(1978—), 女, 博士生。

其中 ω_e 为地球自转角速度, $\omega_s = \dot{\alpha}$ 为卫星旋转角速度。该偏角随着观测点地理纬度的减小而增大, 极轨轨道卫星飞跃赤道上空时, 偏角最大, 达到 3.77° 。

假设两颗小卫星, 其轨道参数分别为 $\{a_n, e_n, \alpha_{in}, \Omega_n, \omega_n, \alpha_n\} (n = 1, 2)$, 则在地惯系下, 两颗星的位置矢量分别为

$$\mathbf{R}_{sn} = R_{sn} \begin{pmatrix} \cos\Omega_n \cos\alpha_n - \sin\Omega_n \sin\alpha_n \cos\alpha_{in} \\ \sin\Omega_n \cos\alpha_n + \cos\Omega_n \sin\alpha_n \cos\alpha_{in} \\ \sin\alpha_n \sin\alpha_{in} \end{pmatrix}, \quad n = 1, 2 \quad (2)$$

定义基线矢量 $\mathbf{R}_b = \mathbf{R}_{s2} - \mathbf{R}_{s1}$, $s1$ 为参考卫星, \mathbf{R}_b 与参考卫星速度矢量的夹角为 ξ , 有

$$\cos\xi = \frac{\mathbf{R}_b \cdot \mathbf{V}_I}{|\mathbf{R}_b| |\mathbf{V}_I|} \quad (3)$$

若基线与 $\mathbf{V}_I, \mathbf{V}_C$ 共面, \mathbf{R}_b 与沿轨迹速度 \mathbf{V}_C 的夹角 $\eta = \xi - \theta_c$ 。对于 GMTI 而言, 最有利的编队构形是沿航迹方向直线阵, 随着垂直航迹基线分量的增加, STAP 对地形起伏杂波的抑制能力减弱^[3], ATI、DPCA 的应用前提受到破坏, 地杂波干涉相位与动目标干涉相位耦合, 测速精度严重下降。如图 2, 实线表示以 -20dB 为门限, 轨道半径 7159km , 下视角 30° , 波长 0.03m 时基于图像的 STAP 能够抑制的地形起伏, 完全顺轨的直线阵理论上能够抑制无穷大地形起伏。虚线表示由垂直基线引起的 ATI 测速精度, 假定等效基线总长 310m , 测量误差 5mm , 地面高程误差 10m 。当垂直基线达到 300m 时, 可抑制地形起伏下降到仅约 20m , 而测速精度则上升至近 0.5m/s 。因此考虑地球自转, 要设计最有利于 GMTI 的编队构形应选择合适的轨道参数使 $\xi = \theta_c$, 基线与 \mathbf{V}_C 同向; 近圆轨道 $e_1 = e_2 \approx 0, \alpha_{i1} = \alpha_{i2}, \omega_1 = \omega_2, a_1 = a_2, \Omega_2 - \Omega_1 = \Delta\Omega = \omega_e \Delta t, M_2 - M_1 = \Delta M = -n \Delta t$ 。即六个轨道根数中有 4 个相同, 仅升交点赤经和平近点角 M 稍有微差, 且 $-\frac{\Delta M}{n} = \frac{\Delta Q}{\omega_e}$ ^[4], n 为平均运动角速度, 由开普勒方程可以求得 M 与纬度幅角 α 间的对应关系, 当 $e_1 = e_2 \approx 0$ 时, $n \approx \omega_s, \Delta M \approx \Delta\alpha = \alpha_2 - \alpha_1$ 。

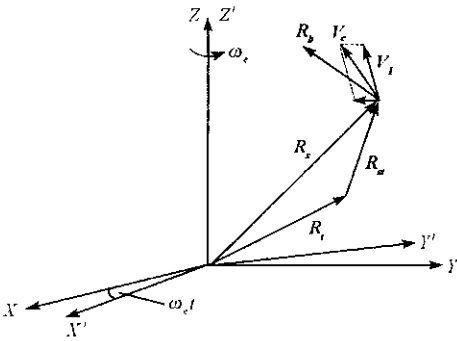


图 1 地球自转使地面足迹偏离卫星速度

Fig.1 The earth's rotation makes the footprint deviate from velocity

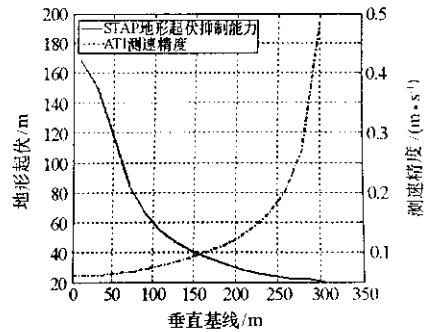


图 2 垂直航迹基线的影响

Fig.2 The effects of cross track baseline

2 对地杂波特性的影响

定义雷达距离高度平面内^[5]视线与卫星矢径的夹角为下视角 ϕ , 轨道面与距离高度平面的二面角为方位角 Δ , Δ 与 θ_c 共面, \mathbf{R}_{st} 为视线方向, λ 为雷达发射波长, 卫星合成速度与视线方向的夹角为 γ , 有 $\cos\gamma = \sin\phi \cos(\Delta - \theta_c), \cos\phi = (R_s^2 + R_{st}^2 - R_I^2) / (2R_s R_{st})$ 地杂波多普勒

$$f_d = 2 \mathbf{V}_C \cdot \mathbf{R}_{st} / R_{st} \lambda = 2 V_C \cos\gamma / \lambda \quad (4)$$

f_d 不仅与视线方位 Δ 有关, 而且与偏角 θ_c 和下视角 ϕ 即距离 r 有关, 当 $\Delta - \theta_c \neq \pi/2$ 时, f_d 是距离的函数。星载平台波束覆盖范围广, 距离变化大, 距离—多普勒缠绕现象十分明显。

文献[1-2]对单星多相位中心天线地杂波特性受地球自转的影响进行了深入分析, 在这一点上分布式星载 SAR 的表现是一致的。无距离模糊时杂波凹口位置(对应最小可检测速度 MDV)随斜距改变,

如图 3(a), 相邻距离环上的地杂波不满足独立同分布条件, STAP 必须采取支持小样本数的降维处理方案。对低波段雷达, 如果天线高度、PRF 选择不当, 发生距离模糊, 具有不同多普勒的地杂波在同一距离门上相互叠加, 致使杂波凹口迅速展宽, 如图 3(b), 波长改为 0.25m, 其它参数不变。其中信杂噪比损失因子 $L_{oss} = \text{最大输出信杂噪比/信噪比}$ ^[6], 仿真采用均匀场景, 3 颗星沿航向分布, 等效顺轨基线为 [0, 62.2696, 139.6348] (m) 相关积累脉冲 32 个。与单星 SAR 不同的是, 由于基线长度远超过 $\lambda/2$, 地杂波表现出超稀疏阵列信号的特点, 凹口位置颇为离散, 不似单星 SAR 那样连续。

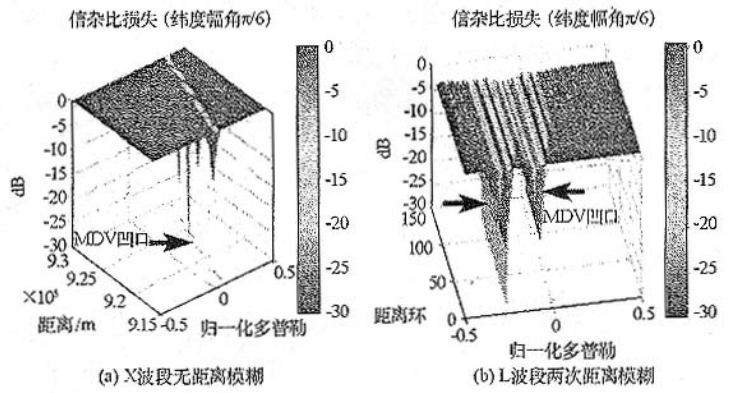


图 3 杂波特性
Fig.3 Clutter characteristic

公式 (4) 同时表明, 如果 $\Delta - \theta_c = \pi/2$, 则能够消除地杂波的距离—多普勒耦合现象, 这要求雷达天线能够随纬度幅角的变化, 在轨道周期里通过偏航导引技术不断调整天线姿态。此时测绘带内等距离线与等多普勒线近似正交, 距离模糊导致的多普勒扩展减小并且 MDV 的空变现象消除。文献 1 对这种方法进行了验证。文献 2 同时分析了正交波形编码技术对距离模糊杂波的抑制作用, 但这项技术并不能消除 MDV 的形变现象。

3 编队及雷达系统参数设计

仿真实验证明, 在方位不模糊的情况下, 3~5 颗小卫星足以满足 GMTI 性能^[7-9], 通过合理配置基线长度, 确保最小可检测速度小于 2m/s (X 波段基线总长大于 56m, L 波段基线总长大于 472m)。盲速由最短基线和基线配置共同决定, 选择 $B_1/B_2 \neq l/m$, l, m 为互素的整数且每颗星的空间采样位置不重合, 能够尽量减少盲速影响。采取一发多收的信号收发机制, 接收小卫星等效相位中心位于主辅星的连线中点, 相当于有效基线缩短一半。参照 Envisat^[10] 部分参数, 表 1 列出了符合检测速度要求的 3 颗星 X、L 波段编队轨道参数。其中, 为保证多颗星回波频谱支撑区域重叠, 分别取 3 个不同时刻作为这 3 颗卫星的合成孔径中心时间^[11], 在这些时刻点上, 3 颗卫星的空间采样位置紧密靠近, 不超过一个脉冲重复时间里卫星走过的距离, 故纬度幅角给出的是它们各自等效合成孔径中心时刻的值。

表 1 卫星编队参数

Tab.1 Formation flying orbit parameters

合成孔径中心时刻编队轨道参数				
半长轴 (m)	偏心率	轨道倾角	近地点幅角	
7159492.7	0.001165	98.5494°	90°	
卫星	升交点赤经	纬度幅角	基线 (m)	等效基线 (m)
(发/收)	133.012101°	149.62759°	0.0000	0.0000
(收)	133.012169°	149.62734°	124.5392	62.2696
(收) X 波段	133.012255°	149.62703°	279.2696	139.6348
L 波段	133.012633°	149.62569°	958.5741	479.2870

表 2 部分雷达系统参数及 GMTI 参数

Tab.2 Radar system and GMTI parameters

波长	带宽	脉宽	PRF	天线 (长 × 高)	下视角	方位角
0.03/0.25m	60MHz	50μs	2000Hz	10 × 2.1m ²	30deg	可调
MDV (径向)	盲速 (径向)	观测时间		RCS		(90° ± 3.77°)
2m/s	± 7.5m/s (X)	0.367 (X)		12.5m ²		搜索速率
	± 15.6m/s (L)	3.064 (L)				142.8km ² /s (X)
						1189.0km ² /s (L)

在进行雷达系统参数设计时,以方位无模糊为准则,PRF 足够大,并相对地杂波带宽留有一定余量,保证频域无杂波区占据一定比例。采用偏航导引技术,随卫星纬度幅角的变化,不断调整天线姿态,以消除地杂波距离—多普勒耦合。为配合 SAR 成像,地杂波抑制采用频域 STAP 方案^[11-12],方位分辨力取决于整个 SAR 合成孔径时间,无模糊时杂波自由度为 1,阵列空间自由度为 3,从相邻距离环采 9~15 个样本用以估计杂波协方差矩阵。表 2 列出了部分雷达系统参数和 GMTI 参数。

图 4 展示了以目标在地球表面的沿经度圈和纬度圈线速度为纵横坐标的该系统理论性能上限(已知卫星精确位置和测绘带 DEM)。由于轨道倾角接近 90° ,等多普勒线近似与等纬线速度重合,盲速和 MDV 基本由纬线速度决定。在该基线配置下,在 $0 \sim 20\text{m/s}$ 的纬线速度范围内,X 波段有一次模糊,但盲速凹口较窄。地面速度 30m/s 以下的运动目标大部分能够被检测到。要进一步改善盲速性能,应利用卫星天线分割子阵增加自由度的技术。

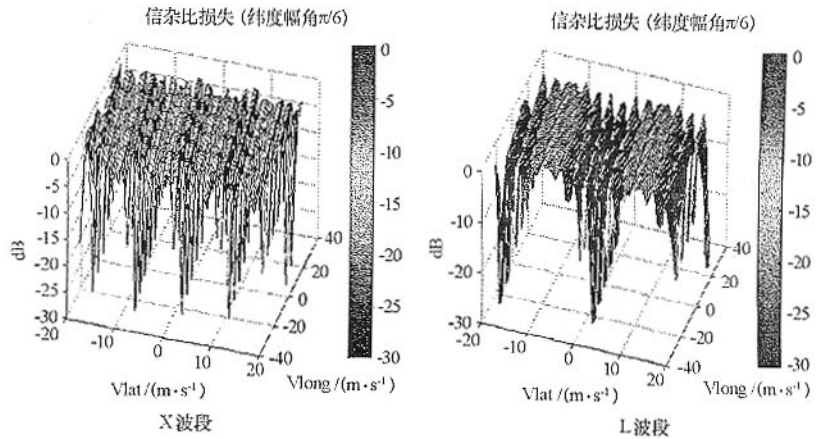


图 4 理论性能上限
Fig.4 Theoretical performance

4 结论

本文首先阐述了地球自转对分布式星载 SAR-GMTI 编队飞行和地杂波特性两方面的影响,基于此设计了由 3 颗小卫星编队构成的分布式星载 SAR/GMTI 系统,并以信杂噪比损失为指标,衡量该系统在 X 和 L 两个波段能够达到的理论性能上限。仿真结果证明,在卫星严格顺轨平稳飞行,无距离、方位模糊的条件下,通过偏航导引技术准确调整天线姿态消除地杂波距离—多普勒缠绕效应,基线设计适当的 3 星编队系统能够有效检测到地面 30m/s 速度以下的运动目标,最小可检测径向速度小于 2m/s ,L 波段检测性能优于 X 波段。

参考文献:

- [1] Zulch P, Davis M, Adzima L, et al. The Earth Rotation Effect on a LEO L-band GMTI SBR and Mitigation Strategies[A]. Radar Conference 2004 [C], Proc. of IEEE: 27-32.
- [2] Pillai S U, Himed B, Ke Y L. Effect of Earth's Rotation and Range Foldover on Space Based Radar Performance[A]. Radar Conference 2005[C], Proc. of IEEE: 137-142.
- [3] 李真芳,保铮,杨凤凤.基于成像的分布式卫星 SAR 系统地面运动目标检测(GMTI)及定位技术[J].中国科学 E 辑:信息科学,2005,35(6):597-609.
- [4] 郝晓宁,王威.近地航天器轨道基础[M].长沙:国防科技大学出版社,2003.
- [5] 何峰,梁甸农,刘建平.星载寄生式 SAR 系统干涉信号模型与相对高程测量性能分析[J].国防科技大学学报,2005,27(3):72-76.
- [6] Leatherwood D A, Melvin W L. Adaptive Processing in a Nonstationary Spaceborne Environment[A]. IEEE Aerospace Conference Proc.[C], 2003, 4:1995-2003.
- [7] Cerutti-Maori D J E. Performance Analysis of Multistatic Configurations for Spaceborne SAR/MTI Based on the Auxiliary Beam Approach[A]. EUSAR2004[C]:629-634.
- [8] Cerutti-Maori D J E, Ender J H G. An Approach to Multistatic Spaceborne SAR/MTI Processing and Performance Analysis[A]. IEEE IGARSS [C] 2003:4446-4449.
- [9] Ender J H G. Spacebased SAR/MTI Using Multistatic Satellite Configuration[A]. EUSAR[C],2002:337-340.
- [10] Http://atmos.af.op.dlr.de/projects/scops/orbit_analysis/orbit_analysis_actual.htm[EB].
- [11] Li Z F, Bao Z, et al. Using Signal Processing Techniques to Improve Performance for Constellation SAR Systems[J]. IEEE Trans. on AES (in press).
- [12] Ender J H G. Space-time Processing for Multichannel Synthetic Aperture Radar[J]. Electronics & Communication Engineering Journal, 1999(2): 29-38.

