

文章编号: 2095-4980(2019)04-0604-06

基于 GEO SAR 编队飞行的动目标检测

崔 畅^a, 胡 程^{a,b}, 董锡超^a

(北京理工大学 a.信息与电子学院; b.卫星导航电子信息技术教育部重点实验室, 北京 100081)

摘 要: 地球同步轨道合成孔径雷达(GEO SAR)编队飞行, 是指 2 个或 2 个以上的搭载了合成孔径雷达的地球同步轨道卫星协同工作, 组成一颗大的“虚拟卫星”, 进而完成多项任务并降低风险。GEO SAR 编队飞行形成的多通道可以用来进行动目标检测。空时自适应处理(STAP)在空-时二维平面上抑制杂波, 完成强杂波背景下的动目标检测。在传统 STAP 算法的基础上, 提出了基于 GEO SAR 编队飞行的对地面运动目标检测的方法, 并通过仿真分析了该方法的性能。

关键词: 地球同步轨道合成孔径雷达; 分布式; 编队设计; 动目标检测; 空时自适应处理

中图分类号: TN959.74

文献标志码: A

doi: 10.11805/TKYDA201904.0604

Moving target detection based on the GEO SAR formation

CUI Chang^a, HU Cheng^{a,b}, DONG Xichao^a

(a.School of Information and Electronics; b.Key Laboratory of Electronic and Information Technology in Satellite Navigation, Ministry of Education, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: GEO synchronous Synthetic Aperture Radar(GEO SAR) formation means that two or more GEO satellites which carry SAR system working together and form a large virtual satellite to finish more tasks and reduce the risk. There are several channels in GEO SAR formation, which can be utilized to detect the moving target. Space-Time Adaptive Processing(STAP) suppresses clutter in space-time plane to accomplish moving target detection in the background of strong clutter. According to the traditional STAP algorithm, this paper proposes a method of moving target detection based on the GEO SAR formation and analyzes the performance through the simulation.

Keywords: GEO synchronous Synthetic Aperture Radar; distributed; formation design; moving target detection; Space-Time Adaptive Processing

当运动目标的径向速度较小时, 目标的频谱基本上落在静止杂波内, 频率滤除静止杂波之后, 运动目标也可能被滤除, 从而无法完成检测。为实现更高的检测概率, 本文利用多颗 GEO 卫星编队飞行, 形成多通道检测, 并利用 STAP 处理方法, 有效抑制杂波, 改善最小可检测速度, 从而完成慢速目标检测^[1-2]。

对于传统的后多普勒 STAP, 要求目标在一个相关处理间隔(Coherent Processing Interval, CPI)内不能超过一个距离-多普勒处理单元。对于非聚焦合成孔径雷达^[3], 若雷达波长为 λ , 斜距为 R , 则横向分辨力近似等于

$\sqrt{\lambda R}/2$; 一个单元内对角线为最大可移动距离, 为 $\sqrt{\lambda R/2}$; 可容许的最大脉冲数为 $N_{\text{dop}} = \frac{PRF_{\text{eff}}\sqrt{\lambda R}}{\sqrt{2}v_{\text{eff}}}$, 其中,

PRF_{eff} 为实际的脉冲重复频率, v_{eff} 为实际的卫星运行速度。对于聚焦合成孔径雷达, 为满足这一条件, 最大脉冲数为 $N_{\text{int}} = \frac{R\lambda PRF_{\text{eff}}}{Dv_{\text{eff}}}$, 其中 D 为天线长度, 这样, 信噪比出现损失^[4]: $L = \frac{D}{\sqrt{2}\lambda R}$ 。对于 GEO 卫星,

$\lambda = 0.24 \text{ m}$, 斜距为 $36\,000 \text{ km}$, 损耗约为 26 dB , 由此可以发现, 短 CPI 的 STAP 技术对于 GEO 卫星, 信噪比损失严重。因此, 需要将长 CPI STAP 运用于多通道的 SAR 系统中。

收稿日期: 2017-12-21; 修回日期: 2018-03-08

基金项目: 高等学校学科创新引智基地 111 资助项目(B14010); 国家重大科研仪器研制资助项目(61427802); 北京市自然科学基金资助项目(4162052); 国家自然科学基金资助项目(61471038, 61501032)

1993 年, Ender 将长 CPI STAP 技术运用于 SAR 系统中, 推广了传统的 STAP 技术, 并分析了频域和时域 STAP 的处理过程, 得到了更高的信杂噪比^[5]。2010 年, Delphine Cerutti-Maori 提出成像 STAP(Imaging STAP, ISTAP)和扩展相位中心偏置天线技术(Extended Displaced Phase Center Antenna, EDPKA)的处理方法, 并利用 RadarSat-2 的实测数据进行验证, 证明了这 2 种长 CPI STAP 处理方法的有效性^[4,6-8]。

虽然用于 SAR 系统的长 CPI STAP 技术有了一定的发展, 但在关于 GEO SAR 的动目标检测研究较少。考虑 GEO SAR 难以搭载大的相控阵天线, 本文采用分布式 GEO SAR 结构, 提出一种简单的 GEO SAR 编队的构型模式, 并结合 GEO SAR 的特殊性, 分析了 GEO SAR STAP 的处理过程, 最后通过仿真验证了处理方法的有效性和性能。

1 GEO SAR 编队系统设计

先考虑 2 颗卫星编飞情况: 令一颗卫星为参考星, 另一颗卫星为环绕星。利用轨道根数来定义卫星的位置, 包括轨道半长轴 a , 偏心率 e , 轨道倾角 i , 近地点辐角 ω , 升交点赤经 Ω 和平近点角 M 。

假设参与编队飞行的 2 颗卫星半长轴相同, 相对距离较近, 轨道根数相差较小。定义参考星(Hill)坐标系: x 方向为地心到卫星位置方向, z 方向为垂直轨道平面方向, y 方向与 x 方向和 z 方向满足右手坐标系^[8-11]。

环绕星(轨道根数为 $[e_1, i_1, \omega_1, \Omega_1, M_1]$)相对于参考星(轨道根数为 $[e_0, i_0, \omega_0, \Omega_0, M_0]$)的运动方程为:

$$\begin{cases} x = -ae_A \cos(nt + \theta) \\ y = 2ae_A \sin(nt + \theta) - a\Delta\lambda, \Delta\lambda = \Delta\omega + \Delta M = (\omega_1 - \omega_0) + (M_1 - M_0) \\ z = a\Delta i \sin(nt + \psi), \Delta i = i_1 - i_0 \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} e_A = \sqrt{(e_1 \cos \phi - e_0)^2 + e_1^2 \sin^2 \phi} \\ \theta = \arctan \left[\frac{e_1 \sin \phi}{e_1 \cos \phi - e_0} \right] \\ \phi = \Delta M = M_1 - M_0 \\ \psi = \omega_0 - \varphi, \varphi = \arcsin \left[\frac{\Delta i}{\sqrt{((\Omega_1 - \Omega_0) \sin i_0)^2 + \Delta i^2}} \right] \end{cases} \quad (2)$$

根据相对运动的表达式可以知道, 相对运动在 x - y 平面(即轨道平面)上的投影为中心位于 $(0, C)$ 的椭圆运动, 椭圆长短半轴之比为 2:1, 短半轴长为 ae_A 。相对运动在 z 方向上的分量为简谐运动, 振幅为 $a\Delta i$ 。

根据 2 颗星之间的运动关系, 利用 5 种参数来描述它们的编队构型: 绕飞椭圆半长轴 $p = ae_A$; 绕飞椭圆初始相位 θ ; 绕飞椭圆中心与参考星之间距离 $l = a\Delta\lambda$; 垂直轨道面方向运动振幅 $s = a\Delta i$ 和初始相位差 $\alpha = \theta - \psi$ 。

本文基于小 8 轨道进行编队飞行设计, 为了防止基线过长导致的地形杂波抑制能力过差, 结合 GEO 卫星轨道约为低轨的轨道高度的 100 倍的特点, 设定基线长度为 10 km, 并利用 3 颗卫星完成动目标检测的任务。

为了获得较为稳定的基线, 采用跟飞的编队模式, 及编队构型参数 l 为基线长度, 而其他编队构型参数均为 0, 得到的 3 颗卫星的轨道根数如表 1 所示。

表 1 GEO 卫星编队轨道参数设计
Table1 Orbit parameters design of GEO satellite formation

orbit elements	satellite 1	satellite 2	satellite 3
semi-major axis/km	42 164	42 164	42 164
eccentricity	0.001	0.001	0.001
inclination/(°)	16	16	16
argument of perigee/(°)	270	269.986 4	269.972 8
longitude of ascending node/(°)	101.962	101.962	101.962
mean anomaly/(°)	0	0	0

2 GEO SAR 空时自适应滤波及检测

考虑到大的相控阵天线难以搭载在 GEO 卫星上, 可以利用 GEO SAR 卫星的编队飞行形成多个相位中心, 从而完成动目标检测。由于 GEO 卫星在运行时, 摄动力影响较大^[12-14], 编队飞行时, 难以保证基线长度满足 DPCA 条件, 故采用距离-多普勒域的空时自适应算法来进行动目标检测。

随着 GEO 卫星运行轨道的升高,斜距模型进行泰勒展开后,其系数具有二维的非线性空间变化特性,大多数基于频域的匹配滤波算法,如距离多普勒算法(Range Doppler Algorithm, RDA),啁啾定标算法(Chirp Scaling Algorithm, CSA), ωK 算法(ωK Algorithm)和频谱分析算法(Spectrum Analysis, SPECAN)容易产生误差。本文采用基于时域卷积和平移滤波器的后向投影(Back Projection, BP)成像算法对动目标进行成像^[15-18]。GEO SAR 的 STAP 处理和动目标成像过程如图 1 所示。

2.1 信号模型

令 $\mathbf{Z} = (\mathbf{Z}_1, \mathbf{Z}_2, \dots, \mathbf{Z}_M)^T$ 为多通道接收信号矩阵(正体上标 T 表示矩阵转置),通道数为 M , $\mathbf{C}$ 为杂波信号, $\mathbf{N}$ 为噪声信号, $\mathbf{S}$ 为动目标信号,动目标参数表示为 $\mathbf{J}_s = (\mathbf{v}_t, T_0, R_0, \sigma_s^2)^T$, 其中 $\mathbf{v}_t$ 为目标运动速度矢量, T_0 为合成孔径中心时刻, R_0 为最短斜距, σ_s^2 为信号功率,考虑二元假设(H_0 为不存在动目标, H_1 为存在动目标)

$$\begin{cases} H_0: \mathbf{Z} = \mathbf{C} + \mathbf{N} \\ H_1: \mathbf{Z} = \mathbf{S}(\mathbf{J}_s) + \mathbf{C} + \mathbf{N} \end{cases} \quad (3)$$

GEO 卫星进行动目标检测时的几何关系如图

2 所示,第一颗卫星为主星,负责发射电磁波,所有卫星接收电磁波进行成像。

假设运动目标 T 初始时刻位置为 T_0 , 在时刻 $n \cdot PRT$, 其在地固坐标系下的运动参数为 $\mathbf{v}_m$, 卫星在地固坐标系下的速度为 $\mathbf{v}_{sn}$ 。由于地球自转不能忽略,假设此时地球自转在地固坐标系下的速度为 $\mathbf{v}_{gn}$, 静止目标的斜距和快时间 t 有关,则发射波和回程波的斜距为:

$$\begin{cases} R_1(t) = \|\mathbf{R}_{MT_0,n,t} - \mathbf{v}_m t\|_2 \approx \\ \quad \|\mathbf{R}_{MT_0,n}\|_2 - (\mathbf{v}_{gn} + \mathbf{v}_m) \mathbf{u}_{MT_0,n}^T t + \frac{(\mathbf{v}_{gn} + \mathbf{v}_m)(\mathbf{I} - \mathbf{u}_{MT_0,n}^T \mathbf{u}_{MT_0,n})(\mathbf{v}_{gn} + \mathbf{v}_m)^T}{2\|\mathbf{R}_{MT_0,n}\|_2} t^2 \\ R_2(t) = \|\mathbf{R}_{MT_0,n,\tau_1} + \mathbf{d}_m - \mathbf{v}_m \tau_1\|_2 \approx \\ \quad \|\mathbf{R}_{MT_0,n,\tau_1} + \mathbf{d}_m - \mathbf{v}_m \tau_1\|_2 - \mathbf{v}_{sn} \mathbf{u}_{MT_0,n,\tau_1}^T t + \frac{\mathbf{v}_{sn}(\mathbf{I} - \mathbf{u}_{MT_0,n,\tau_1}^T \mathbf{u}_{MT_0,n,\tau_1})\mathbf{v}_{sn}^T}{2\|\mathbf{R}_{MT_0,n,\tau_1}\|_2} t^2 \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{d}_m$ 为第 m 颗卫星到第 1 颗卫星的基线矢量; $\mathbf{u}_{MT_0,n} = \mathbf{R}_{MT_0,n} / \|\mathbf{R}_{MT_0,n}\|_2$;

$\mathbf{u}_{MT_0,n,\tau_1} = \mathbf{R}_{MT_0,n,\tau_1} / \|\mathbf{R}_{MT_0,n,\tau_1}\|_2$ 。

只考虑由目标运动产生的影响,则对于第 m 颗卫星,运动目标的整个斜距为:

$$R_n(t) = R_1(t) + R_2(t) \approx R_{MT_0,S_m,n}(t) - \mathbf{v}_m \mathbf{u}_{MT_0,n}^T t + \frac{\mathbf{v}_m(\mathbf{I} - \mathbf{u}_{MT_0,n}^T \mathbf{u}_{MT_0,n})(\mathbf{v}_{gn} + \mathbf{v}_m)^T + \mathbf{v}_{gn}(\mathbf{I} - \mathbf{u}_{MT_0,n}^T \mathbf{u}_{MT_0,n})\mathbf{v}_{sn}^T}{2\|\mathbf{R}_{MT_0,n}\|_2} t^2 \quad (5)$$

式中 $R_{MT_0,n}(t)$ 为 GEO 卫星到目标初始位置的精确斜距。从中可以看出,目标对斜距的主要影响量为:

$$\Delta R_n(t) = -\mathbf{v}_m \mathbf{u}_{MT_0,n}^T t \quad (6)$$

那么对于不同的脉冲,斜距变化量为:

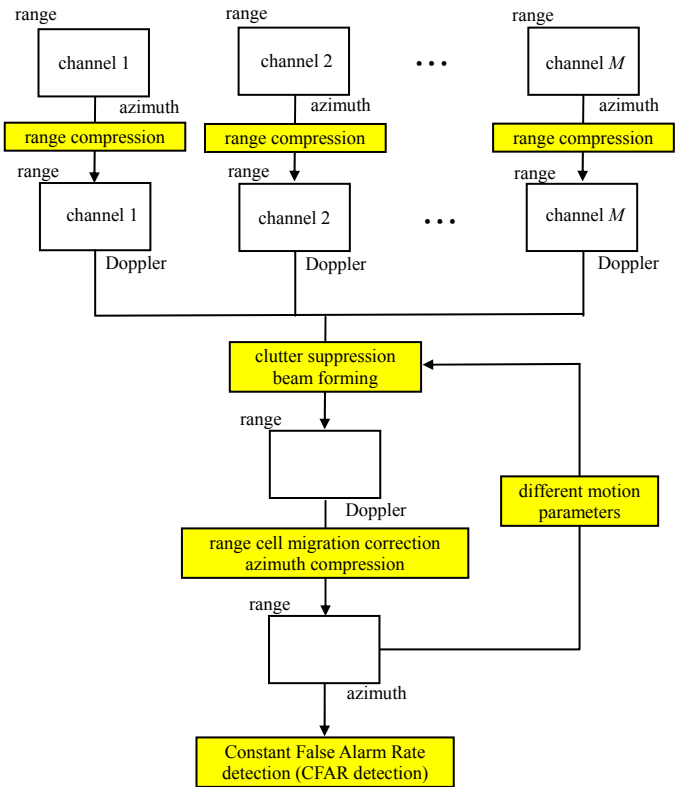


Fig.1 Flow diagram of GEO SAR STAP and moving target imaging
图 1 GEO SAR 的 STAP 处理和动目标成像流程

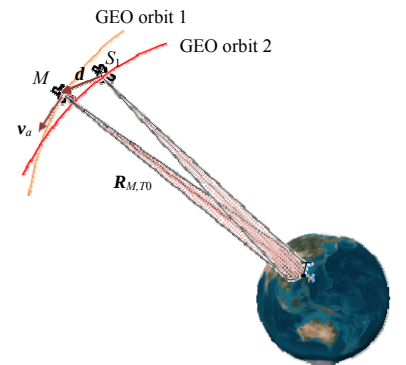


Fig.2 Geometric diagram of GEO SAR moving target detection
图 2 GEO SAR 动目标检测几何关系

$$\Delta R_n = \mathbf{v}_m \mathbf{u}_{MT_0,n}^T \frac{2\|\mathbf{R}_{MT_0,n}\|_2}{c} = \frac{2\mathbf{v}_m \mathbf{R}_{MT_0,n}^T}{c} \quad (7)$$

式(7)即为目标运动造成的斜距随慢时间变化情况, 假设目标匀速运动, 速度为 $\mathbf{v}_t$, 则通过泰勒展开可得:

$$\Delta R_n = \Delta R + \Delta k_1(nT) \quad (8)$$

$$\begin{cases} \Delta R = -\frac{2\mathbf{v}_t \mathbf{R}_0^T}{c} \\ \Delta k_1 = -\frac{2\mathbf{v}_t \mathbf{v}_{MT_0}^T}{c} \end{cases} \quad (9)$$

$\mathbf{R}_0$ 为 $nT=0$ 时刻静止点 T_0 到第一颗卫星的斜距矢量。对于 GEO SAR, 动目标 T 的精确斜距历程可以写为:

$$R_n = R_{MT_0S_m,n} + \Delta R_n = (R + \Delta R) + (k_1 + \Delta k_1)(nT) + k_2(nT)^2 + k_3(nT)^3 + \dots \quad (10)$$

$$R = \|\mathbf{R}_0\|_2 + \|\mathbf{R}_0 + \mathbf{d}_m\|_2 \quad (11)$$

因此, 对于第 m 颗卫星接收到的信号, 回波信号可以写成:

$$S_c(t, nT) = \sigma a_a(nT) a_r\left(t - \frac{R_n}{c}\right) \exp\left[j\pi k_r\left(t - \frac{R_n}{c}\right)^2\right] \exp\left(-j\frac{2\pi R_n}{\lambda}\right) \quad (12)$$

经过距离压缩后, 信号可写成:

$$S(t, nT, \mathbf{J}_s) = \sigma_s \delta_r\left(t - 2R(nT, \mathbf{J}_s)/c\right) a_a(nT) \exp\left[-j\frac{2\pi R(nT, \mathbf{J}_s)}{\lambda}\right] \quad (13)$$

在进行方位向傅里叶变换之前, 将信号进行变形, 以方便完成高阶项的计算:

$$S(t, nT, \mathbf{J}_s) = S_1(t, nT, \mathbf{J}_s) \exp\left[-j\frac{2\pi}{\lambda}(k_1 + \Delta k_1)nT\right] \quad (14)$$

利用驻留相位定理可以得到 $S_1(t, nT, \mathbf{J}_s)$ 的方位向傅里叶变换为:

$$S_1(t, f_a) = \sigma \delta_r\left(t - 2R(f_a, \mathbf{J}_s)/c\right) A_a(f_a) \exp\left(-j\frac{4\pi(R + \Delta R)}{\lambda}\right) \exp\left\{j2\pi\left[\frac{\lambda}{8k_2}f_a^2 + \frac{k_3\lambda^2}{8k_2^3}f_a^3 + \frac{(9k_3^2 - 4k_2k_4)\lambda^3c^3}{64k_2^5}f_a^4\right]\right\} \quad (15)$$

那么信号进行方位向傅里叶变换后, 表达式可写为:

$$S(r, f_a, \mathbf{J}_s) = S_1\left(r, f_a + \frac{k_1 + \Delta k_1}{\lambda}, \mathbf{J}_s\right) = \sigma_s \delta_r\left(r - R(f_a, \mathbf{J}_s)\right) A_a(f_a) \exp\left(-j\frac{4\pi(R + \Delta R)}{\lambda}\right) \exp\left\{j2\pi\left[\frac{\lambda}{4k_2}\left[f_a + \frac{k_1 + \Delta k_1}{\lambda}\right]^2 + \frac{k_3\lambda^2}{8k_2^3}\left[f_a + \frac{k_1 + \Delta k_1}{\lambda}\right]^3 + \frac{(9k_3^2 - 4k_2k_4)\lambda^3c^3}{8k_2^5}\left[f_a + \frac{k_1 + \Delta k_1}{\lambda}\right]^4\right]\right\} \quad (16)$$

由此, 得到信号的空间导引矢量:

$$\mathbf{S}(f_a, \mathbf{J}_s) = \Phi(f_a, \mathbf{J}_s) \exp\left(-j\frac{4\pi(\|\mathbf{R}_0\|_2 + \Delta R)}{\lambda}\right) \left[\exp\left(-j\frac{4\pi\|\mathbf{R}_0 + \mathbf{d}_1\|_2}{\lambda}\right) \exp\left(-j\frac{4\pi\|\mathbf{R}_0 + \mathbf{d}_2\|_2}{\lambda}\right) \dots \exp\left(-j\frac{4\pi\|\mathbf{R}_0 + \mathbf{d}_M\|_2}{\lambda}\right) \right]^T \quad (17)$$

$$\Phi(f_a, \mathbf{J}_s) = \sigma_s \delta_r\left(r - R(f_a, \mathbf{J}_s)\right) A_a(f_a) \exp\left\{j2\pi\left[\frac{\lambda}{4k_2}\left[f_a + \frac{k_1 + \Delta k_1}{\lambda}\right]^2 + \frac{k_3\lambda^2}{8k_2^3}\left[f_a + \frac{k_1 + \Delta k_1}{\lambda}\right]^3 + \frac{(9k_3^2 - 4k_2k_4)\lambda^3c^3}{8k_2^5}\left[f_a + \frac{k_1 + \Delta k_1}{\lambda}\right]^4\right]\right\} \quad (18)$$

杂波模型可以写为:

$$\mathbf{C}(f_a, \mathbf{J}_c) = \Phi(f_a, \mathbf{J}_c) \exp\left(-j\frac{4\pi\|\mathbf{R}_0\|_2}{\lambda}\right) \left[\exp\left(-j\frac{4\pi\|\mathbf{R}_0 + \mathbf{d}_1\|_2}{\lambda}\right) \exp\left(-j\frac{4\pi\|\mathbf{R}_0 + \mathbf{d}_2\|_2}{\lambda}\right) \dots \exp\left(-j\frac{4\pi\|\mathbf{R}_0 + \mathbf{d}_M\|_2}{\lambda}\right) \right]^T \quad (19)$$

当杂波和噪声相互独立, 噪声为方差为 σ_n^2 的高斯白噪声, 那么, 估计的协方差矩阵可写为:

$$\mathbf{R}_I(f_d) = \frac{1}{N_r} E\left(\sum_i \mathbf{C}(r, f_a, \mathbf{J}_c) \mathbf{C}^\dagger(r, f_a, \mathbf{J}_c)\right) + \sigma_n^2 \mathbf{I}_M \quad (20)$$

2.2 检验统计量

检测动目标的检测统计量为:

$$T(J) = \left| \int S^*(f_a, J) R_I^{-1}(f_a) Z(r, f_a, J) df_a \right|^2 \quad (21)$$

从上式可知, 先利用协方差矩阵 R_I 的逆矩阵对每个多普勒频率进行杂波抑制, 再与动目标导引矢量 S 的共轭相乘, 通过相干积分使得动目标信号最大, 完成波束形成。

为了在图像域完成图像检测, 对待检测数据进行信号处理, 变换到图像域, 得到图像域的检验统计量为:

$$T_{\text{ISTAP}}(r, T, J) = \frac{\left| h(T, J_s) \int S_I^*(f_a, J_s) R_I^{-1}(f_a) Z(r, f_a) e^{j2\pi f_a T} df_a \right|^2}{\int S_I^*(f_a, J_s) R_I^{-1}(f_a) S_I(r, f_a) df_a} \geq \eta_I \quad (22)$$

式中函数 h 为 BP 成像中方位向处理的相关函数, 通过该变换能实现距离徙动校正和方位向聚焦。

通过不断迭代, 得到不同速度参数下的检测统计量, 当检测统计量超过门限时, 说明假设 H_1 成立, 即存在目标, 此时迭代所利用的速度参数即为目标参数, 在该套参数下聚焦良好。

3 性能分析

本文利用 GEO 卫星编队技术来实现动目标检测, 通过仿真验证, 可以分析上文所述的 GEO 编队系统的性能, 仿真的卫星轨道参数如表 1 所示, 仿真的相关参数如表 2 所示。

表 2 卫星仿真参数设置

Table 2 Simulation parameters of satellite

wavelength/m	satellite velocity/(m/s)	satellite number	PRF/Hz	baseline/km	look-down angle/(°)
0.24	500	3	500 & 1 000	10	4.65

通过仿真可以得到所述方法的空时特性如图 3 所示, 图中反映了利用 GEO SAR STAP 进行动目标检测时, 改善因子的分布情况。从图中可以看出, 对于 GEO SAR 而言, 杂波抑制可以达到 45 dB, 而且最小可检测速度比较小, 小于 5 m/s。同时, 对于不同的脉冲重复频率, 最大可检测速度会发生显著的变化。当脉冲重复频率为 500 Hz 时, 最大可检测速度为 55 m/s; 脉冲重复频率为 1 000 Hz 时, 最大可检测速度能够达到 100 m/s 以上, 不需要考虑盲速对动目标检测产生的影响。

和低轨的动目标检测相比, 从杂波抑制的角度看, 高轨和低轨的性能相差不大; 从最小可检测速度的角度, 高轨的最小可检测速度明显小于低轨的最小可检测速度。因此 GEO SAR STAP 对于检测慢速目标较低轨而言有更好的性能。

4 结论

本文基于 GEO SAR 卫星编队进行了动目标检测分析。考虑 GEO 卫星很难搭载体积大和质量大的相控阵天线, 故采用分布式 GEO 卫星的方法, 多颗小卫星协同工作。针对 GEO 卫星的关键问题, 提出了一种 GEO SAR 进行动目标检测的方法, 将 STAP 处理和 BP 成像相结合, 并给出了动目标检测的检验统计量。最后通过仿真分析可以发现, 提出的 GEO SAR STAP 方法的杂波抑制能够达到 45 dB, 而且当脉冲重复频率达到 500 Hz 时, 最大可检测速度能够达到 55 m/s, 此时, 不需要考虑盲速对动目标检测的影响。GEO SAR STAP 的最小可检测速度优于低轨的 STAP 技术, 约为 5 m/s, 更适合于进行慢速目标检测。

参考文献:

- [1] KLEMM R. Applications of space-time adaptive processing[M]. England: IET Digital Library, 2004.

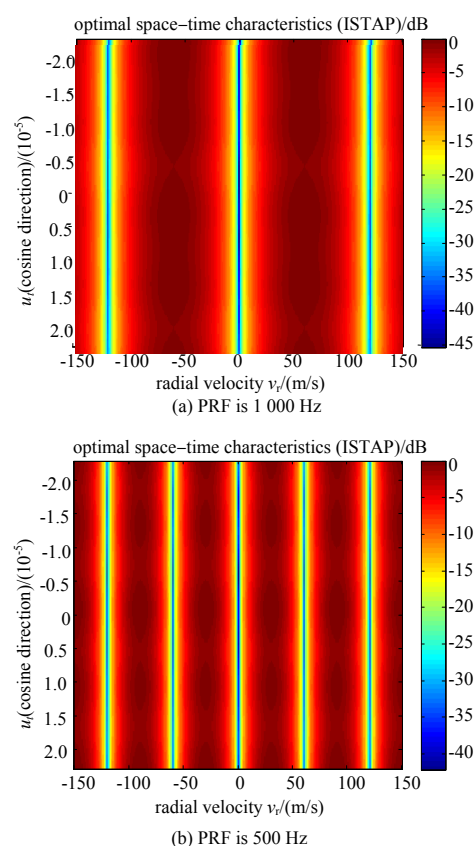


Fig.3 Space-time characteristic of GEO SAR STAP
图 3 GEO SAR STAP 方法的空时特性

- [2] 王永良. 空时自适应信号处理[M]. 北京:清华大学出版社, 2000. (WANG Yongliang. Space-time adaptive signal processing[M]. Beijing:Tsinghua University Press, 2000.)
- [3] CERUTTI-MAORI D,SIKANETA I. Optimum GMTI processing for space-based SAR/GMTI systems-theoretical derivation[C]// 8th European Conference on Synthetic Aperture Radar. Aachen,Germany:VDE, 2010:1-4.
- [4] ENDER J H G. Space-time adaptive processing for synthetic aperture radar[C]// IEE Colloquium on Space-Time adaptive processing. London UK:IEEE, 1998:1-18.
- [5] CERUTTI-MAORI D,SIKANETA I,GIERULL C H. Optimum SAR/GMTI processing and its application to the radar satellite RADARSAT-2 for traffic monitoring[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 2012,50(10):3868-3881.
- [6] CERUTTI-MAORI D,SIKANETA I. Optimum GMTI processing for space-based SAR/GMTI systems—simulation results[C]// 8th European Conference on Synthetic Aperture Radar. Aachen,Germany:VDE, 2010:1-4.
- [7] CERUTTI-MAORI D,SIKANETA I C. System-dependent decorrelation sources in multi-channel SAR-GMTI and their impact on DPCA[C]// Proceedings of the International Radar Conference. Bordeaux,France:[s.n.], 2009.
- [8] 杨帆,崔祜涛,崔平远. 编队飞行卫星轨道的初步设计研究[J]. 飞行力学, 2005,23(2):59-62. (YANG Fan,CUI Hutao, CUI Pingyuan. The preliminary design study of formation flying satellites orbit[J]. Flight Mechanics, 2005,23(2):59-62.)
- [9] 王鹏基,杨涤. 小卫星编队飞行队形设计与轨道要素确定[J]. 飞行力学, 2002,20(3):39-43. (WANG Pengji,YANG Di. Design of small satellite formation flying formation and orbital elements[J]. Flight Mechanics, 2002,20(3):39-43.)
- [10] 陈永志. 分布式卫星编队构形设计研究[D]. 北京:装备指挥技术学院, 2004. (CHEN Yongzhi. The distributed satellite formation configuration design research[D]. Beijing:Equipment Command Institute of Technology, 2004.)
- [11] 黄卫东. 分布式卫星系统轨道构形设计与控制方法研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2004. (HUANG Weidong. The distributed satellite orbit configuration design and system control method research[D]. Changsha,China:National University of Defense Technology, 2004.)
- [12] HU C, LONG T, LIU Z, et al. An improved frequency domain focusing method in geosynchronous SAR[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 2014,52(9):5514-5528.
- [13] HU B, JIANG Y, ZHANG S, et al. Focusing of geosynchronous SAR with nonlinear chirp scaling algorithm[J]. Electronics Letters, 2015,51(15):1195-1197.
- [14] DING Z, SHU B, YIN W, et al. A modified frequency domain algorithm based on optimal azimuth quadratic factor compensation for geosynchronous SAR imaging[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations & Remote Sensing, 2016,9(3):1119-1131.
- [15] HU C, LONG T, TIAN Y. An improved nonlinear chirp scaling algorithm based on curved trajectory in geosynchronous SAR[J]. Progress In Electromagnetics Research, 2013(135):481-513.
- [16] ZENG T, YANG W, DING Z, et al. A refined two-dimensional nonlinear chirp scaling algorithm for geosynchronous earth orbit SAR[J]. Progress In Electromagnetics Research, 2013(143):19-46.
- [17] LIU F, HU C, ZENG T, et al. A novel range migration algorithm of GEO SAR echo data[C]// Geoscience and Remote Sensing Symposium. Honolulu, HI, USA:IEEE, 2010:4656-4659.
- [18] YANG W, LIU F, HU C, et al. Modified range migration algorithm in GEO SAR system[C]// 8th European Conference on Synthetic Aperture Radar. Aachen, Germany:VDE, 2010:1-4.

作者简介:



崔 畅(1994-), 女, 湖南省岳阳市人, 在读博士研究生, 主要研究方向为地球同步轨道合成孔径雷达信号处理. email:770699424@qq.com.

胡 程(1981-), 男, 湖南省岳阳市人, 博士, 教授, 主要研究方向为地球同步轨道合成孔径雷达成像处理、双基地合成孔径雷达成像处理和前向散射雷达信号处理.

董锡超(1986-), 男, 山东省潍坊市人, 博士, 副研究员, 主要研究方向为地球同步轨道合成孔径雷达、微波遥感和气象雷达.