

文章编号:1001-2486(2005)04-0085-06

基于测高精度最优值的星载分布式 InSAR 编队构形设计方法*

黄海风, 邓泳, 梁甸农

(国防科技大学 电子科学与工程学院, 湖南长沙 410073)

摘要:编队构形设计是分布式干涉 SAR 系统总体设计的关键问题,它必须紧密结合系统性能评价和编队运动规律进行。针对星载分布式干涉 SAR 的双站、斜视、空间基线等特点,以主星带辅星群分布式 InSAR 为例,建立干涉测高精度与基线矢量的关系;以直角坐标过渡,建立基线矢量与卫星间轨道根数差的关系,从而建立了测高精度与卫星轨道根数差的关系;以雷达工作的中间时刻达到测高精度最优值为设计准则,得到双星和多星编队设计方法;仿真分析表明根据上述设计方法得到的优化编队构形,其测高性能要优于干涉车轮和干涉钟摆编队。

关键词:干涉合成孔径雷达;编队飞行;分布式卫星;编队优化设计

中图分类号: TN957 **文献标识码:** A

A Formation Design Approach of the Distributed Spaceborne InSAR Based on Height-measure Optimal Accuracy Value

HUANG Hai-feng, DENG Yong, LIANG Dian-long

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

Abstract: The formation configuration design of the distributed spaceborne interferometric SAR (DSInSAR) is the key issue of the system design. The system performance optimization and formation flying orbit dynamic characteristic are its two basic restrictions. The DSInSAR has the characteristic of bistatic, squint and spatial baseline. As an example, a master transmitter satellite and multi receiver satellite system is analyzed. The relation of height-measure accuracy and baseline vector is established. The relation between the differences of the two satellite orbit roots and baseline vector is set up too. So the baseline vector can be expressed by root difference. A formation designing rule that optimal height-measure accuracy can be acquired in the middle time of the system working is presented. Base on this rule, a design method of the two satellite and multi-satellite formation is presented. Simulation shows that the height-measure accuracy value of the optimal formation configuration is prior to that of interferometric cartwheel and pendulum.

Key words: interferometric synthetic aperture radar; formation flying; distributed satellite; optimal formation configuration design

分布式合成孔径雷达系统是将卫星编队和星载雷达技术相结合形成的新体制雷达系统^[1-3],它通过极大地扩大等效孔径、提高测量基线长度实现单星 SAR 很难获得的高性能探测,如高分辨大测绘带 SAR 成像、高精度 InSAR 测高、GMTI 等。由于卫星编队构形极大地影响系统性能,因此分布式 SAR 编队构形设计是系统总体研究的关键技术之一,是各种分布式卫星 SAR 系统研究的共性问题。编队设计必须紧密结合系统性能评价和编队运动规律进行。分布式 InSAR 一般具有星载双站、斜视、空间基线等特点,以主星带辅星群体制为例,如图 1,主星发射信号,经地面反射,被辅星编队星群斜视接收,辅星间形成空间基线,在空间基线满足一定条件下,可以利用辅星间的接收数据进行干涉测高处理。其实现方法类似于双天线单通过干涉 SAR,但复杂程度大大提高。目前国内外公开文献^[2,4,5]都是基于传统正侧视干涉 SAR 测高方法进行性能分析、评价和编队设计,这与实际情况不符。并且其编队设计都是建立在一些典型编队构形上,例如 Cartwheel (Pendulum, Carpe)^[2,6]、星下点圆形构形^[3]、空间圆形构形^[3,5]等,没有从系统测高性能优化角度进行编队设计。

* 收稿日期:2005-01-12

基金项目:国家部委资助项目

作者简介:黄海风(1976—),男,博士生。

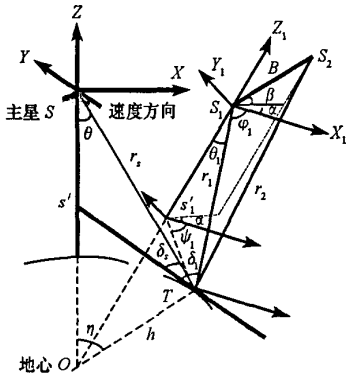


图1 主星带辅星编队飞行 InSAR 几何关系
Fig.1 DSInSAR geometry

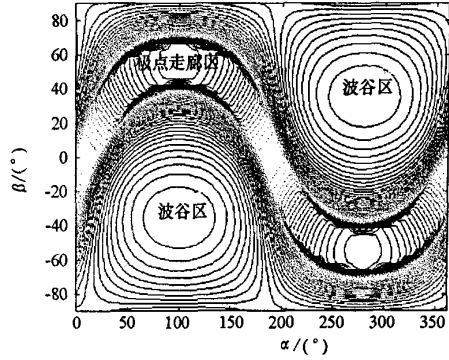


图2 测高精度与基线姿态角的关系(等高线图)
Fig.2 Relation of height precision and baseline attitude

1 测高精度与基线矢量的关系

对于主星带辅星群分布式 InSAR 干涉测高几何测量误差与基线矢量的关系,文献[7]已给出详细结果,在此作简要说明。在图 1 中,建立主星 S 轨道坐标系, Z 轴由地心指向主星 S , Y 轴垂直主星轨道面, X 轴在轨道面内垂直于 Z 轴并指向运动方向为正,三轴符合右手法则,同理可建立辅星 S_1 的轨道坐标系。 H_0 为 S_1 地心距, r_1 为目标 T 与 S_1 间的距离, B 为基线长度, α 为基线方位角,定义为基线矢量在 $X_1 Y_1$ 平面内的投影与 X_1 轴的夹角, β 为基线高低角,定义为基线矢量与 $X_1 Y_1$ 平面的夹角, Ψ_1 为雷达视线方位角,定义为视线矢量在 $X_1 Y_1$ 平面内的投影与 X_1 轴的夹角。基于主星带辅星群干涉 SAR 的星载双站、斜视,空间基线等特点,得到目标地心距 h (绝对高程)与七个参数: H_0 、 r_1 、基线矢量 (B 、 α 、 β)、 Ψ_1 , 以及干涉相位 $\Delta\phi$ 之间的函数关系:

$$h = \sqrt{H_0^2 + r_1^2 - 2H_0 r_1 \cos \left[\gamma(\alpha, \beta, \Psi_1) - \arcsin \left(\frac{\lambda \Delta\phi}{2\pi \sqrt{A(\alpha, \beta, \Psi_1)} B} \right) \right]} \quad (1)$$

其中 $\tan[\gamma(\alpha, \beta, \Psi_1)] = \frac{\tan\beta}{\cos(\alpha + \Psi_1)}$;

$$A(\alpha, \beta, \Psi_1) = \sin^2\beta + \cos^2\beta \cos^2(\alpha + \Psi_1)。$$

由上式可得干涉测高测量误差与各参数误差的关系。除了干涉相位误差 $\Delta\phi_e$ 外,其它参数误差均属于几何测量误差,假设可通过测控系统得到。文[7]假设 $\Delta\phi_e$ 为定值,这与实际不符,实际上,干涉相位误差 $\Delta\phi_e$ 与基线去相关有关,因此与基线矢量有关^[8]。以下只给出基线去相关公式:

$$\gamma_{spatial} = \gamma_u \cdot \gamma_z \approx \left(1 - \frac{\rho_z B'_\perp}{\lambda r_1} \cos\theta_1\right) \cdot \left(1 - \frac{\rho_x B'_\perp}{\lambda r_1} \sin\varphi_1\right) \quad (2)$$

其中, $B'_\perp = B(\sin\beta\sin\theta_1 + \cos\beta\cos\theta_1\cos(\alpha + \Psi_1))$ 为空间基线在辅星距离高度平面上的投影在视线垂线方向上的分量,称为距离向有效垂直基线, $B''_\perp = B\cos\beta\sin(\alpha + \Psi_1)$ 为空间基线在水平面上的投影在水平视线垂线方向上的分量,在此称为方位向有效垂直基线。当 $\gamma_{spatial} = 0$ 时,此时对应的距离向和方位向临界基线 ρ_x 和 ρ_z , 分别是双站 SAR(主星 S 和 S_1) 方位和地距分辨率。

综上所述,可以得到测高误差的定量表示^[7,8]。假设其它参数已知,可以建立绝对测高精度与基线矢量的关系,为显示方便,取定基线长度,等高线图 2 示出测高精度随基线姿态角变化的情况,图中极点走廊区对应测高误差很大的情况,波谷区对应测高误差很小的情况,极点走廊中心线对应 $B'_\perp = 0$, 即基线姿态角满足关系 $\tan\beta\tan\theta = -\cos(\alpha + \Psi)$, 波谷最低点对应 B'_\perp 取其最大值 B , 即 $\alpha = -\Psi$ 和 $\beta = \theta$ 的情况。最优基线矢量 B_{opt} (对应测高精度最优值)采用非线性规划的方法得到:

$$B_{opt} : \sigma_h(B_{opt}) = \min_{B < B_c} \left(\min_{\alpha, \beta \in (0, 2\pi)} \sigma_h(B, \alpha, \beta) \right) \quad (3)$$

2 基线矢量与卫星间轨道根数差的关系

2.1 确定基线矢量在辅星 S_1 质心轨道坐标系中的直角坐标表示

基线矢量与其在 S_1 质心轨道坐标系中的直角坐标的关系如下:

$$\begin{cases} x(t) = B(t) \cos\beta(t) \cos\alpha(t) \\ y(t) = B(t) \cos\beta(t) \sin\alpha(t) \\ z(t) = B(t) \sin\beta(t) \end{cases} \quad (4)$$

$$B(t) = \sqrt{x^2(t) + y^2(t) + z^2(t)}$$

$$\alpha(t) = \arctan \frac{y(t)}{x(t)}, \beta(t) = \arcsin \frac{z(t)}{B(t)}$$

2.2 确定基线直角坐标与卫星间轨道根数差的关系

假设卫星 S_1 轨道根数 $root_1 = [a_1, e_1, i_1, \Omega_1, \omega_1, f_1]$ 已知,并称卫星 S_1 为参考卫星,卫星 S_2 为绕飞卫星。则基线直角坐标 $[x(t), y(t), z(t)]^T$ 与卫星间轨道根数差 $[\delta e, \delta i, \delta \Omega, \delta \omega, \delta \tau]^T$ 的关系是^[9]:

$$\begin{cases} x(t) = -\frac{3}{2} n_1 \cdot t \cdot \delta a + 2a_1 \cdot \sin f_1(t) \cdot \delta e + a_1 \cdot \cos i_1 \cdot \delta \Omega + a_1 \cdot \delta \omega + n_1 \cdot a_1 \cdot \delta \tau \\ y(t) = -a_1 \cdot \cos f_1(t) \cdot \delta i - a_1 \cdot \sin f_1(t) \cdot \sin i_1 \cdot \delta \Omega \\ z(t) = -\delta a + a_1 \cdot \cos f_1(t) \cdot \delta e \end{cases} \quad (5)$$

其中 n_1 是卫星 S_1 的平角速度,由于近点角 f 与过近地点时刻 τ 一一对应,因此近地点时刻之差 $\delta \tau$ 可以唯一确定近点角之差 δf 。

在二体运动假设下,卫星伴随飞行的前提条件是半长轴相等 $a_c = a_1 = a$,即 $\delta a = 0$,因此

$$[x(t), y(t), z(t)]^T = A(t) \cdot [\delta e, \delta i, \delta \Omega, \delta \omega, \delta \tau]^T \quad (6)$$

$$\text{其中 } A(t) = \begin{bmatrix} 2a_1 \cdot \sin f_1(t) & 0 & a_1 \cdot \cos i_1 & a_1 & n_1 \cdot a_1 \\ 0 & -a_1 \cdot \cos f_1(t) & -a_1 \cdot \sin f_1(t) \cdot \sin i_1 & 0 & 0 \\ a_1 \cdot \cos f_1(t) & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

由式(4)和式(6)可以得到基线矢量与轨道根数差的关系。

3 卫星编队设计方法

3.1 双星编队设计

卫星间的绕飞运动周期与它们绕地球公转的周期相同,卫星间的基线矢量变化是连续缓变的,因此测高精度的变化也是连续缓变的。又因为合成孔径雷达系统运行一圈的工作时间很短(在分钟量级),只要保证在工作时间内的测高精度较高即可,因此本文编队设计的准则是在雷达工作的中间时刻达到测高精度最优值。

假设干涉 SAR 在一圈内工作时间的中间时刻为 t_0 ,由式(3)得到测高精度最优点对应的最优基线矢量 B_{opt} ,由式(4)计算对应的 t_0 时刻直角坐标 $[x(t_0), y(t_0), z(t_0)]^T$,进而由式(6)得到 t_0 时刻直角坐标和卫星轨道根数差的关系:

$$[x(t_0), y(t_0), z(t_0)]^T = A(t_0) \cdot [\delta e, \delta i, \delta \Omega, \delta \omega, \delta \tau]^T \quad (7)$$

上式为非线性方程组,该方程组的极小范数最小二乘解为

$$[\delta e, \delta i, \delta \Omega, \delta \omega, \delta \tau]^T = A^+(t_0) [x(t_0), y(t_0), z(t_0)]^T \quad (8)$$

其中, $A^+(t_0)$ 是矩阵 $A(t_0)$ 的 Moore-Penrose 广义逆。

因此,可以得到绕飞卫星的轨道根数 $root_c = [a_c, e_c, i_c, \Omega_c, \omega_c, f_c]$ 。

3.2 多星编队设计

为了在双星编队基础上得到多星编队,采用基于节点坐标系的相对运动数学模型^[10]:

$$\begin{cases} x(t) = a\Delta\xi + 2ae\sin[nt - (\delta_c + \zeta_c)] \\ y(t) = -aj\sin(nt - \delta_c) \\ z(t) = ae\cos[nt - (\delta_c + \zeta_c)] \end{cases} \quad (9)$$

其中 e 表示绕飞卫星的偏心率、 j 是两颗卫星的轨道面夹角、 $\Delta\xi$ 是绕飞卫星到达近地点时与参考卫星的纬度幅角差,若 $\Delta\xi = 0$, 则参考卫星处于绕飞卫星绕飞轨迹的中心; δ_c 是绕飞卫星在节点坐标系中的升交点赤经, ζ_c 是绕飞卫星在节点坐标系中的近地点辐角。在参考卫星轨道根数已知的前提下, 这些参数与绕飞卫星的轨道根数是一一对应的, 因此根据 3.1 节得到的双星编队轨道根数可以确定这些参数。

假设由 3.1 节得到的双星编队构形满足 $\Delta\xi = 0$, 采用以下方法可以得到多个绕飞卫星编队设计方法。考虑任意两个绕飞卫星的相对运动:

$$\begin{cases} \Delta x(t) = x_1(t) - x_2(t) = 2a(2e\sin\frac{\omega_{c1} - \omega_{c2}}{2})\sin(nt' - \frac{\omega_{c1} + \omega_{c2}}{2}) \\ \Delta y(t) = y_1(t) - y_2(t) = -a(2j\sin\frac{\delta_{c1} - \delta_{c2}}{2})\sin(nt' - \frac{\delta_{c1} + \delta_{c2}}{2}) \\ \Delta z(t) = z_1(t) - z_2(t) = a(2e\sin\frac{\omega_{c1} - \omega_{c2}}{2})\cos(nt' - \frac{\omega_{c1} + \omega_{c2}}{2}) \end{cases} \quad (10)$$

其中 $\omega_{ci} = \delta_{ci} + \zeta_{ci}$, $nt' = nt + \pi/2$, 而绕飞轨迹重合的任意两个卫星满足 $\zeta_{c1} = \zeta_{c2} = \zeta_c$ ^[10], 因此 $\frac{\omega_{c1} - \omega_{c2}}{2} = \frac{\delta_{c1} - \delta_{c2}}{2}$ 。

为使这两个绕飞卫星形成的基线矢量变化规律与双星编队相同, 令

$$\begin{cases} 2e\sin\frac{\delta_{c1} - \delta_{c2}}{2} = e_0 \\ 2j\sin\frac{\delta_{c1} - \delta_{c2}}{2} = j_0 \end{cases} \quad (11)$$

为避免混淆, 将式(9)中的 e, j 分别用 e_0, j_0 替换。

由此得到均匀分布于同一绕飞轨迹的多星编队设计步骤:

- (1) 计算 ζ_{c1}, ζ_{c2} ($\zeta_{c1} = \zeta_{c2} = \zeta_c$);
- (2) δ_{ci} 可以任取, 根据卫星数目 N 计算 $\delta_{ci} = \delta_{c1} - i \cdot 2\pi/N$;
- (3) 由式(11)计算 e 和 j ;
- (4) 由参考卫星轨道根数和 δ_{ci}, ζ_c, e 和 j 计算第 i 个伴随卫星的轨道根数^[10]。

采用上述方法得到的多星编队, 其中任意相邻两星的基线矢量变化规律与双星编队的基线矢量相同, 因此测高精度变化也相同。

4 仿真分析

采用表 1 中的参数, 设主星和辅星群编队的参考卫星距离约为 100km, 则 $\theta_c \approx 35.31^\circ$, $\varphi_c \approx 95.15^\circ$, $\Psi_1 = 98.93^\circ$ 。假设参考卫星为圆轨道, 因此可以得到参考卫星的轨道根数, 如表 2 所示。取双站 SAR 信噪比 $SNR = 6\text{dB}$ 。各量的测量误差取 $H_{0e} = 1\text{m}, r_{1e} = 3\text{m}, B_e = 0.1\text{m}, \alpha_e = 5'', \beta_e = 5'', \Psi_{1e} = 5''$, 而 $\Delta\phi_e$ 根据基线去相关系数和双站 SAR 信噪比计算^[8], 可以得到测高精度随基线姿态角变化的规律, 如图 3(a) 所示。由式(3)计算得到 $B_{opt} \approx 2.2\text{km}, \alpha_{opt} \approx 100^\circ, \beta_{opt} \approx -34^\circ$ 。假设对赤道区域的绝对高程感兴趣, 根据参考卫星的轨道根数, 可以计算雷达工作的中间时刻 $t_0 = 0$ 。由(4)和(8)式可以得到双星优化编队的绕飞卫星轨道根数, 如表 2 所示。将编队 1 和 2 的测高性能与干涉车轮(Cartwheel)和干涉钟摆(Pendulum)进行比较, 对车轮和钟摆构形也进行优化设计(以达到各自测高精度最优值为设计准则), 三种编队的轨道根数, 基线姿态分布以及测高性能如表 2, 图 3(a)和图 3(b)所示, 仿真结果说明, 从测高精度最优值以

及工作时间内的测高性能来说,优化编队的测高性能要优于干涉车轮和钟摆编队。因为参考卫星近似处于绕飞轨迹的中心位置,即 $\Delta\zeta \approx 0$,可以采用多星编队设计方法得到相应的多星编队(表 2 列出了三星编队的轨道根数),以提高系统整体测高性能。图 4(a)示出了均匀分布的三星编队任意两星组合形成的三个基线矢量测高精度图,由于绕飞相位相差 120° ,使得系统整体性能提高了 3 倍。其编队空间构形及其各坐标面的投影如图 4(b)所示。

表 1 主星及其星载 SAR 系统主要参数

Tab.1 Main parameters of master satellite and SAR

系统卫星参数		系统雷达参数	
卫星轨道半长轴	7159.4927km	发射信号波长	5.6cm
偏心率	0.0004262	发射脉冲带宽	16MHz
轨道倾角	97.889°	发射脉冲宽度	$25\mu\text{s}$
升交点赤经	280°	脉冲重复频率	2000Hz
近地点辐角	0°	下视角	35°

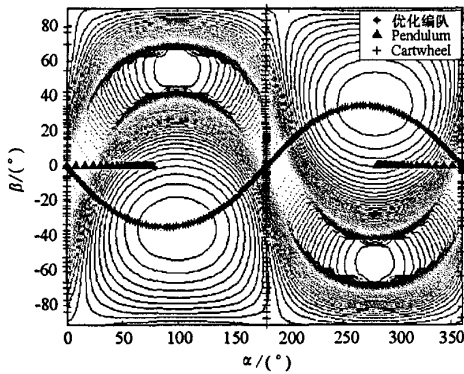


图 3(a) 基线姿态角分布图
Fig.3(a) Formation baseline attitude angle

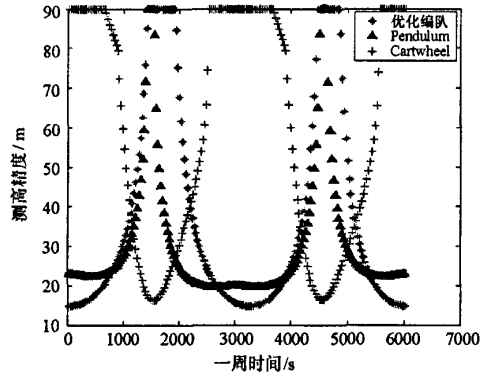


图 3(b) 一周内测高精度比较
Fig.3(b) Comparison of height precision in one cycle

表 2 仿真结果比较

Tab.2 Comparison of simulation result

	轨道根数 $root = (a, e, i, \omega, \Omega, f)$	测高误差最小值
参考卫星	$[7.1594927e+6; 0; 1.70848535148473; 4.88692190558412; 0; 0]$	14.8m
双星编队卫星	$[7159492; 1.718312e-4; 1.7084854; 4.886669; 9.47352e-6; 1.0289e-11]$	
三星编队卫星 1	$[7159492; 9.92068e-5; 1.7086301; 4.886922; 1.5708058; -1.5708058]$	
三星编队卫星 2	$[7159492; 9.92068e-5; 1.7084129; 4.886795; -0.5235893; 0.5235893]$	14.8m
三星编队卫星 3	$[7159492; 9.92068e-5; 1.7084129; 4.887048; 3.665201; -3.665201]$	
Cartwheel	$[7159492; 8.520157e-4; 1.7084853; 4.886922; -1.5707963; 1.57079632]$	16.2m
Pendulum	$[7159492; 0; 1.7084853; 4.887604; 0; 0.00023327]$	19.7m

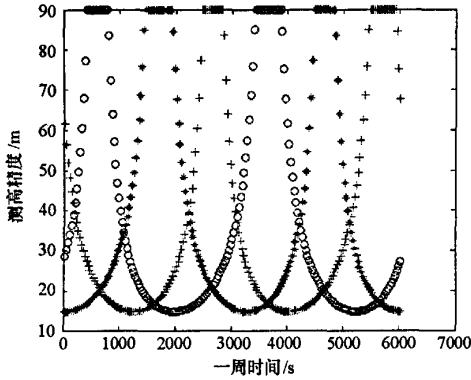


图 4(a) 三星编队测高精度图

Fig.4(a) Height precision of three satellite formation

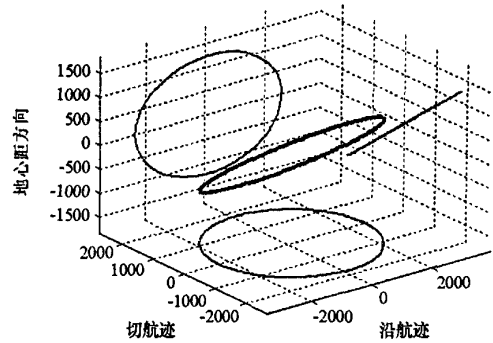


图 4(b) 三星编队空间构形和坐标面投影

Fig.4(b) Configuration and projection of three satellite formation

5 结论

针对星载分布式干涉 SAR 系统,以基线矢量过渡,建立测高精度与卫星轨道根数差的关系。以雷达工作的中间时刻达到测高精度最优值为设计准则,得到双星编队设计方法。在双星编队的基础上,采用基于节点坐标系的相对运动数学模型得到多星编队设计方法。仿真分析表明根据上述设计方法得到的优化编队构形,其测高性能要优于干涉车轮和干涉钟摆编队,验证了编队设计方法的正确性和有效性。后续的工作是,考虑摄动情况下进一步完善分布式 InSAR 的编队设计方法。

参考文献:

- [1] 刘建平, 梁甸农, 何峰. 主星带伴随微小卫星编队 SAR 系统的空间分辨率分析[J]. 国防科技大学学报, 2004, 26(3): 78 - 82.
- [2] Krieger G, et al. Comparison the Interferometric Performance for Spaceborne Parastic sar Configurations[A]. EuSAR2002.
- [3] Burns R, McLaughlin C A, et al. TechSat 21: Formation Design, Control and Simulation[A]. Aerospace conference proceedings[C], 2000 IEEE, Vol.7: 19 - 25.
- [4] Rosen P A, et al. Synthetic Aperture Radar Interferometry[J]. Proceedings of the IEEE, 2000, 88(3).
- [5] 徐华平, 周荫清. 分布式星载干涉 SAR 中空间基线的分析与设计[J]. 电子与信息学报, 2003, 25(9): 1194 - 1199.
- [6] 陈杰, 周荫清, 李春升. 分布式 SAR 小卫星编队轨道设计方法研究[J]. 中国科学 E 辑, 2004, 34(6): 654 - 662.
- [7] 董臻, 梁甸农, 何峰. 星载双基地 SAR 干涉测高精度分析[A]. 分布式航天器新概念及其应用技术研讨会论文集[C], 2004: 315 - 323.
- [8] 黄海风, 梁甸农, 何峰, 等. 星载寄生式干涉 SAR 编队设计约束条件分析[A]. 空间电子学学术年会会议集[C], 2004: 261 - 268.
- [9] Alfred N G, Ralph G. Orbit Selection for Radarsat Interferometric Tandem Mission[A]. International Symposium Formation Flying Mission & Technologies[C], 2002, Toulouse, France: 29 - 31.
- [10] Xiao Y L, Zhang X M. Orbital Characteristics and Prospective Applications of Cluster of Companion Satellites[J]. IAA - 99 - IAA. 11.1.09.

