

一种实用化的星机双基地 SAR 空间同步方法

周鹏^{①②} 皮亦鸣^①

^①(电子科技大学电子工程学院 成都 610054)

^②(中国石油大学(华东)信息与控制工程学院 东营 257061)

摘要: 由于卫星和飞机在飞行速度上的较大差异,收发平台波束指向的空间同步是星机双基地 SAR 的一大技术难点。该文在已有文献所提出方法的基础上,考虑了卫星运行在椭圆轨道、地球是一个椭球体、飞机与卫星的飞行方向可能不平行等实际情况,建立了控制收发天线指向的数学模型并推导了相关公式。仿真结果验证了所提出方法的可行性,结果表明:该方法能在保持较高分辨率的前提下获得实用的场景大小。

关键词: 星机双基地 SAR; 空间同步; 滑动聚束式; 波束指向控制

中图分类号: TN957

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2008)06-1312-04

A Practical Method for Spatial Synchronization in Spaceborne/Airborne Hybrid Bi-static SAR

Zhou Peng^{①②} Pi Yi-ming^①

^①(School of Electronic Engineering, University of Electronic Science and Technology, Chengdu 610054, China)

^②(School of Information and Control Engineering, University of Petroleum, Dongying 257061, China)

Abstract: Since there is high difference between the velocities of platforms, the spatial synchronization of the antenna footprints is a big methodical and technological challenge for spaceborne/airborne hybrid bi-static SAR. Based on the method presented in the published literatures, a mathematical model for antenna steering is established and a set of concerned formulae is derived aiming to accommodate the ellipsoidal trajectory of satellites, the ellipsoidal shape of the earth and non-parallel trajectories between the platforms. The practicability of the proposed method is verified by the result of the simulation, which shows that it can achieve useful scene extension in azimuth with an adequate resolution in azimuth.

Key words: Spaceborne/airborne hybrid bi-static SAR; Spatial synchronization; Sliding spotlight mode; Beam steering

1 引言

由于收发分置,双基地合成孔径雷达(BI-static Synthetic Aperture Radar, BI-SAR)具有隐蔽性强、抗干扰、反隐身、生存能力强等优点。在 BI-SAR 中,照射源及接收平台的位置可以有多种选择。其中,由卫星发射、飞机接收的配置形式——星机双基地 SAR 系统(以下简称“系统”),具备独特的“远发近收”特点,既能充分发挥卫星站得高、看得远、覆盖面广的优势,又保持了较高的信噪比,同时还能充分发挥飞机机动性强的特点。为此,系统的研究受到了越来越广泛的关注,在国外已有相关试验付诸了实施^[1-3]。

由于卫星的飞行速度远大于飞机的速度,收发平台波束指向的空间同步是系统的一大技术难点。文献[4]最早给出了一种解决方案,其核心思想是在发射平台使用“滑动聚束式”^[5]或聚束式的工作模式,目的是降低卫星波束足迹的移

动速度;与此同时,接收平台通过对天线指向的控制实现对发射波束的“追赶”。其存在的主要不足是:该方法在解决接收平台天线指向控制问题时所建立的数学模型过于繁琐,文献[6]利用矢量分析法进行了简化。这些研究成果为系统空间同步技术的研究提供了很好的基础。然而,这些方法均假设卫星沿直线匀速飞行、地球表面是一个平面、飞机与卫星的飞行方向平行,这些假设影响了上述方法的实用性。本文针对以上不足,提出了相应的解决方案。

2 工作模式与空间几何关系

2.1 工作模式

雷达卫星飞行在 500km-800km 高的近地轨道上,飞行速度是飞机的数十倍。传统的条带式由于不对天线指向实施控制,在系统中已没有实际意义。为获得实用的场景大小,必须设法降低卫星波束的移动速度,从而使飞机在相对较长的时间内保持与卫星波束的同步。

为降低卫星波束的移动速度,可让卫星以滑动聚束式或聚束式工作^[4]。滑动聚束式的概念由 Belcher 在文献[5]中提

2006-12-01 收到,2007-06-11 改回

教育部新世纪优秀人才支持计划(23901019)和四川省青年科技基金会(06ZQ026-006)资助课题

出,该模式是条带式与聚束式的结合,可在场景面积和方位分辨率间进行权衡,是一种比较灵活的工作模式。图1给出了该模式的波束控制过程,其中 C 点为场景中心, O 点为“虚拟”的“转动中心”, $R_{rot,s}$ 为 O 点与成像场景之间的垂直距离, $A_{max,s}$ 为卫星天线的最大操控角。

即使卫星以滑动聚束式或聚束式工作,仍不能完全解决问题。因为卫星天线操控角只能在较小的范围内变化,所以卫星保持相应工作模式的时间只能持续数秒。在这段时间内,如果飞机采用条带式,则系统的成像范围只有几百米。因此,必须对飞机天线的指向也实施必要的控制,从而增加成像场景的大小。图2给出了一种控制方法^[4],其中 W 点为“虚拟”的“转动中心”, $R_{rot,a}$ 为 W 点与飞机航迹之间的垂直距离, $A_{max,a}$ 为飞机天线的最大操控角。通过对飞机初始位置及天线指向的合理控制,可在相对较长的时间内实现对发射波束的“追赶”,从而获得实用的场景大小。

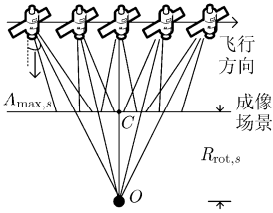


图1 滑动聚束式

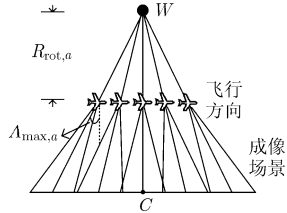


图2 飞机波束的追赶

2.2 空间几何关系

为描述卫星与地球间相对运动的方便,可以将卫星、目标和飞机统一到转动地心坐标系^[7]下。该坐标系是一个地球固联坐标系,坐标原点为地心, X 轴位于赤道平面,正方向指向格林尼治子午线, Z 轴为地球自转轴,正方向指向北极方向, Y 轴符合右手规则。

为考虑地球曲率对系统的影响,本文的地球模型采用椭圆地球模型。设 (x_t, y_t, z_t) 是目标在转动地心坐标系中的位置,则有:

$$(x_t^2 + y_t^2) / R_e^2 + z_t^2 / R_p^2 = 1 \quad (1)$$

其中 R_e 和 R_p 分别为地球的赤道半径和极半径。

为描述系统空间几何关系的方便,在转动地心坐标系中

表1 描述空间几何关系的重要矢量(τ 为方位向时间)

卫星相关矢量	用途	飞机相关矢量	用途
$P_s(\tau)$	卫星位置矢量	$P_a(\tau)$	飞机位置矢量
$A_s(\tau)$	卫星天线指向矢量	$A_a(\tau)$	飞机天线指向矢量
$F_s(\tau)$	波束中心位置矢量	$F_a(\tau)$	波束中心位置矢量
$V_s(\tau)$	卫星速度矢量	V_a	飞机速度矢量
$P_{rot,s}$	转动中心点位置矢量	$P_{rot,a}$	转动中心点位置矢量

定义如下矢量:

图3和图4给出了这些矢量的直观表示(注:图中为简化起见,用 P_s 表示 $P_s(\tau)$,用 P_{s0} 表示 $P_s(0)$,其它矢量的表示类似)。利用这些矢量,可以用一组公式完整地描述系统的空间几何关系,从而方便地实现对卫星及飞机天线指向的控制。

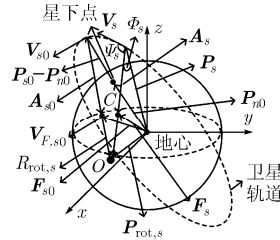


图3 卫星相关矢量的空间几何关系

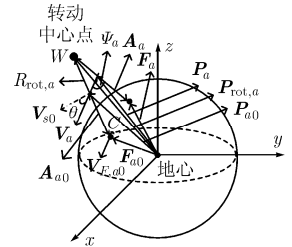


图4 飞机相关矢量的空间几何关系

3 波束指向控制

3.1 卫星天线指向的控制

如图3所示,对卫星天线指向的控制,实际上就是对两个指向角的控制,即 $P_s(\tau)$ 与 $A_s(\tau)$ 间的夹角 $\Phi_s(\tau)$ 、 $V_s(\tau)$ 与 $A_s(\tau)$ 间的夹角 $\Psi_s(\tau)$ 。对于 $P_s(\tau)$ 及 $V_s(\tau)$ 的计算,可通过求解开普勒方程进行计算^[7]。接下来的关键是如何计算 $A_s(\tau)$ 。

在 $\tau = 0$ 时刻,设定卫星天线处于正侧视状态,则 $A_s(0)$ 可通过与地球模型求交点计算得到^[7]。此时,若 $R_{rot,s}$ 已知,则转动中心点的位置矢量 $P_{rot,s}$ 可由式(2)确定。

$$P_{rot,s} = P_s(0) + [R_{rot,s} + |A_s(0)|] e_{A_s}(0) \quad (2)$$

其中 $e_{A_s}(0)$ 是 $A_s(0)$ 对应的单位矢量。根据 $P_s(\tau)$ 和 $P_{rot,s}$,通过与地球模型求交点,即可求出 $F_s(\tau)$ 。即有

$$\left. \begin{aligned} \frac{P_{s,x}(\tau) - F_{s,x}(\tau)}{F_{s,x}(\tau) - P_{rot,s,x}} &= \frac{P_{s,y}(\tau) - F_{s,y}(\tau)}{F_{s,y}(\tau) - P_{rot,s,y}} = \frac{P_{s,z}(\tau) - F_{s,z}(\tau)}{F_{s,z}(\tau) - P_{rot,s,z}} \\ \frac{F_{s,x}^2(\tau) + F_{s,y}^2(\tau)}{R_e^2} + \frac{F_{s,z}^2(\tau)}{R_p^2} &= 1 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

其中 $P_s(\tau) = [P_{s,x}(\tau) \ P_{s,y}(\tau) \ P_{s,z}(\tau)]$, $F_s(\tau) = [F_{s,x}(\tau) \ F_{s,y}(\tau) \ F_{s,z}(\tau)]$, $P_{rot,s} = [P_{rot,s,x} \ P_{rot,s,y} \ P_{rot,s,z}]$ 。通过解方程组(3)求出 $F_s(\tau)$ 后,即可利用式(4)求出 $A_s(\tau)$ 。

$$A_s(\tau) = F_s(\tau) - P_s(\tau) \quad (4)$$

求出 $A_s(\tau)$ 后,即可方便地计算出 $\Psi_s(\tau)$ 和 $\Phi_s(\tau)$ 。

$$\cos(\Psi_s(\tau)) = \frac{A_s(\tau) \cdot V_s(\tau)}{|A_s(\tau)| |V_s(\tau)|} \quad (5)$$

$$\cos(\Phi_s(\tau)) = \frac{A_s(\tau) \cdot P_s(\tau)}{|A_s(\tau)| |P_s(\tau)|} \quad (6)$$

根据以上分析,只要确定了 $R_{rot,s}$,即可根据式(2)-式(6)完成卫星天线指向的控制。

3.2 飞机初始位置的确定

在系统中,卫星的运行轨道固定,而飞机的飞行则比较

灵活。但为了实现空间同步,飞机的飞行路径必须满足一定的约束条件,其关键是确定飞机合适的初始位置(即 $\mathbf{P}_a(0)$)。

在本文所采用的控制方法中,设定 $\tau = 0$ 时刻飞机天线也恰好处于正侧视状态,并且卫星与飞机的波束中心点重合(即:收发天线均指向场景中心点 C)。即有

$$\mathbf{F}_a(0) = \mathbf{F}_s(0) \quad (7)$$

根据图5, $\mathbf{P}_a(0)$ 可由式(8)-式(10)进行计算。

$$\mathbf{A}_a(0) = \mathbf{E}_\theta \left[h_a \tan(\eta_a) \frac{\mathbf{F}_s(0) - \mathbf{P}_n(0)}{|\mathbf{F}_s(0) - \mathbf{P}_n(0)|} - h_a \mathbf{e}_s(0) \right] \quad (8)$$

$$\mathbf{E}_\theta = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\mathbf{P}_a(0) = \mathbf{F}_a(0) - \mathbf{A}_a(0) \quad (10)$$

其中 h_a 为飞机的高度, η_a 为波束入射角, $\mathbf{P}_n(0)$ 为 $\tau = 0$ 时刻卫星星下点的位置矢量, $\mathbf{e}_s(0)$ 为 $\mathbf{P}_s(0)$ 对应的单位矢量, θ 为飞机的飞行方向与 $\mathbf{V}_s(0)$ 之间的夹角, \mathbf{E}_θ 是考虑到收发飞行方向不平行情况下的转换矩阵。

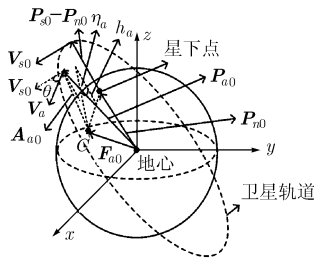


图5 飞机初始位置 $\mathbf{P}_a(0)$ 的确定

3.3 飞机天线指向的控制

如图4所示,对飞机天线指向的控制实际上就是对 $\Psi_a(\tau)$ 的控制。利用3.2节的方法确定 $\mathbf{P}_a(0)$ 以后,与3.1节的分析类似,只要确定了 $R_{\text{rot},a}$,即可通过式(11)-式(15)确定相关矢量,从而实现对飞机天线指向的控制。

$$\mathbf{P}_a(\tau) = \mathbf{P}_a(0) + \mathbf{V}_a \tau \quad (11)$$

$$\mathbf{P}_{\text{rot},a} = \mathbf{P}_a(0) - R_{\text{rot},a} \cdot \mathbf{e}_{A,a}(0) \quad (12)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{P_{\text{rot},a,x} - P_{a,x}(\tau)}{P_{a,x}(\tau) - F_{a,x}(\tau)} &= \frac{P_{\text{rot},a,y} - P_{a,y}(\tau)}{P_{a,y}(\tau) - F_{a,y}(\tau)} = \frac{P_{\text{rot},a,z} - P_{a,z}(\tau)}{P_{a,z}(\tau) - F_{a,z}(\tau)} \\ \frac{F_{a,x}^2(\tau) + F_{a,y}^2(\tau)}{R_e^2} + \frac{F_{a,z}^2(\tau)}{R_p^2} &= 1 \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

$$\mathbf{A}_a(\tau) = \mathbf{F}_a(\tau) - \mathbf{P}_a(\tau) \quad (14)$$

$$\cos(\Psi_a(\tau)) = \frac{\mathbf{A}_a(\tau) \mathbf{V}_a}{|\mathbf{A}_a(\tau)| |\mathbf{V}_a|} \quad (15)$$

3.4 几个重要参数

系统收发平台的速度存在很大差异,必须依靠对天线指向的控制进行补偿。与之对应,系统出现了很多新参数,主要包括:照射源照射时间($\tau_{\text{illu},s}$)、接收机采集时间($\tau_{\text{aq},a}$)、波束重叠时间(τ_{ol})、系统成像时间(τ_{image})、场景大小(L_{scene})

等。其中,照射源照射时间是指:在天线最大操控角的限制下,卫星能够保持在滑动聚束式或聚束式的时间。根据图1和图3,有

$$\tau_{\text{illu},s} \approx \frac{2(|\mathbf{A}_s(0)| + R_{\text{rot},s}) \tan(A_{\text{max},s})}{|\mathbf{V}_s(0)|} \quad (16)$$

接收机采集时间是指:在天线最大操控角的限制下,飞机保持“波束追赶”模式的时间。根据图2和图4,有

$$\tau_{\text{aq},a} \approx \frac{2R_{\text{rot},a} \tan(A_{\text{max},a})}{|\mathbf{V}_a|} \quad (17)$$

波束重叠时间是指:接收天线照射区域位于发射天线照射区域以内的时间。由于卫星与飞机的飞行方向不平行,必须从沿卫星航迹向与切航迹向两个方向分别进行计算。

$$\tau_{\text{ol},\text{az}} \approx \frac{D_{\text{az},a} D_{\text{el},a} - \sqrt{D_{\text{el},a}^2 \cos^2 \theta + D_{\text{az},a}^2 \sin^2 \theta}}{|\bar{V}_{F,s} - \bar{V}_{F,a} \cos \theta|} \quad (18)$$

$$\tau_{\text{ol},\text{el}} \approx \frac{D_{\text{el},s} - \frac{D_{\text{az},a} D_{\text{el},a}}{\sqrt{D_{\text{el},a}^2 \sin^2 \theta + D_{\text{az},a}^2 \cos^2 \theta}}}{|\bar{V}_{F,a} \sin \theta|} \quad (19)$$

$$\tau_{\text{ol}} = \min(\tau_{\text{ol},\text{az}}, \tau_{\text{ol},\text{el}}) \quad (20)$$

其中 $\tau_{\text{ol},\text{az}}$, $\tau_{\text{ol},\text{el}}$ 分别为沿卫星航迹向与切航迹向的波束重叠时间, $\bar{V}_{F,s}$, $\bar{V}_{F,a}$ 为卫星,飞机波束足迹的平均速度, $D_{\text{az},a}$, $D_{\text{el},a}$, $D_{\text{az},s}$, $D_{\text{el},s}$ 分别为飞机与卫星沿航迹向及切航迹向波束足迹的大小。需要指出的是,由于 $V_{F,s}$, $V_{F,a}$ 的变化较小,通常可利用 $V_{F,s}(0)$, $V_{F,a}(0)$ 代替。

系统成像时间是指可用来成像处理的时间,显然有

$$\tau_{\text{image}} = \min(\tau_{\text{illu},s}, \tau_{\text{aq},a}, \tau_{\text{ol}}) \quad (21)$$

在一般情况下,应保证有 $\tau_{\text{illu},s} > \tau_{\text{ol}}$, $\tau_{\text{aq},a} > \tau_{\text{ol}}$ 。此时有 $\tau_{\text{image}} = \tau_{\text{ol}}$ 。

场景大小与系统成像时间成正比,可按式(22)计算。

$$L_{\text{scene}} = \bar{V}_{F,a} \tau_{\text{image}} - D_{\text{az},a} \quad (22)$$

4 仿真及结果

利用 Envisat 卫星的参数分别实现了滑动聚束式和聚束式两种模式的仿真。具体参数如表2所示。

为保证系统能达到所要求的方位分辨率(res_{az}),可以以其为出发点确定系统的其它参数。首先根据式(23),确定沿飞机航迹向的多普勒带宽(B_{az})。

$$B_{\text{az}} = \frac{|\mathbf{V}_a|}{\text{res}_{\text{az}}} \quad (23)$$

根据文献[8]所得出的多普勒带宽与合成孔径时间(τ_{aper})之间的关系,有

$$\tau_{\text{aper}} \approx \frac{\lambda |\mathbf{A}_s(0)| B_{\text{az}}}{\left[|\mathbf{V}_s(0)|^2 + \frac{|\mathbf{A}_s(0)|}{|\mathbf{A}_a(0)|} |\mathbf{V}_a|^2 \right]} \quad (24)$$

确定了合成孔径时间之后,根据其 与飞机波束足迹速度之间的关系:

表 2 仿真过程中所采用的主要参数

参数	用途	参数	用途	参数	用途
$a = 7159.49\text{km}$	卫星长半轴	$\theta_{az,s} = 0.3^\circ$	沿卫星航迹向波束宽度	$V_a = 100\text{m/s}$	飞机速度
$\Omega = 133.0121^\circ$	升交点赤经	$\theta_{cl,s} = 1.43^\circ$	切航迹向波束宽度	$h_a = 3000\text{m}$	飞机高度
$i = 98.55^\circ$	轨道倾角	$\theta_{az,a} = 3^\circ$	沿飞机航迹向波束宽度	$\eta_a = 35^\circ$	飞机波束入射角
$\omega = 90^\circ$	近地点幅角	$\theta_{cl,a} = 14.28^\circ$	切航迹向波束宽度	$L_{scene} = 3\text{km}$	场景大小
$e = 0.001165$	轨道偏心率	$res_{az} = 0.5\text{m}$	沿飞机航迹向分辨率	$A_{max,s} = 0.75^\circ$	卫星最大操控角
$\lambda = 0.056275\text{m}$	波长	$\theta = 30^\circ$	卫星与飞机航向间夹角	$A_{max,a} = 30^\circ$	飞机最大操控角

$$|\mathbf{V}_{F,a}(0)| \approx \frac{D_{az,a}}{\tau_{aper}} \quad (25)$$

可计算出 $V_{F,a}(0)$ 。根据图 4 和图 5, 可利用下式计算 $R_{rot,a}$:

$$R_{rot,a} \approx \frac{h_a / \cos(\eta_a)}{(|\mathbf{V}_{F,a}(0)|/|V_a| - 1)} \quad (26)$$

接下来, 根据所要求的场景大小 L_{scene} , 通过式(16)-式(22)计算出 $V_{F,s}(0)$ 。然后, 利用下式计算 $R_{rot,s}$:

$$R_{rot,s} = \frac{|A_s(0)|}{(|V_s(0)|/|V_{F,s}(0)| - 1)} \quad (27)$$

至此, 可利用式(2)-式(6)实现对卫星天线指向的控制, 取样时间的范围为 $[-\tau_{illu,s}/2, \tau_{illu,s}/2]$ 。然后, 利用式(7)-式(10)确定飞机的初始位置 $P_a(0)$ 。最后, 利用式(11)-式(15)实现对飞机天线指向的控制, 取样时间的范围为 $[-\tau_{aq,a}/2, \tau_{aq,a}/2]$ 。

最终的仿真结果如图 6、图 7 所示。两幅图直观地表示出了卫星与飞机天线指向的控制过程。同时, 两种模式下的波束重叠区(即场景大小)均达到了所要求的大小。

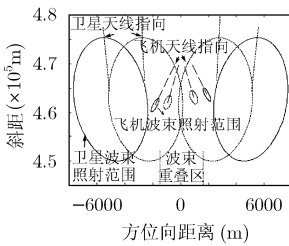


图 6 滑动聚束式仿真结果

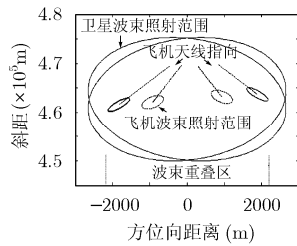


图 7 聚束式仿真结果

5 结论

本文重点考虑了卫星运行在椭圆轨道、地球是一个椭球体、飞机与卫星飞行方向不平行等实际情况下系统空间同步的相关问题, 提出了相应的解决方案, 推导了相关公式, 仿真结果验证了所提出方法的正确性。与文献[4, 6]的方案相比, 本文的方案更接近于实用化。

需要注意的是, 本文研究的内容建立在飞机的飞行高度、速度、方向已知的前提下。而系统的方位分辨率、场景

大小等很多重要指标均与这些飞行参数密切相关。因此, 下一步的研究重点将是对飞机的飞行路线进行优化, 从而使系统相关指标达到最优。

参考文献

- [1] Denise M and Jet G R. Bistatic radar experiment. Proceedings of the Second European Conference on Synthetic Aperture Radar, Friedrichshafen, Germany, 1998: 31-34.
- [2] Walterscheid I, Klare J, and Brenner A R, *et al.*. Challenges of a bistatic spaceborne/airborne SAR experiment. Proceedings of the Sixth European Conference on Synthetic Aperture Radar, Dresden, Germany, 2006.
- [3] Cherniakov M, Antoniou M, and Saini R, *et al.*. Space-surface BSAR-analytical and experimental study. Proceedings of the Sixth European Conference on Synthetic Aperture Radar, Dresden, Germany, 2006.
- [4] Gebhardt U, Loffeld O, and Nies H, *et al.*. Bistatic airborne/spaceborne hybrid experiment: basic consideration. SPIE International Symposium on Remote Sensing'05, Brugge, Belgium, 2005: 479-488.
- [5] Belcher D P and Baker C J. Hybrid strip-map/spotlight SAR. IEE Colloquium on Radar and Microwave Imaging'94, London, Britain, 1994: 2/1-2/7.
- [6] Gebhardt U, Loffeld O, and Nies H, *et al.*. Bistatic airborne/spaceborne hybrid experiment: simulation and analysis. Proceedings of the Sixth European Conference on Synthetic Aperture Radar, Dresden, Germany, 2006.
- [7] 魏钟铨. 合成孔径雷达卫星. 北京: 科学出版社, 2001: 132-148.
- [8] Loffeld O, Nies H, and Gebhardt U, *et al.*. Bistatic SAR-some reflections on Rocca's smile. Proceedings of the Fifth European Conference on Synthetic Aperture Radar, Ulm, Germany, 2004: 379-383.

周 鹏: 男, 1976 年生, 博士生, 研究方向为双基地合成孔径雷达系统。

皮亦鸣: 男, 1968 年生, 教授, 博士生导师, 中国电子学会高级会员, 2005 年入选教育部新世纪优秀人才计划, 研究领域包括雷达信号处理、图像的传输与处理、导航定位技术等。