

机载编队飞行 InSAR 的运动误差分析与补偿

唐 智 周荫清 李景文

(北京航空航天大学电子信息工程学院 北京 100083)

摘 要: 该文分析了机载编队飞行 InSAR 中的运动误差问题。将飞机间距变化(垂直航迹的基线变化)情况分为间距逐渐增大、间距逐渐减小、间距呈正弦曲线规律变化 3 种情况讨论。推导了相位变化与基线变化的定量关系,给出了飞机间距变化和速度差异的仿真结果。采用方位向去斜坡处理,提出在测绘区域内放置两个控制点,补偿基线变化导致的相位误差,可以大幅度地提高整片区域数字高度模型的精度。仿真结果说明该分析正确。

关键词: InSAR, 编队飞行, 运动误差

中图分类号: TN958, TN957

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2005)06-0932-04

Motion Error Analysis and Compensation for Airborne Formation Flying InSAR

Tang Zhi Zhou Yin-qing Li Jing-wen

(School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract Motion error problem for airborne formation flying InSAR is analyzed. The plane interval changes (across track baseline changes) are discussed in three situations: interval increasing, interval decreasing, interval changing according to sine curve. Phase changes with baseline changes are derived quantificationally. The simulation result of plane interval changes and velocity difference are given out. Azimuth slope eliminating is adopted. Two control points are set in topographic area to compensate the phase error of baseline changes. This algorithm can improve the digital elevation model precision for whole area. The simulation results prove that the analysis is right.

Key words InSAR, Formation flying, Motion error

1 引言

地形测绘的需要推动着 InSAR 技术迅速地发展^[1],以飞机为载体的 InSAR 技术在生成数字高度模型(Digital Elevation Model, DEM)方面已经取得了平坦地区 DEM 均方根误差小于 2.2m 的良好结果^[2]。然而传统的机载 InSAR 采用的双天线测量方法由于受到载机尺寸的限制,双天线的间距不可能太大,还需要考虑飞机有效载荷关于中心轴线的平衡分布问题。因此依照最优基线准则^[3,4]设计出的基线长度往往不能应用。依靠飞机编队飞行则可以任意设置基线,具有灵活性。此外,编队飞行还有利于采用沿航迹干涉算法解决动目标检测问题。卫星编队飞行是当前航天领域探讨的热点^[5]。目前,航天器编队飞行的轨道设计已经较为成熟^[6,7],依靠多颗卫星获取信息,编队飞行卫星群的功能要强于一颗大卫星^[8,9]。而卫星编队飞行 SAR 的设计与实现还处于探讨阶段,需要依靠飞机编队飞行来验证算法,演示功能。

由于受到横向风和切变风等天气状况的影响,以及燃料供应和飞行员操作影响,飞机平台飞行不稳定,机载 InSAR 难以取得如同星载 InSAR 的高精度的轨道平行度和飞行速度,导致在 InSAR 数据中产生相位误差,进而产生 DEM 高度误差。飞机飞行间距的改变和速度差异实际上是干涉基线的形状和尺寸改变。本文在给出基线分析的基础上,推导了基线变化与相位变化的定量线性关系。并分析了干涉基线改变所产生的相位误差和高度误差,基于仿真实验,给出了可用数据的相位误差参考上限。针对飞行误差,提出了方位向去斜坡处理,利用设置两个控制点的信息,大幅度地提高整幅 DEM 的精度。在曲线航迹时,由于合成孔径时间为几秒钟,曲线半径相对较大,本文提出的补偿方法依然可以补偿掉大部分相位误差。

2 运动误差分析

两架飞机的飞行姿态不能完全一致是飞机编队飞行运

动误差的来源,由此导致的相位误差是 InSAR 信号处理要解决的关键技术。假定飞机上天线伺服机构可以保证天线始终对准观测带,由于飞机飞行不能保持绝对的匀速直线运动,两飞机相对运动产生的基线误差包括:(1)一架飞机偏航,俯仰使间距拉大或缩小,从而基线尺寸变化;(2)脉冲重复频率相同,飞行速度不一致时产生相同两点在两幅图像中间隔的像素点不一样。

2.1 飞行间距的改变导致垂直航迹的基线尺寸产生变化

设编队飞行基线满足公式:

$$\mathbf{B} = B_H \mathbf{y} + B_V \mathbf{z} \quad (1)$$

其中 $\mathbf{B}$ 为基线矢量,长度为 B ; B_H 为 $\mathbf{B}$ 的水平分量的标量, B_V 为 $\mathbf{B}$ 的垂直分量的标量; $\mathbf{y}$ 和 $\mathbf{z}$ 为 Y 轴和 Z 轴的单位矢量。天线 A_0, A_1 是基线 $\mathbf{B}$ 的端点, $\mathbf{B}$ 与 Z 轴正方向的夹角为 α 。

按照 InSAR 空间几何关系,理论上推导出高度差为 Δz 的目标产生的相位差 $\Delta\phi_z$ 为

$$\Delta\phi_z = \frac{2\pi}{\lambda} [(R'_0 - R'_1) - (R_0 - R_1)] = \frac{2\pi B_{\perp} \sin\theta}{\lambda R_0} (\Delta z) \quad (2)$$

其中 R_0 为目标底部到天线 A_0 的距离, R_1 为目标底部到天线 A_1 的距离, R'_0 为目标顶部到天线 A_0 的距离, R'_1 为目标顶部到天线 A_1 的距离, $B_{\perp}$ 为基线在垂直于斜距 R_0 方向上的投影, θ 为视角。由式(2)可知,基线尺寸变大,高度差 Δz 不变时,会产生较大的相位差 $\Delta\phi_z$,因此由相位差反演高度时误差也就带入其中。

2.2 飞行速度的差异导致沿航迹的基线尺寸产生变化

由于两架编队飞行的飞机驾驶员在操作飞机动作时可能有微小的时间差异,踩油门的力量轻重等都会影响飞行速度,即便是在配合默契做特技飞行表演时也会存在速度差异。速度差异使得飞机的相对运动趋向于前后距离拉大,在沿着飞行轨迹的方向形成基线。脉冲重复频率相同时,在 SAR 图像中表现为地面两点在两幅图像中间隔的像素点不同,慢速飞机所得图像沿方位向采样密集导致像素点多,而快速飞机所得图像采样稀疏导致像素点少。我们可以采取的补偿办法是,脉冲重复频率受到载机速度变化的控制,即

$$\left. \begin{aligned} \text{Pr } f_0 &= k \cdot v_0 \\ \text{Pr } f_1 &= k \cdot v_1 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

时,采样不均匀现象会改善。其中 $\text{Pr } f_0$, $\text{Pr } f_1$ 为脉冲重复频率; v_0 , v_1 分别为两架飞机的速度; k 为速度控制因子。当飞机飞行快时,采样频率就高,由此得到的两幅图像像素点代表的地面尺寸一致。

如图 1 所示,设基线的垂直分量为 0,编队飞行的两飞机本应使天线处于 A_0 和 A_1 的状态,沿航迹的基线分量应该为 0,飞机速度差异使得某一时刻两个天线处于 A_0 和 A_2 的位置,易知 $R_2 > R_1$ 。此时,真实基线长度为 $\sqrt{B^2 + B^2}$ 。地面

目标 P 点的真实相位为 ϕ_p ,受速度差异影响后为 ϕ'_p :

$$\phi_p = \frac{2\pi}{\lambda} (R_0 - R_1) > \frac{2\pi}{\lambda} (R_0 - R_2) = \phi'_p \quad (4)$$

这里表现为受到速度影响后相位变小。

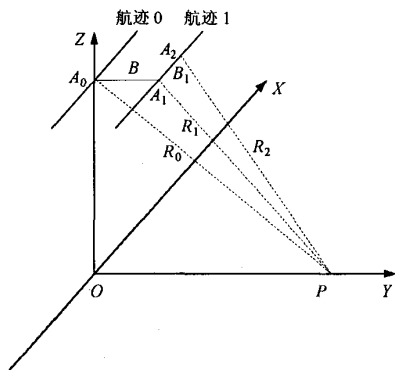


图 1 速度差异造成的基线变化几何关系

3 仿真实验结果

为了验证编队飞行飞机的运动误差,本文设置了圆锥体地面场景,场景大小为距离向 256 像素×方位向 256 像素,圆锥体底端半径 150 像素。InSAR 系统仿真参数如下:基线的垂直分量为零, X 波段,载机高度 5000m,视角 45° 。在此条件下,进行了飞机间距改变的仿真和飞机速度差异的仿真。对于可以定量描述的相位,本文给出了误差大小及其百分比。

导航设备的基本装置是陀螺系统,由于惯性导航误差的积累,飞机间距的误差也逐渐积累。假设飞机间距随飞行时间逐渐拉开,在不同的拉开速率下,本文给出了如图 2(起点基线 10m,终点基线 10.51m)和图 3(起点基线 10m,终点基线 9.75m)的仿真结果。

由式(2)可知,基线增大会使相同高度的目标相位差变大,测高分辨率更高,平地效应产生的条纹变密集,从而沿方位向有了明暗条纹变化。基线逐渐增大或逐渐减小相当于使平地产生了畸变,使得沿方位向有了坡度,逐渐增大的基线相当于产生了沿方位向飞行方向的上升坡度,逐渐减小的基线相当于产生了沿方位向飞行方向的下降坡度。可以看出,随着飞机间距拉开速率加大,沿方位向倾斜坡度变陡,该坡度由方位向两点间相位差描述,相位差与基线的关系可能为线性关系:

$$\Delta\phi = k \cdot \Delta B \quad (5)$$

下面证明这种线性关系并且详细分析 k 值的大小由什么因素决定。

在机载编队飞行单发双收体制下,斜距决定相位

$$\phi_0 = \frac{2\pi}{\lambda} R_0 = \frac{2\pi}{\lambda} \sqrt{Y_0^2 + Z_0^2} \quad (6)$$

$$\phi_1 = \frac{2\pi}{\lambda} R_1 = \frac{2\pi}{\lambda} \sqrt{(Y_0 - B_H)^2 + (Z_0 + B_V)^2} \quad (7)$$

其中 Y_0 为地面目标到载机 0 航迹地面投影的距离, $Y_0 - B_H$ 为地面目标到载机 1 航迹地面投影的距离, Z_0 为载机 0 的飞行高度, $Z_0 + B_V$ 为载机 1 的飞行高度。根据 $B_H \ll Y_0, B_V \ll Z_0$, 因此干涉相位:

$$\begin{aligned} \phi_0 - \phi_1 &= \frac{2\pi}{\lambda} \sqrt{Y_0^2 + Z_0^2} \left(1 - \sqrt{1 + \frac{-2Y_0 B_H + B_H^2 + 2Z_0 B_V + B_V^2}{Y_0^2 + Z_0^2}} \right) \\ &\approx \frac{2\pi}{\lambda} (B_H \sin \theta - B_V \cos \theta) \end{aligned} \quad (8)$$

其中 θ 为视角, $\sin \theta = Y_0 / \sqrt{Y_0^2 + Z_0^2}$, $\cos \theta = Z_0 / \sqrt{Y_0^2 + Z_0^2}$ 。

考虑距离相同, 方位不同的两点的相位 ϕ_p, ϕ_q , 在飞机水平间距从 B_H 改变为 B'_H 时,

$$\phi_p = (2\pi/\lambda)(B_H \sin \theta - B_V \cos \theta) \quad (9)$$

$$\phi_q = (2\pi/\lambda)(B'_H \sin \theta - B_V \cos \theta) \quad (10)$$

相位差:

$$\Delta\phi = \phi_q - \phi_p = (2\pi/\lambda)(B'_H - B_H) \sin \theta = (2\pi/\lambda) \sin \theta (\Delta B) \quad (11)$$

即

$$k = (2\pi/\lambda) \sin \theta \quad (12)$$

将图 3 中 $\Delta B = B'_H - B_H = 0.25\text{m}$ 代入, 得 $\Delta\phi = 2\pi \cdot 6.03$, 恰好吻合图 3 中跨越约 6 个条纹。从图 3 中可以看出, 变化趋势与图 2 相同, 相当于沿方位向地形产生了坡度, 飞机间距变化越大, 方位向坡度倾角越大。但是图 2 中坡度为沿飞行方向上升, 图 3 中坡度为沿飞行方向下降。



图 2 间距增大
仿真结果



图 3 间距减小
仿真结果

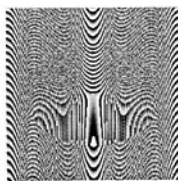


图 4 间距正弦变化
仿真结果

当飞机受到惯性导航和 GPS 导航的共同作用时, 由于 GPS 导航对惯性航线的修正, 使飞机飞行呈现在理想航线两侧做低频的正弦摆动。本文对于基线非线性变化时给出了仿真结果, 在基线先减小后增大的情况下, 干涉条纹出现了花状。图 4 给出了飞机间距呈现正弦摆动时的仿真相位图(起点终点基线 11.00m, 中间基线 9.00m)。当基线变化过快时, 图像无法应用于提取 DEM, 如图 4, 这时应当抛弃数据。定义方位向 100 像素跨越的相位变化绝对值为 ϕ_a , 当 ϕ_a 值增大时, 基线尺寸变化导致的误差到达上限, 如果误差超过上限, 就应当抛弃这一块数据。本文中规定上限为 20π , 即当

$$\phi_a < 10 \times 2\pi \quad (13)$$

时数据可用。由此得出图 4 为不可用数据。如果不愿抛弃数据, 必须在干涉之前的步骤中做高精度的运动补偿。做了干涉之后, 就难以补偿花状条纹了。

图 5 给出了飞机速度差异的仿真结果, 此时一架飞机的速度是另一架飞机速度的 1.1 倍, 水平基线为 10m, 当飞行至场景中中部时两架飞机恰好齐头并进; 随后近距处飞机超出, 使基线在方位向拉大。仿真结果说明速度差异与飞机间距拉大所产生的效果近似, 都是干涉条纹发生了扭曲, 因此本文提出适当的补偿方法。

表 1 给出了由变化的基线提取 DEM 时, 误差对高度信息的影响。由表 1 可知, 相位误差及高度误差与基线误差成正比。高度由相位换算而来, 因此误差变化规律也与相位误差相同。编队飞行中由基线误差引入的高度误差相当大, 应当尽量在处理中予以补偿。

表 1 垂直航迹基线变化产生的相位误差及高度误差

基线长度(m)	10	10.1	10.2	10.5	11.0
基线误差(%)	0	1	2	5	10
相位值(rad)	42.48	42.82	43.26	44.69	46.69
相位误差(%)	0	0.80	1.84	5.20	9.91
高度值(m)	286.94	289.24	292.21	301.87	315.38
高度误差(%)	0	0.80	1.84	5.20	9.91

4 方位去除斜坡补偿方法

由于飞机间距的缓慢拉大或减小会带来较大的 DEM 误差, 因此 InSAR 数据处理中还应当加上一个步骤——方位向去除坡度, 来补偿飞机间距误差带来的 DEM 精度损失。本文提出在测绘区域内沿方位向一条直线上设置两个控制点, 这两个控制点大致处于同一高度, 高度差不超过 $\lambda R_0 / (B_1 \sin \theta)$, 以避免相位超过 2π 引起模糊。该控制点可由无源或有源角反射器构成, 由于该点形成强反射, 信噪比很高, 因此得到的相位准确地反映了该点离飞机的距离, 准确表征了该点高度。由于我们只要求两控制点的高度差, 因此角反射器的固有相位可在相减中被消去, 不影响 DEM 的校正效果。

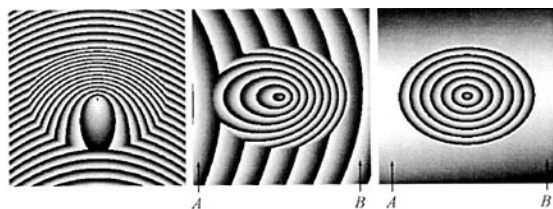
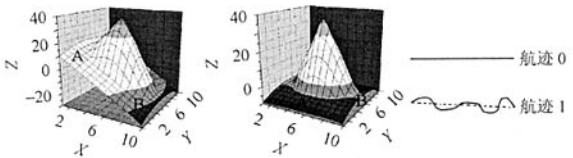


图 5 飞机速度差异
仿真结果

(a) 方位向去斜坡前相位 (b) 方位向去斜坡后相位

图 6 补偿前后相位图

在精确地知道两控制点高度差后,用这两个控制点来帮助进行方位向去除坡度,使得补偿后的两点高度为真实高度,从而校正 DEM。图 6(a)给出了图 3 采用飞行参数估计进行距离向去除平地后的相位,图 6(b)给出了采用设置控制点方法进行方位向去除坡度后的相位。图 6 中 A, B 两点本是高度相同的两个控制点,由于飞机间距改变产生的基线误差使两点相位值有较大差异。经过补偿处理后, A, B 两点相位和高度相同,而且以 A, B 为参考点的整个区域内的 DEM 精度大大提高,这就说明了即使存在着飞机间距的变化,仍然可以获得精确的 DEM 图。图 7(a)给出了未经过补偿的 DEM 图,图 7(b)给出了经过补偿(方位向去除坡度)的 DEM 图。可以看出未经过补偿的 DEM 图方位向斜坡造成的误差较大,最大误差几乎等于圆锥体高度的 $3/4$,而经过补偿后,整个场景的 DEM 精度大大优于补偿前。



(a) 未经过补偿的 DEM 图 (b) 经过补偿的 DEM 图

图 7 补偿前后 DEM 图

如果基线尺寸变化呈现非线性,如图 4,很难应用方位向去除斜坡的处理。但是由于合成孔径时间在几秒钟的量级,飞机真实航迹的曲线半径较大,因此可近似认为在合成孔径时间内飞机沿一条直线运动。因而不论飞机间距是拉大还是减小,都可以利用设置控制点的方法补偿飞机运动误差,提高 DEM 的精度。即使是飞机做不规则曲线运动,从平均效果来看,其主要误差依然是航迹不平行带来的线性项误差。如图 8 所示,这部分误差最影响 DEM 的精度,如果能够补偿这部分主要误差(图 8 中虚直线与实直线的误差),剩下的误差(高次项误差)已经很小了。所以本文提出的补偿方法可以适用于大部分的编队飞行 InSAR 数据。在曲线航迹时,本文提出的补偿方法依然可以补偿掉大部分相位误差。

由于速度误差造成的 DEM 误差与飞机间距改变类似,因此也可以使用本文中方位向去除斜坡补偿方法,但是补偿时需要加入的是非线性相位。

5 结束语

本文讨论了编队飞行情况下机载 InSAR 的运动误差问题。由于编队中飞机运动的不协调,会产生飞机间距变化,本文分析了垂直航迹基线变化对相位的影响,推导了基线变化与相位变化的定量关系,对于基线逐渐增大、基线逐渐减

小、基线呈正弦规律变化 3 种情况给出了仿真结果。为了衡量数据的可用性,规定一个误差上限,当沿方位向相位变化超过上限时,应当抛弃这一块数据。对飞机速度差异带来的 DEM 误差也给出了仿真结果。本文还定量分析了基线误差对相位误差和高度误差的影响,并提出采用方位向去斜坡处理,补偿了基线变化误差引起的相位误差和高度误差。方法是在测绘区域内沿方位向设置两个控制点,利用高信噪比的控制点相位信息,可以大幅度提高整幅场景的 DEM 精度。对于速度误差和曲线航迹时,本文提出的补偿方法依然可以补偿掉大部分相位误差。

参 考 文 献

[1] Gram L C. Synthetic interferometer for topographic mapping [J]. *Proc. IEEE*, 1974, 62(6): 763 – 768.

[2] Madan S N, Zebker H A, et al.. Topographic mapping using radar interferometry: Processing techniques [J]. *IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing*, 1993, 31(1): 246 – 256.

[3] Zebker H A, Werner C L. Accuracy of topographic maps derived from ERS-1 interferometric radar [J]. *IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing*, 1994, 32(4): 823 – 836.

[4] Lee H, Li Jian Guo. Analysis of topographic decorrelation in SAR interferometry using ratio coherence imagery [J]. *IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing*, 2001, 39(2): 223 – 232.

[5] 唐智, 李景文. 编队飞行 InSAR 的平地效应与地形高度效应分析[J]. *电子学报*, 2003, 31(12A): 2183 – 2186.

[6] Zebker H A, Villaseñor J. Decorrelation in interferometric radar echoes [J]. *IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing*, 1992, 30(5): 950 – 959.

[7] Rodriguez E, Marti J M. Theory and design of interferometric synthetic aperture radars [J]. *IEEE Proc.-F*, 1992, 139(2): 147 – 159.

[8] 肖业伦, 张晓敏. 编队飞行卫星群的轨道动力学特性与构形设计 [J]. *宇航学报*, 2001, 22(4): 7 – 12.

[9] 韩潮, 谭田, 杨宇. 编队飞行卫星群构型保持及初始化 [J]. *中国空间科学技术*, 2003, (1): 51 – 57.

唐 智: 男, 1977 年生, 博士, 主要研究领域为数字信号处理、干涉合成孔径雷达信号处理和仿真等。

周荫清: 男, 1936 年生, 教授, 博士生导师, 中国电子学会会士, 主要从事信号信息获取与处理、高分辨率成像雷达和时变谱估计阵列信号处理等方面的教学和科研工作。

李景文: 男, 1964 年生, 教授, 中国电子学会高级会员, 主要从事信号信息获取与处理、雷达信号仿真与处理等方面的教学和科研工作。