

机载双天线 InSAR 基线的工程设计与验证技术研究^①沈 汀^{②*} 耿俊杰^{**} 孙瑞宝^{*}

(* 中国科学院对地观测与数字地球科学中心 北京 100094)

(** 陕西爱维森航空工程有限公司 西安 710065)

摘 要 针对机载双天线 InSAR 系统在 1:10000 地形测图中的要求,研究了干涉基线的工程设计与技术验证方法。给出了基线长度为 2.3m、稳定精度达到 0.1mm 的外挂平板短梁设计方案,按照工程实现要求,完成了误差分析、指标论证、方案设计、气动及结构特性计算、地面测试与试飞验证。实际测图精度检验结果表明:外挂平板短梁方案采用匀速等高飞行方法,可以实现优于 0.1mm 的基线稳定要求。处理生成的数字表面模型和数字正摄影像图产品的检查点统计误差表明:平面和高程中误差分别达到 1.203m 和 0.526m,可以满足 1:10000 地形测图精度要求,在机载干涉 SAR 系统的工程研制和实用化方面具有重要应用价值。

关键词 机载干涉合成孔径雷达, 双天线, 1:10000 地形测图, 干涉基线, 基线精度

0 引 言

干涉合成孔径雷达 (synthetic aperture radar interferometry, InSAR) 在地形测绘、地表形变监测、冰川运动研究等方面优势突出,成为极具潜力的对地观测及测绘新技术之一^[1]。国内已研制成功机载双天线 InSAR 系统原理样机 (基线 0.6 m)^[2] 和机载双天线 X 波段 InSAR 系统 (基线 1.7 m)^[3]。2005 年,中国测绘科学研究院与中国科学院电子学研究所等进行了机载 InSAR 系统联合飞行试验,获得了 1:50000 SAR 数字正摄影像 (digital orthophoto map, DOM) 和数字高程模型 (digital elevation model, DEM)^[4]。目前,我国已经把 InSAR 技术作为完成西部测图任务的重要手段之一^[5]。国外的机载 InSAR 系统大都采用双天线干涉方式^[4],能够获取高精度 DEM 的典型系统主要有 Aes-1^[6]、Geo-SAR^[7]、OrbiSat-1^[8]。干涉基线由两部独立的天线固定在飞机机身上,间距通常为机身尺寸的几分之一^[9]。基线越长,高程精度越高。如果伸出机身过长,影响到飞机的气动性能,将增加改装难度。主要的安装形式有 3 种:(1)美国 GeoSAR 系统采用的机翼下方安装方式 (基线 2.6m,采用激光基线测量系

统补偿变形后,精度优于 0.1mm)^[10];(2)日本 Pi-SAR 和 Pi-SAR2 系统分别采用的机身两侧安装和机翼下方安装两种方式 (基线分别为 2.3m 和 2.6m)^[11];(3)巴西 OrbiSat-1 系统采用的机身外挂短梁方式 (基线 2.16m)^[12]。利用机翼或机身两侧安装方式形成干涉基线,简单可靠,但变形可直接引起基线不稳定,为了隔离变形,通常采用机身外挂短梁固定两部 SAR 天线,对短梁的刚度强度设计,要保证基线的稳定精度。

本文设计了基线长度为 2.3m、稳定精度达到 0.1mm 的机身外挂平板短梁,从工程设计角度分析了高程误差,通过误差分配和参数优化,提出了干涉基线及其稳定精度的工程计算方法。气动与结构计算以及测试结果验证了设计的安全性和有效性。实测的制图精度验证了基线设计可以满足 1:10000 地形测图要求。

1 误差分析

机载双天线 In-SAR 干涉的几何关系如图 1 所示。 P 为观测区域内的一个目标点, H 为载机高度, B 为基线长度, B_y 和 B_h 分别为基线的水平分量和垂

① 863 计划 (2007AA120301) 资助项目。

② 男,1965 年生,教授级高级工程师;研究方向:航空遥感,雷达遥感;联系人, E-mail: Dshen@ceode.ac.cn
(收稿日期:2012-07-04)

直分量,基线倾角为 α 。 θ_1 为天线 A_1 到 P 点的视角, r 为目标到天线 A_1 的距离, y 为目标距离天线 A_1 的水平距离, Δr 为两天线距离向路径差。目标高程 h 与相位差 ϕ 的计算关系如式^[9]

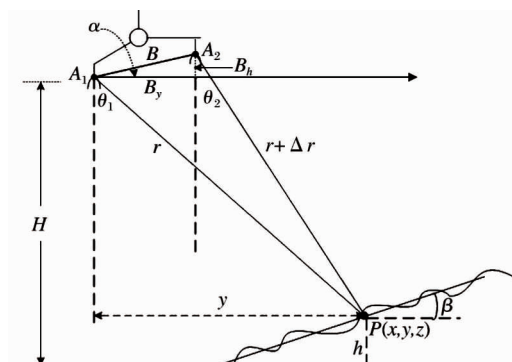


图 1 双天线 InSAR 干涉的几何关系

$$\begin{cases} \phi = \frac{2\pi}{\lambda} \cdot B \cdot \sin(\theta_1 - \alpha) \\ \quad = \frac{2\pi}{\lambda} [B_y \sin\theta_1 - B_h \cos\theta_1] \\ h = H - r \cdot \cos\theta_1 \end{cases} \quad (1)$$

所示。式(1)表明,影响目标高程值 h 精度的参数主要有斜距误差 σ_r 、水平基线误差 σ_{B_y} 、垂直基线误差 σ_{B_h} 、高度误差 σ_H 、基线倾角误差 σ_α 、干涉相位误差 σ_ϕ 。应用误差传播定理,可以得到各误差的关系式:

$$\sigma_h^1 = \sigma_r \cdot \cos\theta_1 \quad (2)$$

$$\sigma_h^2 = \frac{r(\sin\theta_1)^2}{(B_y \cos\theta_1 + B_h \sin\theta_1)} \sigma_{B_y} \quad (3)$$

$$\sigma_h^3 = \frac{r(\sin\theta_1 \cos\theta_1)}{(B_y \cos\theta_1 + B_h \sin\theta_1)} \sigma_{B_h} \quad (4)$$

$$\sigma_h^4 = \sigma_H \quad (5)$$

$$\sigma_h^5 = r \cdot \sin\theta_1 \cdot \sigma_\alpha \quad (6)$$

$$\sigma_h^6 = \frac{\lambda \cdot r \cdot \sin\theta_1}{2\pi(B_y \cos\theta_1 + B_h \sin\theta_1)} \sigma_\phi \quad (7)$$

由式(2) - (7)决定的目标高程的中误差值为

$$\sigma_h = \sqrt{(\sigma_h^1)^2 + (\sigma_h^2)^2 + (\sigma_h^3)^2 + (\sigma_h^4)^2 + (\sigma_h^5)^2 + (\sigma_h^6)^2} \quad (8)$$

如图 1,当 SAR 天线 A_1 和 A_2 水平安装时,则式(3)中 $B = B_y$,即水平基线可表示为基线长度

B 及伸缩变形量 σ_B ;式(4)中 $B_h = 0$,即垂直基线为 0,基线 B 的变形量(动态弯曲)为 σ_{B_h} ,式(3)、(4)可进一步改写为

$$\sigma_h^2 = r \cdot \tan\theta_1 \cdot \sin\theta_1 \cdot \frac{\sigma_{B_y}}{B} \quad (9)$$

$$\sigma_h^3 = r \cdot \sin\theta_1 \cdot \frac{\sigma_{B_h}}{B} \quad (10)$$

当 $B = B_y, B_h = 0$ 时,在乒乓模式下,式(7)可进一步改写为

$$\sigma_h^6 = \frac{\lambda \cdot r \cdot \tan\theta_1}{4\pi \cdot B} \sigma_\phi \quad (11)$$

在干涉 SAR 系统中两副图像对的相干性决定了相位误差 σ_ϕ 与相干系数 γ ,在双天线干涉方式下,由视角差异造成的几何(基线)去相干 $|\alpha|$ 和由 SAR 天线和系统特征造成的热噪声 SNR 去相干是主要的去相干源,关系式如下^[13]:

$$\sigma_\phi = \frac{1}{\sqrt{2N_L}} \frac{\sqrt{1-\gamma^2}}{\gamma} \quad (12)$$

$$\gamma = \frac{|\alpha|}{1 + SNR^{-1}} \quad (13)$$

$$1 - |\alpha| = \frac{\rho_r \cdot B \cdot \cos\theta_1}{\lambda \cdot r \cdot \tan\theta_1} \quad (14)$$

式(8) - (14)表明:机载双天线 InSAR 高程误差模型计算简便,可以通过基线与作用距离的比值 B/r 、伸缩变形量与基线比值 σ_{B_y}/B 、弯曲变形量与基线比 σ_{B_h}/B 、相位误差 σ_ϕ 和相干系数 γ 各参量间的优化,完成基线长度及其形变误差的设计与约束。

2 基线分析

2.1 基线的确定

国家测绘标准 1:10000 数字高程模型对高程精度最高要求优于 0.5m(平地)^[14],相应的机载 InSAR 系统设计基线长度应大于 1m^[15]。考虑到 1:10000 国家基本比例尺地形图的平面位置的误差值最高不大于 3.5m(平原、丘陵)^[16],机载 InSAR 测图系统的分辨率选择 0.5m,有利于采用多视方法进行平滑降噪,降低干涉相位的标准差。典型的机载双天线 InSAR 测图系统主要工作参数见表 1^[17]。

表 1 机载双天线 In-SAR 测图系统主要工作参数

雷达波长	距离向分辨率	工作视角	工作高度	雷达作用距离
λ (m)	ρ_r (m)	θ_1 (°)	H (m)	$r = H/\cos\theta_1$ (m)
0.03	0.5	45	6000	8485.28

分析式(11)和(14),应存在一个最佳基线长度,使得高程误差最小。经验分析表明:对于高信噪比系统($\geq 10\text{dB}$),该最佳值应在临界基线值的0.2~0.8之间,但实际基线为最佳基线的十分之一量

级,仍可获得满意的高程精度^[18]。因此,对于机载双天线 In-SAR 测图系统(表1),存在基线长度的经验分析结果,见表2。

表2 基线长度经验分析结果

干涉 SAR	工作高度 H (m)	临界基线 $B_{\text{临界}}$ (m) $B_{\text{临界}} = \frac{\lambda \cdot r}{2 \cdot \rho_r} \tan \theta_1$ ^[18]	最佳基线 $B_{\text{最佳}}$ (m)	实际基线 $B_{\text{实际}}$ (m)
TOPSAR ^[18]		150	30 ~ 120	2.58
机载双天线	6000	255	51 ~ 204	4.4
In-SAR 测图	3854	164	33 ~ 131	2.8
系统	3000	127	25 ~ 102	2.1

表3给出了按照高程误差分配值计算得到的基线误差结果。以式(8)~(14)确定的高程误差模

型,可以确定基线长度的设计值(表4)。

表3 高程误差分配与基线误差计算结果

误差项			高程误差要求(m)
误差类型	误差值	误差源	
斜距误差 σ_r (m)	0.1	SAR 定时误差 ^[17]	$\sigma_h^1 = 0.07$, 式(2)
高度误差 σ_H (ft)	1.0	飞机气压高度误差	$\sigma_h^4 = 0.30$, 式(5)
基线倾角误差 σ_α (°)	0.003	POS AV 610 误差 ^[19]	$\sigma_h^5 = 0.31$, 式(6)
干涉相位误差 σ_φ (rad)	0.03	参数优化结果	$\sigma_h^6 = 0.17$, 式(7)
总误差 $\sigma_h = \sqrt{(\sigma_h^1)^2 + \dots + (\sigma_h^6)^2}$		1:1 万高程精度要求	$\sigma_h = 0.499$
水平基线误差 σ_{B_y} (m)		式(8)计算值	$\sqrt{(\sigma_h^2)^2 + (\sigma_h^3)^2} = 0.17$
垂直基线误差 σ_{B_h} (m)			

表4 基线长度设计结果

相位误差 σ_ϕ (rad)	高程误差 σ_h^6 (m)	B/r	相干系数 γ	工作高度 H (m)	基线设计 值 B (m)
0.03	0.17	4.22×10^{-4}	0.9947	6000	3.58
				3854	2.3
				3000	1.79

表3结果表明:当相位误差 σ_ϕ 控制在0.03rad,且高程误差 σ_h^6 达到0.17m时,按式(11)可计算出基线设计值 B ,所对应的相干系数 γ (式(12))为0.9947,如表4。

表3所计算的基线参数会引起几何去相干,从而影响系统的相干系数 γ 和相位误差 σ_ϕ ,表5给出了核算结果(式(12)、(13)、(14))。

表5 相干系数与相位误差的核算结果

雷达信噪比 $\text{SNR}^{[17]}$ (dB)	多视数 $N_L^{[17]}$	B/r	几何去相干 $1 - \alpha $	相干系数 γ	相位误差 σ_ϕ (rad)
35	6	4.22×10^{-4}	4.97×10^{-3}	0.9947	0.03

表 5 核算结果表明:表 4 所确定的基线长度没有降低系统的相干系数 $\gamma = 0.9947$, 其相位误差 $\sigma_\phi = 0.03\text{rad}$, 基线设计值 B 的结果满足表 3 的高程误差分配要求。

对比表 2 和表 4, 基线长度的经验分析与设计计算结果相近, 通过经验估算得到的分析值大于通过误差模型计算达到的设计值, 但设计值更加准确地反映了高程精度, 应作为基线设计的主要手段。

表 6 基线误差要求

B/r	高程误差 (m)	基线水平向误差 σ_{B_y} (mm)	基线垂直向误差 σ_{B_h} (mm)	基线误差 (mm) $\sqrt{(\sigma_{B_y})^2 + (\sigma_{B_h})^2}$
4.22×10^{-4}	0.17	0.07	0.07	0.1

3 基线设计

3.1 设计要求

基线设计依据飞机实际情况进行构型设计, 构型变化应减小对飞行性能和品质的影响, 不能降低

2.2 基线误差的确定

式(9)、(10)分别表明:基线沿水平方向的伸缩变形可表现为水平基线误差 σ_{B_y} ; 基线沿垂直方向变形(动态弯曲)可表现为垂直基线误差 σ_{B_h} 。根据表 3 给出的高程误差分配值和计算值可得到基线误差要求, 见表 6。

飞行品质等级, 不能降低结构承载可靠性, 同时保证必要的飞行速度和留空时间。

针对典型的机载双天线 In-SAR 测图系统参数(表 1), 综合气动与结构特性分析结果, 基线长度选择 2.3m, 相应工作高度限制在 3800m(表 4), 详细设计要求见表 7。

表 7 机载双天线 In-SAR 测图系统的基线设计要求

飞行速度 (m/s)	留空时间(h)	工作高度(m)	基线长度(m)	相对变形量(mm) (基线动态弯曲及伸缩)
100 ~ 150	≥ 3	3854	2.3	≤ 0.1

3.2 设计方案

X 波段天线采用吊舱内部安装形式, 通过横向平板短梁在挂装机身前下部左右对称布局。外挂位置主要满足三方面要求:(1) 尽量减小机身/机翼对双天线波束的遮挡效应, 应保证天线主瓣和第一旁瓣无遮挡;(2) 外挂位置尽量靠近飞机重心, 重心后限向前限制在 2% 平均空气动力弦长(mean aerody-

namic chord, MAC) 以内;(3) 外挂与飞机连接口框应满足结构加强需要。综合优化结果后, 挂装位置确定在机翼前缘前端、登机门后端位置, 即两吊舱中心间距为 2300mm, 吊舱前缘距机头 4140mm, 中心轴线距飞机构造水平面 1050mm, 吊舱直径 $\varnothing 240\text{mm}$, 长 1788mm。结构位置关系见图 2。

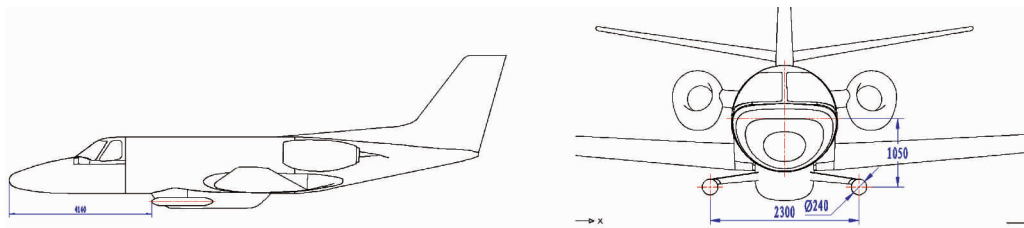


图 2 X 波段天线吊舱与飞机机身相对位置关系

平板短梁与吊舱结构设计中进行了连接局部区域光顺修形整流, 避免不利涡流形成。在对接位置, 吊舱纵梁局部区域结构进行适应性变更, 接口吻合

后, 保证吊舱载荷可通过平板短梁传递到机身结构, 减小对飞机横航向静操纵影响, 满足方向舵变化不超过 0.5° 、副翼变化不超过 0.3° 的设计要求。平板

短梁横向下倾 8° , 末端与 X 波段吊舱对接, 同时俯仰方向前缘下倾 1° , 适应有利巡航高度上平板短梁竖向载荷最小, 满足配平升降舵偏度变化不超过 0.5° 的限制要求。

平板短梁采用一体数控加工铝合金结构, 内部为 3 根横向梁数、4 根纵向肋板结构, 蒙皮厚度

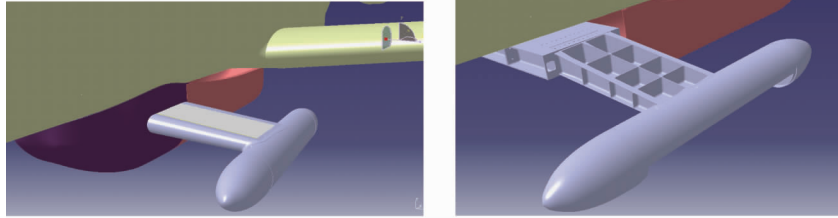


图 3 平板短梁结构设计图

4 工程计算

4.1 气动特性计算

计算流体力学 (computation fluid dynamics, CFD) 技术与风洞试验一起成为现代飞行器气动布局设计的一个重要研究手段^[20]。亚跨超音速外流气动计算软件 (multi-grid aerodynamics, MGAERO) 是一种面向飞机气动分析和设计的 CFD 软件, 可在规定试验条件下 (马赫数、迎角等) 对试验模型进行流场数值模拟。针对按改装构形建模的全机三维模型, 进行表面压力分布计算, 计算得到各种姿态、飞机操控状态的气动载荷 (力和力矩) 及飞行性能和飞行品质, 内容包括全机横航向气动力参数和全机纵向气动力参数。

全机横航向气动力主要计算侧向稳定性导数、横向静稳定性导数、航向静稳定性导数三个典型参数。改装后, 横向静稳定性导数与改装前相比增加

3.5mm, 保证了左右两吊舱相对变形量优于 0.05mm (高度不变, 速度变化 (40km/h 时), 提高了平板短梁整体结构刚性, 同时将外挂结构一阶固有振动模态频率由 42.5Hz 提高到 58.7Hz, 避免发生有害共振。平板短梁结构如图 3 所示。

17%, 侧向稳定性导数与改装前相比增加 3%, 航向静稳定性导数与改装前相比减少 10%。结果表明: 改装后全机横航向仍然是静稳定的, 改装对全机横航向操纵性影响不大: 方向舵使用变化不超过 0.5° , 副翼不超过 0.3° 。

全机纵向气动力主要计算零升阻力系数、升力线斜率、纵向静稳定度、零升力矩系数四个典型参数。改装后, 升力线斜率与改装前相比减小不超过 0.2%; 升力特性基本不变; 纵向静稳定度与改装前相比降低达到 10%, 需要限制重心使用范围; 零升力矩系数与改装前相比下降达到 26%, 将改变飞机配平升降舵的偏度, 但不会超过 0.5° 限制范围; 零升阻力系数与改装前相比增加不超过 11%, 飞行阻力增加, 影响到爬升梯度、最大允许起飞重量、起飞距离、最大平飞速度、单双发升限、着陆距离、最大允许着陆重量等性能数据, 相应的飞行性能对比计算结果见表 8, 仍可满足表 7 中对航时、飞行速度、飞行高度的要求。

表 8 飞行性能参数计算对比表

构型	航程 (km) (正常飞行状态)	航时 (h) (正常飞行状态)	最大使用速度 (m/s) (高度: 8000 ~ 29000ft)	最大使用高度 (m)
改装后	2900	4.97	129	12131
改装前	3223	5.30	142	12800

4.2 结构特性计算

针对平板短梁外挂结构建立有限元模型, 采用航空业普遍认可的大型通用软件 MSC/NASTRAN 进行有限元分析^[21], 通过对平板短梁结构的刚度、强度、振动特性的动力学计算, 将每个结构有限元接

点应力、应变、位移等参数与材料物理机械性能对比, 确认结构强度的可靠性; 校核天线吊舱结构变形量控制在 0.1mm 以内; 确认外挂结构不与飞机间存在固有振动模态的耦合或接近。

实际飞行中, 由于大气紊流干扰和速度高度控

制的不稳定性,使外挂气动力、力矩发生变化,影响了天线的位置精度。可通过刚性强度设计保证天线的相对位置精度。气动载荷计算结果表明:在飞行高度不变时,速度变化 $\pm 40\text{km/h}$,载荷相应变化 $\pm 14\%$,此时左右两吊舱间的相对变形量为 0.05mm ,其中左右变形最大量为 0.046mm ,上下、前后变形最大量为 0.023mm ,该结果虽然在理论上满足了对天线吊舱间 0.1mm 相对变形量要求,但前提条件是需保持稳定的飞行高度和速度。

在全机动态特性有限元分析中,通过实特征值求解方法可以得到平板短梁外挂结构固有振动频率特性:一阶扭转振动模态 58.37Hz ,一阶弯曲振动模态 59.04Hz ,吊舱及短梁一阶弯曲扭转振动模态 75.22Hz ;原机机身一弯模态频率 18.03Hz ,机身二弯模态频率 27.40Hz 。平板短梁结构固有频率远高于机身固有频率,不会引起共振。

5 测试验证

5.1 地面共振试验

利用共振原理在地面测定飞机结构固有振动特性,通过模态分析和频率耦合分析,确保改装不会引起飞机共振。试验采用多点随机激振方式,设置测量点(飞机 113 个,平板短梁 20 个)进行频域模态参数识别。通过频响函数矩阵的曲线拟合,确定各阶模态的极点和留数,再计算求得模态频率、阻尼比和振型等模态参数。

飞机改装前后主要模态变化见表 9,前 12 阶固

表 9 改装前、后飞机固有频率

阶次	固有频率(Hz)		差别(%)
	改装后	改装前	
1	7.07	7.24	-2.3
2	7.57	7.61	-0.5
3	8.97	9.05	-0.8
4	11.49	11.65	-1.3
5	12.02	12.13	-0.9
6	13.37	13.67	-2.1
7	14.96	15.27	-2.0
8	16.75	16.78	-0.2
9	17.81	18.00	-1.1
10	18.99	19.17	-0.9
11	23.88	23.65	0.9
12	26.74	27.44	-0.7

有频率比较表明:同阶振型相似,固有频率最大差别不超过 -2.3% ,对原机各阶主要模态影响较小,原机振动模态基本没有改变。

飞机改装前后频率耦合情况见表 10,平板短梁外挂结构前 4 阶固有频率与机身 1 弯、2 弯固有频率的半功率带不重叠,即固有频率不耦合。另外,机身 1 弯、2 弯固有频率与有限元计算值基本一致。

表 10 机身、短梁与吊舱固有频率及其半功率带

模态名称	固有频率(Hz)	阻尼比(%)	半功率带(Hz)
机身 1 弯	17.81	1.7	17.51 ~ 18.11
短梁与吊舱第 1 阶	22.36	2.4	21.82 ~ 22.90
机身 2 弯	26.74	2.7	26.02 ~ 27.46
短梁与吊舱第 2 阶	34.00	2.7	33.08 ~ 34.92
短梁与吊舱第 3 阶	44.60	1.3	44.02 ~ 45.18
短梁与吊舱第 4 阶	51.93	1.6	51.10 ~ 52.76

5.2 试飞验证

2011 年 8 月,机载双天线 InSAR 测图系统在四川江油地区开展试飞验证。测区面积约 500 平方公里($50\text{km} \times 10\text{km}$),丘陵地形。按表 7 飞行作业要求,飞行高度应控制在 3800m 以下,实际航高为 3700m ,匀速等高飞行。

采用基于敏感度方程的干涉定标方法,干涉参数主要包括:干涉相位偏置、基线长度、基线角、绝对时间延迟等^[22]。利用 9 个基本定向点(控制点)的位置矢量标定出干涉参数,见表 11,计算生成基本定向点的点位误差和高程误差见表 12。共使用 6254 个公共点(加密点)完成联合平差处理。采用 7 个检查点进行精度检验,点位误差和高程误差统计见表 13。处理生成的数字正摄影像(DOM)和数字高程模型(DEM)检查点误差见表 14。

9 个基本定向点的平面和高程中误差分别为: 1.844m 和 0.548m ,说明干涉参数计算收敛,中误差结果满足构像要求;用于平差计算的 6254 个公共点的平面和高程中误差分别为 1.077m 和 0.568m ,表明干涉参数构像稳定,加密点计算精度满足平差要求。利用 7 个地面检查点对定标后的制图精度进行

表 11 定标后的干涉参数

参数	干涉相位偏置(rad)	基线长度(m)	基线角(rad)	绝对时间延迟(μs)
参数值	-535.837	2.333	0.006	3854.91

表 12 利用基本定向点检测的点位误差统和高程误差统计表 (m)

序号	点号	X 方向误差	Y 方向误差	Z 方向误差
1	X02	2.318	-0.514	0.597
2	X03	3.900	-0.390	0.324
3	XE102	0.685	-0.519	0.415
4	XE104	0.890	0.053	-0.143
5	XE104A	0.657	-0.177	-1.069
6	XE104B	1.156	-0.003	-0.593
7	XE105	1.188	-0.028	-0.061
8	XE106	1.842	0.788	-0.723
9	XE107	0.841	-0.310	-0.159

表 13 利用地面检查点检测的点位误差和高程误差统计表 (m)

序号	点号	X 方向误差	Y 方向误差	Z 方向误差
1	X03A04	1.322	0.053	-0.328
2	X04A05	0.247	0.103	0.058
3	X05A06G	1.809	-0.101	-0.986
4	X06G	1.954	-0.219	-0.770
5	X07	0.547	-0.319	-0.221
6	XE102	-0.152	-0.211	0.415
7	XE103	0.772	-0.314	-0.201

表 14 四川江油地区地形测图检查点误差 (m)

点别	点数	X 方向中误差	Y 方向中误差	高程中误差
基本定向点	9	1.800	0.400	0.548
检查点	7	1.184	0.213	0.526
公共点	6254	0.974	0.460	0.568

精度检查,其平面和高程中误差分别达到1.203m和0.526m,结果可以满足1:10000制图规范对产品精度的要求。

6 结 论

基线设计是机载 InSAR 系统关键技术之一。本文按照1:10000地形测图要求,完成了外挂平板短梁的基线设计,试飞验证结果满足了测图精度要求。对推动我国机载 InSAR 技术的工程化、实用化,具有重要意义:(1)机载双天线 InSAR 测图系统的基线确定采用了最佳基线的经验分析和高程误差模型计算两种方法。试飞验证结果表明,基于高程误差模型计算得到的设计值,可满足1:10000地形测图精度要求。实际应用中,基线长度与工作高度

存在固定关系,当基线长度限制在1~4m时,相对变形量应优于0.1mm。(2)通过飞机外挂结构的刚度、强度、振动特性计算,可以在理论上满足天线间相对变形量优于0.1mm的精度要求,在实际飞行中应保持匀速等高的飞行状态。(3)现代气动与结构特性的工程计算方法是基线工程设计中的关键环节,与风洞试验相比简单、高效、实用。计算结果在校核设计指标的同时为飞机改装提供理论数据和飞行参数。(4)地面共振试验是保证飞机改装安全性的有效技术手段。试验结果验证了振动特性的理论设计与工程计算的正确性。

致谢:感谢王振海和张凯机长完成了试飞验证飞行;感谢韩春明博士和岳昔娟博士提供的1:1万地形测图精度检验数据。

参考文献

- [1] 靳国旺,吴一戎,向茂生等. 基于区域网平差的 InSAR 基线估计方法. 测绘学报, 2011,40 (5):616-622
- [2] Xiang M, Wu Y, Li S, et al. Introduction on an experimental airborne InSAR system. In: Proceedings of the 2005 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, Seoul, Korea, 2005. 4809-4812
- [3] Sun L, Zhang C, Hu M. Performance analysis and data processing of the airborne X-Band InSAR system. In: Proceedings of the 2007 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, Barcelona, Spain, 2007. 541-545
- [4] 黄国满,张继贤,赵争等. 机载干涉 SAR 测绘制图应用系统研究. 测绘学报, 2008,37 (3):277-279
- [5] 靳国旺. InSAR 地形测绘若干问题研究. 测绘学报, 2011,40 (5):668
- [6] Wimmer C, Siegmund R, Schwäbisch M, et al. Generation of high precision DEMs of the Wadden Sea with airborne interferometric SAR. *IEEE Transaction On Geoscience and Remote Sensing*, 2000,38(5):2234-2245
- [7] Carson T. Topographic mapping in the equatorial belt using dual-frequency airborne IFSAR (Geo-SAR). *Photogrammetric Engineering & Remote Sensing*, 2008,8:939-944
- [8] Rombach M, Moreira J. Description and applications of the multipolarized dual band OrbiSAR-1 InSAR sensor. In: Proceedings of the 2003 International Radar Conference, Adelaide, Australia, 2003. 245-250
- [9] LI F, Goldstein R. Studies of multibaseline spaceborne interferometric synthetic aperture radars. *IEEE Transactions On Geoscience and Remote Sensing*, 1990,28(1):88-97
- [10] Hensley S, Chapin E, Freedman A, et al. First P-band re-

- sults using the GeoSAR mapping system. In: Proceedings of the 2001 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, Sydney, Australia, 2001. 1:126-128
- [11] Makoto S, Takeshi M, Toshihiko U, et al. Calibration experiments of advanced X-band airborne SAR system, Pi-SAR2, In: Proceedings of the 2011 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, Vancouver, Canada, 2011. 933-936
- [12] Mura J, Pinheiro M, Rosa R, et al. A phase-offset estimation method for InSAR DEM generation based on phase-offset functions. *Remote Sensing*, 2012, 8:745-761
- [13] Madsen S, Martin J, Zebker H. Analysis and evaluation of the NASA/JPL TOPSAR across-track Interferometric SAR system. *IEEE Transactions On Geoscience and Remote Sensing*, 1995. 33(2):383-391
- [14] 中华人民共和国测绘行业标准. CH/T 1008-2001 基础地理信息数字产品 1:10000、1:50 000 数字高程模型. 2001
- [15] 楼良盛, 刘思伟, 周瑜. 机载 InSAR 系统精度分析. 武汉大学学报(信息科学版), 2012, 37(1):63-67
- [16] 中华人民共和国国家标准. GB/T 13990-92. 1:5 000 1:10 000 地形图航空摄影测量内业规范. 1992
- [17] 陈立福, 汪丙南, 向茂生. 机载双天线 InSAR 系统干涉条纹实时生成算法. 遥感技术与应用, 2011, 26(1):1-9
- [18] Zebker H, Madsen S, Martin J, et al. The TOPSAR interferometric radar topographic mapping instrument. *IEEE Transactions On Geoscience and Remote Sensing*, 1992, 30(5):933-940
- [19] Hutton J, Mostafa M. 10 Years of Direct Georeferencing For Airborne Photogrammetry. *Photogrammetric Week*, 2005, 1-16
- [20] 李广宁, 李凤蔚, 周志宏. 运输类飞机气动力分析软件 ATTF 的开发与验证. 西北工业大学学报, 2011, 29(1):148-152
- [21] 徐春雨, 章仕彪. 基于非线性静力学模型的飞机系留载荷计算方法研究. 民用飞机设计与研究, 2011, 3:14-16
- [22] 张薇, 向茂生, 吴一戎. 利用控制点三维信息标定机载双天线干涉 SAR 参数. 测绘学报, 2010, 39(4):370-377

Engineering design and verification of the baseline for airborne dual-antenna InSAR

Shen Ting^{*}, Geng Junjie^{**}, Sun Ruibao^{*}

(^{*} Center for Earth Observation and Digital Earth, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094)

(^{**} Shanxi Aviation Engineering Co., LTD., Xi'an 710065)

Abstract

The engineering design of the baseline and its verifying analysis for airborne dual-antenna InSAR were presented according to the requirements of 1:10000 scale topographical maps. The equipment of "external flat short beam for the aircraft" was developed and applied to measuring the digital surface modes (DSM). The topographical accuracy based on the experimental data indicates that the baseline can reach 2.3m when using external flat short beam while the error is less than 0.1mm with the uniform speed and altitude, the accuracy of DSM&DOM (digital orthophoto map) meets the demands of 1:10000 terrain maps and the mean square error in plane is 1.203 meters and 0.526 meters in elevation. It demonstrates that the engineering design of the baseline is important and valuable for the extensive application of airborne dual-antenna InSAR.

Key words: airborne In-SAR, dual-antenna, 1:10000 Topographic mapping, baseline, interferometry accuracy