

航空重力异常估计方法研究

王静波¹, 熊盛青², 郭志宏², 周锡华²

(1. 北方工业大学理学院, 北京 100144; 2. 中国国土资源航空物探遥感中心, 北京 100083)

摘要:探讨、研究了航空重力异常估计方法, 基于卡尔曼滤波平滑技术, 研制了航空重力异常估计软件。研究表明: 采用该软件进行重力异常估计, 与引进的 GT-1A 系统软件的数据处理结果相比, 其差值的标准偏差在 1 mGal 之内。

关键词:航空重力测量; 卡尔曼滤波; GT-1A; 异常估计方法; 测量数据处理

中图分类号: P631.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-8918(2011)04-0493-06

航空重力测量始于 20 世纪 50 年代末, 由于受当时重力仪、导航系统的定位精度限制, 飞行载体的扰动加速度难以精确确定, 航空重力测量只能达到 10 mGal 的实际精度^[1]。但随着动态差分 GPS (global positioning system) 定位技术的发展, 这种状况得到迅速改善, 90 年代至今国外大部分航空重力测量系统的测量精度达到了 1~2 mGal, 最高已达 0.5 mGal 左右^[2]。我国航空重力测量的研究起步较晚, 由总参西安测绘研究所等单位研制的我国首台航空重力测量系统 CHAGS (Chinese airborne gravimetry system) 于 2002 年通过鉴定。所集成的 CHAGS 系统的测量精度通常在 3~6 mGal, 异常空间分辨力为 8 km, 可以基本满足大地水准面测量等的要求, 但还不能达到地质调查、资源勘探等较高精度、较高分辨应用的要求。

中国国土资源航空物探遥感中心于 2007 年成功引进俄罗斯 GT-1A 航空重力仪和数据处理软件, 通过引进与消化吸收以及相应的软、硬件配套开发, 集成了具有国际先进水平、满足了区域性地球物理勘查精度要求的航空重力测量系统。但国内航空重力在基础理论、仪器研制、数据处理等核心技术与欧美、俄罗斯等国存在一定的差距。航空重力测量属高新技术, 国外对中国存在一定的技术封锁, 核心技术只能依靠自主创新得到。本项研究就是围绕航空重力测量重力异常分离方法这一核心技术展开的。

航空重力测量是在飞行状态下进行的, 必然受到飞机发动机及大气扰动等产生的振动影响。由于这些因素产生的以高频成分为主的扰动加速度可达

10⁶ mGal (噪声), 远大于幅度通常只有百十毫伽的重力异常值。噪声远大于信号的频带主要集中在高频段, 因此通过低通滤波可以去除大部分噪声^[3]。

由于噪声和异常信号在同一频带上有交叠, 低通滤波器的截止频率的选择, 必然会导致或者造成滤波信号中重力异常信息的损失, 或者滤波信号中还存在噪声的低频部分。两种原因都会产生重力异常的错解释, 这也是基于非模型滤波方法技术的主要缺陷^[4]。因此, 对于分辨率要求较高的地球物理勘探来说, 需选择基于模型的卡尔曼 (Kalman) 滤波估值等方法技术作进一步处理。

笔者是以引进的俄制航空重力测量系统 (GT-1A) 为研究对象, 对其测量原理及重力异常分离等关键技术进行深入剖析。在此基础上, 探讨、研究了航空重力异常估计方法, 基于 Kalman 滤波平滑估值技术, 用 C++ 编制航空重力异常估计软件, 与 GT-1A 系统软件数据处理结果对比研究。

1 卡尔曼滤波平滑算法

1.1 常规离散卡尔曼滤波器

设离散线性系统的状态方程和观测方程分别为^[5]

$$X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + B_{k-1} u_{k-1} + \Gamma_{k-1} W_{k-1}, \quad (1)$$

$$Z_k = H_k X_k + V_k, \quad (2)$$

式中, X_k 为 t_k 时刻的状态向量; $\Phi_{k,k-1}$ 为 t_{k-1} 时刻至 t_k 时刻的一步转移阵; Γ_{k-1} 为系统噪声驱动矩阵; Z_k 为 t_k 时刻的观测向量; H_k 为量测阵; V_k 为量测噪声序列; W_k 为系统激励噪声序列。

收稿日期: 2011-04-13

基金项目: “863” 计划重大项目 (2006A406A202)、北京市教委科技计划面上项目 (KM201110009005)、北方工业大学博士启动基金资助

假设 W_k 和 V_k 为均值为 0, 且互不相关的白噪声或高斯白噪声, 满足^[5]

$$E[W_k] = 0, \quad (3)$$

$$\text{Cov}[W_k, W_j] = E[W_k, W_j^T] = Q_k \delta_{k,j},$$

$$E[V_k] = 0, \quad (4)$$

$$\text{Cov}[V_k, V_j] = E[V_k, V_j^T] = R_k \delta_{k,j},$$

$$\text{Cov}[W_k, V_j] = E[W_k, V_j^T] = 0. \quad (5)$$

式中, $E[\cdot]$ 表示数学期望 (均值), $\text{Cov}[\cdot, \cdot]$ 表示协方差阵 (相关系数); Q_k 为系统噪声序列的方差阵, 假设为非负定阵; R_k 为量测噪声序列的方差阵, 但假设为正定阵; $\delta_{k,j}$ 为克罗内克 (Kronecker) 函数

$$\delta_{k,j} = \begin{cases} 0, & k \neq j; \\ 1, & k = j. \end{cases} \quad (6)$$

离散线性系统的卡尔曼滤波, 就是利用观测向量 $Z_1, Z_2, \dots, Z_k$, 由相应的状态方程和噪声的统计特性求 t_k 时刻状态向量 X_k 的最佳估计值。其算法如下^[5]:

状态一步预测

$$\hat{X}_{k/(k-1)} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} + B_{k-1} u_{k-1}; \quad (7)$$

状态估计

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k/(k-1)} + K_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k/(k-1)}); \quad (8)$$

滤波增益

$$K_k = P_{k/(k-1)} H_k^T (H_k P_{k/(k-1)} H_k^T + R_k)^{-1}; \quad (9)$$

一步预测均方误差

$$P_{k/(k-1)} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k-1}^T; \quad (10)$$

估计均方误差

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k/(k-1)} (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T. \quad (11)$$

式中, $\hat{X}_k$ 为 t_k 时刻的状态估计, $\hat{X}_{k/(k-1)}$ 为 t_{k-1} 时刻至 t_k 时刻的一步状态估计; P_k 为 t_k 时刻的估计均方误差, $P_{k/(k-1)}$ 为 t_{k-1} 时刻至 t_k 时刻的一步预测均方误差; K_k 为 t_k 时刻的滤波增益; I 为单位矩阵。

只要给定初始值 $\hat{X}_0$ 和初始估计方差矩阵 P_0 , 根据 t_k 时刻的量测 Z_k , 就可递推计算得 t_k 时刻的状态估计 $\hat{X}_k (k=1, 2, \dots)$ 。

1.2 卡尔曼平滑器

平滑指的是利用过去、当前以及将来的观测值来得到一个最优估计值。平滑算法可分为固定区间平滑、定点平滑和固定滞后平滑。由于航空重力数据处理是在事后进行, 笔者采用近似直线的整段测线作为固定区间进行 Kalman 平滑计算。

在时间 $0 \rightarrow M$ 的过程中使用卡尔曼滤波器, 估

计并储存各时刻的状态向量。然后, 采用平滑方程反向估计 ($M \rightarrow 0$), 得到各个时刻新的状态向量 ($\hat{X}_{(m-1)/m}, \hat{X}_{(m-2)/m}, \dots, \hat{X}_{0/m}$)。其算法如下^[5]:

平滑方程

$$\hat{X}_{(j-1)/m} = \hat{X}_{j-1} + A_{j-1} (\hat{X}_{j/m} - \hat{X}_{j/(j-1)}), \quad (12)$$

$$A_{j-1} = P_{j-1} \Phi_{j,j-1}^T P_{j/(j-1)}^{-1};$$

平滑均方误差

$$P_{(j-1)/m} = P_{j-1} + A_{j-1} (P_{j/m} - P_{j/(j-1)}) A_{j-1}^T. \quad (13)$$

2 航空重力测量基础知识

航空重力测量通常采用相对重力测量, 自由空气重力异常可用

$$\Delta g = g_b + (f_z - f_z^0) + \delta f_D - \dot{v}_U + \delta a_E + \delta a_H + \delta a_F - \gamma_0 \quad (14)$$

公式计算^[3,6-7]。式中, g_b 是停机坪基准点处的重力值, 由地面重力仪从重力基准点联测得到; f_z 、 f_z^0 为比力及其初值; δf_D 为零漂改正; $\dot{v}_U$ 为垂直加速度改正; δa_E 为厄特渥斯 (Eötvös) 改正; δa_H 为水平加速度改正; δa_F 是自由空间 (高度) 改正; γ_0 是椭圆面上的正常重力。上述各项改正, 详见文献^[7]。

2.1 自由空间 (高度) 改正与正常重力场改正

空间 (高度) 改正的计算公式为^[3,6-7]

$$\{\delta a_F\}_{\text{mGal}} = 0.3086 [1 + 0.0007 \cos(2\varphi)] \cdot (h - \Delta h - N) - 0.72 \times 10^{-7} (h - \Delta h - N)^2, \quad (15)$$

式中, φ 为大地纬度; h 为大地高; N 为大地水准面高; Δh 为大地高的偏心改正。式 (15) 为空间改正的二次项近似式。

正常重力改正采用 CGS2000 正常重力公式^[3,6-7]

$$\{\gamma_0\}_{\text{mGal}} = 978\,032.533\,61 \times \left[\frac{1 + 0.001\,931\,852\,619 \sin^2 \varphi}{\sqrt{1 - 0.006\,694\,338\,002\,29 \sin^2 \varphi}} \right]. \quad (16)$$

2.2 厄特渥斯改正

厄特渥斯改正公式为^[3,6-7]

$$\delta a_E = 2\omega \cos \varphi \cdot v_E + \frac{v_E^2}{R_N + h} + \frac{v_N^2}{R_M + h}, \quad (17)$$

式中, ω 为地球自转角速度; v_E 、 v_N 分别是飞机东向和北向速度; R_N 、 R_M 分别为卯酉圈和子午圈的曲率半径。

2.3 偏心改正

位置的偏心改正计算公式为^[3,6-7]

$$\Delta r^l = \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta h \end{bmatrix} = R^l \cdot \Delta r^b = \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} dx^b \\ dy^b \\ dz^b \end{bmatrix}; \quad (18)$$

$$R^t = \begin{bmatrix} \cos\eta\cos\alpha - \sin\eta\sin\alpha\sin\chi & -\sin\alpha\cos\chi & \cos\alpha\sin\eta + \sin\alpha\sin\chi\cos\eta \\ \cos\eta\sin\alpha + \sin\eta\cos\alpha\sin\chi & \cos\alpha\cos\chi & \sin\alpha\sin\eta - \cos\alpha\sin\chi\cos\eta \\ -\cos\chi\sin\eta & \sin\chi & \cos\chi\cos\eta \end{bmatrix}. \quad (19)$$

式中, χ 、 η 、 α 分别为载体的俯仰角、横滚角、方位角。

2.4 零漂改正

假设重力仪基准点前校和后校测量的平均值 f_z^0 、 f_z^1 及飞行测量观测值 f_z 对应的观测时间分别为 t_0 、 t_1 、 t , 则零漂改正的计算公式为^[6-7]

$$\delta f_D = - (f_z^1 - f_z^0) \frac{t - t_0}{t_1 - t_0}. \quad (20)$$

3 航空重力测量数据处理

GT-1A 航空重力测量系统包括: 一个具有水平稳定平台的惯性导航系统 (inertial navigation system, INS), 一个垂直重力传感器, 一个机载 GPS 接收器 (移动站) 和一个地面 GPS 接收器 (基站)。航空重力测量系统输出 INS 数据、重力仪数据、移动站和基站 GPS 数据。使用上述数据确定测线自由空气重力异常, 需解决以下几个问题^[8]: ①用载波相位差分技术确定移动站天线的位置和速度; ②确定重力仪传感器的位置、速度; ③计算厄特渥斯改正和重力正常场; ④确定惯导平台水平误差; ⑤重力仪校准; ⑥测线自由空气重力异常估算等等。

3.1 GT-1A 数据处理基础

沿测线的自由空气重力异常, 可由重力仪传感器单位质点 (sensitive mass, SM) 在垂直方向的动力学方程确定, 其方程为^[8-9]

$$\ddot{h} = f_3 + \delta a_E + \delta a_F - \gamma_0 - \Delta g. \quad (21)$$

式中, h 大地高度 (地球参考椭球体); f_3 是作用在 SM 上比力的垂直分量; Δg 为自由空气重力异常。

方程 (21) 的解算, 需要使用重力仪测量 f'_3 , INS 水平加速度计测量 f'_1 、 f'_2 和 GPS 测量 h' 的数据。重力仪和加速度计的测量方程可表示为^[8]

$$\begin{aligned} T_{F_3} f'_3 + f'_3 + K_{F_3} f'_3 &= f_{\Delta} + \delta f_T + \delta f, \\ f'_1 &= f_{\Delta 1} + \delta f_1, \\ f'_2 &= f_{\Delta 2} + \delta f_2; \end{aligned} \quad (22)$$

$$f_{\Delta 3} = f_3 - (\alpha_1 + K_{F_1}) f_{\Delta 2} + (\alpha_2 + K_{F_2}) f_{\Delta 1}. \quad (23)$$

式中, $f_{\Delta 3}$ 是作用在 SM 上的比力在重力仪敏感轴方向的分量, 可由式 (23) 计算; $f_{\Delta 1}$ 、 $f_{\Delta 2}$ 是横向加速度; α_1 、 α_2 是 INS 平台水平误差; K_{F_1} 、 K_{F_2} 是在 INS 平台上重力仪安装的角误差; K_{F_3} 是重力仪比例因子; T_{F_3} 是重力仪延迟时间; δf_1 、 δf_2 是水平加速度计误差。

重力仪误差可分为高频分量 δf 和低频分量 δf_T

两项, δf 是由热噪声和外界干扰引起的, δf_T 是由材料疲劳、减压过程和其他因素引起的低频扰动。

角误差 K_{F_1} 、 K_{F_2} , α_1 、 α_2 通过横向加速度 $f_{\Delta 1}$ 、 $f_{\Delta 2}$ 影响重力仪。误差 α_1 、 α_2 在 INS 改正时估算得到; 安装误差 K_{F_1} 、 K_{F_2} 不是在 INS 改正时确定, 它通常是常数, 但会随疲劳、温度等因素变化; K_{F_1} 、 K_{F_2} 、 K_{F_3} 和 T_{F_3} 为重力仪校准的参数。

在重力数据处理中, GPS 确定载体的位置 (高程) 可表示为^[8]

$$h' = h + \delta h, \quad (24)$$

式中, δh 为 GPS 高度测量误差。令

$$\begin{aligned} W &= h - T_{F_3} f'_3, f_{\Delta} = \delta a_E + \delta a_F - \\ &\quad \gamma_0 + f'_3 - \alpha_2 f'_1 + \alpha_1 f'_2, \end{aligned}$$

则式 (21) ~ 式 (24) 可联合表示为^[8]

$$\begin{aligned} h &= W + T_{F_3} f'_3, \\ W &= f_{\Delta} + K_{F_3} f'_3 + K_{F_1} f'_2 - K_{F_2} f'_1 - \Delta g + q_{\Delta}, \end{aligned} \quad (25)$$

$$T_{F_3} = q_{T_{F_3}}, K_{F_3} = q_{K_{F_3}}, K_{F_1} = q_{K_{F_1}},$$

$$K_{F_2} = q_{K_{F_2}}, h' = h + \delta h.$$

式中, f_{Δ} 是影响 SM 垂直运动的力之和; q_{Δ} 是重力仪噪声 δf_T 、 δf 、 $\alpha_2 \delta f_1$ 、 $\alpha_1 \delta f_2$ 和在 f_{Δ} 计算中的误差之和, 它是由 SM 垂直运动的噪声产生的。

在重力异常计算过程中, δh 是高程测量误差, 假定为白噪声; $q_{T_{F_3}}$ 、 $q_{K_{F_3}}$ 、 $q_{K_{F_1}}$ 、 $q_{K_{F_2}}$ 也被假定为缓慢随机漂移的白噪声。特殊情况下, 如噪声强度为零, 这些参数为常数。

3.2 重力异常估计模型

重力异常是一个随机过程, 可以被模型化 (滤波器形式), 其模型可表示为^[10]

$$\begin{aligned} \dot{x}_g &= A_g x_g + B_g q_g, \\ \Delta g &= C_g x_g. \end{aligned} \quad (26)$$

式中, x_g 为滤波器的状态向量; A_g 、 B_g 、 C_g 是常数矩阵; q_g 是方差强度为 Q_g 的白噪声。

与式 (26) 类似, 方程 (25) 也可写成

$$\begin{aligned} \dot{x}_f &= A_f x_f + D_f \Delta g + C_f + B_f q_f, \\ h' &= H_f x_f + \delta h \end{aligned} \quad (27)$$

矢量形式^[10]。式中, x_f 为滤波器的状态向量; A_f 、 B_f 、 C_f 、 D_f 、 H_f 是常数矩阵; q_f 、 δh 是白噪声。

将方程 (26)、(27) 联合写成相应的状态空间方程 (28) 和 (29), 即为重力异常估计模型^[10]

$$\dot{\mathbf{x}}_f = \mathbf{A}_f \mathbf{x}_f + \mathbf{D}_f \Delta \mathbf{g} + \mathbf{C}_f + \mathbf{B}_f \mathbf{q}_f, \quad (28)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_g = \mathbf{A}_g \mathbf{x}_g + \mathbf{B}_g \mathbf{q}_g;$$

$$\Delta \mathbf{g} = \mathbf{C}_g \mathbf{x}_g, \quad (29)$$

$$\mathbf{h}' = \mathbf{H}_f \mathbf{x}_f + \delta \mathbf{h}_0.$$

3.3 数据预处理及各项改正

3.3.1 数据预处理

(1) 读取 GT-1A 数据文件。GT-1A 数据文件分别记录在 G0 文件、V(GPS) 文件、I(INS) 文件、S0(姿态) 文件中。

(2) 时间同步。数据处理统一采用 GPS 时间格式, 将格林威治时间(universal time code, UTC)格式(hh. mm. ss)转换 GPS 格式(s)。

(3) 频率转换。G0 文件数据采样率约 18 Hz, V、I 文件数据采样率为 2 Hz, S0 文件数据采样率约 3 Hz, 需相应进行频率转换, 统一所处理数据采样频率。

3.3.2 各项改正

如前所述, GT-1A 数据处理已涉及厄特渥斯改正、正常重力和自由空间改正、水平加速度改正。下面仅讨论零漂改正、偏心改正和基点改正。

(1) 零漂改正。对 G0 文件重力仪读数 f'_3 进行零漂改正, 由式(20)计算可得

$$\{f'_{3\text{测}}\}_{\text{m/s}^2} = f'_{3\text{记录}} + \delta f_D = f'_{3\text{记录}} - \frac{D \times 10^{-5}(t - t_0)}{3600}. \quad (30)$$

式中, $t_0 = (t_{10} + t_1)/2$, t_{10} 和 t_1 为前校时间, t 为重力仪测量的时刻, D 为重力仪读数漂移率。

(2) 偏心改正。偏心改正重点应该放在空间校正的姿态校正和垂直加速度校正的姿态校正上。因此, 只需计算式(18)中的 Δh 分量

$$\Delta h = -\cos\chi \sin\eta dx^b + \sin\chi dy^b + \cos\chi \cos\eta dz^b, \quad (31)$$

$$h = h_{\text{GPS}} - \Delta h. \quad (32)$$

式中, dx^b 、 dy^b 、 dz^b 为偏心参数。

(3) 基点改正。由于航空重力测量通常是相对重力测量, 故 f'_3 、 f'_2 需按式(14)进行相应修正, 进行基点改正

$$f'_3 = f'_{3\text{测}} - f'_{3\text{基}}, \quad (33)$$

$$f'_2 = g_b + \delta a_E + \delta a_F - \gamma_0 + f'_3 - \alpha_2 f'_1 + \alpha_1 f'_2. \quad (34)$$

4 航空重力异常估计

将航空重力异常估计模型具体化、离散化, 笔者研制了相应软件。采用某地航空重力测量实测数据, 应用该软件估算自由空气重力异常, 与 GT-1A

系统处理结果对比研究。

4.1 GT-1A 测量数据

某地航空重力测量, GT-1A 系统测量的 GPS 数据、重力仪数据、水平加速度计数据、平台水平失准误差数据和平台姿态数据如图 1 ~ 图 9 所示。

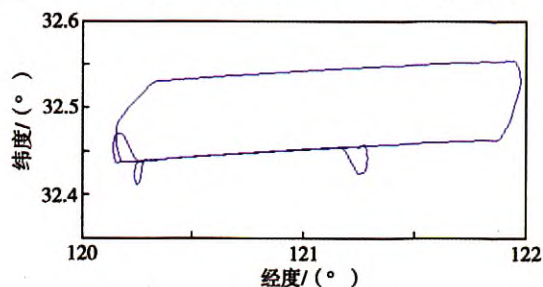


图1 某地航空重力测量飞行航迹

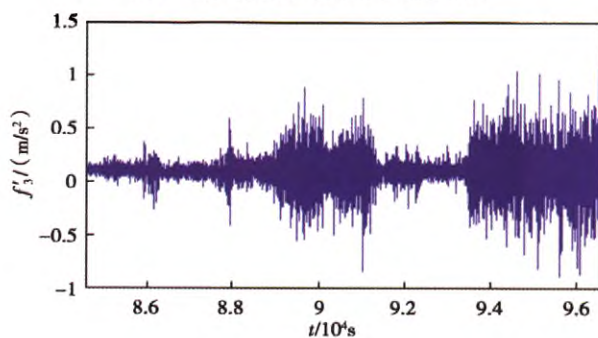


图2 某地重力仪测量数据

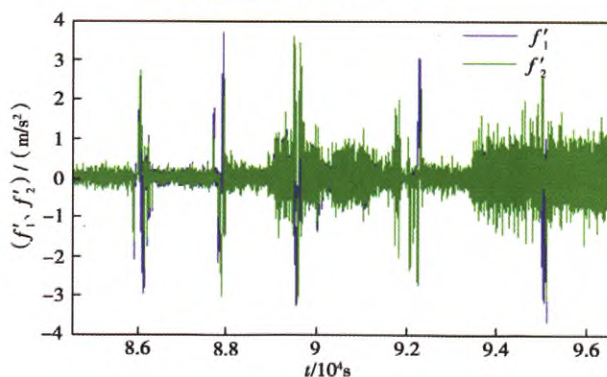


图3 某地航空重力水平加速度计测量数据

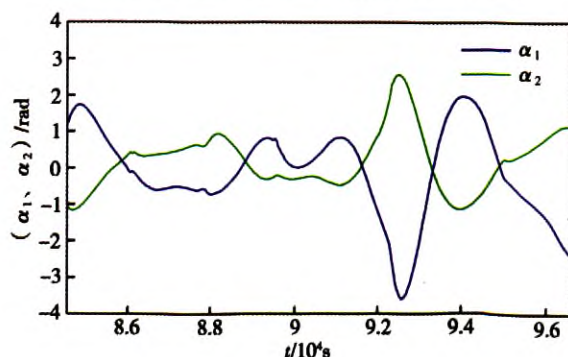


图4 重力仪平台水平失准误差

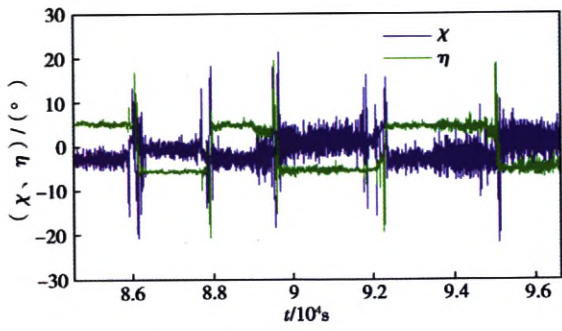


图5 重力仪平台测量姿态数据

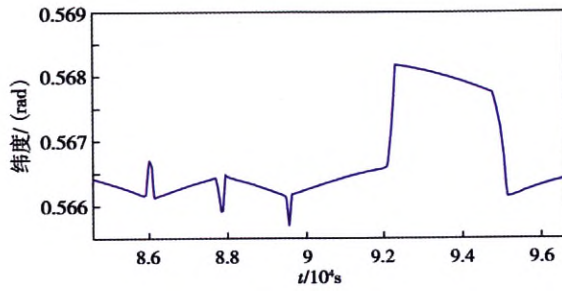


图6 GPS 纬度

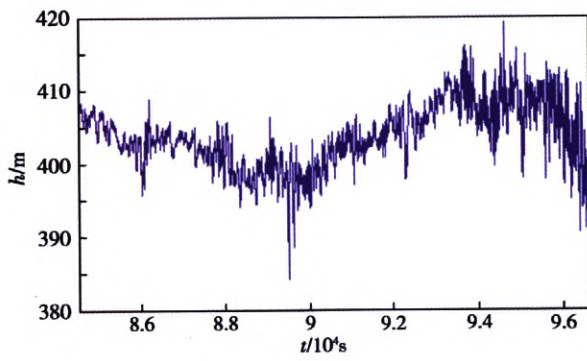


图7 GPS 高度

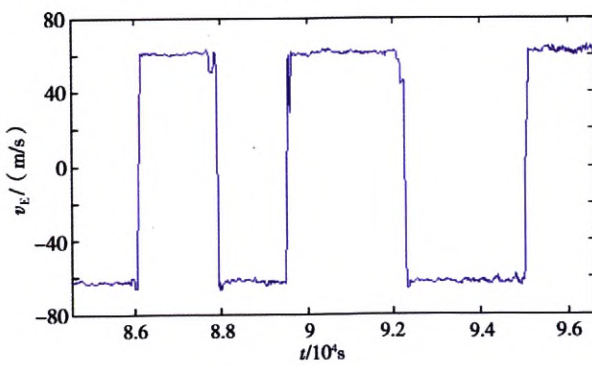


图8 GPS 东向速度

4.2 估算结果及对比

航空重力异常估计软件处理结果与 GT-1A 系统软件处理结果对比曲线如图 10 所示;相应各测线自空气重力异常估计结果与 GT-1A 系统软件处理结果差值统计见表 1。

由以上对比结果可知:本项研究所研制软件处

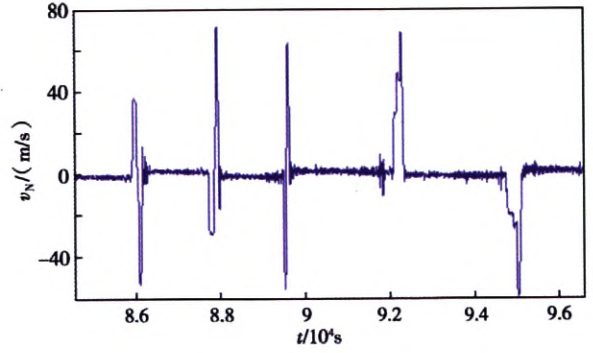
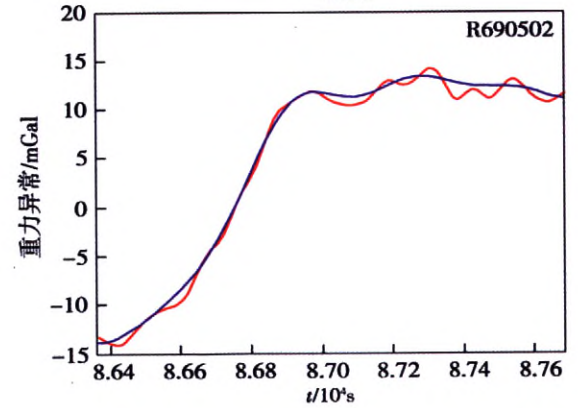
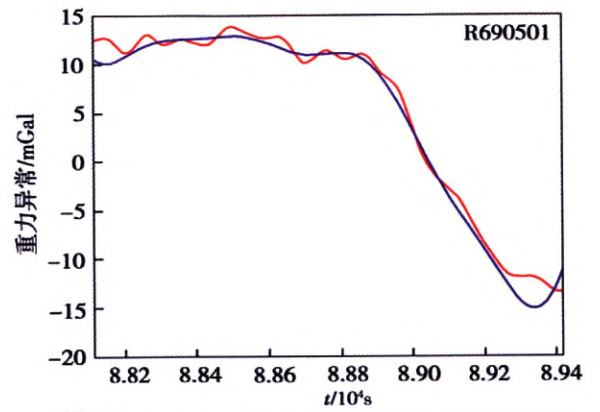


图9 GPS 北向速度



红色为 GT-1A 系统软件处理结果,蓝色为研制软件处理结果

图10 测线上自由空气重力异常对比示意

表1 重力异常估计结果与 GT-1A 系统处理结果差值统计

测线序号	最小差值	最大差值	差值均值	标准偏差	点数 个
	mGal				
R690501	-1.5338	1.3105	-0.0929	±0.6366	2592
R690502	-0.7976	1.7051	0.3046	±0.5403	2656
R690503	-3.1557	2.1769	-0.6029	±0.9358	2608
T7011	-1.6592	2.6113	0.6556	±0.8509	4575
T7021	-2.1401	1.3912	-0.5555	±0.7769	4487
R690504	-0.7795	4.1523	1.0485	±0.6695	2600

理结果与 GT-1A 系统软件处理结果基本一致,差值的标准偏差在 1 mGal 之内,获得了令人满意的效果。

5 结论

笔者深入探讨、研究了航空重力异常估计方法。研究表明,笔者采用的基于 Kalman 滤波平滑技术,实现航空重力异常估计的理论、方法和思路是正确的。

下一步的研究重点,应放在具体的相关技术细节上:①航空重力测量噪声的统计特性研究和测量的相关性研究;②采用自适应 Kalman 滤波平滑技术,进一步提高数据处理精度;③进一步加强航空重力测量基础理论研究,提高自主创新能力,为最终研发我国高精度航空重力测量系统奠定基础。

参考文献:

- [1] William R G. An historical review of airborne gravity[J]. The Leading Edge, 1998(1): 113 - 116.
- [2] 熊盛青. 我国航空重磁勘探技术现状与发展趋势[J]. 地球物理学进展, 2009, 24(1): 113 - 117.
- [3] 孙中苗. 航空重力测量理论、方法及应用研究[D]. 郑州: 解放军信息工程大学, 2004.
- [4] Abdelmoula F. New concepts for airborne gravity measurement[J]. Aerospace Science Technology, 2001, 5: 412 - 424.
- [5] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.
- [6] 郭志宏. 航空重力数据测量处理方法技术研究报告[R]. 中国国土资源航空物探遥感中心, 国土资源部“百人计划”项目研究报告, 2008.
- [7] 熊盛青, 周锡华, 郭志宏, 等. 航空重力勘探理论方法及应用[M]. 北京: 地质出版社, 2010.
- [8] Bolotin Yu V, Popelensky M Yu. Accuracy analysis of Airborne Gravity when Gravimeter parameters are identified in flight[J]. Journal of Mathematical Sciences, 2007, 146(3): 5911 - 5519.
- [9] Bolotin Y V, Golovan A A. Determining the object acceleration by observations of Global positioning system[J]. Moscow University Mathematics Bulletin, 2003, 58(5): 1 - 7.
- [10] Bolotin Y V, Golovan A A, Parusniy N A. Mathematical models of airborne gravimetry systems with aided inertial platforms[J]. Moscow University Mathematics Bulletin, 2003, 58(4): 13 - 23.
- [11] Hammada Y. A Comparison of Filtering Techniques for Airborne Gravimetry[D]. Calgary: Department of Geomatics Engineering at University of Calgary, 1996.
- [12] 王静波. 航空重力测量数据处理方法技术研究[D]. 北京: 中国地质大学, 2010.
- [13] 王静波, 熊盛青, 郭志宏, 等. 利用利用 Kalman 平滑技术估算航空重力测量中的载体垂直加速度[J]. 地球物理学进展, 2010, 25(3): 968 - 974.
- [14] 王静波, 熊盛青, 周锡华, 等. 航空重力测量系统研究进展[J]. 物探与化探, 2009, 33(4): 368 - 373.
- [15] 郭志宏, 罗锋, 安战锋. 航空重力数据窗函数法 FIR 低通数字滤波试验[J]. 物探与化探, 2007, 31(6): 568 - 571.
- [16] 周锡华. 航空重力仪工作原理及测量方法研究[D]. 北京: 中国地质大学, 2008.

RESEARCH ON METHODS FOR ESTIMATING AIRBORNE GRAVITY ANOMALIES

WANG Jing-bo¹, XIONG Sheng-qing², GUO Zhi-hong², ZHOU Xi-hua²

(1. College of Sciences, North China University of Technology, Beijing 100144, China; 2. China Aero Geophysical Survey and Remote Sensing Center for Land and Resources, Beijing 100083, China)

Abstract: This paper discusses methods of estimating airborne gravity anomalies. Based on the Kalman smoothing techniques, the authors developed the software for estimating airborne gravity anomalies. Research shows that, if this software is used to estimate airborne gravity anomalies, the standard deviation of the discrepancy is within 1 mGal in comparison with the data processing results by the imported GT-1A system software.

Key words: airborne gravity survey; Kalman filtering; GT-1A; anomaly estimation method; survey data processing

作者简介: 王静波(1963 -), 男, 博士, 2010年毕业于中国地质大学(北京)地球物理与信息技术学院, 主要从事航空重力方法技术研究。