

В. ВАН, Ч. ЛО, Ж. СЮЭ, Д. ЛИ, С. СИН, Ч. МА, Х. ЧЖАН

ПРОГРЕСС В РАЗРАБОТКЕ БЕСПЛАТФОРМЕННОГО ЛАЗЕРНОГО АЭРОГРАВИМЕТРА В КИТАЕ

Специалисты Пекинского института аэрокосмических приборов управления разработали опытный экземпляр бесплатформенного лазерного аэрогравиметра (БЛАГ) на основе лазерных гироскопов и кварцевых акселерометров с упругим подвесом. Описана конструкция и программное обеспечение (ПО) для постобработки данных, а также результаты испытаний системы на самолете и океанском судне в 2013–2014 гг. Результаты испытаний продемонстрировали достижение внутренней сходимости гравиметра порядка 1 мГал после уравнивания, что подтверждает возможность применения БЛАГ при гравиметрической аэросъемке и делает допустимым применение при морской съемке.

Ключевые слова: аэрогравиметр, бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС), интеграция ИНС/GPS, гравитационная аномалия

Введение

Изучение гравитационного поля Земли чрезвычайно важно для различных областей науки: геодезии, геофизики, геодинамики, инерциальной навигации, при добыче нефти и полезных ископаемых и т.д. Методы космических гравиметрических наблюдений великолепно решают задачу исследования низкочастотных составляющих гравитационного поля. За счет увеличения количества спутников, используемых при гравиметрических съемках, точность и разрешение гравитационного поля повышаются. Однако для некоторых областей на полюсах и на шельфе данных по-прежнему нет. Аэрогравиметрия обеспечивает быстрое наблюдение и хорошее покрытие, это недорогой и эффективный метод гравитационных съемок, играющий чрезвычайно важную роль в получении данных о гравитационных аномалиях Земли средней и высокой частоты.

В настоящее время в мире для коммерческих гравитационных исследований используются два типа скалярных аэрогравиметров. К первому типу относятся

Ван Вэньцин. Доктор наук, ведущий инженер Пекинского института аэрокосмических приборов управления, Китай.

Ло Чэн. Доктор наук, инженер Пекинского института аэрокосмических приборов управления.

Сюэ Чжэнбин. Ведущий инженер Пекинского института аэрокосмических приборов управления.

Ли Дунмин. Доктор наук, сотрудник Пекинского института аэрокосмических приборов управления.

Син Сианмин. Доктор наук, ведущий инженер Пекинского института аэрокосмических приборов управления.

Ма Чжи. Ведущий инженер Пекинского института аэрокосмических приборов управления.

Чжан Хайтао. Инженер Пекинского института аэрокосмических приборов управления.

Статья по докладу на XXII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2015.

Научный редактор перевода д.т.н. О. А. Степанов

аэрогравиметры на основе двухосной демпфируемой платформы (Чекан-АМ, TAGS и BGM-3) [1-5]. Гравиметры второго типа основаны на трехосной инерциально стабилизированной платформе (GA-1A/2A и AirGrav) [6-10]. Оба типа гравиметров достигают точности порядка 1 мГал, т.о. соответствуя требованиям геофизических исследований и поиска природных ресурсов.

Кроме того, для аэросъемок можно также использовать БИНС, которая представляет собой другой тип аэрогравиметра с использованием дифференциальной GPS (DGPS). В сравнении с платформенными аэрогравиметрическими системами, аэрогравиметр на основе БИНС/DGPS обладает такими преимуществами, как низкая цена, небольшие размеры и высокая надежность. Уже в 2005 г. Университет Калгари начал разработку аэрогравиметра на основе БИНС/DGPS и успешно провел два испытательных полета в июне 1995 г. и сентябре 1999 г., во время которых была получена внутренняя сходимост 2-3 мГал и разрешение 5-7 км. С тех пор все большее количество исследователей занимаются разработкой аэрогравиметров на основе БИНС/DGPS [11-16].

Пекинский институт аэрокосмических приборов управления (ПИАП) начал разработку аэрогравиметра в 2010 г. Сначала упор был сделан на создание инерциальной навигационной системы на азимутальной платформе, а с 2012 г. – на разработку бесплатформенного аэрогравиметра. После проведения серии аппаратных и программных усовершенствований существующей БИНС показатели новой системы, получившей название «Бесплатформенный лазерный аэрогравиметр», значительно улучшились. С целью оценки работоспособности и точности БЛАГ в 2013–2014 гг. проводились воздушные и морские испытания гравиметра. В статье описывается аппаратная и программная конфигурация БЛАГ и приводятся результаты воздушных и морских испытаний.

Описание системы БЛАГ

Общее описание системы

БЛАГ состоит из двух частей: блока измерения силы тяжести и ПО постобработки данных. Параметры системы приведены в Табл. 1. Блок измерения силы тяжести (рис. 1) включает в себя инерциальный измерительный модуль (ИИМ, см. рис. 2), приемник основной станции DGPS, регистратор выборки данных, блок контроля и отображения, блок питания 28 В постоянного тока и источник бесперебойного питания. ИИМ состоит из трех высокоточных лазерных гироскопов и трех кварцевых акселерометров с упругим подвесом, скорость выборки данных может достигать 200 Гц. Для получения измерений от дифференциальной GPS в аэропорту или в гавани устанавливается основная станция, а в ИИМ – рабочий приемник станции. Регистратор выборки данных обеспечивает автоматическое хранение и копирование данных. Блок отображения и контроля работает как контроллер и как монитор, управляя последовательностью включения всех компонентов и отображая значение рабочего тока системы. Блок питания 28 В постоянного тока и источник бесперебойного питания обеспечивают бесперебойную подачу питания для всей системы даже при выключенном питании. Функциональная схема системы показана на рис. 3.

Параметры системы БЛАГ

Напряжение питания	28 В
Мощность	50 Вт (в стабильном состоянии)
Размеры ИИМ	Ф322×230 мм
Масса	19 кг

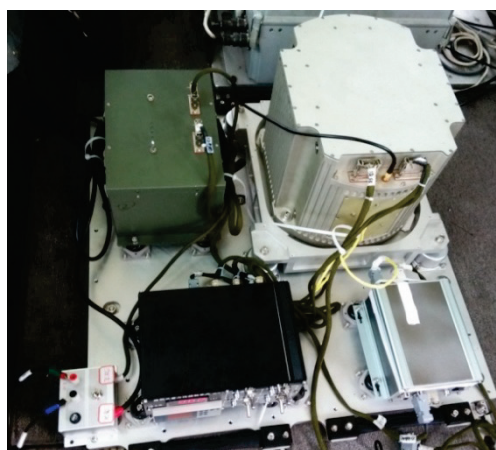


Рис. 1. БЛАГ: блок измерения силы тяжести

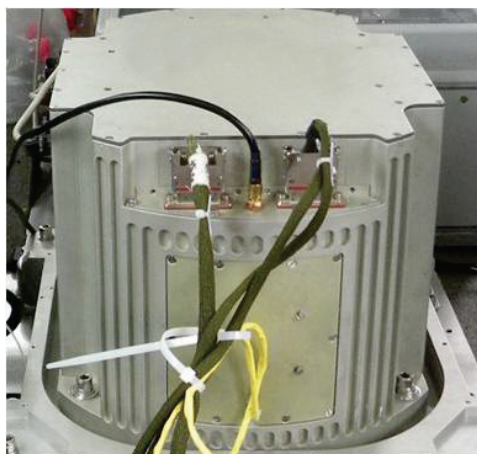


Рис. 2. БЛАГ: ИИМ

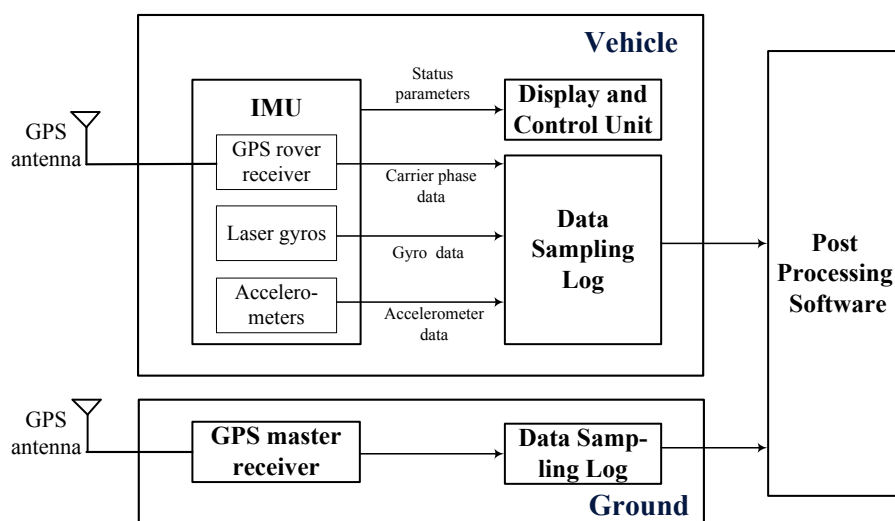


Рис. 3. Функциональная схема БЛАГ

Оборудование на объекте: Антенна GPS; ИИМ: рабочий приемник GPS, лазерные гироскопы, акселерометры, параметры состояния, фаза несущей, данные гироскопов, данные акселерометров, блок управления и отображения, регистратор выборки данных, ПО для постобработки данных.

Наземное оборудование: основной приемник GPS, регистратор выборки данных.

Усовершенствования в аппаратной части системы

Для проведения съемки гравиметрами на основе БИНС/ DGPS в БИНС требуется установить гироскопы и акселерометры с точностью более $0,02^\circ/\text{ч}$ и $5\text{e-}7\text{g}$ соответственно. В существующую БИНС были внесены некоторые изменения в соответствии с параметрами аэрогравиметрической съемки.

1. Акселерометр, расположенный в БЛАГ по вертикальной оси, функционирует как гравиметрический датчик, поэтому его точность непосредственно влияет на точность системы. На основе значений ускорения, полученных при наблюдательных полетах, соответствующим образом сужается динамический диапазон прибора и настраиваются его параметры. Например, для повышения разрешения и точности увеличивается масштабный коэффициент вертикального акселерометра.

2. Гравитационная съемка может длиться несколько месяцев, поэтому гравиметрический датчик должен иметь очень высокую долговременную стабильность. Чтобы соответствовать требованиям, предъявляемым к гравиметрическому датчику, долговременная стабильность вертикального акселерометра значительно усиливается за счет выбора подходящих материалов для ключевых компонентов, оптимизации магнитной цепи и производственных процессов.

3. Поскольку гравиметрические полеты проводятся в разное время года, аэрогравиметр должен быть способен работать в широком диапазоне окружающей температуры от -10° до $+50^\circ$. Однако акселерометры весьма чувствительны к изменениям температуры. Поэтому для поддержания внутренней температуры ИИМ на постоянном уровне специально разработана многоуровневая система терморегулирования с режимом нагрева, которая

обеспечивает высокую точность гравиметрического датчика при любой внешней температуре. Температурная стабильность вертикального акселерометра в БЛАГ может достигать $0,01^\circ \text{C}$ в лабораторных условиях.

4. Аэрогравиметрические исследования предъявляют новые требования к амортизатору. На основе оригинального амортизатора в ИИМ построена кардинально новая система с двухуровневой виброизоляцией и резонансной частотой менее 10 Гц, т.о. система подавления широкополосных вибраций снижает влияние двигателей самолета и других высокочастотных возмущений, что обеспечивает выполнение необходимых требований при аэросъемке.

ПО постобработки данных

Далее используются следующие системы координат (СК): инерциальная (i), наземная (e), навигационная (n) и система координат, связанная с корпусом (b). В данном случае под навигационной СК понимается местная географическая СК, три оси которой X_n, Y_n, Z_n направлены соответственно на восток, север и вверх. Оси корпусной СК X_b, Y_b, Z_b проходят по направлениям вправо, вперед и вверх.

Известное навигационное уравнение можно написать следующим образом:

$$\dot{v}^n = f^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v^n + g^n, \quad (1)$$

где ω_{ie}^n – скорость вращения Земли в навигационной СК, ω_{en}^n – угловая скорость навигационной СК относительно наземной СК в проекции на оси навигационной СК. v^n и $\dot{v}^n$ – скорость и ускорение объекта относительно Земли в наземной СК. g^n – истинное значение силы тяжести, определяемое как $(g_e \ g_n \ g_u)^T$. Уравнение (1) можно выразить в трехкомпонентной форме в навигационной СК [16].

$$\dot{v}_e = f_e + \left(2\omega_{ie} \sin L + \frac{v_e}{R_N+h} \tan L\right) v_n - \left(2\omega_{ie} \cos L + \frac{v_e}{R_N+h}\right) v_u + g_e \quad (2)$$

$$\dot{v}_n = f_n - \left(2\omega_{ie} \sin L + \frac{v_e}{R_N+h} \tan L\right) v_e - \frac{v_n}{R_M+h} v_u + g_n \quad (3)$$

$$\dot{v}_u = f_u + \left(2\omega_{ie} \cos L + \frac{v_e}{R_N+h}\right) v_e + \frac{v_n^2}{R_M+h} + g_u, \quad (4)$$

где f_e, f_n, f_u – кажущиеся ускорения в навигационной СК, v_e, v_n, v_u – три компонента скорости объекта, L – широта места, h – высота эллипсоида.

В статье речь идет только о скалярной гравиметрии, поэтому восточным и северным компонентами скорости можно пренебречь. В соответствии с (4), скалярное значение силы тяжести можно записать следующим образом:

$$g_u = \dot{v}_u - f_u - \left(2\omega_{ie} \cos L + \frac{v_e}{R_N+h}\right) v_e - \frac{v_n^2}{R_M+h}. \quad (5)$$

Это значение можно выразить в виде суммы нормального значения силы тяжести γ_u и гравитационной аномалии δg :

$$g_u = -(\gamma_u + \delta g) . \quad (6)$$

Используя (5) и (6), получаем:

$$\delta g = f_u + \left(2\omega_{ie} \cos L + \frac{v_e}{R_N + h} \right) v_e + \frac{v_n^2}{R_M + h} - \dot{v}_u - \gamma_u . \quad (7)$$

При гравиметрических условиях на основе ИНС/GPS кажущиеся ускорения по трем осям измеряются акселерометрами и проецируются на оси навигационной СК в соответствии с уравнением:

$$f^n = C_b^n f^b , \quad (8)$$

где C_b^n – матрица перехода от СК, связанной с корпусом, к навигационной. Первое слагаемое в (7), f_u , можно получить из (8), а второе и третье известны как поправка Этвеша, рассчитанная по значениям DGPS. Четвертое слагаемое $\dot{v}_u$ может быть рассчитано по данным о высоте, выведенным из данных DGPS. Пятое слагаемое – нормальную силу тяжести – можно рассчитать по следующему уравнению:

$$\gamma_0 = 9.780327(1 + 0.0053024 \sin^2 L - 0.0000058 \sin^2 2L) . \quad (9)$$

Учитывая высоту эллипсоида объекта h , нормальную силу тяжести можно выразить следующим образом:

$$\gamma_u = \frac{\gamma_0}{(1 + h/R_0)^2} , \quad (10)$$

где R_0 – средний радиус Земли.

Точность определения местоположения с помощью GPS в настоящее время составляет более 0,1 м, а скорости – более 3 см/с в режиме дифференциальных измерений и постобработки [17]. Таким образом, погрешностями вычисления поправки Этвеша и нормальной силы тяжести можно пренебречь [18-20], и погрешность измерения вертикального ускорения с использованием данных GPS после низкочастотной фильтрации не превышает 1 мГал.

Чтобы получить более высокую точность, необходимо использовать высокоточные данные об ориентации. В интегрированной навигационной системе используется фильтр Калмана для оценки углов рассогласования путем использования коррекции по данным о скоростях и координатах объекта, полученных DGPS.

Динамические уравнения ошибок ИНС в навигационной СК приведены ниже:

$$\delta \dot{p} = \delta v , \quad (11)$$

$$\delta \dot{v} = (f^n \times) \varphi + \delta f^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta v - (2\delta \omega_{ie}^n + \delta \omega_{en}^n) \times v , \quad (12)$$

$$\dot{\varphi} = (-\omega_{in}^n \times) \varphi + \delta \omega_{in}^n - C_b^n \delta \omega_{ib}^b , \quad (13)$$

где $\delta p = (\delta L \ \delta \lambda \ \delta h)^T$ и $\delta v = (\delta v_e \ \delta v_n \ \delta v_u)^T$ – ошибки местоположения и скорости, $\varphi = (\varphi_e \ \varphi_n \ \varphi_u)^T$ – углы рассогласования между расчетной СК платформы n' и навигационной СК, $(f^n \times)$ и $(-\omega_{in}^n \times)$ – кососимметричные матрицы, f^n , $-\omega_{in}^n$, δf^n – ошибка кажущегося ускорения в навигационной СК, $\delta \omega_{en}^n$ – погрешность скорости поворота навигационной СК относительно наземной СК в проекции на оси навигационной СК, $\delta \omega_{ib}^b$ – погрешность скорости поворота СК, связанной с корпусом, относительно инерциальной СК в проекции на оси СК, связанной с корпусом.

Т.к. дрейф гироскопов и акселерометров приводит к навигационным ошибкам, эти ошибки должны быть учтены как компоненты переменных состояния. Так, приняв

$$X = [\delta L \ \delta \lambda \ \delta v_e \ \delta v_n \ \varphi_e \ \varphi_n \ \varphi_u \ \nabla_{ay} \ \nabla_{ay} \ \nabla_{az} \ \varepsilon_{gx} \ \varepsilon_{gy} \ \varepsilon_{gz}]^T$$

в качестве переменных состояния, уравнение для вектора состояния системы можно записать как

$$\dot{X} = F\dot{X} + GW, \quad (14)$$

где F – матрица 13×13 , G – матрица 13×6 , W – вектор шума, $W = (\omega_{ax} \ \omega_{ay} \ \omega_{az} \ \omega_{gx} \ \omega_{gy} \ \omega_{gz})^T$.

Уравнение наблюдения записано как

$$Z = HX + V, \quad (15)$$

где $Z = (L_{INS} - L_{GPS} \ \lambda_{INS} - \lambda_{GPS} \ v_{INS}^e - v_{GPS}^e \ v_{INS}^n - v_{GPS}^n)^T$ – вектор наблюдения, L_{INS} , λ_{INS} , v_{INS}^e и v_{INS}^n можно получить путем инерциальных навигационных вычислений, L_{GPS} , λ_{GPS} , v_{GPS}^e , v_{GPS}^n поступают из DGPS, H – матрица наблюдения.

На основе вышеприведенных принципов разработано специальное ПО постобработки данных, работающее со всеми выходными данными системы для получения гравитационной аномалии. Блок-схема определения гравитационной аномалии показана на рис. 4. Сначала программа оценивает углы рассогласования платформы по результатам коррекции по положению и скорости от DGPS, а затем эти оценки используются для уточнения вертикального кажущегося ускорения. Далее вертикальное ускорение объекта $\dot{v}_u$ рассчитывается по высоте DGPS и вычитается из значения вертикального кажущегося ускорения вместе с поправкой Этвеша δa_E и нормальной силой тяжести γ_u , чтобы получить приближенное значение силы тяжести. Затем, с учетом скорости движения самолета и частотного спектра гравитационной аномалии, для подавления шумов выбирается фильтр нижних частот с соответствующим порядком и частотой отсечки.

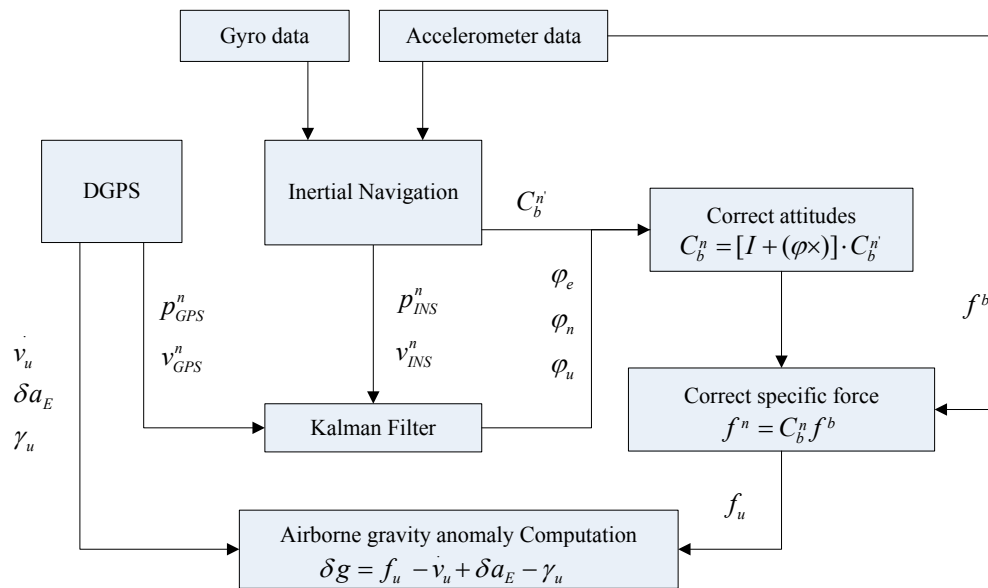


Рис. 4. Блок-схема определения гравитационной аномалии.
Данные гироскопов, данные акселерометров, DGPS, инерциальная навигация, скорректированные значения углов ориентации, фильтр Калмана, откорректированное значение кажущегося ускорения, расчет гравитационной аномалии.

Результаты летных и морских испытаний

Чтобы оценить динамические характеристики системы, в 2013-2014 гг. были проведены испытания БЛАГ на самолете и на океанском судне, результаты испытаний частично представлены ниже.

Результаты летных испытаний

После многократных испытаний на автомобиле, БЛАГ был испытан на самолете, где кроме него был установлен эталонный аэрогравиметр (ЭА). БЛАГ и ЭА были установлены вблизи друг друга, использовали одни и те же данные DGPS и в общей сложности провели выборку данных по 46 съемочным профилям.

Работа БЛАГ оценивалась путем сравнения гравитационных аномалий с показаниями эталонного гравиметра по двум критериям [21]: внутренняя сходимость до уравнивания (критерий 1) и после уравнивания (критерий 2), см рис. 5 и 6.

Точность по критериям 1 и 2 составила 0,362 ~ 3,065 мГал и 0,246 ~ 1,024 мГал соответственно по всем 46 профилям. Результаты по одному из профилей показаны на рис. 7 и 8, где синяя линия соответствует показаниям ЭА, зеленая – БЛАГ, а красная – среднему по двум результатам. По критерию 2 результат составил менее 1 мГал по 45 профилям, что подтверждает сравнительную сходимость показаний БЛАГ и ЭА и способность БЛАГ выполнять аэрогравитационные измерения.

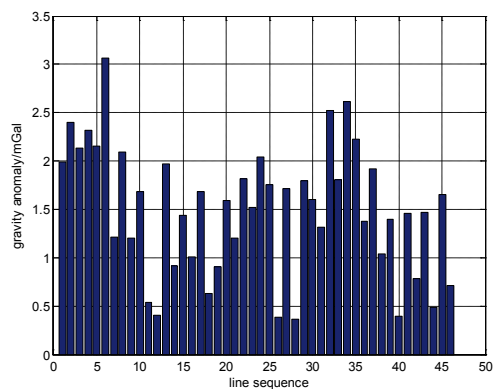


Рис. 5. Внутренняя сходимость до уравнивания по 46 профилям

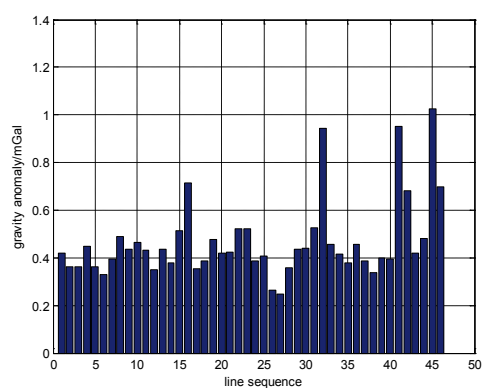


Рис. 6. Внутренняя сходимость после уравнивания по 46 профилям

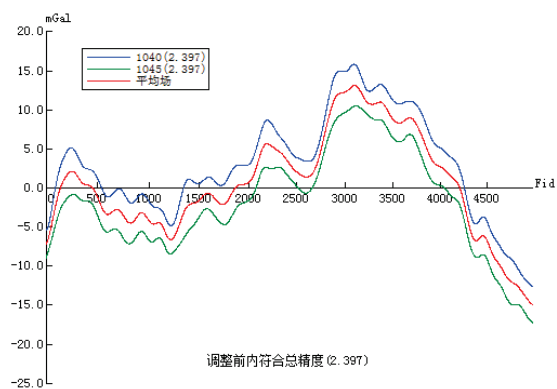


Рис. 7. Внутренняя сходимость до уравнивания по одному профилю

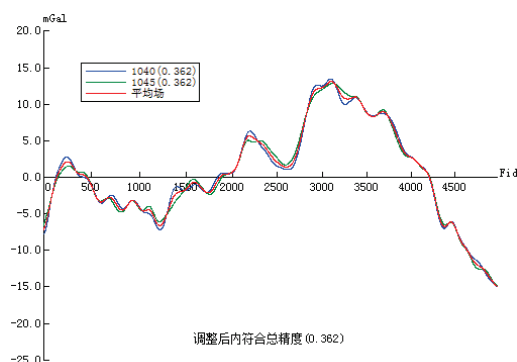


Рис. 8. Внутренняя сходимость после уравнивания по одному профилю

Результаты морских испытаний

БЛАГ был установлен на океанском судне с эталонным гравиметром, ЭГ (с пружиной нулевой длины), и по траектории движения были получены данные от БЛАГ и ЭГ длиной порядка 7000 с. Средняя скорость судна составила 30 км/ч, при работе с данными БЛАГ было применено осреднение за период 180 с. При сравнении с ЭГ принималась внутренняя сходимость после уравнивания (критерий 2). По результатам видно, что тренд аномалии по данным БЛАГ достаточно точно соответствует данным ЭГ, и точность по критерию 2 составила порядка 0,88 мГал с соответствующим разрешением 0,7 км.

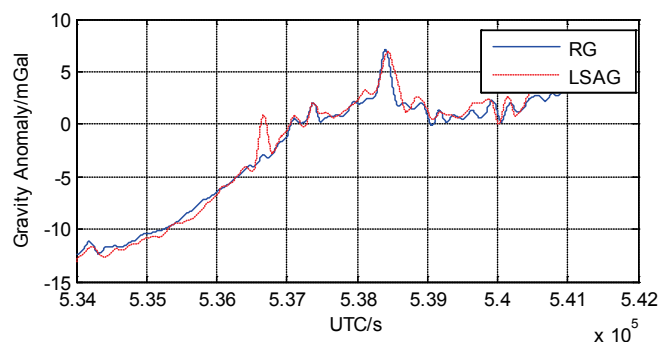


Рис. 9. Гравитационные аномалии по данным БЛАГ и ЭГ

Заключение

Пекинский институт аэрокосмических приборов управления провел разработку аэрогравиметра, начав с платформенного гравиметра и постепенно перейдя к гравиметрам на БИНС. После многократных испытаний и модификаций был разработан опытный образец гравиметра, получивший название БЛАГ. Результаты летных и морских испытаний показали, что БЛАГ способен выполнять аэрогравиметрические, а в перспективе – и морские съемки. Институт планирует разработать опытный образец второго поколения бесплатформенных аэрогравиметров с улучшенными характеристиками в 2015 году и провести серию полевых испытаний для подтверждения способности гравиметра выполнять съемки.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Krasnov A. A., Nesenjuk L. P., Peshekhonov V. G., Sokolov A. V., Elinson L. S.** Integrated marine gravimetric system. Development and operation results, *Gyroscopy and Navigation*, 2011, vol. 2, No. 2, pp. 75-81.
2. **Brochure-TAGS Air III Gravity Meter**, <http://www.microglacoste.com>
3. **Instruction manual of model "S" Air-Sea Dynamic Gravity Meter System II**, <http://www.microglacoste.com>
4. **Abbasi M., Barriot J. P., Verdun J.** Airborne LaCoste & Romberg gravimetry: a space domain approach, *J. Geod.*, 2007, no. 81, pp. 269-283.
5. **Olesen A. B., Forsberg R., Gidskehaug A.** Airborne gravimetry using the LaCoste and Romberg Gravimeter – an error analysis, *Proc. of International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation*, June 3-6, 1997, Banff, Canada, pp. 613-618.
6. **Olson D.** GT-1A and GT-2A airborne gravimeters: Improvements in design, operation, and processing from 2003 to 2010, *Airborne Gravity 2010*, pp. 152-171.
7. **Berzhitzky V. N., Bolotin Y. V., Golovan A. A., Ilyin V. N., Parusnikov N. A., Smoller Y. L., Yurist S. S.** *GT-1A inertial gravimeter system – Results of flight tests*, MSU Faculty of Mechanics and Mathematics, 2001.
8. **Sander S., Argyle M., Elieff S. et al.** The AirGrav airborne gravity system, *Airborne gravity 2004*, pp. 49-54.
9. **Argyle M., Ferguson S., Sander L., Sander S.** AIRGrav results: a comparison of airborne gravity data with GSC test site data, *The Leading Edge*, 2000, no. 19, pp. 1134-1138.
10. **Studinger M., Bell R., Frearson, N.** Comparison of AIRGrav and GT-1A airborne gravimeters for research applications, *Geophysics*, 2008, vol. 73, no. 6, pp. 151-161.
11. **Glennie C. L., Schwartz K. P., Bruton A. M., Forsberg R., Olesen A. V., Keller K.** A comparison of stable platform and strapdown airborne gravity, *Journal of Geodesy*, 2000, no. 74, pp. 383-389.
12. **Senobari M. S.** New results in airborne vector gravimetry using strapdown INS/DGPS, *J. Geod.*, 2010, no. 84, pp. 277-291.
13. **Glennie C., Schwarz K. P.** A comparison and analysis of airborne gravimetry results from two strapdown inertial/DGPS systems, *J. Geod.*, 1999, no. 73, pp. 311-321.
14. **Wei M., Schwarz K. P.** Flight test results from a strapdown airborne gravity system, *Journal of Geodesy*, 1998, pp. 72, pp. 323-332.
15. **Bruton A. M., Hammada Y., Ferguson S., Schwarz K. P., Wei M., Halpenny J.** A comparison of inertial platform, damped 2-axis platform and strapdown airborne gravimetry, *International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation*, 2001, Banff, Alberta.
16. **Gleason D. M.** Gravity vector estimation from integrated GPS/strapdown IMU data, *J. Inst. Navig.*, 1992, vol. 39, no. 2, pp. 237-253.
17. **Xu G.** *GPS Theory, Algorithms and Applications*, Springer-Verlag, 2007, 2nd edition.
18. **Valliant H.** The Lacoste & Romberg air/sea gravimeter: an overview, in *CRC Handbook of Geophysical Exploration at Sea*, Boca Raton Press, 1992.
19. **Meyer U., Boedecker G., Pflug H.** *ANGEL, Airborne Navigation and Gravimetry Ensemble & Laboratory Introduction and First Airborne Tests*, Scientific Technical Report GFZ Potsdam, 2003.
20. **Olesen A.** *Improved airborne scalar gravimetry for regional gravity field mapping and geoid determination*, Technical Report No. 24, National Survey and Cadastre Denmark (KMS), 2003.
21. **Guo Zh., Xiong Sh., Zhou J., Zhou X.** The research on quality evaluation method of test repeat lines in airborne gravity survey, *Chinese Journal of Geophysics* (in Chinese), 2008, vol. 5, pp. 1538-1543.

Abstract. Based on laser gyros and quartz flexure accelerometers, Beijing Institute of Aerospace Control Devices has developed the prototype of Laser Strapdown Airborne Gravimeter (LSAG). The hardware improvements and the design of post-processing software are presented, and field test results of the system on the aircraft and oceanic vessel during 2013 and 2014 are given. Field test results showed that the internal accord accuracy after level adjustment was about 1mGal, demonstrating that LSAG has the abilities to implement airborne gravity surveys, and has the potential for marine gravity surveys.

Key words: airborne gravimeter, strapdown inertial navigation system; INS/GPS integration; gravity anomaly

Материал поступил 25.11.2014