

ИЗПОЛЗВАНЕ НА ПЛАТФОРМЕНИ И БЕЗПЛАТФОРМЕНИ ИНЕРЦИАЛНИ НАВИГАЦИОННИ СИСТЕМИ ЗА ТЪРСЕНЕ НА ВЪГЛЕВОДОРОДИ В МОРСКИЯ ШЕЛФ

Палмира Панова, Петър Гецов

Институт за космически изследвания – Българска академия на науките
e-mail: ppanova@space.bas.bg;
director@space.bas.bg

Ключови думи: Аерогравиметрия, БИНС, въглеводороди

Абстракт: Аерогравиметрията използва както аеро морски гравиметри поставени на стабилизирана платформа за скаларната гравиметрия така и ИНС и основно безплатформената ИНС за скаларна или векторна гравиметрия, при която се използват три акселерометъра, които заместват гравиметъра. И в двата случая разделянето на гравитационните и инерциалните ускорения от системите е съществено за определяне на гравитационното поле.

Аерогравиметрията е ефективен и приложим метод за комерсиални изследвания с висока разделителна способност на петролни залежи. Изискваната точност и разделителната способност за аерогравиационните измервания за търсене на въглеводороди са съответно 1 mGal за 1 km или по-добри. Това включва едновременно подобряване на точността и разделителната способност на измервателните системи така че търсените показания да съответстват на изискванията за точност и разделителна способност.

PLATFORM AND STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEMS USE FOR HYDROCARBONS SEARCH IN SEA SHELF

Palmira Panova, Petar Getsov

Aerospace Control systems, Space Research Institute - Bulgarian Academy of Sciences
e-mail: ppanova@space.bas.bg;
director@space.bas.bg

Key words: Aerogravimetry, SINS, hydrocarbons

Abstract: Aerogravimetry uses air-sea gravimeters placed on a gyro-stabilized platform for scalar gravimetry and also INS and basically SINS for scalar or vector gravimetry which uses three accelerometers replaced the gravimeter. In both cases the separation between gravitation and inertial accelerations from the systems is important for gravity field determination.

Aerogravimetry is an effective and practical method for commercial researches with high resolution for petrol deposits. The request accuracy and resolution for aerogravitation researches is 1 mGal for 1 km or better. This includes at the same time improving of systems so the research values to correspond of the accuracy and resolution requirements.

Аеро гравиметрията комбинира две навигационни системи за измерване на гравитационното поле на борда на пилотируем и безпилотен летателен апарат (БЛА)- инерциална навигационна система (ИНС) и глобална спътникова навигационна система GPS. Аерогравиметрията използва както аеро-морски гравиметри поставени на стабилизирана платформа за скаларната гравиметрия така и ИНС и основно безплатформената ИНС за скаларна или векторна гравиметрия, при която се използват три акселерометъра, които заместват гравиметъра.

Ускоренията дължащи се на движението на самолета се измерват със сигнали от глобалната спътникова навигационна система GPS. Разликите между измерените две ускорения се дължи на влиянието на гравитационното поле. По-ниската скорост на полет води до по-висока разделителна способност на стойностите на гравитационното поле, като е необходимо също да се поддържа ниска височина на полет.

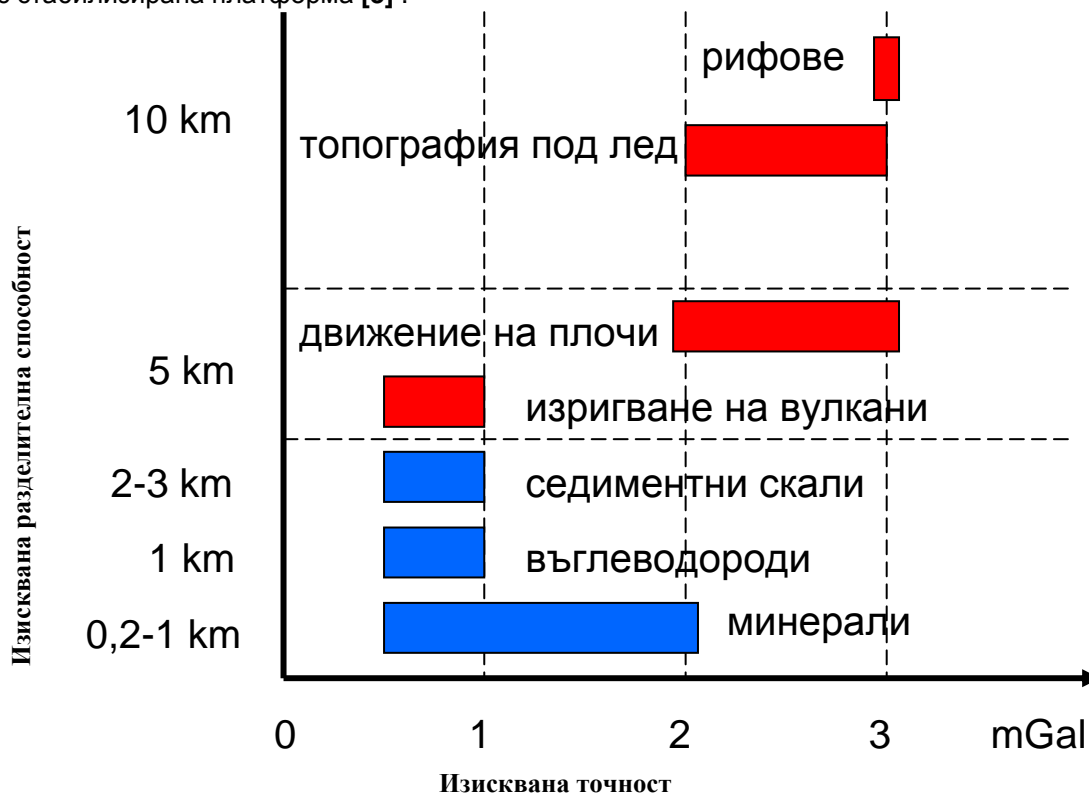
Основните предимства и недостатъци на ИНС и DGPS, както и на комбинирането на двете системи са показани в **табл.1 [1]** . Всичките нови системи, които са разработвани през последните 15 години са на основата на интегрирането на ИНС и DGPS.

Таблица 1

| ИНС | DGPS |
|---|---|
| <ul style="list-style-type: none"> ➤ Високоточно определяне на координати и скорост за кратък период от време ➤ Информация за височината на полет ➤ Намаляване на точността с времето ➤ Високоскоростно на получаване на изходни данни ➤ Автономна система ➤ Без прекъсване по време на работа при получаване на данни ➤ Влияе се от гравитационните сигнали | <ul style="list-style-type: none"> ➤ Високоточно определяне на координати и скорост за дълъг период от време ➤ Информация за височината на полет със смущения (с използване на много GPS антени) ➤ Постоянна точност, непроменяща се във времето ➤ Нискоскоростно на получаване на изходни данни ➤ Неавтономна система ➤ Възможно прекъсване на непрекъснато следене на даден обект ➤ Не се влияе от гравитационни сигнали |

| ИНС/ DGPS |
|--|
| <ul style="list-style-type: none"> ➤ Високоточно определяне на координати и скорост ➤ Точно определяне на височината на полет ➤ Високоскоростно получаване на данните ➤ Получаване на навигационни данни при прекъсване на сигнала от GPS ➤ Определяне и корекция на възможно прекъсване на следене на даден обект ➤ Определяне на гравитационния вектор |

На **фиг.1** са дадени изискванията за точност и разделителна способност за гравитационни измервания от безплатформена ИНС (височина на полета около 300 m и скорост 200 km/h) за различни геофизични и геоложки приложения [2] . Използват се три типа инерциални системи за измерване на гравитационното поле в полет: безплатформена инерциална навигационна система БИНС, демпфирана двuosна инерциална платформена система и инерциална навигационна система ИНС със стабилизирана платформа [3] .



Фиг. 1

Гравиметрите по принцип са много чувствителни уреди, много скъпи и при измервания трябва да са абсолютно неподвижни, поради което е необходимо те да бъдат поставяни на жиростабилизиращи платформи. При транспортиране и работа с един гравиметър трябва да се избягват удари и големи температурни разлики. Разликите в температурата и налягането, както и приливните вариации, водят до дрейф на гравиметъра. Основният източник на грешки в много случаи е недостатъчното стабилизиране на платформата.

Самолетният градиентометър като абсолютен прибор може да отрази подповърхностните плътностни разлики. Градиентометърът GG1 на компанията Локхийд Мартин е единственият прибор, който се използва при наземни, морски и самолетни измервания. Базира се на двойки акселерометри поставени на хоризонтален въртящ се диск. Това е и недостатъкът, тъй като са произведени само няколко градиентометри единствено от компанията Локхийд Мартин използвани за измерване от борда на самолет и те са на много висока цена.

Затова от борда на самолет или хеликоптер с БИНС от измерената гравитационна аномалия могат да се изчислят вторите производни на гравитационния потенциал V_{xz} и V_{zz} .

Важен принос от използването на ИНС за гравитационни измервания в полет е разделянето на гравитационното ускорение от инерциалното както и систематичните грешки. Инерциалното ускорение може да се отдели от измереното ускорение от ИНС с използване на различна система като GPS. Разделянето между гравитационното ускорение и систематичните грешки от ИНС се постига с внасянето на външна информация, т.е. ZUPT (Zero velocity update). Чрез периодично спиране на движещия се самолет, за да се контролират неизвестните систематични грешки чрез обратно подаване към системата на информация за начална скорост. Въпреки че методът е бил използван успешно в много случаи, все още е недостатъчно ефективен и доста скъп за комерсиални проучвания над обширни области. Този метод не може да се използва в зони особено недостъпни за превозни средства като морски зони, пустини или планини. Очевидно друг начин за определяне на инерциалната скорост и координати е с използването на подвижни и специално гравитационни изследвания от борда на самолет [4].

Скаларната гравиметрия използва датчик за определяне на сумата от гравитационните и инерциалните ускорения на борда на самолет и вертикална позиционираща система- радар или лазерен алтиметър или GPS приемник, която самостоятелно да определя ускоренията. На практика проблем е разделянето на гравитационното ускорение от негравитационните ускорения на самолета. Тези негравитационни ускорения могат да бъдат по- големи от гравитационния сигнал от 100 до 1000 пъти. Това разделяне е възможно само с високоточни DGPS данни заедно с подходящо нискостотно филтриране [3].

Използване на метода на скаларната гравиметрия включва модифициран аеро-морски гравиметър (La Coste & Romberg, Bell) с **демпфирана двuosна платформа** монтирана на самолет или на хеликоптер, ориентиран във вертикално направление. Скаларната гравиметрия има значителни предимства по отношение на точността през последните петнадесет години. Аеро гравиметрията използваща двuosни платформени системи е стандартен метод за получаване за гравитационни изследвания с ниска и средна разделителна способност (от 6-10 km и повече). Системи от такъв тип са подобрявали точността си от средата на 1990-тите години от 5 mGal с разделителна способност 10 km до 2 mGal с разделителна способност 6 km [5]. Модифицираните морски гравиметри, които се използват в тези системи включват La Coste & Romberg, Bell aerospace и ZLS гравиметри и струват над US\$ 400 000. Водещи компании и департаменти, които използват такива системи за проучване са такива като американската Naval Research Laboratory (NRL), Swiss Federal Institute of Technology, British Antarctic Survey, Geodetic Survey Division of Geomatics Canada, компаниите Carson Services, Inc., EDCON Aero Surveys Inc. и Fugro-LCT.

Други по- съвременни приложения на скаларния метод е използването на **инерциална платформена навигационна система** като стабилизатор за отделен датчик и самата система за измерване в полет на силата на тежестта [3]. Изпробването на инерциална навигационна система платформен тип ITC-2 е тествана в the Inertial Technology Center (ITC) в Москва в сътрудничество с Университета в Калгари, Канада и Canagrav Research Ltd. показва, че може да се постигне точност от 1 mGal с разделителна способност от 2-3 km [6]. Друга такава система е разработена от Sander Geophysics Ltd. в периода от 1990 до 1999 и се нарича AIRGrav. Разходите за разработването и модифицирането на такива системи обикновено струва значително. И двете системи са разработени за комерсиални изследвания на аномалното гравитационно поле със средна и висока разделителна способност с точност от 0.5-1.5 mGal.

За разлика от стабилизираните системи при безплатформените няма физически стабилизиране на платформа. Вместо това инерциалните датчици са прикрепени физически към корпуса на самия самолет така че измерваните стойности в координатната система $x_1y_1z_1$ свързана със самолета се преобразуват изчислително в $\xi\eta\zeta$. Предимствата на безплатформените инерциални навигационни системи БИНС пред платформените са по- малкият им размер, захранвани мощности, опростяване

на системата, отсъствие на ограничения по ъгли на завъртане в пространственото положение на самолета, повишена универсалност и приспособимост на системата, възможност за поставяне на обекта на повече от един измервателен блок [7]. Измерванията извършвани с БИНС са сравними с тези на аеро-морски гравиметър. Освен това безплатформените инерциални системи лесно се комплексират с другите навигационни прибори.

За първи път Университетът в Калгари, Канада през 1991 използва датчици измерващи силата на тежестта в **безплатформени ИНС**. Такива системи са малки като размер, подходяща е за изследване над морски зони като навигационни системи, не изискват допълнителни модификации и струва между US\$ 90 000 и 160 000. Безплатформената ИНС може да определя на гравитационното поле в полет с висока разделителна способност с достигне на точност от 1.5 mGal с разделителна способност 4 km и 2.5 mGal с разделителна способност 2.8 km [8].

През 1998 са проведени 3 полетни теста над Диско Бей в морските зони по западното крайбрежие на Грийнланд за провеждане на измервания с LCR аеро-морски гравиметър, една безплатформена ИНС Honeywell LRF III за сравняване на получените гравитационни измервания и една тройка ортогонални акселерометри QA-3000. Височината на полет е около 300 m и средната скорост на полета е 250 km/h. Някои от полетните линии са направени над профили с известни гравитационни стойности измерени на борда на кораб за сравняване. Два двучестотни GPS приемника са монтирани на фюзелажа на самолета. Разликата между инерционното ускорение и ускоренията от точното позициониране на GPS дава търсеното ускорение на силата на тежестта. В безплатформените ИНС за измервания над морски зони може да се използва тройка Q-flex акселерометри, измерващи ускорения по трите си ортогонални оси. Тези датчици имат добър потенциал за гравитационни измервания и се използват за измерване на ускорения от всякакъв вид. За по- променлива и динамична среда те са много подходящи заради по- големият им температурен диапазон и ударни и вибрационни параметри.

Показанията от тройката акселерометри не са снети през първия ден. Показанията от LCR гравиметъра и БИНС се филтрират с нискочестотен филтър с период 200 s. Резултатите от полетните тестове показват, че измерените показания са с точност 2-3 mGal след отстраняване на линейните отклонения и тази стойност е близо до нивото на шума общо и за двете системи. Комбинирането на дрейфовата стабилност на LCR гравиметъра с високия динамичен диапазон и по-високата разделителна способност на БИНС би била идеалната аеро гравиметрична измервателна система.

Безплатформената ИНС (БИНС) и GPS системите се използват съвместно за определяне на измерванията във времето и пространството от измервателните датчици. Крайната цел е познаването на координатите и височината (т.е. ориентацията) на измерваните обекти по отношение на една известна и използвана координатна система. За съжаление точността на данните за относителните координати измерени от БИНС е много добра за кратък период от време, но преобладават дългопериодичните грешки (дрейфовете). Това означава, че е необходимо използването на GPS, която да предоставя точно измерване на абсолютното местоположение и скорост на самолета, особено за дълъг период от време.

Използват се и няколко инерциални измервателни блока (inertial measurement units (IMU)), които да покриват целият диапазон от измервателни характеристики и точност и са представени съответно техните цени, за да се даде по- ясна представа за развитието и приложенията на инерциалните навигационни системи за проучвателни цели. Измервателната система (т.нар. TAG система) е с приспособима конфигурация за добавяне на нови датчици и за модификация за нови приложения. Такава система е универсална - широк диапазон за различни приложения и използване на различни измервателни датчици, приспособима - способността на системата да включва нови датчици и други методи за измерване и преносима- поставяне на системата на различни платформи и при различни атмосферни условия с минимални модификации или без изменения, извършване на реални полетни тестове на измервателната система за приложения за търсене и проучване на петролни залежи, провеждани при различни условия [9].

Системата може да работи с различни датчици по едно и също време (**GPS приемник + няколко IMU**), като са дадени 4 различни по класове и характеристики IMU. Преди използването на данни от инерциалните блокове е необходимо те да се калибрират, тъй като калибрирането намалява отклоненията в измерванията на датчиците.

Systron Donner MPK2 - Инерциален измервателен блок нисък клас с три микромеханични кварцови датчици на ъглова скорост и три серво акселерометри.

iMAR Navigation iVRU-SSK - Също инерциален блок нисък клас между MPK2 и LN200. Използва се за приложения в реално време и за стабилизиране състоящ се също от три микромеханични кварцови датчици на ъглова скорост и три серво акселерометри.

Northrop Grumman LN-200 - Този инерциален измервателен блок е с тактическо предназначение за управление с три влакнесто-оптични жироскопа и три серво акселерометъра.

Използва се предимно в дистанционните изследвания и е един от компонентите на навигационните системи. Използва се на някои платформи като Predator, Global Hawk, сателитни платформи.

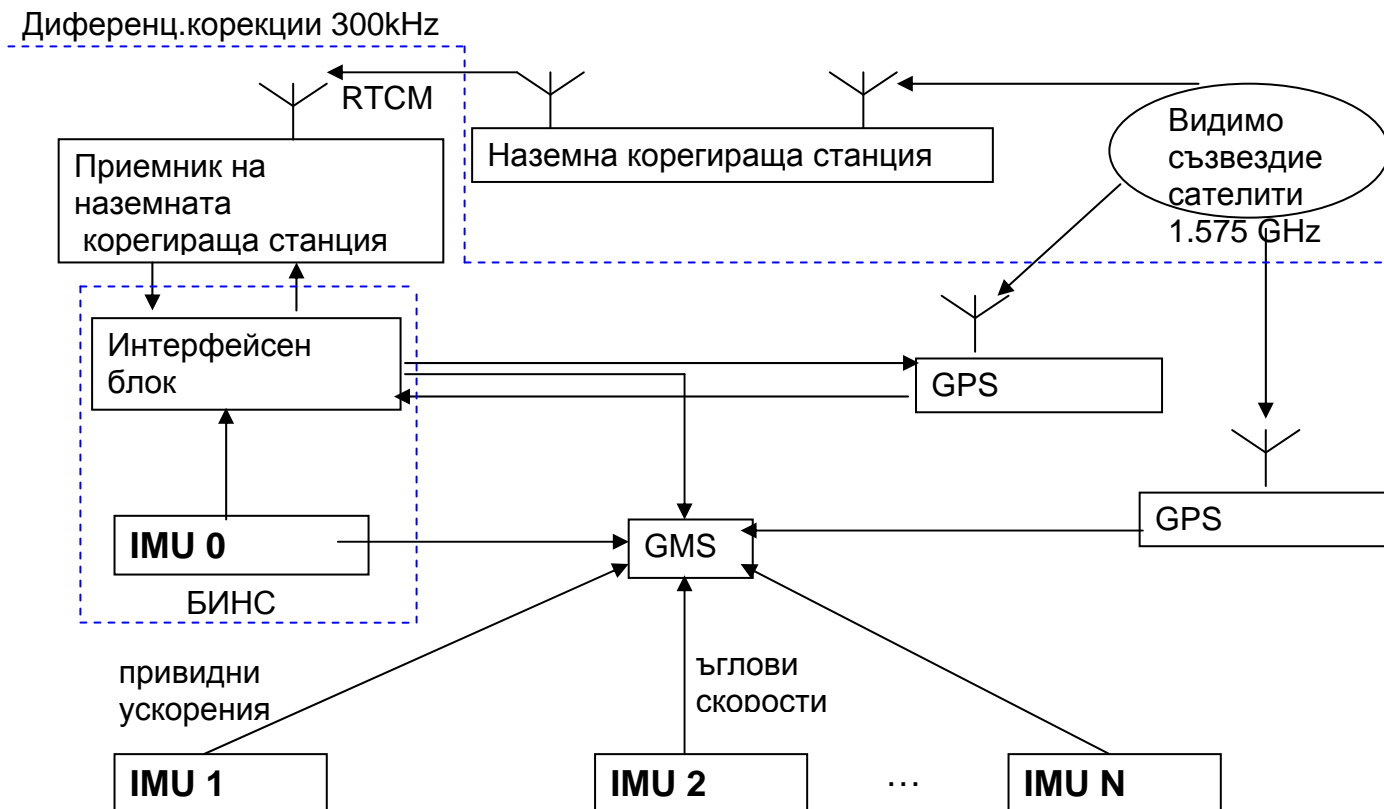
iMAR Navigation iNAV-FJI-IDEГ-001 - Съставен е от три високоточни влакнесто-оптични жирокопа и три кварцови Q-flex акселерометъра. Измервателните му характеристики го правят подходящ за всякакви цели.

Полетни тестове са направени с два LN-200 в продължение на 1 h. Сравняването на траекториите показва, че разликата в местоположението между двете навигационни решения може е в интервала около 15 метра. Това се дължи на разликите в GPS позиционирането в реално- време и последващо обработване. Измерванията са проведени в градска и извънградска среда където условията за GPS измервания не са най- добрите по отношение на видимост към сателитите, многолъчевото разпространение и т.н. Подразбира се, че последващата обработка за определяне на координатите по GPS е по- прецизна. Системата измерва данни от всичките четири IMU (LN-200, Motion Pak 2, iVRU-SSK and iNAV-FJI) за същия полет. Различни по вид датчици от различен характер и клас точност могат да се използват за различни експерименти и изследвания [9].

Друг вариант, който се използва в тази работа е да се използват няколко инерциални измервателни блока (inertial measurement units (IMU)), които да са с еднакви измервателни характеристики и точност. За да се изследват показания на акселерометри, поставени на самолет, извършващ полет в указания диапазон от височини и скорости, като от тях се отделят инерционните съставки и останат измервания само за гравитационното поле се предполага решаване на задача, обратна на навигационната. В инерциалните навигационни системи от показания на акселерометри се отделя нормалното гравитационно поле, чрез негов математически модел и след интегриране на инерционните съставлящи се определят скорости и местоположение на летателния апарат. Обратно, ако разполагаме с точна информация за скорости и местоположение на летателния апарат (каквото дава използването на GPS в диференциален режим на работа), то чрез математически модел можем да отделим от показанията на акселерометрите инерционните съставки, за да останат само гравитационни измервания.

Използване на множество акселерометри предполага по-ниски изисквания за тяхната точност при използване на подходящ метод за отделяне на полезния сигнал от гравитационното поле. Същевременно налага привличането на датчици за определяне на ъгловата ориентация на самолета, както и необходимостта от отделяне на втория тип инерционни съставлящи.

Техническата система, предназначена да решава поставената задача ще наричаме гравитационна измервателна система (GMS - Gravitation Measurement System) (фиг.2).



Фиг. 2

В района на провежданите измервания работи наземна корегиреща станция с известни геодезически координати: ширина B_e , дължина L_e , височина над елипсоида h_e , височина над геоида H_e . По информацията получавана от нея и от приемник на спътникови сигнали, на борда на самолет ще считаме, че **през интервали от една секунда** са известни следните параметри на движение на центъра на маса на самолета:

$B_k, L_k, h_k (X_k, Y_k, Z_k)$ - геодезически полярни или декартови координати;

$W_{Ek}, W_{Nk}, W_{\zeta k}$ - източна, северна и вертикална пътни скорости;

както и ψ_k, t_k - истински курс и време.

На борда на самолет (хеликоптер) са поставени:

- приемник на сигнали от наземна корегиреща станция;
- два приемника на сигнали от GPS спътници, притежаващи възможност за работа в диференциален режим;
- Блок за управление.

Управляващ блок на GPS приемниците, управляващ блок за IMU.

Исходните сигнали от инерциалния измервателен блок са: $\psi, \psi_a, \gamma, \mathcal{G}$ - истински и жирокопически курс, крен и тангаж; $a_{x1}, a_{y1}, a_{z1}, a_\xi, a_\eta, a_\zeta$ -показанията на акселерометри; $\omega_\xi, \omega_\eta, \omega_\zeta$ -абсолютни ускорения, абсолютни V_ξ, V_η, V_ζ и пътни W_ξ, W_η, W_ζ скорости на центъра на маса на самолет спрямо земната повърхност и вертикалната скорост; h, B, L - координати на самолета (височина, геогр. ширина и дължина в навигационна координатна система); азимут A , абсолютни $\omega_\xi^a, \omega_\eta^a, \omega_\zeta^a$ и относителни $\omega_\xi, \omega_\eta, \omega_\zeta$ ъглови скорости на опорен навигационен базис; абсолютни $\omega_{x1}^a, \omega_{y1}^a, \omega_{z1}^a$ ъглови скорости на самолет [10].

- Блок за синхронизиране по време.
- Интерфейсен блок за измерване и обработка.
- Захранващ блок – поддържане на управляващия блок и на датчиците с необходимата мощност и захранване, необходими за измерването и обработката.
- Контролер на GMS за решаване на задачата по гравитационните измервания.

Навигационната задача се решава от интерфейсия блок по информацията от DGPS и инерциалния блок, монтиран в центъра на маса. По този начин на борда разполагаме, освен с скорости и местоположение на центъра на маса и с навигационен базис $\xi\eta\zeta$. Наличието на информация от наземната станция за истински курс, предполага изчисляването на неговия азимут, следователно и изчисляване на ориентацията му по геодезическия репер $J_1J_2J_3$ (Изток, Север, вертикала). Спрямо навигационния базис $\xi\eta\zeta$ и измервания постъпващи от инерциалните измервателни блокове е възможно да се изчисляват ъглите на крен, тангаж, истински курс и техните производни. Това е необходимо, за да се извадят от показанията на акселерометрите инерционните смущения от ъглови скорости и ъглови ускорения на самолета.

Показанията от акселерометрите в допълнителните блокове се събира, обработва и сравнява в контролера на GMS с тази от навигационния контролер. Изчистените от динамични поправки показания на акселерометри се привеждат към $J_1J_2J_3$ и заедно с координатите и времето на измерване се записват в архивиращо устройство.

Изводи

Аеро гравиметрията комбинира две навигационни системи за измерване на гравитационното поле на борда на пилотируем и безпилотен летателен апарат (БЛА)- инерциална навигационна система (ИНС) и глобална спътникова навигационна система GPS. Аерогравиметрията използва както аеро-морски гравиметри поставени на стабилизирана платформа за скаларната гравиметрия така и ИНС и основно безплатформената ИНС за скаларна или векторна гравиметрия, при която се използват три акселерометъра, които заместват гравиметъра.

За разлика от стабилизираните системи при безплатформените няма физически стабилизиране на платформа. Предимствата на безплатформените инерциални навигационни системи БИНС пред

платформените са по-малкият им размер, захранвани мощности, опростяване на системата, отсъствие на ограничения по ъгли на завъртане в пространственото положение на самолета, повишена универсалност и приспособимост на системата, възможност за поставяне на обекта на повече от един измервателен блок. Измерванията извършвани с БИНС са сравними с тези на аероморски гравиметър. Освен това безплатформените инерциални системи лесно се комплексират с другите навигационни прибори.

Могат да се използват няколко инерциални измервателни блока, които да са с еднакви измервателни характеристики и точност. Предполага се решаване на задача, обратна на навигационната. Ако разполагаме с точна информация за скорости и местоположение на летателния апарат (каквото дава използването на GPS в диференциален режим на работа), то чрез математически модел можем да отделим от показанията на акселерометрите инерционните съставки, за да останат само гравитационни измервания. Използване на множество акселерометри предполага по-ниски изисквания за тяхната точност при използване на подходящ метод за отделяне на полезния сигнал от гравитационното поле.

Предполагат се някои изисквания при провеждането на полетните линии, тъй като повишаването на скоростта на самолетите предизвиква бързи изменения на силата на тежестта, при което вертикалните инерционни ускорения и ускорението на силата на тежестта стават честотно неразделими, ето защо при преминаване над зоната на проучване самолета трябва да се движи с ниска скорост и ниска височина, които да се поддържат постоянни, както и вземане под внимание на подходящи атмосферни условия на полет.

Въздушните подвижни платформи за гравитационни измервания в движение включват самолети, хеликоптери и безпилотни летателни апарати (БЛА)- безпилотни самолети и безпилотни хеликоптери. Изискванията за избор на даден тип самолет за провеждане на аеро гравиметрични измервания трябва да отговарят на няколко изисквания. Предимство при хеликоптерите е, че могат да летят с ниска скорост и на ниска височина. Хеликоптерите са подходящи подвижни платформи за изследване при отдалечени и недостъпни зони- големи крайбрежни зони, морски зони отдалечени от сушата, при турбуленцията на горещи пустинни условия и т.н Най-важните условия за гравитационни измервания от борда на хеликоптер са устойчивост и стабилност на полета, минимални механични вибрации, точното позициониране и устойчивост на влиянията от хоризонталните ускорения.

Безпилотните самолети и хеликоптери предлагат на петролните компании една алтернатива за получаване на аерогеофизични измервания при изследване в морски зони и отдалечени области. Маневрени и с устойчиво движение, безпилотните хеликоптери са отлични подвижни платформи за мониторинг при поява на нефтени петна на морската повърхност от разливи и от танкери, изтичания от нефтопроводи, както и суров петрол от морското дъно. Могат да се пилотират дистанционно чрез телеметрия от наземна станция или да имат автономно управление с използване на бордова GPS навигационна система.

Литература:

1. Air1/ K o c m a n S., GPS and INS Integration with Kalman Filtering for Direct Georeferencing of Airborne Imagery, Germany, 2003.
2. Air1/ K e n n e d y, S a n d r a L. Acceleration estimation from GRS carrier- phase for airborne gravimetry, Canada, 2002.
3. J o h n H a n n a h, AIRBORNE GRAVIMETRY: A STATUS REPORT, University of Otago, New Zealand 2001
4. P a n o v a P. The INS prospects for in flight gravitational measurements, International Conference 2005, Varna, Bulgaria, (In English).
5. F o r s b e r g R., A. V. O l e s o n, K. K e l l e r (1999) Airborne Gravity Survey of the North Greenland Shelf, Technical Report 10, Denmark.
6. С а л ы ч е в О.С., В. В о р о н о в, В.В. Л у к ь я н о в. Применение инерциальных навигационных систем в геодезии, Гироскопия и навигация №2 (29), 2000
7. М а д ж а р о в А.Н. Жироскопи и инерциални навигационни системи, ВВБУ 'Г.Бенковски' Долна Митрополия, 2000.
8. B r u t o n A.M. Improving the Accuracy and Resolution of SINS/DGPS Airborne Gravimetry, 2000 Ph.D. Thesis, Calgary, Alberta.
9. W i s M., L. S a m s ó, E. A i g n e r, I. C o l o m i n a. Present achievements of the experimental navigation system TAG, Spain, 2004.
10. G a j d a K., J. N a r k i e w i c z. Development and Application of INS Unit in Helicopter Flight Tests, Poland, presented in AHS 58th Annual Forum and Technology Display Canada, 2002.