

ПОЛЕТНИ УСЛОВИЯ ЗА САМОЛЕТНАТА ГРАВИМЕТРИЯ

Палмира Василева Панова

Институт за космически изследвания – БАН
e-mail: ppanova@space.bas.bg

FLIGHT CONDITIONS FOR AIRBORNE GRAVIMETRY

Palmira Vassileva Panova

Aerospace Control systems, Space Research Institute- Bulgarian Academy of Sciences
Bulgaria, Sofia 1000, 6 Moskovska St. P.O.Box 799, e-mail: ppanova@space.bas.bg
Tel.:+359 2 9883503, Fax.:+359 2 9813347

Abstract

The ideal flight conditions for airborne gravimetry perform when the survey aircraft travels with a constant velocity and attitude. In fact the flight conditions are approximated in practice due to effects such as vibration, turbulence and changes in speed. This can induce errors in inertial and gravity accelerations measurements in motion.

Аеро гравиметрията комбинира две навигационни системи за измерване на гравитационното поле на борда на самолет-пилотируем и безпилотен летателен апарат (БЛА)- инерциална навигационна система (ИНС) и глобална спътникова навигационна система (Global Positioning System 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.

Разделянето на гравитационните и инерциалните ускорения от системите е възможно само с използване на високоточна диференциална GPS система (DGPS) заедно с нискочестотно филтриране [8].

Появата на такива ускорения, тяхното определяне и разделителната способност на гравитационния сигнал са в зависимост от следните фактори :

➤ **Навигационната система.** GPS система и ИНС-платформен и безплатформен тип. Основният източник на грешки в някои случаи е недостатъчното стабилизиране на платформата.

➤ **Скоростта на самолета.** Скоростта на самолета и височината на полета трябва да се поддържат по възможност постоянни.

➤ **Височината на полет.**

- **Използването на автопилот.**
- **Атмосферни условия.**
- **План на полета.** Полетните линии трябва да бъдат възможно по- дълги и да са успоредни на изследвания профил.
- **Конструкцията на самолета.** Препоръчително е да се използва самолет, който притежава висока стабилност при ниска скорост.

При аеро гравитационните проучвания се извършват относителни измервания на ускорението на силата на тежестта по профили (или площно), които впоследствие да бъдат интерпретирани [3] . Всички аеро гравиметрични полетни линии трябва да се провеждат при известни наземни показания на гравиметрите на летището, където се снемат при неподвижно стоящ самолет преди полета и след завършването му при кацане.

В полет измерванията започват след достигане на избраната височина, праволинеен маршрут и преход към автоматично управление на самолета с автопилот. По време на измерванията не трябва да се коригира курса на самолета, за да се избегнат дългопериодичните хоризонтални ускорения, които не могат да се отчитат с жиромахални жирокопически датчици. Може да се допусне само много плавна автоматична корекция на курса със скорост не по- голяма от 3 ъглови минути в секунда. Измерванията трябва да се извършват при непрекъснато отчитане на траекторията на самолета-височината и хоризонталните координати.

Изискванията за определяне на височината се дължи на грешките при въвеждане на поправките за височината. При измерване над морето абсолютната височина на полета се определя с радиовисотомер или GPS. Над сушата и над планинските части височината се определя с барометрични методи съвместно с аерофотографиране на опорни пунктове.

Промяната във височината на полет директно се отразява на измерването на ускорението на силата на тежестта. С увеличаване на височината на полет интензивността на гравитационния сигнал намалява, намалява и разделителната способност на гравиметричната система, като съотношението сигнал/ шум също намалява за по- голяма височина. Поради съществуването на фонен шум на измервателната система, интензитета на гравитационния сигнал трябва да достатъчно голям, за да може да бъде регистриран и да бъде изпълнено условието съотношението сигнал/ шум (S/N) »1.

Изискванията към относителната точност на определяне на плановите координати се задават от поправката на Етвъш. Тази относителна точност се определя от GPS с далекомерен или псевдо-далекомерен метод. В някои случаи е добре да се комбинира далекомерния метод с измерване на доплеровата честота за изминат път. За северните ширини изискванията към относителната точност на определяне на координатите намаляват пропорционално на намаляването на стойността $\cos\varphi$, φ е географската ширина на точките на полетния маршрут. За средните ширини грешката при определяне на преместването по дължина на 1 ъглова секунда ($\pm 20\text{m}$) за времеви интервал 3 мин. дава грешка при определяне на поправката на Етвъш около $\pm(1,0-1,3)\text{mGal}$ ($1\text{mGal}=10^{-5}\text{ m/s}^2$).

GPS позиционирането е най- добро за определяне на координати, но ускоренията се определят и постигат по различни начини. Самолетните ускорения се изчисляват от координатите на траекторията чрез два пъти диференциране. При постоянни малки отклонения от определената траектория, ускорението се определя с два пъти диференциране на координатите на движение на самолета получени от GPS. Разликите между измерените две ускорения се дължи на влиянието на гравитационното поле [7].

Подходящото обработване на GPS данните за определяне на точното ускорение е от голямо значение. При продължително прекъсване на определяне на координатите на траекторията, показанията за скоростта и ускорението получени от диференцирането на координатите ще бъдат погрешни. Възможно е да се получат внезапни отклонения от траекторията предизвикани от неправилно определяне на местоположението на самолета и загуба на видимост към следящия сателит и получаване на разлика в координатите. Следователно потребителят трябва внимателно да обработва координатите от DGPS, това означава проследяване на полетните линии над изследвания профил на отиване и на връщане по време и сравняване на координатите на маршрута за установяване на грешки от включването или елиминирането на следящ сателит [8].

Аеро гравиметрията е ефективен и приложим метод за комерсиални изследвания с висока разделителна способност на петролни залежи, изискваната точност е 1 mGal за разделителна способност 1 km. Точността на измерваното ускорение на силата на тежестта зависи и от скоростта на самолета и разстоянието между полетните линии. При преминаване над зоната на проучване самолета трябва да се движи с ниска скорост (100 до 300 km/h) и ниска височина (100 до 600 m), които да се поддържат постоянни, броят измерени показания може да се повиши от по- тясно разстояние между полетните линии.

Колкото по- голяма е скоростта на движение на самолета, толкова по- малко е влиянието от турбуленцията и следователно са по- малки високочестотните ускорения. При увеличаване на скоростта на движение на самолета се преминава по- бързо над изследваната зона и се получава по- ниска разделителната способност на гравитационните показания.

Близко разположените полетни линии позволяват получаване на по- голям брой гравитационни стойности на единица измерена площ [9]. Близко разположените линии позволяват моделиране на по- добър цифров релефен модел (digital elevation model DEM) от координатите и стойностите за височина и така за подобряване на поправките за релеф. Полетните линии трябва да бъдат възможно по- дълги и да са успоредни на изследвания профил.

Полетни тестове са направени от частни компании при четири избрани полетни линии над една и съща изследвана зона проведени в различни дни в различни часове и атмосферни условия.

Проследено е влиянието на йоносферата върху измерваните стойности на ускоренията от GPS приемниците при динамични и спокойни атмосферни условия и различни часове на деня. Двучестотни L1 и L2 GPS приемници дават по- точно решение при определяне на ускоренията, в сравнение с едночестотните L1 GPS приемници за цялата честотна лента, тъй като се отстранява йоносферната грешка. Шумът от двучестотните приемници обаче нараства при турбуленция и това може да внесе допълнителна грешка при определяне на ускоренията. Едно обяснение на този факт е, че многолъчевия шум на борда на самолета нараства с повишаване на нивото на турбулентност [4,5]. L1 GPS приемници са най- подходящи за приложения с висока разделителна способност при добри атмосферни условия. Наблюдават се повишени нива на йоносферната активност (това отслабва GPS сигналите) в ранния следобед (11:00 до 15:00 часа) и ниска йоносферна активност ранната сутрин (04:30 до 07:30 часа) [7].

Полета на самолета (или хеликоптера) трябва да се извършват при спокойни метеорологични условия, тъй като условията за полет се характеризират основно от направлението и силата на вятъра, температурата на околната среда, турбулентността на атмосферата, които водят до отклонение на вертикалата и ъглови колебания. Препоръчително е полетите да бъдат провеждани през нощта

или рано сутрин, когато турбуленцията от нагриването на земната повърхност е ниска и се цели да се избегнат високочестотните ускорения на самолета.

Освен изчисляването на текущите координати на самолета е необходимо да се получават непрекъснато във времето и проекциите $\omega_\xi \omega_\eta \omega_\zeta$ на вектора на абсолютното ускорение на центъра на маса, а също и проекциите $W_\xi W_\eta W_\zeta$ на пътната скорост или $V_\xi V_\eta V_\zeta$ на абсолютната скорост по осите на опорен навигационен базис $\xi\eta\zeta$. В безплатформените ИНС акселерометрите и жирокопите са прикрепени физически към корпуса на самия самолет така че измерваните стойности в координатната система $x_1 y_1 z_1$ свързана с корпуса на самолета се преобразуват изчислително в $\xi\eta\zeta$. За измерване на абсолютна ъглова скорост се използва опорен навигационен базис $\xi\eta\zeta$, подходящ за използване и от GPS! Измерванията извършвани с БИНС са сравними с тези на аеро-морски гравиметър [2].

Координатната система $x_1 y_1 z_1$ е свързана с корпуса на самолета. Оста x_1 е надлъжната строителна ос на самолета, оста z_1 се приема насочена по дясното полукрило, а единичният вектор на оста y_1 образува дясна тройка с единичните вектори на другите два и е насочен нагоре по оста на привидната вертикала. Пространственото положение на самолета спрямо $\xi\eta\zeta$ се определя от Ойлеровите ъгли ψ -жирокопичен курс, θ - тангаж и γ - крен. Законите за тяхното изменение зависят от аеродинамиката на самолета.

Движението на центъра на маса на самолета може да се разглежда като движение в хоризонталната равнина и по вертикала. Поради симетрията на самолета уравненията за движение могат да се запишат в две форми, които определят движението на самолета по вертикала и в хоризонталната равнина съответно по отношение на условията за полет с постоянна скорост и височина-уравнение (1) и (2).

$$(1) \quad \begin{pmatrix} \delta \dot{v}_{x1} \\ \delta \dot{v}_{y1} \\ \delta \dot{\omega}_{z1} \\ \delta \dot{\gamma} \end{pmatrix} = F_{vert} \begin{pmatrix} \delta v_{x1} \\ \delta v_{y1} \\ \delta \omega_{z1} \\ \delta \gamma \end{pmatrix} + G_{vert} \begin{pmatrix} \delta e \\ \delta t \end{pmatrix} \quad \text{и}$$

$$\begin{pmatrix} \delta \dot{v}_{z1} \\ \delta \dot{\omega}_{y1} \\ \delta \dot{\omega}_{x1} \\ \delta \dot{\psi} \end{pmatrix} = F_{horiz} \begin{pmatrix} \delta v_{z1} \\ \delta \omega_{y1} \\ \delta \omega_{x1} \\ \delta \psi \end{pmatrix} + G_{horiz} \begin{pmatrix} \delta a \\ \delta r \end{pmatrix}$$

където δe , δt , δa и δr представляват отклоненията предизвикани от елеватора, двигателя, елероните и ръчното управление, т.е. те представят взаимодействието на пилота (или автопилота) със системата. Променливите $\delta \gamma$ и $\delta \psi$ представляват отклоненията в крена и курса, отклоненията на тангажа са дадени с $\delta \dot{\theta} \cong \delta \omega_{y1}$. F_{vert} и F_{horiz} са матрици на производните на параметрите на динамиката на самолета и инерционните моменти и са специфични за даден самолет, матриците G_{horiz} и G_{vert} също зависят от самолета и автоматичното управление.

Скоростта в координатната система $\xi\eta\zeta$ при малки ъгли на завъртане може да се запише така:

$$(2) \quad \delta v_{\xi\eta\zeta} \cong \begin{pmatrix} \delta v_{z1} + \dot{v}_{x1y1z1} \delta\theta \\ \delta v_{x1} \\ \delta v_{y1} + \dot{v}_{x1y1z1} \delta\gamma \end{pmatrix}.$$

Ако двете форми на представяне на (1) се запишат в по-обща форма $\dot{x} = Fx + Gy$ тогава движението на самолета се представя като решение на линейната част на това уравнение, $\dot{x} = Fx$. Ако коефициентите F са константа, решението на линейната част се дава във вида:

$$(3) \quad x = e^{\lambda t} v,$$

където λ са корени на характеристичното уравнение и указват областта на устойчиво (неустойчиво) движение на самолета. Получава се по едно решение за всяка стойност на λ . Пълното описание на движение на самолета ще бъде сумата от всички тези решения.

Хоризонталното спираловидно движение може да отклони самолета от първоначалната му посока на движение в хоризонтална посока на разстояние до 600 m. Големината на това отклонение зависи от скоростта и големината на самолета. Спираловидното движение във вертикалната равнина пък дава едно отклонение във височина на самолета съпроводено с отклонения и на ъгъла на крен и на скоростта. Отклоненията във височина могат да достигнат към 700 m за голям самолет.

Отклоненията от определената първоначална траектория означава, че измерванията на гравитационното поле са направени с различни координати и местоположение, различни от предвидените, т.е. аномалното гравитационно поле може да се изменя значително при отклонение в хоризонтална посока на разстояние 600 m. Това се отразява при малки зони на проучване на петролни залежи.

Работата на пилота или автопилота е да управляват самолета по начин, по който отклоненията да не влияят на акселерометрите, измерващи ускоренията на движение и силата на тежестта. Видовете автопилоти управляват изкачването във височина, ъгли на курс, крен и тангаж, които задават пространствената (ъглова) ориентация на самолета. Следователно се определят два вида автопилот: система на автоматична стабилизация (SAS) и команден автопилот. Първият вид само стабилизира един или няколко полетни параметъра чрез подаване на управляващи сигнали - скорост и височина на полета при линейно изпреварване на завой с постоянен ъгъл на крена γ и зададена љглова скорост по курс. Командният автопилот е по-усъвършенстван включващ много канали за обратни връзки и може да управлява самолета дори ако той току-що е излетял или точно преди да се приземи. Системата за управление на самолета работи така, че страничното отклонение $\delta_i(t)$ във всеки момент от време да се стреми към нула, $\delta_i \rightarrow 0$ като изработва сигнал пропорционален на постъпващия $\delta_i(t)$ от навигационен изчислител. Това се постига чрез подходящо отклоняване на елероните при излизане на самолета встрани от полетната линия [2].

Има три начина за намаляване на динамиката внасяща грешки в безплатформената ИНС. Първият е да се намали скоростта на самолета при прелитане над зоната на проучване. Би било от интерес за бъдещи проучвания да се изследва движението на различни видове самолети-пилотируеми и безпилотни летателни апарати (БЛА), при различни условия и да се изучат възможностите на повече видове автопилоти. Допълнение към такива анализи е използването на хеликоптери като подвижна платформа за аеро гравиметрични проучвания. Вторият е подобряване на качеството на датчиците и компонентите на системите, които са чувствителни към динамиката на самолета. За използване в самолетни ИНС към

жироскопите се предявяват изисквания за дрейф под 0,01 deg/h и праг на чувствителност на акселерометрите минимум 10^{-6} m/s^2 . При това датчиците не трябва да се влияят от вибрации на корпуса и двигателя и турбулентност на атмосферата. Третият начин е да се определи връзката между динамиката и характеристиките на грешките на системата по такъв начин, че грешките да се определят като функция от времето. Линейните отклонения могат да бъдат моделирани, шумът и грешките при синхронизация не могат да се моделират като функция от времето.

Извод

Аеро гравиметрията е ефективен и приложим метод за комерсиални изследвания и гравитационни измервания над труднодостъпни области и над морските зони. Промените в скоростта на движение и височината на полета пораждаат инерционни ускорения, което води до трудности при разделянето на гравитационните от негравитационните ускорения, появяващи се от движението на самолета. 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 метеорологични условия на полет. Вертикалното ускорение може да се изчисли, ако се знае височината на самолета във всяка точка от полета.

Литература

- [1] Бюшгенс, Г.С, Р.Студнев, Динамика самолета, Москва 1983
- [2] Маджаров, А.Н., Жироскопи и инерциални навигационни системи, ВВБУ 'Г.Бенковски', Д.Митрополия, 2000
- [3] Мишев, Д., Т. Добрев, Л.Гугов, Дистанционни методи в геофизиката и геологията, Техника, 1987
- [4] EDCON, Inc USA
- [5] Ferguson, S.T, Y.Hammada, Experiences with AIRGrav: Results from a new airborne gravimeter, Sander Geophysics limited, Canada, 1998
- [6] John Hannah, AIRBORNE GRAVIMETRY: A STATUS REPORT, University of Otago, New Zealand 2001
- [7] Kennedy, Sandra L. Acceleration estimation from GRS carrier- phase for airborne gravimetry, Canada, 2002
- [8] Panova, P. The INS prospects for in flight gravitational measurements, International Conference 2005, Varna, Bulgaria, (In English)
- [9] Sander, S., V. Lavoie, Sander Geophysics, J.Peirce, R.Charters, GEDCO, Advantages of close line spacing in airborne gravimetric surveys, Canada