

РЕКОНСТРУИРАНЕ ТРАЕКТОРИЯТА НА ДВИЖЕНИЕ НА ЛЕК АКРОБАТИЧЕН САМОЛЕТ ПО ДАННИ ОТ ИНЕРЦИАЛНА НАВИГАЦИОННА СИСТЕМА

Христиан Панайотов¹, Константин Методиев²

¹Технически университет – София, филиал Пловдив

²Институт за космически изследвания и технологии – Българска академия на науките
e-mail: hristian@tu-plovdiv.bg, komet@space.bas.bg

Ключови думи: инерциална навигационна система, микрогравитация

Резюме: В настоящия доклад се разглежда автономен алгоритъм за определяне положението на лек акробатичен самолет по данни, получени от тримерна инерциална навигационна система: линейни ускорения, ъглови скорости и магнитен курс. Алгоритъмът е известен в англоезичната литература като „Strapdown Algorithm” и се свежда до интегриране на показанията на акселерометъра след трансформация в неподвижна координатна система чрез т. нар. Матрица на ротациите. Последната се пресмята по данни, получени от скоростен жirosкоп посредством предварително определяне на Ойлеровите ъгли на положението на самолета във въздуха. Приведени са резултати от измерване на споменатите параметри по време на изпълнение на параболичен полет със самолет Pitts S-2B Special. Получените резултати от измерванията и числената реализация на алгоритъма са дискутирани изчерпателно.

RECONSTRUCTION OF A LIGHT AEROBATIC AIRPLANE FLIGHT TRAJECTORY THROUGH AHRS DATA

Hristian Panayotov¹, Konstantin Metodiev²

¹Technical University – Sofia, Plovdiv branch

²Space Research and Technology Institute – Bulgarian Academy of Sciences
e-mail: hristian@tu-plovdiv.bg, komet@space.bas.bg

1. Теоретична постановка

1.1. Проследяване на ориентацията на AHRS сензор.

Ориентацията на AHRS сензор (англ. Attitude and Heading Reference System) спрямо неподвижна координатна система (НКС, индекс g) се проследява чрез интегриране на данни за ъгловата скорост $\omega_b(t) = |\omega_{bx}(t), \omega_{by}(t), \omega_{bz}(t)|^T$, които се приемат от скоростен жirosкоп, [Woodman, 2007]. В резултат се получават Ойлеровите ъгли φ, θ и ψ (крен, тангаж, рискание) и т. нар. Матрица на ротациите \mathbf{C} с размерност 3×3 . Всеки вектор – стълб в матрицата е единичен вектор по една от осите на свързаната координатна система (СвКС, индекс b), изразен в неподвижната. Векторът \mathbf{v}_b , дефиниран в свързана КС, е еквивалентен на вектор

$$(1) \quad \vec{v}_g = \mathbf{C} \vec{v}_b$$

дефиниран в неподвижна КС. Обратната трансформация се получава чрез релацията

$$(2) \quad \vec{v}_b = \mathbf{C}^T \vec{v}_g$$

понеже матрицата \mathbf{C} е ортогонална.

Проследяването на ориентацията на AHRS сензора се свежда до проследяване елементите на матрицата \mathbf{C} във времето. Ако ориентацията във време t се задава от $\mathbf{C}(t)$, то изменението на \mathbf{C} с течение на времето се дава от дефиницията на първа производна

$$(3) \quad \dot{\mathbf{C}}(t) = \lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{\mathbf{C}(t + \delta t) - \mathbf{C}(t)}{\delta t}$$

в която величината $\mathbf{C}(t + \delta t)$ може да се запише като произведение на матриците

$$(4) \quad \mathbf{C}(t + \delta t) = \mathbf{C}(t) \mathbf{A}(t)$$

Тук $\mathbf{A}(t)$ е матрица, която дава връзка между две свързани координатни системи в моментите t и $t+\delta t$. Ако измененията на Ойлеровите ъгли $\delta\varphi$, $\delta\theta$ и $\delta\psi$ са малки, тогава матрицата $\mathbf{A}(t)$ може да се запише във вида

$$(5) \quad \mathbf{A}(t) = \mathbf{I} + \delta\mathbf{\Psi}$$

където \mathbf{I} е единична матрица. За елементите на матрицата $\delta\mathbf{\Psi}$ са направени допусканията $\sin\delta\varphi \rightarrow \delta\varphi$, $\sin\delta\theta \rightarrow \delta\theta$, $\sin\delta\psi \rightarrow \delta\psi$, както и че косинусите от тези ъгли клонят към нула, т.е.

$$(6) \quad \delta\mathbf{\Psi} = \begin{vmatrix} 0 & -\delta\psi & \delta\theta \\ \delta\psi & 0 & -\delta\varphi \\ -\delta\theta & \delta\varphi & 0 \end{vmatrix}$$

След заместване на равенство (4) във формула (3) се получава, че

$$(7) \quad \begin{aligned} \dot{\mathbf{C}}(t) &= \lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{\mathbf{C}(t + \delta t) - \mathbf{C}(t)}{\delta t} = \lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{\mathbf{C}(t)\mathbf{A}(t) - \mathbf{C}(t)}{\delta t} = \\ &= \lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{\mathbf{C}(t)(\mathbf{I} + \delta\mathbf{\Psi}) - \mathbf{C}(t)}{\delta t} = \mathbf{C}(t) \lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{\delta\mathbf{\Psi}}{\delta t} \end{aligned}$$

В смисъла на граничния преход $\delta t \rightarrow 0$ допускането, че Ойлеровите ъгли се изменят с малки стойности е вярно и тогава

$$(8) \quad \lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{\delta\mathbf{\Psi}}{\delta t} = \mathbf{\Omega}(t)$$

където

$$(9) \quad \mathbf{\Omega}(t) = \begin{vmatrix} 0 & -\omega_{bz}(t) & \omega_{by}(t) \\ \omega_{bz}(t) & 0 & -\omega_{bx}(t) \\ -\omega_{by}(t) & \omega_{bx}(t) & 0 \end{vmatrix}$$

е антисиметрична форма на вектора на ъгловата скорост $\boldsymbol{\omega}_b(t)$. Следователно, за да се проследи ориентацията на сензора, алгоритъмът трябва да реши системата обикновени диференциални уравнения

$$(10) \quad \dot{\mathbf{C}}(t) = \mathbf{C}(t)\mathbf{\Omega}(t)$$

която има решение

$$(11) \quad \mathbf{C}(t) = \mathbf{C}(0) \cdot \exp\left(\int_0^t \mathbf{\Omega}(t) dt\right)$$

Матрицата $\mathbf{C}(0)$ съдържа началните условия на ориентацията на сензора.

В процеса на реализация на алгоритъма сензор AHRS дава дискретен сигнал за ъгловата скорост $\boldsymbol{\omega}_b(t)$ с фиксирана честота. За да се интегрира сигнала е необходимо прилагането на подходящ числен метод. Изборът на такъв метод зависи от конкретната задача. За кратък интервал от време и приложения, които не изискват голяма точност, достатъчно е да се използва схема за числено интегриране от нисък порядък. Такава схема е Метода на правоъгълниците. За по-висока точност се използва схема от 3-ти или 4-ти порядък.

Нека периодът между две последователни измервания на ъгловата скорост да бъде δt . За единичен период $[t, t + \delta t]$ решението на уравнение (10) се записва във вида:

$$(12) \quad \mathbf{C}(t + \delta t) = \mathbf{C}(t) \cdot \exp\left(\int_t^{t+\delta t} \mathbf{\Omega}(t) dt\right)$$

След прилагане на Метода на правоъгълниците се получава, че

$$(13) \quad \int_t^{t+\delta t} \mathbf{\Omega}(t) dt = \mathbf{B}$$

където

$$(14) \quad \mathbf{B} = \begin{vmatrix} 0 & -\omega_{bz} \delta t & \omega_{by} \delta t \\ \omega_{bz} \delta t & 0 & -\omega_{bx} \delta t \\ -\omega_{by} \delta t & \omega_{bx} \delta t & 0 \end{vmatrix}$$

както и че векторът $\omega_b = [\omega_{bx}, \omega_{by}, \omega_{bz}]^T$ е ъгловата скорост в момента на измерване. След полагане $\sigma = |\omega_b \delta t|$, заместване на (13) в уравнение (12) и записване в ред на Тейлор на експоненциалния член се получава

$$\begin{aligned}
 C(t + \delta t) &= C(t) \left(I + B + \frac{B^2}{2!} + \frac{B^3}{3!} + \frac{B^4}{4!} + \dots \right) = \\
 &= C(t) \left(I + B + \frac{B^2}{2!} - \frac{\sigma^2 B}{3!} - \frac{\sigma^2 B^2}{4!} + \dots \right) = \\
 (15) \quad &= C(t) \left[I + \left(1 - \frac{\sigma^2}{3!} + \frac{\sigma^4}{5!} \dots \right) B + \left(\frac{1}{2!} - \frac{\sigma^2}{4!} + \frac{\sigma^4}{6!} \dots \right) B^2 \right] = \\
 &= C(t) \left(I + \frac{\sin \sigma}{\sigma} B + \frac{1 - \cos \sigma}{\sigma^2} B^2 \right)
 \end{aligned}$$

Последното уравнение се използва за актуализация на матрицата **C** след всяко ново измерване.

Сигналите за ъглова скорост, получени от жирокопите, си интегрират чрез описания алгоритъм и по тази причина грешките в сигналите се „разпространяват“ в стойностите на изчислената ориентация. За повечето MEMS (Microelectromechanical Systems) сензори основните източници на грешка са белия шум и систематичната грешка (грешката от отместване, bias error). Белият шум предизвиква случайна промяна в сигнала на измервания ъгъл, чието стандартно отклонение нараства пропорционално на квадрата на времето. Некорелираната систематична грешка предизвиква отклонение в ориентацията, което нараства линейно с времето. В допълнение възникват и грешки от квантуване на ъгловата скорост и схемата на интегриране на матрицата **C**.

1.2. Проследяване на позицията на AHRS сензор.

За да се проследи позицията на AHRS сензор сигналът $\mathbf{a}_b(t) = [a_{bx}(t), a_{by}(t), a_{bz}(t)]^T$, получен от акселерометъра, се проектира в неподвижна КС:

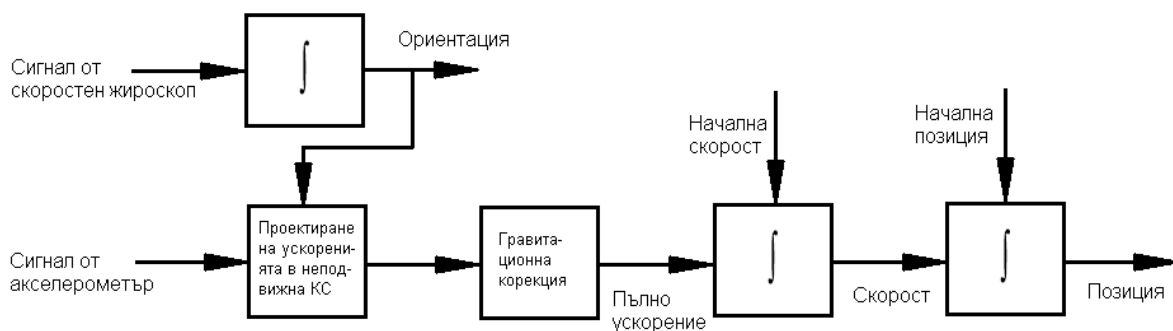
$$(16) \quad \bar{\mathbf{a}}_g(t) = C(t) \mathbf{a}_b(t)$$

В последствие се приспада гравитационното ускорение и полученият резултат се интегрира веднъж, за да се получи скорост, и втори път, за да се получи преместване:

$$\begin{aligned}
 \bar{\mathbf{v}}_g(t) &= \bar{\mathbf{v}}_g(0) + \int_0^t \bar{\mathbf{a}}_g(t) - \bar{\mathbf{g}}_g dt \\
 (17) \quad \bar{\mathbf{s}}_g(t) &= \bar{\mathbf{s}}_g(0) + \int_0^t \bar{\mathbf{v}}_g(t) dt
 \end{aligned}$$

където $\mathbf{v}_g(0)$ е началната скорост на сензора, $\mathbf{s}_g(0)$ е началното преместване и \mathbf{g}_g е гравитационното ускорение в неподвижна КС.

Подобно на алгоритъма за проследяване на ориентацията, подходяща схема на интегриране трябва да се приложи и към сигналите от акселерометъра. Просто прилагане на правилото на правоъгълниците свежда система (17) до равенствата



Фиг. 1. Алгоритъм „Strapdown“

$$(18) \quad \begin{aligned} \vec{v}_g(t + \delta t) &= \vec{v}_g(t) + \delta t \cdot [\vec{a}_g(t + \delta t) - \vec{g}_g] \\ \vec{s}_g(t + \delta t) &= \vec{s}_g(t) + \delta t \cdot \vec{v}_g(t + \delta t) \end{aligned}$$

Грешките, които възникват в акселерометрите, се разпространяват в резултатите в процеса на двойното интегриране. Това е обичайният случай на дрейф в позицията на сензора. Грешките в сигналите на жирокопите също водят до дрейф в изчислената позиция, тъй като матрицата на ротациите \mathbf{C} , получена от алгоритъма за проследяване на ориентацията, се използва за проектиране на сигналите от акселерометъра в неподвижна КС. Това от своя страна води до следните два проблема. Първо, ускоренията на сензора се интегрират в грешна посока и второ, гравитационното ускорение не може да се елиминира коректно.

В алгоритъм „Strapdown“ стойността $1g$ се изважда от вертикалното ускорение, проектирано в неподвижната КС. Целта е да се елиминира постоянна съставна в сигнала от гравитационното поле, която в противен случай би се акумулирала в процеса на числено интегриране. Грешка от наклон ϵ (tilt error) дава като резултат компонента $g \cdot \sin(\epsilon)$ по хоризонталните оси. Това предизвиква систематична грешка от гравитационно ускорение да се натрупва в сигналите на хоризонталните ускорения. По същия начин се натрупва и систематична грешка с големина $g \cdot [1 - \cos(\epsilon)]$ в неподвижната вертикална ос, но тя е много по-малка, тъй като за малки стойности на ϵ се получава, че $\cos(\epsilon) \rightarrow 1$ и $\sin(\epsilon) \rightarrow \epsilon$. Следователно грешката в позицията на сензора, причинена от малки грешки по наклон, ще се отрази главно на измерванията в неподвижната XY равнина.

Разпространението на грешката от жирокопа в изчислената позиция на сензора е критичен случай в почти всички AHRS системи. В повечето приложения големината на g е много по-голяма от средното абсолютно ускорение на самия сензор. В такива случаи критичен проблем се явява фактът, че компонента на гравитационното ускорение се проектира върху хоризонталните оси на неподвижната КС. Като конкретен пример може да се посочи грешка от наклон само 0.05° . Тази грешка ще даде като резултат компонента от гравитационно ускорение по хоризонталните неподвижни оси с големина 0.0086 m/s^2 . Това от своя страна води до грешка в хоризонталната позиция, която нараства по квадратичен закон до 7.7 m само след 30 секунди.

1.3. Начални условия на алгоритъма за проследяване на позицията на AHRS сензор.

Проблемът е изчерпателно дискутиран от [Slifka, 2004]. В настоящото изследване се използват приблизителни стойности на началните условия, но интерес предизвиква и използването на филтри за тяхното определяне. Когато се извършва двойно интегриране на измерените сигнали възникват два основни проблема, а именно: дрейф на акселерометрите и скоростните жирокопи; началните условия (скорост и позиция, фиг. 1) на системата по правило са неизвестни.

Необходимостта началните условия на задачата да са зададени предварително следва непосредствено от формулата на Нютон – Лайбниц за пресмятане стойността на определен интеграл, както и от вида на система (17). Начин да се определят тези условия е директното им измерване, но това в повечето случаи е неприложимо.

Дрейфът на акселерометъра се причинява от малка постоянна съставна (англ. DC bias) в измереното ускорение, която води до грешки в интегрирането. На фиг. 2 е илюстриран проблема, съпътстващ двукратното числено интегриране на примерна функция $\sin(t)$ по Метода на трапеците. Резултатите показват двата случая, когато началните условия са зададени точно (лява колона) и когато към тях е добавена постоянна съставна.

Същата ситуация може да се опише и аналитично. Нека сигналът на акселерометъра да е съставен от времезависеща компонента с нулева средна и адитивна константа (дрейф):

$$(19) \quad A(t) = a(t) + d_0$$

За определяне на скоростта дясната страна на равенството се интегрира чрез разлагане. При задаване на нулеви начални условия за сигнала на скоростта се получава, че

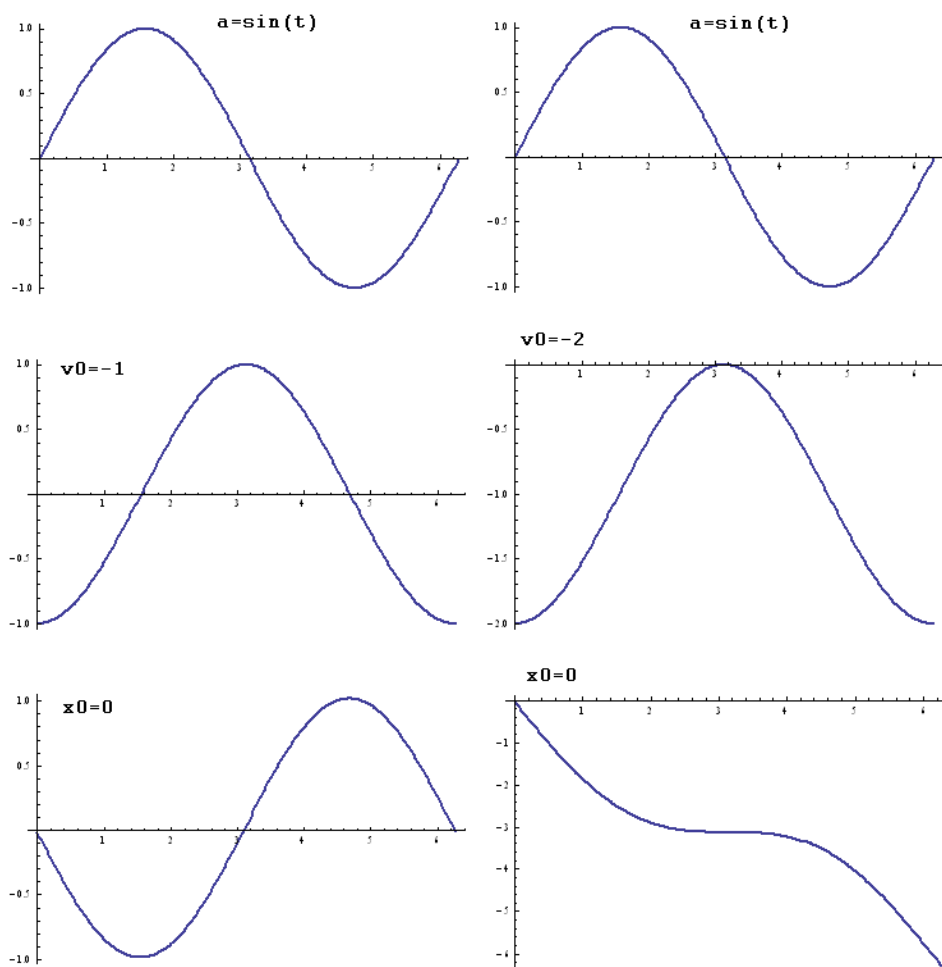
$$(20) \quad V(t) = \int_0^t A(\tau) d\tau = \int_0^t a(\tau) d\tau + \int_0^t d_0 d\tau = \int_0^t a(\tau) d\tau + d_0 t = v(t) + d_0 t$$

Вижда се, че второто събираемо описва наклонена права с ъглов коефициент d_0 . Ако се интегрира повторно резултата от уравнение (20) се получава

$$(21) \quad X(t) = \int_0^t V(\tau) d\tau = \int_0^t v(\tau) d\tau + \int_0^t d_0 \tau d\tau = \int_0^t v(\tau) d\tau + \frac{1}{2} d_0 t^2 = x(t) + \frac{1}{2} d_0 t^2$$

В уравнение (21) $x(t)$ е търсената компонента на сигнала на позицията на сензора, а степенната функция $1/2d_0t^2$ е грешка. Красноречив пример може да се даде към последните изрази когато акселерометърът измерва в неподвижно положение. Полученият сигнал е с постоянна стойност по едната ос. Ако не се приспадне постоянната съставна на сигнала (в случая 9.81 m/s^2) след прилагане на уравнения (20) и (21) се получава, че сензорът се движи по квадратна парабола.

След интегрирането показанията на акселерометъра резултатът в повечето случаи съдържа постоянна съставна. Начин същата да се отстрани е използването на ВЧ филтри, например с крайна/безкрайна импулсна характеристика (FIR/IIR). Недостатък на метода е преходен процес, който възниква в началните стъпки на интегриране.



Фиг. 2. Числено интегриране на функция $\sin(t)$ при различни начални условия

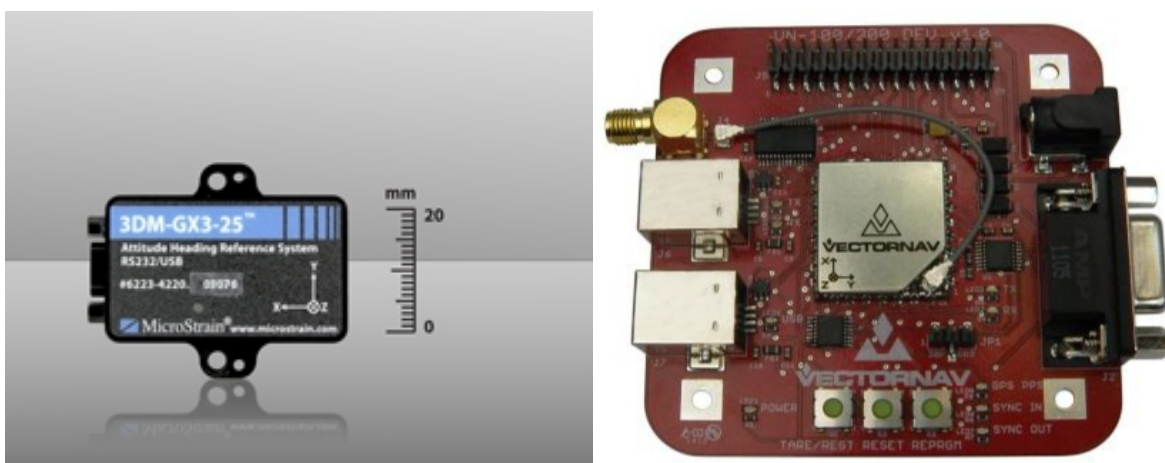
2. Методи и материали

Измерванията бяха проведени през месец Април, 2012 г. на борда на лек акробатичен самолет Pitts S-2B Special LZ AIR, собственост на фирма Air Sport ООД (фиг. 3), а използваните AHRS сензори – MicroStrain 3DM-GX3-25 и VectorNav VN-100 (фиг. 4). Мястото на провеждане на полетите беше летище Лесново LBL S TWR 122.250 MHz. Полетната задача включваше изпълнение на параболичен манювър с цел да се постигне възможно най-продължителен участък на нулево нормално претоварване или микрогравитация (фиг. 5). Сензорите бяха монтирани на стенд в първа кабина на самолета. Взети бяха мерки за демпфиране на вибрациите от двигателя. В получените резултати се отчете също така положението на масовия център на самолета.

За числено интегриране показанията на акселерометъра бе използван известния Метод на трапеците, който обстойно е описан от [Atkinson, 1989].



Фиг. 3. Pitts S-2B Special, използван в летателните експерименти



Фиг. 4. AHRS сензори MicroStrain 3DM-GX3-25 (ляво) и VectorNav VN-100



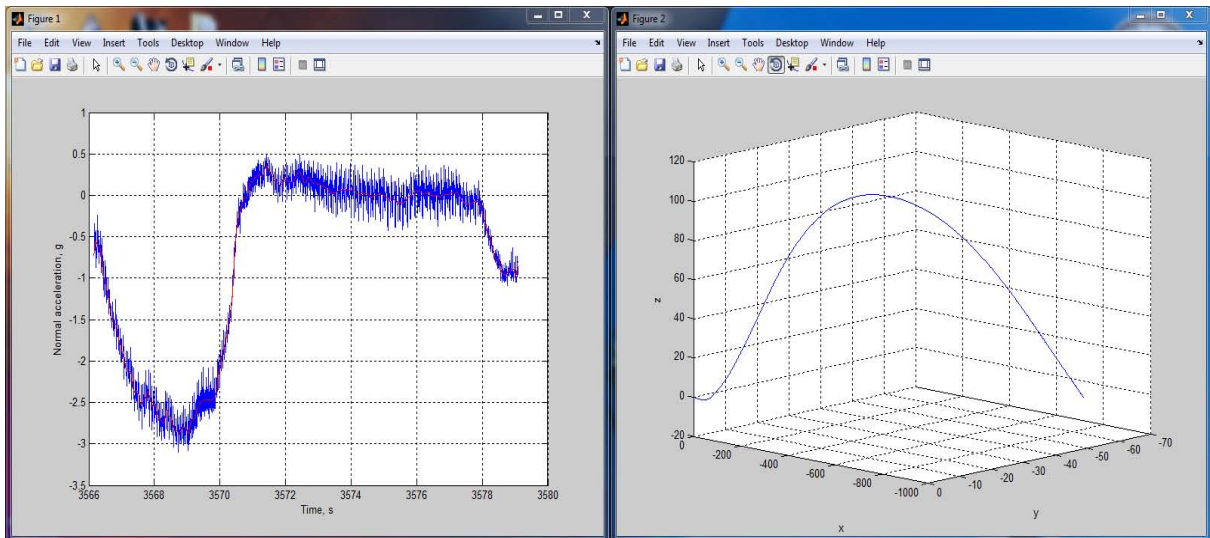
Фиг. 5. Pitts S-2B Special изпълнява параболичен манювър на пределно малка височина

3. Резултати

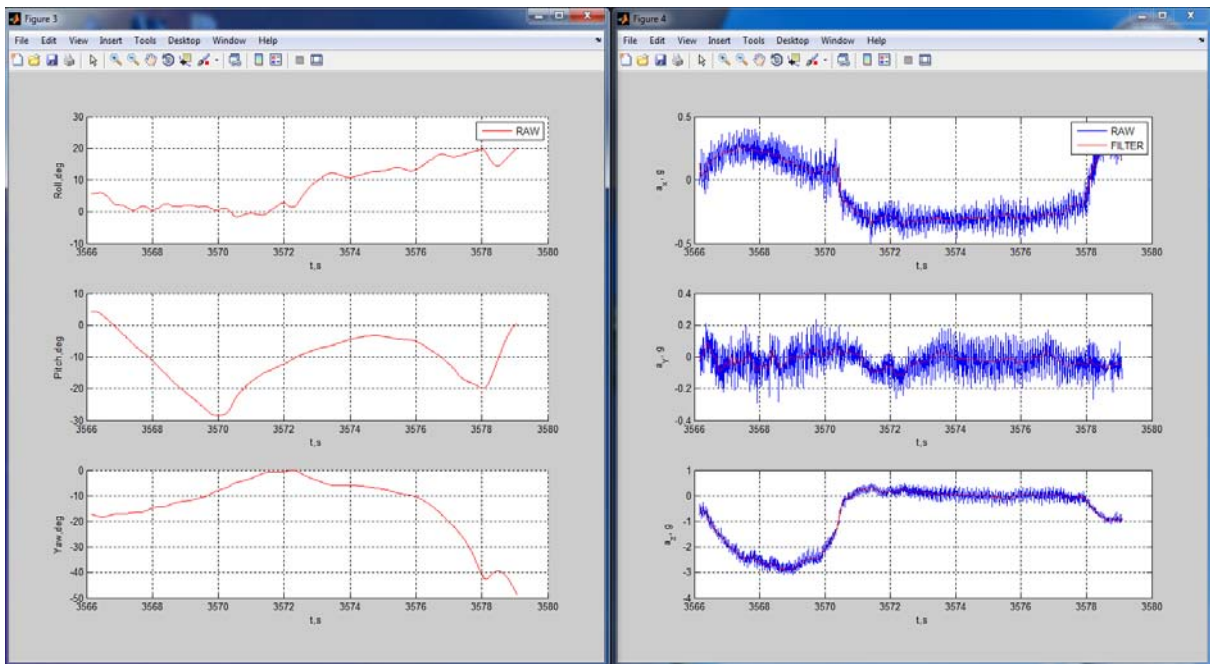
Постигнатата продължителност на участъка на микрогравитация варира в интервала $6 \div 10$ секунди (фиг. 6), като епизодично се наблюдаваха и параболи с продължителност 14 сек. Маньовърът се разпознава на записа на нормалното претоварване по типична S – образна форма. Обяснението се състои в това, че началото на изпълнение на параболата е съпроводено с внезапно увеличаване на стойността на ъгъла на атака, а от там и на претоварването. Времето на микрогравитация продължава и по низходящия участък на параболата.

За по-добро разпознаване на параболичния маньовър беше създадена програмна реализация на алгоритъм „Strapdown” в програмна среда Matlab. Получените резултати за една парабола са представени на фиг. 6 и 7. Времето за решаване на задачата за една парабола на персонален компютър с процесор Intel Core I7 варира в интервала $0.5 \div 0.6$ секунди.

Началните условия на задачата са определени от бордовите скоростомер и висотомер. По данни на пилота те са $v_0 = 80$ m/sec и $h_0 = 0$ m, като последната стойност е приета условно. Честотата на събиране на данни е 50 Hz.



Фиг. 6. Измерено нормално претоварване по време на параболичния маньовър (ляво) и реконструирана парабола в среда Matlab



Фиг. 7. Ойлерови ъгли (ляво) и обезразмерени стойности на измерените ускорения в подвижна КС по време на параболичния маньовър

В амплитудно – честотната характеристика на сигнала на нормалното претоварване се наблюдават преобладаващи честоти със стойности 44.4, 90.3 и 134.6 rad/sec. Авторите на доклада приемат, че същите възникват от вибрациите на двигателя на самолета. Тези вибрации се елиминират от сигнала преди интегриране с използването на НЧ филтър с крайна импулсна характеристика със следните параметри: гранична честота на пропускащата лента 0.1 rad/sample, гранична честота на задържащата лента 0.8 rad/sample, максимално допустими отклонения в пропускащата лента 1 dB, затихване в задържащата лента 300 dB.



Фиг. 7. Доминиращи честоти в сигнала на нормалното претоварване в следствие вибрации на двигателя, Sample = 20 ms

4. Дискусия

При реконструкцията на траекторията на летателен апарат по данни от MEMS-INS възникват най-общо три отделни задачи. На първо място е необходимо да се избере и приложи подходящ метод за филтрация на измерените данни от сензорите. От една страна това е фоновият шум на акселерометрите, който е високочестотен и би довел до натрупването на грешка при интегрирането, а от друга страна това е описания вече в т.1.2. проблем свързан с проектирането на вектора на земното гравитационно поле по осите на акселерометрите заради грешка от определяне на пространствената ориентация (по сигнала на жирокопите). Като краен резултат от тези грешки се получава дрейф на положението (координатите в неподвижна координатна система) на обекта – летателен апарат. Наличието на описания дрейф променя значително траекторията на полета и трябва да се елиминира. Ето защо са използвани филтри, които изрязват високочестотния шум и пропускаят спектри, които са характерни за смутеното движение на летателния апарат. В допълнение е използван филтър на състоянието, който по зададен алгоритъм оценява пространствената ориентация на летателния апарат.

Втората задача е трансформация на проекциите на ускоренията от свързана, с летателния апарат, координатна система към неподвижна такава. Тук се използва матрицата на ротациите, елементите на която се определят от наличната информацията за Ойлеровите ъгли.

Третата задача е да се интегрират числено ускоренията на летателния апарат в неподвижната координатна система. Тук от съществено значение е изборът на метод за интегриране. Важна се оказва и честотата на дискретизация на измерваните данни. Би могло да се говори за определен оптимум при избора на честотата на записване на данните от сензорите. При ниска честота могат да се пропуснат по-динамичните изменения в данните от сензорите, а при висока честота отново ще се натрупа грешка от интегрирането на зашумен сигнал. В този смисъл методът на интегриране може да служи като допълнителна филтрация.

При обработката на данните отделните параболични участъци са взети поотделно, тъй като опитът да се обработи и интегрира целия полет е свързан с натрупването на значима грешка. Източник на тази грешка са както акселерометрите, така и численият метод на интегриране. Ето защо е целесъобразно да се комбинират данните от AHRS с данни от GPS приемник. В последния случай в интервала между две навигационни точки от GPS могат да се изчислят координатите чрез интегриране на ускоренията от AHRS. Така данните от GPS могат да послужат като начални условия за интегриране и като средство за елиминиране на натрупваната грешка.

Както показва предварителното проучване, изпълнението на параболичен маньовър изисква специално оборудван самолет, например акробатичен. В инструкциите за летателна експлоатация на самолети с общо предназначение маньовърът се цитира като грешка в техниката на пилотиране. Регламентира се и максимално време за прекратяване на маньовъра, в противен случай съществува реална опасност двигателят да блокира във въздуха. Подобни ограничения в летателната експлоатация съществуват дори за бойни самолети с газотурбинни двигатели. За МиГ–29 например ограничението по нулево и отрицателно нормално претоварване е 5 секунди.

Полетът по параболична траектория в рамките на описания експеримент се извършва в ръчен режим на пилотиране, което изисква предварителна летателна подготовка на пилота за изпълнение на този маньовър. Трудността се свежда не в постигането, а в поддържането на постоянна стойност на нормалното претоварване.

В много източници са цитирани експерименти, провеждани в условията на индуцирана микрогравитация. По време на изпълнение на параболичния маньовър, самолетът се пилотира изцяло в автоматичен режим, а продължителността на маньовъра надхвърля 30 сек. В света съществуват няколко самолета, които са специално оборудвани за безопасно изпълнение на параболичен маньовър, например KC–135 на NASA, Airbus A–300 на Европейската космическа агенция и руският Ил–76. Скромните резултати, които са постигнати във връзка с настоящето изследване, благодарение и на добрата воля на отделни професионалисти, са повече от добри с оглед възможностите в нашата държава. Въпреки всички трудности налице е разработена методика за провеждане на описаните летателни експерименти, като за целта е закупена специфична научна апаратура, проведени са ред измервания и тренировъчни полети.

Благодарности

Изследването в настоящия доклад е проведено в рамките на договор ДМУ02/2, 17.XII.2009г. между ИКИТ – БАН, ТУ – София, филиал Пловдив и Фонд „Научни изследвания“ – МОМН.

Авторите изказват благодарност на полк. инж. Свилен Иванов (фирма Air Sport ООД) за оказаното съдействие и професионално изпълнение на полетните задачи!

Литература:

1. W o o d m a n, O. J. An Introduction to Inertial Navigation, Technical Report № 696, University of Cambridge, UCAM-CL-TR-696, ISSN 1476-2986, 2007
2. S l i f k a, L. D. An Accelerometer Based Approach to Measuring Displacement of a Vehicle Body, MSc thesis, submitted to the Horace Rackham School of Graduate Studies of the University of Michigan, 2004
3. A t k i n s o n, K e n d a l l E. An Introduction to Numerical Analysis (2nd ed.), New York: John Wiley & Sons, ISBN 978-0-471-50023-0, 1989