

UTICAJ MESTA UGRADNJE INERCIJALNOG MERNOG BLOKA I AKCELEROMETARA NA GREŠKU U ODREĐIVANJU POZICIJE AVIONA

UDC: 623.746 : 629.7.052 : 531.768

Rezime:

U ovom članku analiziran je uticaj mesta ugradnje inercijalnog mernog bloka (IMB) u avionu i mesta ugradnje akcelometara u IMB na tačnost određivanja pozicije pomoću besplatformskog inercijalnog navigacijskog sistema (BINS). Pokazano je da se ovi uticaji ne mogu uvek zanemariti. Izračunata je ukupna greška u određivanju pozicije aviona ako se IMB ugrađuje van centra rotacije aviona, a akcelometri van centra IMB. Predložena je optimalna orijentacija akcelometara u IMB-u, kako bi se minimizirao uticaj ugradnje akcelometara van centra IMB na tačnost određivanja pozicije aviona. Predložen je i način kompenzacije greške.

Ključne reči: inercijalni merni blok, akcelometar, ugradnja, mesto ugradnje, tačnost, pozicija.

SIZE EFFECT OF THE INERTIAL MEASUREMENT UNIT AND INSIDE IMU ACCELEROMETERS ON AIRCRAFT POSITION ERROR

Summary:

This paper analyzes the mounting offset size effect of the inertial measurement unit (IMU) in aircraft and accelerometers mounting offset size effect in the IMU on the accuracy of strapdown inertial navigation system (SDINS). It is also shown that these effects cannot be always neglected. The total size effect error for the IMU has been computed. An accelerometers optimum orientation inside the IMU has been proposed to minimize size effects on the accuracy of navigation parameters. A manner to compensate these size effects has been proposed as well.

Key words: inertial measurement unit, accelerometer, mounting, size effect, accuracy, position.

Uvod

Inercijalni merni blok je najveći i najskuplji deo BINS-a. Savremeni IMB sastoji se od sledećih, najčešće redundantnih delova: senzora (žiroskopi i akcelometri), bloka za napajanje, procesora i magistrale podataka. Idealno mesto za

ugradnju IMB nalazi se u centru rotacije aviona, a akcelometara u centru IMB. Odstupanje mesta ugradnje IMB od centra ose rotacije aviona i akcelometara od centra IMB utiče na pojavu greške u merenju ubrzanja aviona, a samim tim i pozicije aviona u referentnom (inercijalnom) koordinatnom sistemu.

U literaturi [1] pokazano je da ugradnja jednog akcelerometra van centra rotacije aviona izaziva „grešku zbog ugradnje akcelerometra van centra rotacije aviona“, ali ako IMB ima više akcelerometara (najčešće 3 i više) onda ugradnja IMB van centra rotacije aviona i akcelerometara van centra IMB izaziva pojavu „greške zbog ugradnje IMB van centra rotacije aviona“ i „greške zbog ugradnje akcelerometara van centra IMB“.

U ovom radu prikazan je postupak izračunavanja ukupne greške u određivanju pozicije aviona ako se IMB ugradi van centra rotacije aviona, a akcelerometri van centra IMB. Ukazano je da se optimalnom orijentacijom akcelerometara u IMB, greške u određivanju pozicije aviona ili rakete, zbog ugradnje IMB van centra rotacije aviona i akcelerometara van centra IMB, mogu minimizirati i kompenzirati koristeći signale od žiroskopa, koji su sastavni delovi IMB. Predložen je način i algoritam kompenzacije ovih grešaka.

U literaturi [1–3], uticaj mesta ugradnje senzora u avionu na tačnost određivanja pozicije, koju daje BINS, označava se kao „size effect“ ili „greška zbog ugradnje“.

Izračunavanje svih grešaka obuhvaćenih ovim radom izvedeno je u paketu MathCad Professional 7 na računaru PC II Pentium.

Izračunavanje greške ubrzanja zbog ugradnje akcelerometra van centra rotacije aviona

Na slici 1 prikazana su dva koordinatna sistema: nepokretni (inercijalni) sa osama (X, Y, Z) , koji je vezan na Zemlju, i pokretni (x, y, z) , koji je vezan za avion.

Tačka P vezana je za pokretni koordinatni sistem i pretpostavlja se da je u njoj ugrađen akcelerometar K iz sastava IMB. Vektori \vec{R}_0, \vec{R}_K i \vec{r}_K su vektori položaja povezani jednačinom:

$$\vec{R}_K = \vec{R}_0 + \vec{r}_K \quad (1)$$

Uglovna brzina pokretnog koordinatnog sistema u odnosu na nepokretni označena je sa \vec{w} . Koristeći oznake za vektor apsolutnog ubrzanja pokretne tačke u odnosu na nepokretni koordinatni sistem, prema [2] (jednačina 2–29), ubrzanje tačke P, odnosno akcelerometra K, je:

$$\vec{a}_P = \vec{a}_K = \frac{d^2 \vec{R}_0}{dt^2} + \left[\left(\frac{d}{dt} \right)_m + \vec{w} \right] \vec{v}_m + \frac{d\vec{w}}{dt} \times \vec{r}_K + \vec{w} \times \left[\left(\frac{d}{dt} \right)_m + \vec{w} \right] \vec{r}_K$$

ili

$$\vec{a}_K = \frac{d^2 \vec{R}_0}{dt^2} + \vec{a}_m + 2\vec{w} \times \vec{v}_m + \vec{w} \times \vec{r}_K + \vec{w} \times (\vec{w} \times \vec{r}_K) \quad (1)$$

gde je „ \times “ vektorsko množenje, \vec{v}_m relativna brzina tačke P u odnosu na pokretni sistem $Oxyz$, a operator $\left(\frac{d}{dt} \right)_m$ se odnosi na izvod po vremenu veličina u pokretnom koordinatnom sistemu.

Koordinatni početak Q je nepokretna tačka u inercijalnom prostoru, a koordinatni početak O je centar rotacije aviona. Pošto je akcelerometar K čvrsto vezan za telo aviona, onda je:

$$\vec{a}_m = 0 \text{ i } \vec{v}_m = 0 \quad (2)$$

Ubrzanje duž ulazne ose akcelera-
metra K je skalarni proizvod vektora ubr-
zanja \vec{a}_K i jediničnog vektora \vec{u}_K , čiji je
pravac duž njegove ulazne ose, tj.:

$$\vec{a}_{KI} = \vec{a}_K \cdot \vec{u}_K \quad (3)$$

Ako je akceleraometar K idealno
ugrađen, odnosno ugrađen u tački O cen-
tra rotacije, onda je

$$\vec{r}_K = 0 \quad (4)$$

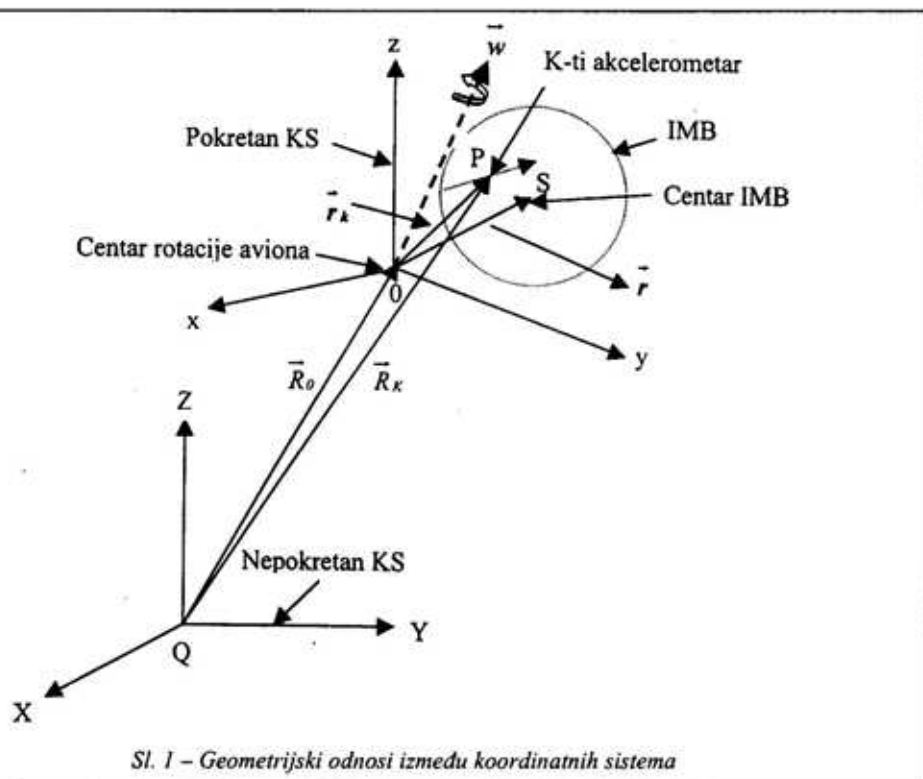
Kada se izraz (4) zameni u (2), do-
bija se da je projekcija apsolutnog ubrza-
nja na pravac ulazne ose akcelera-
metra:

$$a_{KI, \vec{r}_K=0} = \frac{d^2 \vec{R}_0}{dt^2} \cdot \vec{u}_K \quad (5)$$

Kod realne ugradnje, akceleraometar
K se nalazi na rastojanju \vec{r}_K od centra ro-
tacije O aviona i meri ubrzanje a_{KI} . Ima-
jući u vidu da je $\vec{a}_m = 0$ i $\vec{v}_m = 0$, razlika
između komponente apsolutnog ubrzanja
u pravcu ulazne ose akceleraometra, u slu-
čaju njegove ugradnje van centra rotaci-
je, i komponente apsolutnog ubrzanja, u
slučaju njegove ugradnje u centar rotaci-
je, jeste:

$$\begin{aligned} \varepsilon_K &= a_{KI} - a_{KI, \vec{r}_K=0} = \\ &= [\vec{\omega} \times \vec{r}_K + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_K)] \cdot \vec{u}_K \end{aligned} \quad (6)$$

Zapaža se da prvi član jednačine (6)
predstavlja uticaj tangencijalnog ubrza-
nja, dok drugi član predstavlja uticaj cen-
tripetalnog ubrzanja tačke P. Iz jednačine
(6) može se videti da je razlika ubrzanja,



usled ugradnje akcelerometra K van centra rotacije aviona O, proporcionalna rastojanju \vec{r}_K između akcelerometra K i centra ose rotacije O. Dvostrukim integriranjem razlike ubrzanja ϵ_K lako se može odrediti greška u određivanju pozicije aviona u odnosu na nepokretni koordinatni sistem.

Izračunavanje greške ubrzanja zbog ugradnje IMB van centra rotacije aviona i akcelerometara van centra IMB

Ako se pretpostavi da se IMB sastoji od K akcelerometara, ukupna razlika ubrzanja tada je:

$$\vec{\epsilon} = \sum_K \{ [\vec{\omega} \times \vec{r}_K + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_K)] \cdot \vec{u}_K \} \vec{u}_K \quad (7)$$

Ako se u jednačini (6) umesto jednog akcelerometra doda onoliko akcelerometara koliko ih ima IMB, odnosno za triadu će biti tri – U, V, W, onda je ukupna razlika ubrzanja:

$$\vec{\epsilon} = \sum_{K=1}^3 \{ [\vec{\omega} \times \vec{r}_K + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_K)] \cdot \vec{u}_K \} \vec{u}_K$$

Vektor položaja \vec{r}_K za svaki akcelerometar može se razložiti na komponente \vec{r} i \vec{d}_K , kao što je to prikazano na slici 2.

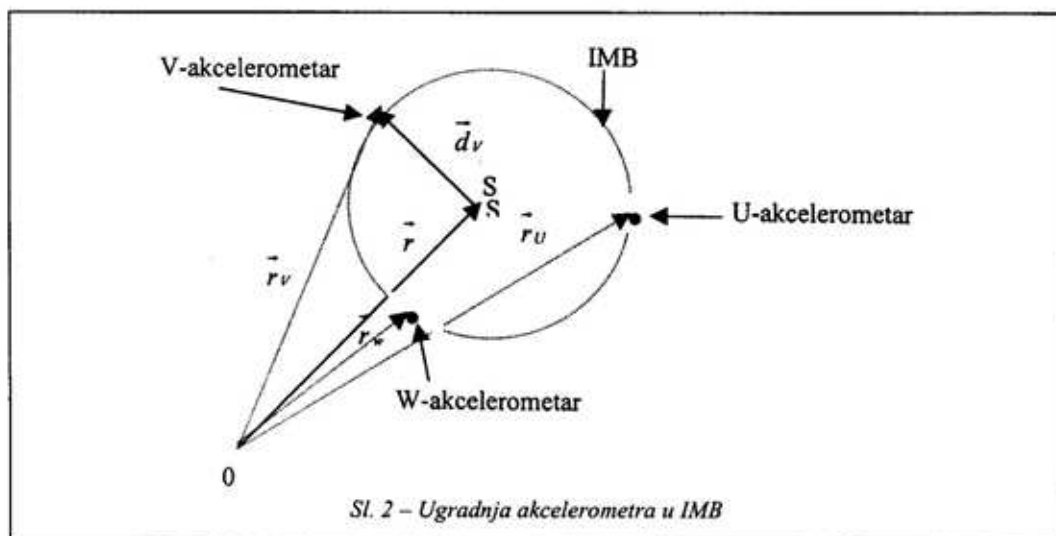
Vektor položaja \vec{r} je vektor položaja tačke S (slika 2), odnosno centra IMB, od O – centra rotacije aviona, a \vec{d}_K je vektor položaja K-tog akcelerometra u odnosu na centar S IMB. Tada je:

$$\vec{r}_K = \vec{r} + \vec{d}_K \quad (8)$$

Zamenom izraza (8) u (7), i primenom zakonitosti distribucije kod vektorskog množenja, jednačina (7) poprima sledeći oblik:

$$\vec{\epsilon} = \sum_K \{ [\vec{\omega} \times \vec{r} + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r})] \cdot \vec{u}_K \} \vec{u}_K + \sum_K \{ [\vec{\omega} \times \vec{d}_K + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{d}_K)] \cdot \vec{u}_K \} \vec{u}_K \quad (9)$$

Prvi član jednačine (9) pojavljuje se zbog toga što je vrednost vektora $\vec{r} \neq 0$.



Ovaj član nastaje zbog ugradnje IMB van centra rotacije O aviona, i biće označen sa $\vec{\varepsilon}_m$ i nazvan „greška zbog ugradnje IMB van centra rotacije aviona“.

$$\vec{\varepsilon}_m = \sum_K \{ [\vec{\omega} \times \vec{r} + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r})] \cdot \vec{u}_K \} \vec{u}_K \quad (10)$$

Drugi član jednačine (9) pojavljuje se zbog toga što je vrednost vektora $\vec{d}_K \neq 0$. Ovaj član nastaje zbog ugradnje akcelerometara van centra IMB, i biće označen sa $\vec{\varepsilon}_c$, i nazvan „greška zbog ugradnje akcelerometara van centra IMB“.

$$\vec{\varepsilon}_c = \sum_K \{ [\vec{\omega} \times \vec{d}_K + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{d}_K)] \cdot \vec{u}_K \} \vec{u}_K \quad (11)$$

Ako se uporede jednačine (6) i (11) dolazi se do zaključka da sam akcelerometar ima samo jednu vrstu greške, tj. samo „grešku zbog ugradnje akcelerometra van centra rotacije aviona“, dok IMB, koji ima više akcelerometara (u ovom slučaju tri), ima dve vrste greške: zbog ugradnje IMB van centra rotacije aviona i zbog ugradnje akcelerometara van centra IMB.

Greška zbog ugradnje IMB van centra rotacije aviona

Greška nastaje zbog ubrzanja tačke S (u kojoj je ugrađen IMB) u odnosu na tačku O – centra rotacije aviona (slika 2). Greška u izračunavanju ubrzanja zbog ugradnje IMB van centra rotacije aviona prikazana je u jednačini (10). Greška u izračunavanju pozicije aviona, izazvana ugradnjom IMB van centra rotacije aviona,

reverzibilna je, što znači da ima krajnju vrednost nula, jer je početna i zadnja orijentacija tačke S u odnosu na tačku O ista. To fizički znači da je maksimalna greška u izračunavanju pozicije aviona, zbog ugradnje IMB van centra rotacije aviona, jednaka $2r$, odnosno dvostrukoj vrednosti rastojanja tačke S (u kojoj je ugrađen IMB) od tačke O, tj. centra rotacije aviona.

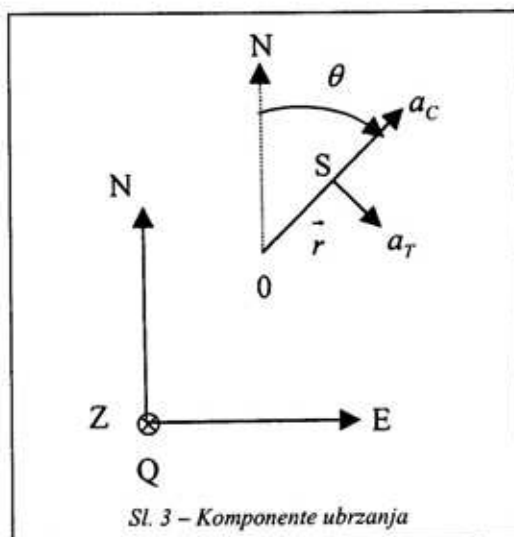
Primer 1

Neka tačka S (u kojoj je ugrađen IMB) ima uglovno kretanje (slika 3) sa centripetalnim a_c i tangencijalnim a_T ubrzanjem u ravni koja je paralelna sa ravni koju čine N i E ose geografskog koordinatnog sistema (N, E, Z), koji je nepokretan. Tada je:

$$a_c = -r\dot{\theta}^2 \quad (12)$$

$$a_T = r\ddot{\theta} \quad (13)$$

Komponente ubrzanja a_c i a_T u pravcu osa nepokretnog koordinatnog sistema (N, E, Z) su:



Sl. 3 – Komponente ubrzanja

$$a_N = a_C \cos \theta - a_T \sin \theta \quad (14)$$

$$a_E = a_C \sin \theta + a_T \cos \theta \quad (15)$$

Ako je $\theta = \Omega \cdot t$, onda je $\dot{\theta} = \Omega$, tj. konstantno, pa je $\ddot{\theta} = 0$ i jednačine (12) i (13) postaju:

$$a_C = -r\Omega^2 \text{ i } a_T = 0$$

Zamenom u (14) i (15), one postaju:

$$a_N = -r\Omega^2 \cos(\Omega \cdot t) \quad (16)$$

$$a_E = -r\Omega^2 \sin(\Omega \cdot t) \quad (17)$$

Ako se jednačine (16) i (17) dvostruko integre, dobiće se rastojanja:

$$D_N = r \cos(\Omega \cdot t) \quad (18)$$

$$D_E = r \sin(\Omega \cdot t) \quad (19)$$

Promena rastojanja za razliku vremena od krajnjeg trenutka (vremena) t i početnog t_0 je:

$$\Delta D_N = r \cdot (\cos \Omega \cdot t - \cos \Omega \cdot t_0) \quad (20)$$

$$\Delta D_E = r \cdot (\sin \Omega \cdot t - \sin \Omega \cdot t_0) \quad (21)$$

Ukupna promena rastojanja, odnosno greška u izračunavanju puta zbog ugradnje IMB van centra rotacije aviona, iznosi:

$$\Delta D = \sqrt{\Delta D_N^2 + \Delta D_E^2} = r \cdot \sqrt{2 - 2 \cdot \cos(\Omega \cdot t - \Omega \cdot t_0)} \quad (22)$$

$$\max(\Delta D) = 2 \cdot r \quad (23)$$

Maksimalna greška koja je posledica ugradnje IMB na rastojanju r od cen-

tra rotacije aviona nije u funkciji vremena leta aviona. U praksi, vrednost r je mnogo manja od ukupne greške INS, tako da se može zanemariti.

Greška zbog ugradnje akcelerometara van centra IMB

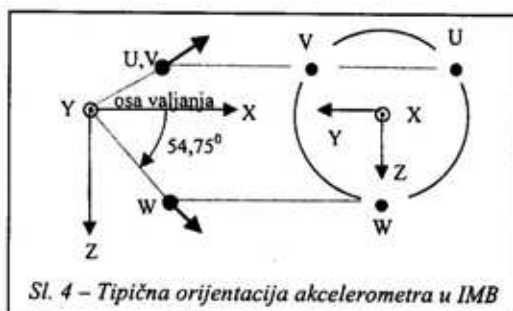
Ova greška zavisi od mesta ugradnje akcelerometara u IMB, kao i od smeru rotacije aviona. Na slici 4 prikazan je jedan od načina ugradnje triade (tri akcelerometra – U, V i W) U IMB i odnos njihovih osa sa osama aviona X, Y i Z. Treba primetiti da X-osa, osa valjanja aviona sa ulaznim (mernim) osama akcelerometara U, V i W čini isti ugao od $54,74^\circ$. Može se dokazati da je ovaj ugao orijentacije akcelerometara optimalan sa stanovišta najmanje varijanse greške merenja ubrzanja. Osa Y je osa propinjanja aviona.

Pretpostavlja se da avion rotira samo oko ose valjanja. U tom slučaju je vektor $\vec{w} \times \vec{d}_K$ normalan na vektor \vec{u}_K , pa je:

$$(\vec{w} \times \vec{d}_K) \cdot \vec{u}_K = 0 \quad (24)$$

U tom slučaju jednačina (11) postaje:

$$\vec{\epsilon}_C = \sum_K \epsilon_{CK} \vec{u}_K \quad (25)$$



gde je:

$$\varepsilon_{CK} = [\bar{w} \times (\bar{w} \times \bar{d}_K)] \cdot \bar{u}_K \quad (26)$$

komponenta vektora greške $\bar{\varepsilon}_C$, nastala ugradnjom K-tog akcelerometra.

Jednačina (26), na osnovu pravila mešovitog proizvoda vektora [8] može se prikazati i u matricnom obliku:

$$\varepsilon_{CK} = \underline{u}_K^T \underline{\Omega}^2 \underline{d}_K \quad (27)$$

Eksponent T označava transponovanu matricu.

Veza između vektorskog i matricnog označavanja prikazana je u [2] (jednačine 2–26), a u ovom slučaju glasi:

$$\bar{w} \leftrightarrow \underline{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -w_z & w_y \\ w_z & 0 & -w_x \\ -w_y & w_x & 0 \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$\bar{d}_K \leftrightarrow \underline{d}_K = \begin{bmatrix} d_{Kx} \\ d_{Ky} \\ d_{Kz} \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$\bar{u}_K \leftrightarrow \underline{u}_K = \begin{bmatrix} u_{Kx} \\ u_{Ky} \\ u_{Kz} \end{bmatrix} \quad (30)$$

Primer 2

Ako se pretpostavi da avion ima samo uglovnu brzinu oko X-ose, onda je $w_y = w_z = 0$, i ako je:

$$\underline{d}_U = \begin{bmatrix} 2,00 \\ -2,43 \\ -1,42 \end{bmatrix}, \underline{d}_V = \begin{bmatrix} 2,00 \\ 2,43 \\ -1,42 \end{bmatrix}, \underline{d}_W = \begin{bmatrix} 2,00 \\ 0 \\ 2,8 \end{bmatrix}$$

$$\underline{U}_U = \begin{bmatrix} 0,577 \\ -0,707 \\ -0,408 \end{bmatrix}, \underline{U}_V = \begin{bmatrix} 0,577 \\ 0,707 \\ -0,408 \end{bmatrix}$$

$$\underline{U}_W = \begin{bmatrix} 0,577 \\ 0 \\ 0,816 \end{bmatrix}, \underline{\Omega}^2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & -w_x^2 & 0 \\ 0 & 0 & -w_x^2 \end{bmatrix}$$

gde je \underline{d}_K izraženo u cm.

Zbog simetrične ugradnje, jednačina (27) poprima oblik:

$$\varepsilon_{CK} = -(d_{Ky}u_{Ky} + d_{Kz}u_{Kz})w_x^2 = -2,30w_x^2$$

i važi za sve akcelerometre. ε_{CK} je izražena u $\frac{cm}{s^2}$, dok je w_x izražena u $\frac{rad}{s}$.

Projekcija ε_{CK} na osu valjanja X je:

$$\varepsilon_{CKX} = 0,577 \varepsilon_{CK} = -1,325w_x^2 \left(\frac{cm}{s^2} \right)$$

Ukupna greška u izračunavanju komponente prednog puta u pravcu X-ose, zbog nepravilne ugradnje tri akcelerometra (U, V i W) u IMB, jeste:

$$\varepsilon_{CX} = 3 \varepsilon_{CKX} \approx -4w_x^2 \left(\frac{cm}{s^2} \right) \quad (31)$$

Jednačina (31) pokazuje da greška zbog ugradnje akcelerometara van centra IMB zavisi od uglovne brzine w_x i nije reverzibilna, pošto w_x^2 ne menja predznak. Ova činjenica utiče na to da je ukupna greška u izračunavanju prednog puta, zbog ugradnje akcelerometara van centra IMB, kumulativna, odnosno uvećava se s vremenom, što se može i dokazati. Pretpostavka je da uglovna brzina valjanja aviona ima maksimalnu amplitudu $0,8 \frac{rad}{s} \left(\approx 46 \frac{^\circ}{s} \right)$ i maksimalnu učestanost 1 Hz , odnosno:

$$w_x = 0,8 \cos[2\pi(1) \cdot t]$$

Na osnovu izraza (31)

$$\varepsilon_{CX} = -4 \cdot 0,8^2 \cos^2 2\pi t = -1,27(1 + \cos 4\pi t) \quad (32)$$

Ako se ova jednačina dvostruko integrirali dobiće se greška u izračunavanju pozicije aviona:

$$\Delta X = -1,27 \left(\frac{t^2}{2} + \frac{1 - \cos 4\pi t}{4\pi} \right) \quad (33)$$

U praksi se drugi član jednačine (33) zanemaruje, tako da se dobija:

$$\Delta X = -0,635 \cdot t^2 \text{ (cm)}$$

Ukoliko avion leti 0,5 h ili 1800 s, onda je greška u navigaciji (izračunavanje pozicije):

$$\Delta X = -20574 \text{ (m)} \quad (34)$$

Ovolika greška u izračunavanju pozicije aviona po X-osi inercijalnog navigacijskog sistema sigurno se ne može zanemariti, što nameće potrebu njene minimizacije na osnovu:

- optimalne orijentacije akcelometara u IMB,
- kompenzacije preostale greške u algoritmu za izračunavanje pozicije aviona.

Analiza orijentacije akcelometara u IMB radi minimizacije greške zbog ugradnje akcelometara van centra IMB

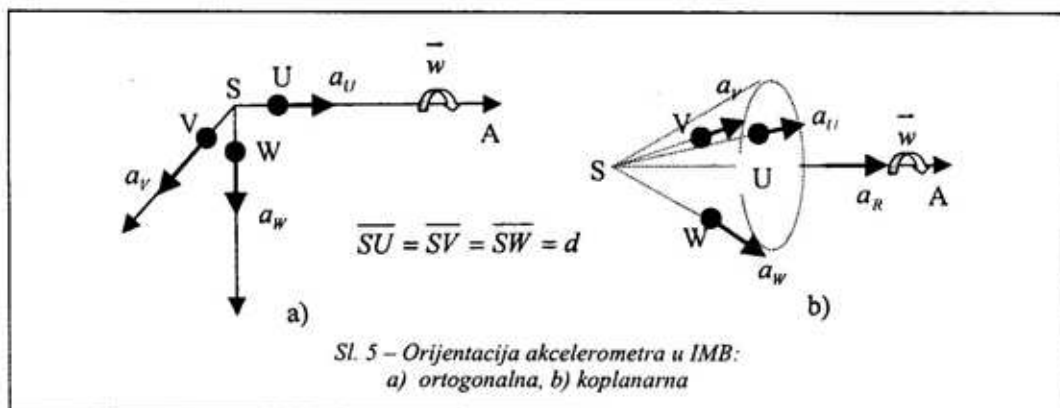
Razmotriće se dva tipa orijentacije akcelometara u IMB (slika 5):

- ortogonalna orijentacija,
- koplanarna (konusna) orijentacija.

Pretpostavićemo da je kod oba tipa orijentacije centar IMB na osi A oko koje avion rotira, i da su tri akcelometra ugrađena na istom rastojanju d od tačke S, koja predstavlja centar IMB. Sa w je prikazana uglovna brzina aviona.

Ortogonalna orijentacija akcelometara u IMB

Na slici 5a) ulazna osa U-akcelometra je u pravcu ose A, dok su ulazne ose akcelometara V i W normalne na osu A. Imajući u vidu jednačinu (24), U-akcelometar neće registrovati delovanje uglovnog ubrzanja w , dok će ga akcelometri V i W registrovati, odnosno izmeriti ubrzanja a_V i a_W . Obe komponente a_V i a_W obrću se oko ose A sa uglovnom brzinom w . Ova dva ubrzanja se, uz po-



moć uglovnih brzina aviona koje se dobijaju od žiroskopa BINS-a, razlažu na greške ubrzanja, čije su komponente izražene u koordinatnom sistemu BINS-a. Kao što je pokazano u *Primeru 1*, ove greške ubrzanja su reverzibilne i ne doprinose ukupnoj grešci u izračunavanju pozicije aviona nakon završene rotacije. Kao rezultat dobija se da je ukupna greška u izračunavanju pozicije aviona, u slučaju ortogonalne orijentacije akcelerometara u IMB, $\Delta D = 2\sqrt{2} d$, koja u praksi nije velika i može se zanemariti.

Koplanarna orijentacija akcelerometara u IMB

Na slici 5 b) sve ulazne ose akcelerometara čine isti ugao od $54,74^\circ$ u odnosu na osu rotacije. Pod ovim uslovom svaki akcelerometar (U, V i W) registruje minimalno ubrzanje:

$$a_K = dw^2 \sin^2 54,74^\circ = 0,667 dw^2$$

Zbog simetrije, ukupno ubrzanje a_R duž ose rotacije ima vrednost:

$$a_R = 3a_K \cos 54,74^\circ = 1,152 dw^2$$

Ovo ukupno ubrzanje nije reverzibilno, jer dw^2 ne menja predznak i prouzrokuje ukupnu grešku u navigaciji u slučaju koplanarne orijentacije akcelerometara u IMB, koja iznosi:

$$\Delta D = \frac{1}{2} a_R t^2 = 0,576 dw^2 t^2$$

Iz ove jednačine vidi se da ΔD raste sa kvadratom vremena leta i ne sme se zanemariti.

Optimalna orijentacija akcelerometara u IMB radi minimizacije greške u izračunavanju puta zbog ugradnje akcelerometara van centra IMB

Na osnovu prethodnih razmatranja može se zaključiti da je optimalna orijentacija akcelerometara u IMB, sa stanovišta minimalne greške u izračunavanju prednog puta zbog ugradnje akcelerometara van centra IMB, ortogonalna orijentacija, odnosno da ulazna osa jednog akcelerometra bude usmerena u pravcu gde se očekuje maksimalna rotacija aviona. Ortogonalna orijentacija akcelerometara nije optimalna sa stanovišta drugih kriterijuma, kao što su pogodnost arhitekture IMB za detekciju i identifikaciju neispravnih akcelerometara i dr.

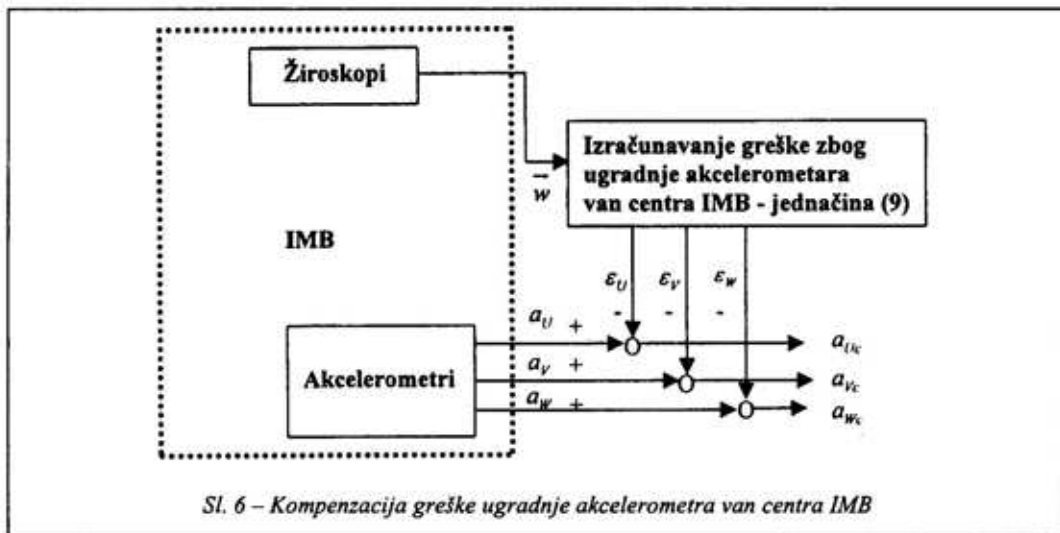
Kompenzacija greške ugradnje akcelerometara van centra IMB

Kompenzacija greške ugradnje akcelerometara van centra IMB obavlja se uz pomoć uglovnih brzina od žiroskopa i nezavisno od tipa orijentacije akcelerometara u IMB (slika 6).

Za svaki IMB vektor položaja \vec{d}_K svih akcelerometara je poznat. Ako je IMB ugrađen u avionu, onda se centar rotacije ne menja, odnosno centar rotacije aviona se minimalno menja, dok se kod rakete mnogo više menja. Pošto je vektor \vec{r} pozicije IMB u avionu poznat, poznat je i vektor pozicije $\vec{r}_K = \vec{r} + \vec{d}_K$.

Ukoliko je poznat vektor uglovnih brzina aviona \vec{w} , onda je algoritam za kompenzaciju greške ugradnje akcelerometara van centra IMB dat formulom:

$$a_{Kc} = a_K - \varepsilon_K$$



gde je a_{Kc} – kompenzirano ubrzanje, a_K – izmereno ubrzanje i ε_K – greška data jedinačinom (6).

U slučaju rakete, centar rotacije se menja u letu i zakonitost te promene obično je poznata. U tom slučaju, u jednačini (4) vektor položaja \vec{r}_K se zamenjuje vektorom \vec{d}_K . Može se koristiti i unapred statistički ispitana promena vektora \vec{r}_K .

Treba naglasiti da se i u slučaju idealnog izračunavanja ne može eliminisati greška u izračunavanju pozicije, odnosno predenog puta, zbog mesta ugradnje akcelometara u IMB. Idealno izračunavanje znači da se koristi beskonačan broj uzoraka uglovne brzine, zaokruživanje brojeva u procesoru bez greške, zaokruživanje algoritama na navigaciju bez greške, beskonačnu brzinu izračunavanja u procesoru i izračunavanje u procesoru bez kašnjenja.

Zbog svega toga senzori IMB (akcelerometri i žiroskopi) moraju imati odlične dinamičke karakteristike. Ukoliko brzina odabiranja signala i brzina izračunavanja nisu dovoljno velike, to će uticati na pojavu ozbiljnih računskih grešaka.

Zaključak

Pri konstruisanju višenamenskog borbenog aviona i planiranja prostora za ugradnju važnih avionskih sistema, IMB, odnosno INS, obavezno treba ugraditi u centar rotacije aviona, a akcelerometre, koji su sastavni deo svakog IMB, u centar IMB. Bilo kakvo odstupanje ugradnje IMB od centra rotacije aviona i akcelometara od centra IMB unosi grešku u izračunavanju pozicije aviona, koja se mora softverski kompenzirati u algoritmima za navigacijske proračune svakog INS.

Greška koja nastaje u izračunavanju pozicije aviona, zbog ugradnje akcelometara van centra IMB, mnogo je veća od greške koja nastaje u izračunavanju pozicije aviona zbog ugradnje IMB van centra rotacije aviona. U slučaju ugradnje akcelometara 2 cm van centra IMB, i bez kompenzacije greške, greška u izračunavanju pozicije aviona biće više od 20 km pri kosinusnoj promeni njegove uglovne brzine amplitude $\approx 46 \frac{0}{s}$ i učestanosti 1 Hz i pri trajanju leta od 1800 s.

Da bi se minimizirale greške zbog ugradnje akcelerometara van centra IMB, pri konstrukciji IMB-a ulaznu osu jednog akcelerometra treba usmeriti u pravcu ose oko koje se očekuje maksimalna rotacija aviona ili rakete. Ako se pri konstrukciji IMB to uzme u obzir, ipak će se pojaviti mala greška koja se može eliminisati softverskim putem, koristeći signale od žiroskopa koji se nalaze u sastavu IMB.

INS treba da ima IMB čije komponente (žiroskopi i akcelerometri) imaju odlične dinamičke karakteristike kao i

brz procesor, kako bi se navedene greške svele na najmanju moguću meru.

Literatura:

- [1] Pitman, G. R.: Inertial Guidance, John Wiley & Sons Inc, New York, 1962.
- [2] Broxmeyer, C.: Inertial navigation systems, Mc Graw-Hill, New York, 1964.
- [3] Rendulić, Z.: Mehanika leta, VINC, Beograd, 1987.
- [4] Яворский, Б., Детлаф А.: Справочник по физике, Наука, Москва, 1990.
- [5] Hamming, R. W.: Digital Filters, Prentice-Hall, Inc., 1977.
- [6] Algrain, M., Saniie, J.: Estimation of 3-D Angular Motion Using Gyroscopes and Linear Accelerometers, IEEE Transactions on AES, Vol. 27, No. 6, November 1991.
- [7] Mitrinović, D. S., Mihailović, D. i Vasić P. M.: Linearna algebra, Polinomi, Analitička geometrija, Građevinska knjiga, Beograd, 1973.
- [8] Бронштейн, И. Х., Семендяев, К. А.: Справочник по математике, Наука, Москва, 1986.