

FIZIKAI ALAP NÉLKÜLI NAVIGÁCIÓS RENDSZEREK

A navigációs rendszerek egyik osztályát olyan girosztabilizátorra épülő navigációs berendezések alkotják, melyek az alap-koordinátarendszereket fizikailag valósítják meg és ehhez képest határozzák meg a repülőgép pillanatnyi térbeli szöghelyzetét. A helymeghatározás ebben az esetben geometriai úton, a girosztabilizátor és annak a repülőgéphez rögzített háza közötti szögelfordulás mérésével történik.

Ez a feladat analitikus úton is megoldható a repülőgép egyes mozgásparamétereinek mérésével, majd a kapott jelek megfelelő átalakításával, integrálásával. Az olyan navigációs rendszereket, amelyek érzékelőt (giroszkópok, szöggyorsulásmérők) közvetlenül a repülőgépen helyezik el és a repülőgép térbeli helyzetét az alap-koordinátarendszerhez képest analitikus úton számítja, alap nélküli navigációs rendszernek nevezzük. Az alap nélküli navigációs rendszer helyettesíti az inerciális navigációs rendszert vagy a girosztabilizátort. Az alap nélküli navigációs rendszer önmagában képes a repülőgép térbeli helyzetét meghatározni a világminőséghez képest. Ez azért lehetséges, mert az érzékelőként használt giroszkóp vagy szöggyorsulásmérők a mozgások abszolút paramétereit érzékelik, nem pedig a relatív paramétereiket.

A repülőgép térbeli helyzetének valamely mozgó (bázis) koordinátarendszerhez történő meghatározása során szükséges a koordinátarendszer szögsebességének ismerete és a továbbiakban a számítások során figyelembe kell venni ezt a paramétert. A mozgó koordinátarendszerben történő helymeghatározást szokás összekötni a repülőgép sebességének és a földhöz rögzített koordinátarendszerben megtett út vagy koordináták számításával.

Az alap nélküli navigációs rendszerek alkalmazásának előnye a girosztabilizátorokkal szemben a következő:

- a rendszer egyes elemei és a rendszer egészét tekintve kisebb tömeg és méretek;
- nagyobb megbízhatóság;
- kisebb energiafelvétel;
- alacsonyabb előállítási költség;
- kiszolgálása és javítása egyszerű.

Az alap nélküli navigációs rendszerek fejlesztése során azonban jelentős nehézségekkel is számolni kell, melyek közül a legfontosabbak:

- új elveken működő szöggyorsulás és szögsebességérzékelők, melyeket közvetlenül építenek be a repülőgépbe a nemhermetikus környezetben és fokozott igénybevételnek vannak kitéve;
- a bázis koordinátarendszer matematikai modellezése miatt bonyolult számításokat kell végezni;
- nagy pontosságú kezdeti beállítást biztosító eljárások kidolgozása szükséges;
- a navigációs rendszer kalibrálása.

Mind ezek mellett - az alap nélküli navigációs rendszerek kifejlesztésével egyidőben - a fizikai alappal rendelkező navigációs rendszerek felépítésének elmélete és az egyes elemek szerkezete is fokozatosan tökéletesedik.

A girosztabilizátorok és a fizikai alap nélküli navigációs rendszerek összehasonlítása azt igazolja, hogy a fizikai alappal rendelkező inerciális navigációs rendszerek ke-

vésbé érzékenyek a külső zavarásokra, mivel az alapra szerelt giroszkópokat és gyorsulásmérőket jól elszigetelik a különböző zavaró hatásoktól (hermetikus házban helyezik el őket), megbízhatóságuk magasfokú, a helymeghatározás pontatlansága egy repült óra alatt néhány kilométer.

A korábban említett nehézségek ellenére a fizikai alap nélküli navigációs rendszerek intenzív fejlődését figyelhetjük meg, már számos repülőeszközön nyertek alkalmazást és sok paraméterük pontossága felülmúlja a hagyományos fizikai alappal rendelkező navigációs rendszerekét.

A repülőgép forgómozgása fizikai jellemzőinek mérésére az alap nélküli navigációs rendszerekben a következő érzékelőket alkalmazzák:

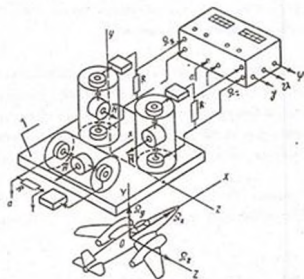
- háromszabadságfokú asztatikus pörgettyű (elektrostatikus függesztésű);
- egytengelyű girostabilizátorok;
- szögsebesség érzékelők (lézergiroszkópok is);
- lineáris- és szöggyorsulásmérők;
- vibrációs giroszkópok és más egyéb eszközök.

Ezen eszközök által kidolgozott jelek digitális számítógépbe kerülnek, amely a megfelelő módon átalakítja, integrálja a jeleket.

SZÖGSEBESÉG-ERZEKELŐKRE EPÜLŐ ALAP NÉLKÜLI NAVIGÁCIÓS RENDSZEREK

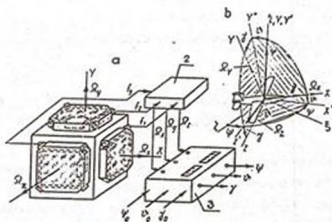
A navigációs rendszer érzékelő eleme három, szögsebességérzékelő, melyek mérőtengelyei kölcsönösen merőlegesek egymásra. Kifejlesztés alatt állnak a több érzékelővel (négy, hat vagy több) rendelkező navigációs rendszerek, melyek segítségével megbízhatóbb és pontosabb információ áll rendelkezésre a repülőgép mozgásának paramétereiről. A három

szögsebességérzékelővel rendelkező navigációs rendszer elvi vázlatja az 1. ábrán látható.



1. ábra

golyek mentén a szögsebességgel arányos jeleket dolgoznak ki. Ezek szolgálnak alapjául a fizikai alap nélküli navigációs rendszer működésének.



2. ábra

A szögsebességérzékelő egységen (1) - fizikai alapon - helyezik el az érzékelőket (kétszabadságfokú pörgettyők), melyek mérőtengelyeit a repülőgép DXYZ test-koordináta-rendszerének tengelyei irányába állítják. A repülőgép abszolút szögsebességének $\vec{\Omega}$ a test-koordináta-rendszer tengelyei irányába eső vetületeit Ω_x , Ω_y , Ω_z érzékelve a szögsebességérzékelők a mérőtengelyek mentén a szögsebességgel arányos jeleket dolgoznak ki. Ezek szolgálnak alapjául a fizikai alap nélküli navigációs rendszer működésének.

Hasonlóképpen épül fel a lézergiroszkóp (LG) magába foglaló navigációs rendszer is (2/a. ábra), melyben az egyes érzékelők mérőtengelyeit a repülőgép test-koordináta-rendszerének OX, OY és OZ tengelyei irányába állítják.

Az egyes lézergiroszkópok jelei a jelátalakítóra (2), majd onnan digitális számítógép bemenetére (3) kerülnek, ahol a jelek átalakítása, integrálása történik.

Az egyes adók jeleinek függetlenségét a mérőtengelyek pontosan a repülőgép test-koordináta-rendszerének tengely irányába történő elhelyezés, vagy pedig monolit lézergiroszkóp-blokk esetén a nagy pontosságú gyártás biztosítja.

A REPÜLŐGÉP DÖLÉSI, BÓLINTÁSI ES IRÁNYSZÖGET KIDOLGOZÓ FIZIKAI ALAP NÉLKÜLI NAVIGÁCIÓS RENDSZER

Repülésmechanikából ismeretes, hogy a testek forgatását különféle módon és sorrendben lehet megvalósítani, a forgásszögek mint az Euler, Krilov, Resal-féle szögek ismeretesek. A repülőgépet elforgatva rendre $\psi - \theta - \gamma$ szögekre, - melyek a vízszintes síkhoz képest jellemzik a repülőgép helyzetét - az $O \xi \eta \zeta$ rögzített koordináta-rendszer tengelyei mentén, meghatározták a repülőgép abszolút szögsebességvektorának $\vec{\Omega}$ a test-koordináta-rendszer tengelyeire eső vetületei (2/b. ábra).

$$\Omega_x = \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \theta$$

$$\Omega_y = \dot{\psi} \cos \theta \cos \gamma + \dot{\theta} \sin \gamma$$

$$\Omega_z = \dot{\theta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \theta \sin \gamma \quad (1)$$

Az Ω_x , Ω_y , Ω_z szögsebességeket olyan szögsebességérzékelők mérik, melyek mérőtengelyeit a repülőgép test-koordináta-rendszerének tengelyei irányában helyezik el. Hanya-

goljuk el a mérési hibákat és határozzuk meg a forgatások szögsebességét:

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= (\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z \sin \gamma) \cos \theta^{-1} \\ \dot{\gamma} &= \Omega_x - (\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \theta \\ \dot{\theta} &= \Omega_y \sin \gamma + \Omega_z \cos \gamma\end{aligned}\quad (2)$$

Integrálva a (2) egyenleteket kapjuk az egyes forgásszögeket.

$$\begin{aligned}\psi &= \int_0^t (\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z \sin \gamma) \cos \theta^{-1} dt \\ \gamma &= \int_0^t \left[\Omega_x - (\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \theta \right] dt \\ \theta &= \int_0^t (\Omega_y \sin \gamma + \Omega_z \cos \gamma) dt\end{aligned}\quad (3)$$

amelyek a repülőgép test-koordinátarendszerének OXYZ a rögzített O ξ η ζ koordinátarendszerhez mért helyzetét adják meg.

A (3) egyenletrendszerben az egyes szögek kezdeti értékei zérussal egyenlők. Elvileg lehetséges azonban olyan repülési helyzet, amikor a $t = 0$ időpillanatban a repülőgép test-koordinátarendszere OXYZ és a rögzített koordinátarendszer O ξ η ζ nincsenek úgynevezett egyeztetett helyzetben, a forgásszögek kezdeti értékei:

$$\psi = \psi_0 \quad \gamma = \gamma_0 \quad \theta = \theta_0 \quad (4)$$

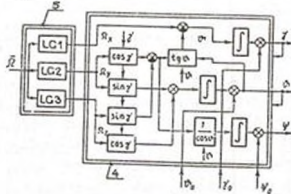
Míndezek értelmében (3) egyenletrendszer a következő alakban lehet felírni:

$$\psi = \int_0^t (\dot{\Omega}_y \cos \gamma - \dot{\Omega}_z \sin \gamma) \cos \theta^{-1} dt + \psi_0$$

$$\gamma = \int_0^t [\dot{\Omega}_x - (\dot{\Omega}_y \cos \gamma - \dot{\Omega}_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \theta] dt + \gamma_0$$

$$\theta = \int_0^t (\dot{\Omega}_y \sin \gamma + \dot{\Omega}_z \cos \gamma) dt + \theta_0 \quad (5)$$

A repülőgép abszolút szögsebessége $\vec{\Omega}$ összetevőinek $\dot{\Omega}_x$, $\dot{\Omega}_y$, $\dot{\Omega}_z$ mérésén alapuló és a dőlési, bólintási és irányszöveget kidolgozó navigációs rendszer elvi vázlat a 3. ábrán látható.



3. ábra

A fedélzeti számítógép (4) fő egységgel trigonometrikus átalakítók, összegző és integráló elemek. A navigációs feladat megoldása azonos algoritmus szerint történik, ha az adóegységben

mechanikus szöggyorsulásmérőket alkalmaznak.

Az $\dot{\Omega}_x$, $\dot{\Omega}_y$, $\dot{\Omega}_z$ szöggyorsulásokat szöggyorsulásmérővel érzékelik (pl. pörgettyűs szöggyorsulásmérő) melyek mérőtengelei nagy pontossággal egybeesnek a repülőgép test-koordinátarendszerének tengelyeivel. A szöggyorsulásokat integrálva szögsebességeket kapunk:

$$\Omega_x = \int_0^t \dot{\Omega}_x dt + \Omega_x^0$$

$$\dot{\alpha}_y = \int_0^t \dot{\alpha}_y dt + \alpha_y^0$$

$$\dot{\alpha}_z = \int_0^t \dot{\alpha}_z dt + \alpha_z^0 \quad (6)$$

ahol: $\alpha_x^0, \alpha_y^0, \alpha_z^0$ - a repülőgép kezdeti \bar{n}^0 abszolút szögsebességének a repülőgép test-kordinátarendszerének tengelyeire képzett vetületei.

Az (1) ... (3) képletek alkalmazása azonban csak bizonyos bólintási szögek tartományában lehetséges. Például $\theta = \frac{1}{2} \pi$ esetén:

$$\cos \theta = 0, \quad \cos \theta^{-1} = \infty, \quad \operatorname{tg} \theta = \infty. \quad (7)$$

Ezért szükséges úgy korlátozni a bólintási szögek tartományát, hogy a navigációs feladatok, számítások megoldhatóak legyenek. Általában: $|\theta| \leq 70^\circ$. Nagyobb bólintási szögek esetén a navigációs rendszer működésében hasonló jelenséget tapasztalunk, mint a mechanikus pörgettyű kereteinek egybeesésekor. A bólintási szög korlátozása nélkül meglehetősen összetett lesz a trigonometrikus függvények számítása is. Ezek a tényezők korlátozzák a fent vizsgált navigációs rendszer nagy manőverezőképességű repülőgépen történő alkalmazását.

Ha a repülőgép dőlési szöge γ kicsi, akkor

$$\cos \gamma \approx 1, \quad \sin \gamma \approx \gamma \quad (8)$$

A (8) képletek figyelembevételével a (2) egyenletrendszer a következőképpen írható fel:

$$\dot{\psi} = (\Omega_y - \Omega_z \cdot \gamma) \cos \theta^{-1}$$

$$\dot{\gamma} = \Omega_x - (\Omega_y - \gamma \cdot \Omega_z) \operatorname{tg} \theta$$

$$\dot{\theta} = \gamma \cdot \Omega_y + \Omega_z \quad (9)$$

Ha a repülőgépvezérlő rendszer a dőlési szöget γ zérus értéken tartja, akkor a (9) egyenletrendszer tovább egyszerűsödik:

$$\dot{\psi} = \Omega_y \cdot \cos \theta^{-1}$$

$$\dot{\gamma} = \Omega_x - \Omega_y \operatorname{tg} \theta$$

$$\dot{\theta} = \Omega_z \quad (10)$$

Azokon a repülőeszközökön, melyek bólintási szöge repüléskor korlátozott, a navigációs feladatok megoldása során a $\cos \theta$ és $\operatorname{tg} \theta$ trigonometrikus függvényeket a fedélzeti számítógép az alábbi összefüggésekkel közelíti:

$$\cos \theta \cong 1 - \frac{\theta^2}{2} ; \operatorname{tg} \theta \cong \theta + \frac{\theta^3}{2} \quad (11)$$

A (11) képletek 13° , illetve 10° -nál kisebb bólintási szögek esetén 0,01 % pontossággal felelnek meg a valóságos értékeknek.

AZ IRÁNYKOSZINUSZOKRA EPÜLŐ FIZIKAI ALAP NELKÜLI NAVIGÁCIÓS RENDSZER

A modern navigációs rendszerekben az egyik leggyakrabban használt repülési paraméter - az iránykoszinusz. A repülőgép test-koodinátarendszerének OXYZ tengelyei és a rögzít-

tett koordináta-rendszer $O \xi \eta \zeta$ tengelyeinek egymáshoz viszonyított helyzetét kilenc iránykoszinusz adja meg:

	ξ	η	ζ	
X	a_{11}	a_{12}	a_{13}	
Y	a_{21}	a_{22}	a_{23}	
Z	a_{31}	a_{32}	a_{33}	(12)

melyek mátrix alakban is kifejezhetők:

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \quad (13)$$

Az \bar{A} mátrix a_{ij} elemei a rögzített koordináta-rendszernek $O \xi \eta \zeta$ a repülőgép test-koordináta-rendszerébe történő beforgatása iránykoszinuszai:

$$\begin{aligned} a_{11} &= \cos(\xi; X) & a_{12} &= \cos(\eta; X) & a_{13} &= \cos(\zeta; X) \\ a_{21} &= \cos(\xi; Y) & a_{22} &= \cos(\eta; Y) & a_{23} &= \cos(\zeta; Y) \\ a_{31} &= \cos(\xi; Z) & a_{32} &= \cos(\eta; Z) & a_{33} &= \cos(\zeta; Z) \end{aligned} \quad (14)$$

Az iránykoszinuszok bármely forgatás esetén a forgásszögekkel számíthatók. Így például, a korábban vizsgált, a rögzített koordináta-rendszert a test-koordináta-rendszerbe egy-

más után ψ ; θ ; γ szögekkel végrehajtott forgatás forgatómátrixa a következő alakú [2]:

$$\bar{A} = \bar{A}_\gamma \cdot \bar{A}_\theta \cdot \bar{A}_\psi =$$

$$= \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta & \sin\theta & -\sin\psi \cos\theta \\ \sin\psi \sin\theta - \cos\psi \cos\psi \cos\theta & \cos\theta \cos\psi & \sin\psi \cos\psi + \cos\psi \sin\psi \sin\theta \\ \cos\psi \sin\psi + \sin\psi \cos\psi \sin\theta & -\cos\theta \sin\psi & \cos\psi \cos\psi - \sin\psi \sin\psi \sin\theta \end{bmatrix} \quad (15)$$

A (15) képletben az egyes tengelyek körüli forgatómátrixok:

$$\bar{A}_\psi = \begin{bmatrix} \cos\psi & 0 & -\sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\psi & 0 & \cos\psi \end{bmatrix} \quad \bar{A}_\theta = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\bar{A}_\gamma = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix} \quad (16)$$

Mint az a (15) képletből látszik, a (16) forgatómátrixok összeszorozása ellentétes sorrendben történik, mint maga a forgatás.

Ha a repülőgép test-koordinátarendszerét kívánjuk beforogatni a rögzített koordinátarendszerbe, úgy a forgatómátrix az alábbi módon írható fel:

$$\bar{C} = \bar{A}^T = \bar{A}_x \cdot \bar{A}_y \cdot \bar{A}_z \quad (17)$$

A (12) ... (17) képletekből kitűnik, hogy a navigációs számítások során kettő vagy több trigonometrikus függvény szorzatát is képezni kell, ami bonyolult és hosszú számításokat igényel. Ezért az iránykoszinuszokat, mint önálló repülési paramétereket használják, mivel azok, a kezdeti értékek, valamint az Ω_x ; Ω_y ; Ω_z szögsebességek ismeretében analitikusan számíthatók.

Az elméleti mechanikából ismert, hogy valamely \bar{R} vektor idő szerinti differenciálhányadosa a vizsgált pont sebességvektorát adja:

$$\bar{V} = \frac{d\bar{R}}{dt} = \dot{\bar{R}} \quad (18)$$

Ha a kiválasztott koordináta-rendszer $\bar{\Omega}$ szögsebességgel forog az álló koordináta-rendszerhez képest, akkor az abszolút sebesség az alábbi képlet szerint számítható [3]:

$$\bar{V} = \frac{d'\bar{R}}{dt} = \frac{d\bar{R}}{dt} + \bar{\Omega} \times \bar{R} \quad (19)$$

ahol: d/dt - a mozgó koordináta-rendszerre vonatkozó deriválást jelent;

d'/dt - az álló koordináta-rendszerre vonatkozó deriválást jelent.

A (19) egyenletnek három skalár egyenletből álló egyenletrendszer felel meg:

$$\begin{aligned}v_x &= \dot{x} + \Omega_y \cdot z - \Omega_z \cdot y \\v_y &= \dot{y} + \Omega_z \cdot x - \Omega_x \cdot z \\v_z &= \dot{z} + \Omega_x \cdot y - \Omega_y \cdot x\end{aligned}\quad (20)$$

Az \vec{R} vektor álló koordinátarendszerben történő differenciálása az alábbi kifejezéssel adható meg:

$$\vec{v} = \dot{\vec{R}} = \begin{bmatrix} \dot{z} & \dot{y} & \dot{x} \end{bmatrix}^T \quad (21)$$

Az \vec{R} vektor differenciálását a forgó OXYZ koordinátarendszerben a következő összefüggés fejezi ki:

$$\vec{v} = \dot{\vec{R}} = \begin{bmatrix} \dot{x} & \dot{y} & \dot{z} \end{bmatrix}^T \quad (21)$$

Az $\vec{\Omega} \times \vec{R}$ vektoriális szorzat a következő módon írható fel:

$$\vec{\Omega} \times \vec{R} = \vec{\Omega} \cdot \vec{R}$$

$$\vec{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_z & \Omega_y \\ \Omega_z & 0 & -\Omega_x \\ -\Omega_y & \Omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad \vec{R} = \begin{bmatrix} x & y & z \end{bmatrix}^T \quad (23)$$

Az eddig elhangzottak értelmében a (19) egyenlet felírható a következő alakban is:

$$\vec{v} = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_z & \Omega_y \\ \Omega_z & 0 & -\Omega_x \\ -\Omega_y & \Omega_x & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (24)$$

melyet kifejtve kapjuk a (20) egyenleteket.

A rögzített és a test-koordinátarendszer koordinátái között a következő mátrixegyenlet teremt kapcsolatot:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix} \quad (25)$$

A (25) egyenlet a rögzített koordinátarendszerről a test-koordinátarendszerre történő áttérést adja meg. Ezt a forgatást az \bar{A} mátrix határozza meg egyértelműen.

Ha a navigációs számítások során a test-koordinátarendszerről kell áttérni a rögzített koordinátarendszerre, akkor a forgatásokat a következő forgatómátrix írja le egyértelműen:

$$\bar{C} = \bar{A}^T \quad (26)$$

A koordináta-transzformációt pedig az alábbi egyenlet határozza meg:

$$\bar{R} = \bar{C} \cdot \bar{R}' \quad (27)$$

ahol:

$$\bar{R} = \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix}^T \quad - \text{ a rögzített koordinátarendszer koordinátáinak oszlopvektora;}$$

$\vec{R}' = [x \ y \ z]^T$ - a test koordinátarendszer koordinátáinak oszlopvektora;

$$\vec{C} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{21} & a_{31} \\ a_{12} & a_{22} & a_{23} \\ a_{13} & a_{23} & a_{24} \end{bmatrix} = \vec{A}^T \quad - \text{forgatómátrix.}$$

Az iránykoszinuszok és az Ω_x ; Ω_y ; Ω_z szögsebességek közötti kapcsolat a (27) egyenlet differenciálásával határozható meg:

$$\dot{\vec{R}} = \vec{C} \dot{\vec{R}}' + \dot{\vec{C}} \vec{R}' = \vec{C} (\dot{\vec{R}}' + \vec{A} \vec{C} \dot{\vec{R}}') \quad (28)$$

A (28) és a (24) egyenlet fizikai tartalma megegyezik (1), ezért összehasonlítva őket a következő megállapítást tehetjük:

$$\dot{\vec{C}} - \vec{C} \vec{A} = 0 \quad (29)$$

A (29) egyenlet az inerciális navigáció elméletében POISSON-egyenletként ismert. Így tehát, ha a navigációs rendszer működése a repülőgép \vec{n} abszolút szögsebességvektora Ω_x ; Ω_y ; Ω_z összetevőinek mérésén alapszik, akkor a rögzített és a test-koordinátarendszerek közötti áttérések iránykoszinuszait a (29) POISSON-egyenlet integrálásával kapjuk.

A POISSON-egyenlet:

$$\begin{bmatrix} \dot{C}_{11} & \dot{C}_{12} & \dot{C}_{13} \\ \dot{C}_{21} & \dot{C}_{22} & \dot{C}_{23} \\ \dot{C}_{31} & \dot{C}_{32} & \dot{C}_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_z & \Omega_y \\ \Omega_z & 0 & -\Omega_x \\ -\Omega_y & \Omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (30)$$

A (30) mátrixegyenletet kifejtve kilenc egyenletet kapunk:

$$\begin{aligned}
 \dot{c}_{11} &= c_{12} \cdot \dot{\alpha}_z - c_{13} \dot{\alpha}_y; & \dot{c}_{21} &= c_{22} \dot{\alpha}_z - c_{23} \dot{\alpha}_y \\
 \dot{c}_{12} &= c_{13} \cdot \dot{\alpha}_x - c_{11} \dot{\alpha}_z; & \dot{c}_{22} &= c_{23} \dot{\alpha}_x - c_{21} \dot{\alpha}_z \\
 \dot{c}_{13} &= c_{11} \cdot \dot{\alpha}_y - c_{12} \dot{\alpha}_x; & \dot{c}_{23} &= c_{21} \dot{\alpha}_y - c_{22} \dot{\alpha}_x \\
 & & \dot{c}_{31} &= c_{32} \dot{\alpha}_z - c_{33} \dot{\alpha}_y \\
 & & \dot{c}_{32} &= c_{33} \dot{\alpha}_x - c_{31} \dot{\alpha}_z \\
 & & \dot{c}_{33} &= c_{31} \dot{\alpha}_y - c_{32} \dot{\alpha}_x
 \end{aligned} \tag{31}$$

A \bar{C} forgatómátrix egyes elemeit a (30) egyenletrendszer egyenleteinek integrálásával, a kezdeti feltételek figyelembevételével lehet meghatározni:

$$\begin{aligned}
 c_{11} &= \int_0^t [c_{12} \cdot \dot{\alpha}_z - c_{13} \cdot \dot{\alpha}_y] dt + c_{11}^0 \\
 c_{12} &= \int_0^t [c_{13} \cdot \dot{\alpha}_x - c_{11} \cdot \dot{\alpha}_z] dt + c_{12}^0 \\
 c_{13} &= \int_0^t [c_{11} \cdot \dot{\alpha}_y - c_{12} \cdot \dot{\alpha}_x] dt + c_{13}^0 \\
 c_{21} &= \int_0^t [c_{22} \cdot \dot{\alpha}_z - c_{23} \cdot \dot{\alpha}_y] dt + c_{21}^0 \\
 c_{22} &= \int_0^t [c_{23} \cdot \dot{\alpha}_x - c_{21} \cdot \dot{\alpha}_z] dt + c_{22}^0
 \end{aligned} \tag{32}$$

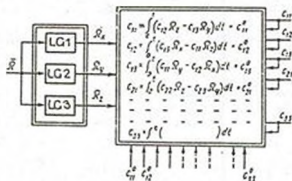
$$C_{23} = \int_0^t (C_{21} \cdot \Omega_y - C_{22} \cdot \Omega_x) dt + C_{23}^0 \quad (33)$$

$$C_{31} = \int_0^t (C_{32} \cdot \Omega_z - C_{33} \cdot \Omega_y) dt + C_{31}^0$$

$$C_{32} = \int_0^t (C_{33} \cdot \Omega_x - C_{31} \cdot \Omega_z) dt + C_{32}^0$$

$$C_{33} = \int_0^t (C_{31} \cdot \Omega_y - C_{32} \cdot \Omega_x) dt + C_{33}^0 \quad (34)$$

A (32), (33) és (34) egyenletrendszeréből az következik, hogy az iránykoszinuszok számítása visszacsatolt rendszerben történik, a kez-



4. ábra

deti értékek figyelembe vételével (4. ábra).

Az egyes integrátorok bemenetére (4. ábra) az iránykoszinuszok és a megfelelő szögsebességek szorzatának különbsége kerül. Az iránykoszinuszok kezdeti értékeit korábban megadják. A kezde-

ti értékek a repülőgép test- és rögzített koordinátarendszerének kiindulási eltérését adják meg.

Ha ismeretesek a \bar{C} mátrix C_{ij} elemei, szükség esetén kiszámíthatók a repülőgép Euler vagy Krilov szögei. A már korábban bevezetett Euler szögeket ψ , θ , γ a következőképpen lehet számítani [1]:

$$\theta = \arcsin C_{21}$$

$$\gamma = \arctg \left[-\frac{C_{23}}{C_{22}} \right]$$

$$\psi = \arctg \left[-\frac{C_{31}}{C_{11}} \right] \quad (35)$$

Lézergiroszkópokra épül a BOEING-767 repülőgép inerciális navigációs rendszere (IRS - Inertial Reference System), mely az FMS (Flight Management System) repülésvezérlő rendszer egyik fontos részét képezi [4].

IDEZETT IRODALOM

1. Pelpor, D.Sz.: Giroszkopicseszkie szisztemi
Viszsaja skola, Moszkva, 1988.
2. G.A.Korn - T.M.Korn: Matematikai kézikönyv műszakiaknak
Műszaki Könyvkiadó, Budapest, 1975.
3. Dr. Rácz Elemér: Repülőgépek
Tankönyvkiadó, Budapest, 1985.
4. Top Gun 1993. 9.szám.