

Békési Bertold mérnök főhadnagy  
 főiskolai oktató  
 Repülő szakág tanszék

## A NAVIGÁCIÓS FELADATOK MEGOLDÁSI LEHETŐSÉGEI AZ ORTODRÓMIKUS KOORDINÁTA RENDSZERBEN

A repülés a korai időszakától kezdődően szinte elképzelhetetlen navigáció nélkül. A repülőtechnika fejlődése és a megoldandó repülési feladatok maguk után vonták a léginavigáció fejlődését is. A navigációs módszerek egyre pontosabbak, a navigációs feladatokat megvalósító eszközök egyre összetettebbek lettek. A navigációs feladatokat a földrajzi -, csillagászati- és ortodrómius koordináta rendszerben egyaránt végre lehet hajtani. Mivel napjainkban a legtöbb repülést az ortodrómius koordináta rendszerben hajtják végre, ezért ezen koordináta-rendszer bemutatásával foglalkozom. Az ortodrómius koordináta rendszer előnye a nagytávolságú repüléseknél jelentkezik, mivel így a legrövidebb úton érhető el az adott cél, repülőtér, fordulópont, stb. Az alkalmazás előnye ezen oknál fogva a gazdaságossága, mert nagytávolságú repüléseknél jelentős üzemanyag-megtakarítás érhető el, ami napjainkban nem elhanyagolható szempont.

### Bevezetés

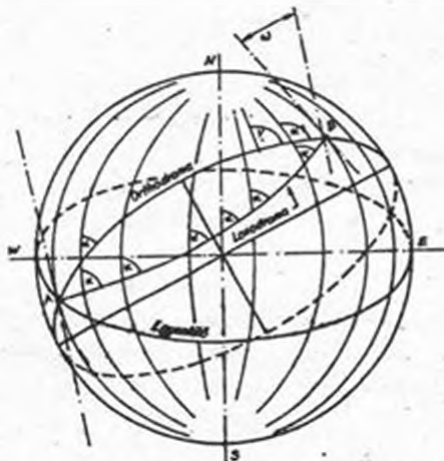
A repülőgépek legfontosabb irányítási és tájékozódási műszere az iránytű. A mágneses iránytű minden pillanatban lehetővé teszi a mágneses géptengelyirány meghatározását. A legegyszerűbb, legrégebben alkalmazott iránytű típus a folyadékos mágneses iránytű volt. Ennek az iránytű típusnak sokféle hibája van, ezért helyette a mágneses távirányítót alkalmazták. A folyadékos iránytűt azonban tartalék iránytűként használták, mivel semmiféle táplálást nem igényel, és a legkorszerűbb repülőgépeken is megtaláljuk. Szinte a folyadékos mágneses iránytűvel egyidőben alkalmazták a pörgettyűt is iránytartásra, melyet kezdetben kézzel kellett a mágneses iránytű által mutatott irányra beállítani. Hamarosan azonban már a folyadékos, majd az indukciós iránytű vezérelte a giroszkópot, és az így létrejött stabilizált giromágneses irány sokkal pontosabb iránytartást tett lehetővé.

A hatvanas években már olyan pörgettyűket tudtak készíteni, melyek óránként egy-két fokos pontossággal tartották az irányt, ezért ekkor jelentek meg a korszerű irányrendszerek, melyek lehetővé tették az ortodrómán történő repülést, a hely és irány-meghatározást csillagászati módon, valamint a földrajzi irány kiválasztását.

Napjaink korszerű pörgettyűi az inerciális navigációs rendszerekben egy századfoknyi pontosságúak, azaz száz órán keresztül egy foknyi eltéréssel tartják az irányt.

### I. Az ortodrónikus irányszög és távolság

Ortodrómának nevezzük a két ponton áthaladó gömbi főkör rövidebb ívét. Az ortodróma a két pont között a legrövidebb távolság (1.ábra), melyet induló szögével és távolságával határozunk meg. Az ortodróma a meridiánokat különböző szögek alatt metszi. Az ortodrónikus útirányszög (OUI) a meridiánok összehajlása (konvergenciája) miatt minden meridiánnal változik. Az ortodróma induló és érkező szöge a meridián konvergencia értékével különbözik egymástól, tehát a meridián konvergencia azzal a szöggel egyenlő, amelyet a kiinduló és végponton áthaladó meridiánokhoz húzott érintők egymással bezárnak. Ismerve két adott pont földrajzi koordinátáit, meghatározhatjuk a meridián konvergencia értékét.[2]



I.ábra

Ortodróma, loxodrómák, meridián konvergencia

A gyakorlatban kielégítő pontosságot nyújt a következő képlet, melynek segítségével a meridián konvergencia értékét a közepes szélességre határozzuk meg:

$$\omega = \Delta\lambda \sin \frac{\varphi_1 + \varphi_2}{2} \quad (1)$$

ahol:  $\omega$  - meridián konvergencia egész és tized fokokban

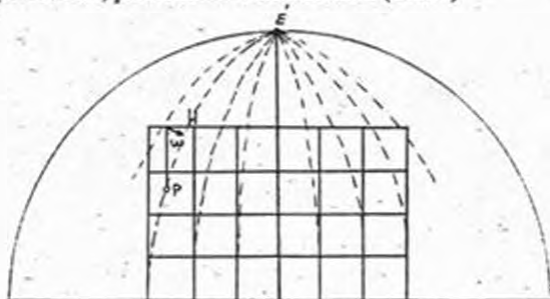
$\Delta\lambda$  - hosszúságkülönbség egész és tized fokokban

$\sin \frac{\varphi_1 + \varphi_2}{2}$  - a közepes földrajzi szélesség szinusza

Az ortodróma bármely pontján meghatározható az útirányszög ha ismerjük az induló szöget és az adott pont koordinátáit. Minden ortodrómán vagy meghosszabbításán megtaláljuk azt a pontot, ahol az ortodróma a meridiánnal  $90^\circ$ -os szöget zár be. Ez az ortodróma vertexe és az ortodróma számításánál van jelentősége. Megjegyzendő, hogy a repülési magassággal nő az ortodróma hossza is, a növekedés azonban olyan csekély mértékű, hogy a gyakorlati navigációban elhanyagolható.

### 1.1 Ortodrómikus koordináta rendszer

Az ortodrómikus koordináta rendszert négyzetrácsos koordináta rendszernek (grid) is nevezik és a földrajzi koordináta rendszerből származtatják áthelyezett pólusokkal, párhuzamos meridiánokkal (2.ábra)



2.ábra

Á földrajzi északi irány (É) és a hálózati északi irányok (H) különbsége a meridián konvergencia

Az ortodrónikus szélesség és feltételezett egyenlítő síkja (ortodrónikus félkör) és a földfelület egy adott pontjának az ortodrónikus meridiánnal határolt ívhossza. Az ortodrónikus hosszúság a kezdő ortodrónikus meridián és egy adott pont közötti ortodrónikus szélesség ívhossza. A kezdő ortodrónikus hosszúság kijelölését a feladat jellege határozza meg. Kezdő délkörként általában a Greenwich-it jelölik.[2]

### 1.2 Az ortodrónikus helyzetvonal

A repülőgép helyzetvonalának nevezzük annak a vonalnak a vetületét a földfelületen, amely a repülőgép tartózkodási helyét határozza meg adott időpontban, egy vagy több földi ponthoz viszonyítva. Egy helyzetvonal önmagában nem határozza meg a repülőgép pontos helyét, ehhez két vagy több helyzetvonal metszéspontja szükséges, azonban az így kapott helyzet nem pont, hanem terület, melynek nagysága az alkalmazott navigációs rendszer pontosságától függ. A legújabbban kifejlesztett földi é fedélzeti berendezések műszaki paraméterei olyanok, hogy a keletkező hiba elhanyagolható. Ortodróma a repülőgép helyzetvonala, ha a rádióhullámok által meghatározott irányt követünk, akkor a rádióhullámok a pályakör mentén terjednek.

### 1.3 Az ortodróma számítása

Az ortodrómat induló szögével és távolságával határozzuk meg. A kiinduló és érkezési pont koordinátáit ismerve meghatározható az induló szög, az ortodrónikus távolság, a vertex és bármely más közbeeső pont koordinátája. Az ortodróma induló (és érkező) szögének és az ortodrónikus szakasz távolságának számítása többféle módszerrel lehetséges.[2.,3]

- a., Matematikai úton, szögfüggvények és gömbi trigonometriai képletek segítségével. Napjainkban ezt a feladatot számítógéppel oldják meg. A pontosság érdekében helyesbítést alkalmaznak a vonatkozó referencia ellipszoidra is.
- b., Navigációs számítótárcsán (speciális tárcsa).
- c., Térképen mérve (figyelembe véve a vetítési módot).
- d., Földgömbön lemérve.

Az ortodrómiikus irányszög és távolság egyik gyakorlati meghatározását az alábbi képlet mutatja be:

a., Ha csak az ortodrómiikus távolságot kell meghatározni:

$$\cos S^\circ = \sin \varphi_1 \sin \varphi_2 + \cos \varphi_1 \cos \varphi_2 \cos(\lambda_2 - \lambda_1) \quad (2)$$

ahol:  $S^\circ$  - távolság fokokban és percekben

$\varphi_1, \lambda_1$  - az induló pont koordinátái

$\varphi_2, \lambda_2$  - az érkezési pont koordinátái

A távolságot fokokban kapjuk. A fokokat ívpercre átszámítva nyerjük az ortodrómiikus távolságot.

b., Ha az ortodrómiikus irányszöget és távolságot is meg kell határozni:

$$I. \operatorname{ctg} \alpha = \cos \varphi_1 \operatorname{tg} \varphi_2 \operatorname{cosec}(\lambda_2 - \lambda_1) - \sin \varphi_1 \operatorname{ctg}(\lambda_2 - \lambda_1) \quad (3)$$

Az  $\alpha$  ismeretében számítható a távolság:

$$II. \sin S^\circ = \cos \varphi_2 \operatorname{cosec} \alpha \sin(\lambda_2 - \lambda_1) \quad (4)$$

Ha az ortodrómat a térképen szerkesztik és az adott vetületen az ortodróma egyenessel nem ábrázolható, kiszámítják a közbeeső pontok koordinátáit. Ezeket a pontokat felviszik a térképre, majd a pontokat összekötve megkapják az ortodróma útvonalát.

## 2. Az irányszögek fajtái és meghatározási módjai

A repülés során a repülőgép irányításához feltétlenül szükség van a repülőgép irányszögének ( $\psi$ ) ismeretére. Irányszögnek nevezzük a repülőgép hossz tengelyének a vízszintes síkra eső vetülete és valamilyen, a fölfelületen megadott irány által bezárt szöget. [1]

Attól függően, hogy milyen megadott irányt használunk fel az irányszög meghatározásához, különböző szögekről beszélünk. Ha az irány-meghatározás a földrajzi hosszúsági kör (meridián) északi irányához képest történik, akkor valós irányszöget kapunk. Ha a mágneses hosszúsági kör északi irányát használjuk fel

az irány-meghatározáshoz, akkor mágneses irányszöget kapunk. Az irány-meghatározás történhet bármilyen, a Föld felszínén képzeletben elhelyezett egyeneshez viszonyítva is. Ezt a képzeletbeli egyenest ortodrómának, a hozzá képest meghatározott irányszöget ortodrómi irányszögnek hívjuk.

Tehát összefoglalva az alábbi irányszögeket különböztetjük meg:

- valós ( $\psi_v$ )
- mágneses ( $\psi_m$ )
- ortodrómi ( $\psi_o$ )

A repülőgép irányszögének meghatározására használt eszközt iránytűnek hívjuk. A méréshez felhasznált elv alapján a következő iránytűfajtákat különböztetjük meg:

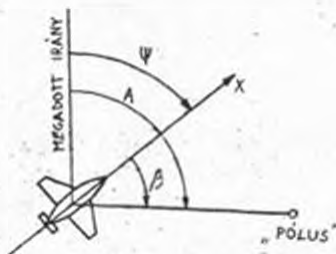
- mágneses iránytű, amely a föld mágneses terét használja fel a mágneses irányszög meghatározásához

- giroszkópikus iránytű (pörgettyűs féliránytű), amely a pörgettyű azon tulajdonságát használja fel, hogy az főtengelyének helyzetét a térben megőrzi

- csillagászati, melynek elve égitestek helyzetének bemérésén alapul

- rádiótechnikai iránytűk, amelyek földi rádióállomásokat vagy műholdakat bemerve határozzák meg a reptülési irányt

A fenti iránytűfajtákon kívül beszélhetünk még komplex irányszögrendszerekről, amelyek a fenti elvek közül néhányat együttesen használnak fel az irányszögek meghatározásához.



3. ábra

Az iránytű érzékelő eleme a "pólus" irányát ( $\beta$ ) határozza meg (3. ábra). Az iránytű működési elve alapján a "pólus" lehet a Föld mágneses vagy földrajzi pólusa, az égitest vagy a rádióadó földrajzi helye. Így az irányszög megállapításához ismernünk kell a megadott irány és a "pólus" által bezárt  $A$

szöget. Ha a megadott irány megegyezik a meridiánnal, akkor égitest földrajzi helye esetén ez a szög az égitest azimutja, rádióállomásnál annak pellingje, mágneses pólusnál a mágneses elhajlás. Ha az  $A$  szöget az ortodrómához képest adjuk meg, akkor a fenti elnevezések az "ortodróm" jelzővel egészülnek ki. A 3.ábrából látszik, hogy a repülőgép irányszöge meghatározható két szög különbségeként:

$$\psi = A - \beta \quad (5)$$

Az irány-meghatározó eszközökkel szemben támasztott követelmények közül a legfontosabbak: pontosság, megbízható működés, zavaró hatásokkal szembeni érzéketlenség.

### 3. Ortodróm irányszög meghatározás

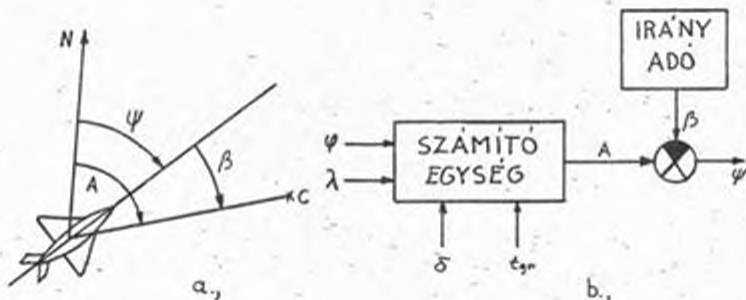
#### 3.1 Csillagászati irány-meghatározó eszközök

A vízszintes csillagászati iránytűk működési elve a  $\psi$  valós irányszög (4/a.ábra) meghatározásán alapszik az (5) összefüggés alapján, ahol:

$A$  - az égitest azimutja (a  $C$  égitest iránya és az északi irány közötti szög)

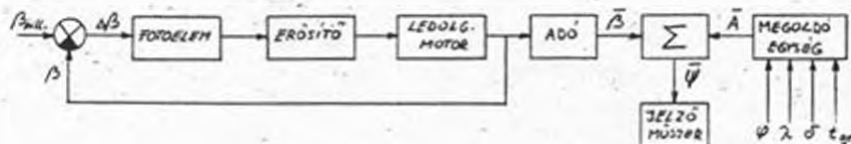
$\beta$  - az égitest irányszöge (az égitest iránya és a repülőgép hossz tengelyének vízszintes vetülete által bezárt szög)

Az égitest irányszögének mérése irányadó segítségével történik (4/b.ábra), amely automatikusan végzi az irányszög mérést.



4.ábra

Az égitest azimutjának meghatározását számítógép végzi. Az azimut a repülőgép és az égitest koordinátáinak ( $\varphi$  hosszúság,  $\lambda$  szélesség,  $\delta$  deklináció és  $t_{gr}$  óraszög) függvényeként kerül meghatározásra. Az égitest azimutját meghatározó számítógép modellezi az éggömb legfontosabb íveit és irányait. Egy lehetséges megoldás blokkvázlata látható az 5. ábrán.



5. ábra

A csillagászati iránytű bemérőfeje az égitestre van állítva. A  $\Delta\beta$  irányszögeltérést követő rendszer egyenliti ki. A megoldóegység a repülőgép és az égitest koordinátáit az azimut értékével összekapcsoló egyenleteket megoldva számítja az azimut értékét, majd meghatározásra kerül a csillagászati irányszög:

$$\bar{\psi} = \bar{A} - \bar{\beta}, \quad \bar{A} = A + \Delta A, \quad \bar{\beta} = \beta + \Delta\beta \quad (6)$$

ahol:  $\Delta A, \Delta\beta$  - az azimut és az irányszög meghatározásakor fellépő hibák.

A csillagászati iránytű lehetővé teszi az ortodrómán történő repülést is, a vízszintes csillagászati iránytű nem változó jelei mellett. Ebben az esetben az  $A$  azimut helyett az égitest adott időpillanatban a kezdeti útvonalpontban lévő  $A_0$  azimutja kerül meghatározásra; a  $\beta$  szög helyett pedig  $\beta_0$ . A  $\beta_0$  szög megadja az égitest irányszögét a kezdeti útvonalpontban lévő, az ortodrómaéhoz képest ugyanolyan hossz tengely helyzetű repülőgépre, mint amilyen a hossz tengely helyzete az adott pontban. Akkor az ortodrómán történő repülésnél, hasonlóan az előzőekhez:

$$\psi_0 = A_0 - \beta_0 \quad (7)$$

Az ilyen csillagászati iránytűk  $\psi_0$  jelzései állandóak maradnak az ortodrómán való repüléskor, és egyenlők lesznek az ortodróma kezdeti útvonalszögével (OKU). [2.,3]

Tehát az ortodrómán történő repülés feltétele:

$$\psi_0 = OKU \quad (8)$$

vagy oldalszél esetén:

$$\psi_0 = OKU - \beta_0 \quad (9)$$

ahol:  $\beta_0$  - az elsodródási szög

Így ennél a módszernél a repülés során a kezdeti útvonalpontban történő irányyszög meghatározást imitáljuk. Ezért a  $\psi_0$  irányyszög meghatározása az ortodrómával állandó, a kezdeti útvonalszöggel megegyező szöget bezáró iránytól kiindulva történik.

A  $\psi_0$  szög meghatározásához folyamatosan szükséges  $A_0$  kiszámítása és  $\beta_0$  mérése.  $A_0$  meghatározásához a számítógépbe elegendő bevezetni a kezdeti útvonalpont  $\varphi_0, \lambda_0$  koordinátáit. A  $\beta_0$  szög közvetlen mérése akkor lehetséges, ha a repülőgép hossz tengelye az ortodróma síkjában van, a mérőrendszer tengelye pedig a repülőgép szimmetriasisíkjában hátrafelé

$$\varepsilon = \frac{S}{R} \quad (10)$$

szöggel ki van térítve, ahol:

S - az ortodrómán megtett út

R - a Föld sugara

Az  $\varepsilon$  szög megfelel a repülőgép által az ortodrómán megtett ívnek.

### 3.2 Pörgettyűs elven működő irány meghatározó eszközök

A pörgettyűs féliránytű három szabadságfokú pörgettyű, amely külső keretének tengelye függőleges, a forgórész tengelye pedig helyesbítő nyomatékszegettségével a vízszintes síkban kerül megtartásra. A berendezés működési elve a pörgettyű inerciális tulajdonságain alapul. A pörgettyűs



ortodrómtól való oldaleltérést az ortodróom délkör ívén (a földrajzi szélesség analógiájára) -  $\delta$  (az ábrán nincs jelölve).

Az ortodróom egyenlítőn való repülésnél az ortodróom délkör ( $O_1, P_1, O_2, P_2$  sík) elfordulásának szögsebesség vektora a  $P_1, P_2$  egyenessel megegyező irányú, abszolút értéke pedig:

$$\frac{dS}{dt} = \frac{V_{\delta}}{R} \quad (11)$$

A vektornak a  $\zeta_0$  tengelyre eső vetülete zérus, mivel a  $P_1, P_2$  egyenes az ortodróom egyenlítő síkjára merőleges. Az ortodróom délkörnek a repülőgéppel Föld körüli mozgásából eredő relatív szögsebessége nulla. Az ortodróom délkör átvitt szögsebességének meghatározásához elegendő megkeresni a Föld napi forgásából eredő  $\zeta_0$  tengelyre eső szögsebesség összetevőit, amelynek értéke a 6. ábrára felírva:

$$\omega_{\zeta_0} = \omega_F \sin \varphi \quad (12)$$

A valós irány meghatározását végző azimutálisan szabad pörgettyű eltérését:

$$\omega_s = - \left[ \omega_F \sin \varphi + \frac{V_{\delta}}{R} \operatorname{tg} \varphi \right] \quad (13)$$

és az ortodróom irányszög meghatározását végző azimutálisan szabad pörgettyű eltérését:

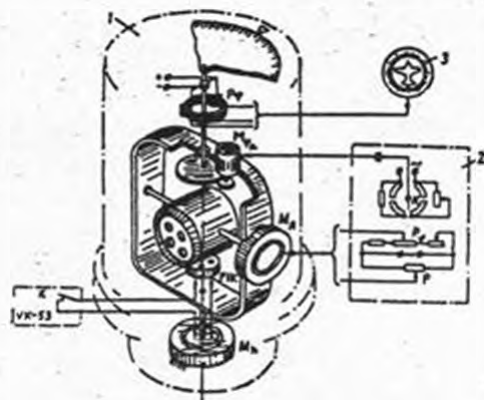
$$\omega_s = -\omega_F \sin \varphi \quad (14)$$

összehasonlítva látható, hogy a pörgettyűs féliránytű pontosabban jelzi az ortodróom irányt mint a földrajzi irányt.

Ha a pörgettyűs féliránytű skáláját, vagy a pörgettyű fő tengelyét folyamatosan  $\omega_F \sin \varphi$  szögsebességgel forgatjuk, a kezdeti időpillanatban pedig az adott ortodróma irányába állítjuk be, akkor az azimutálisan szabad pörgettyű alkalmassá válik az ortodróom irányszög jelzésére.

### 3.3 A pörgettyűs féliránytű szerkezete, működése, hibái

Egy a gyakorlatban alkalmazott pörgettyűs féliránytű elektrokinematikai vázlatát a 7. ábrán látható.



7. ábra

Pörgettyűs féliránytű elektrokinematikai vázlat

A berendezés fő részei a pörgettyűs adó (1), a vezérlőpult (2) és a jelzőműszer (3). A berendezés elektromos kapcsolási rajza a 8. ábrán látható. A rendszer táplálása 36V feszültségű, 400Hz frekvenciájú háromfázisú váltakozó árammal és 27V feszültségű egyenárammal történik. [1]

A rendszer legnagyobb fogyasztója a pörgettyűmotor (5), amely háromfázisú aszinkron motor, rövidrezárt forgórészsel. Az állórész tekercsei csillag kapcsolásúak. A vízszintes helyesbítő rendszer érzékelő eleme folyadékíngás kapcsoló (4), végrehajtó szerve vízszintes helyesbítő motor (6), amely lefékezett üzemmódban működő, kétfázisú irányváltó aszinkron motor. A helyesbítő motor gerjesztő tekercse az A és C fázisok közötti vonalfeszültségre, a vezérlő tekercse pedig az A és B fázisok közötti vonalfeszültségre van kötve. Fordulók közben a vízszintes helyesbítő rendszer pörgettyűs elven működő helyesbítéskikapcsoló (11) segítségével kapcsolódik ki.



- nagy sebességgel, amikor az irányadó csúszkáját az a és d lamellákra állítjuk
- kis sebességgel, a csúszka a b és c lamellákra állításával: ekkor a vezérlő tekercsek áramkörébe bekapcsolódnak a kiegészítő ellenállások és azokon kisebb áram folyik keresztül.

Az irányadó elemei szintén a pulton vannak elhelyezve. A repülőgép irányszögével arányos elektromos jel potenciométerről (1) kerül a jelzőműszerek (12) hányadosmérőire. A potencióméter a pörgettyű külső keretére, csúszkája pedig a műszerházra van erősítve.

### 3.3.1 A pörgettyűs féliránytű hibái

#### a., Módszeres hibák:

Mivel a pörgettyűs féliránytű forgórésze önállóan nem tud beállni a megadott irányba, így annak helyes beállításához szükséges a Föld forgásának és a repülőgép elmozdulásának pontos meghatározása. Ellenkező esetben különböző jellegű módszeres hibák léphetnek fel.[1.,3]

Vizsgáljuk meg a diszkrét szélességi helyesbitésből eredő hibát! Tegyük fel, hogy a Föld forgásából adódó hibát  $\varphi_0$  szélességen helyesbitettük, a repülés pedig  $\varphi_1$  szélességen történik, akkor a pörgettyű precessziója

$$\omega_{\varphi_0} = \omega_F \sin \varphi_0 \quad (15)$$

sebességgel megy végbe, míg a Föld forgásának függőleges összetevője

$$\omega_{\varphi_1} = \omega_F \sin \varphi_1 \quad (16)$$

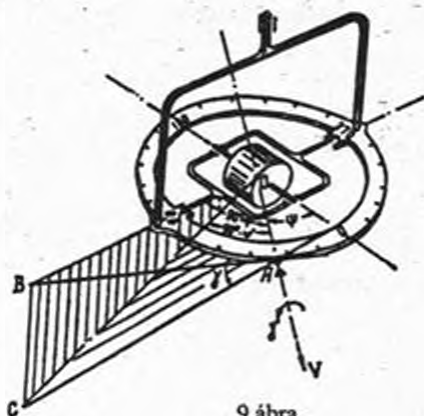
lesz. A két szögsebesség különbsége határozza meg a  $\varphi_1$  szélességen a hiba növekedési sebességét:

$$\omega_{\varphi_0} - \omega_{\varphi_1} = \omega_F (\sin \varphi_0 - \sin \varphi_1) \quad (17)$$

ahol  $\omega_F = 15^\circ/\text{óra}$

A hiba értéke meglehetősen nagy, ezért célszerű a Föld forgásából eredő hiba folyamatos helyesbitése.

A repülőgép szögelfordulásainál (bólintás, bedöntés), amikor a repülőgép függőleges tengelye mentén elhelyezett külső keret tengelye a függőlegestől eltér, kardinális hiba jön létre. Végeredményben e hiba megjelenése arra vezethető vissza, hogy a műszer mérőtengelye nem fog egybeesni azzal a tengellyel (a függőlegessel), amely körül a meghatározás szerint az irányszög mérése történik. Vizsgáljunk meg egy olyan kinematikai vázlatot (9. ábra), ahol a külső keretnek csak a felső része van ábrázolva, a skála pedig olyan, hogy annak síkja vízszintes és magába foglalja a giroszkóp tengelyeinek metszéspontját (O pont).



9. ábra

Legyen a repülőgép hossz tengelye az OA egyenessel megadva, akkor az irányszög  $\psi$  szöggel egyenlő, amelyet a pörgettyű fő tengelyéhez viszonyítva adunk meg.

Ha a repülőgép  $\gamma$  szöggel bedöntést végez az ábrán jelölt irányba, akkor a skála csikja ugyancsak eltér a vízszintestől az OA tengely körül ezzel a szöggel. A belső keret tengelyének új helyzete könnyen meghatározható, ha figyelembe vesszük, hogy ez a tengely nem mozdulhat el csak a függőleges, a fő tengelyre merőleges síkban. Ezt a helyzetet az OC egyenes adja meg, amely a függőleges (OBC) sík és a megdöntött skála (OAC) síkjának metszévonalá. A B és C pontokat úgy választottuk ki, hogy az OA egyenes merőleges legyen az ABC síkra. Ennek következtében a skála  $90^\circ$ -os osztása az OB egyenesről most az OC egyenesre kerül. Tehát az OA-OC egyenesek közötti szög  $90^\circ - \psi'$ , ahol  $\psi'$  - a műszer skálája szerinti új irányszög értéke. A  $\psi'$  szög meghatározásához

vizsgáljuk meg az OAB, ABC és OAC derékszögű háromszögeket. Ezekből felírható:

$$OA = AB \operatorname{tg} \psi, \quad AC = \frac{AB}{\cos \gamma}, \quad \operatorname{tg} \psi' = \frac{OA}{AC}$$

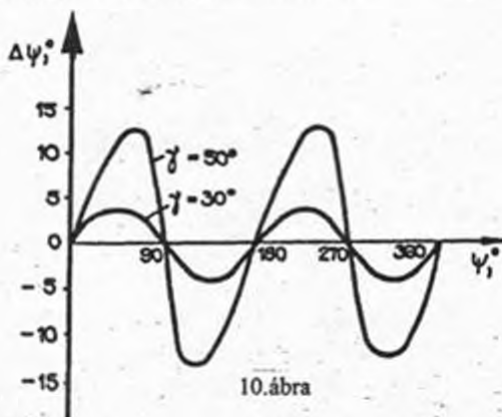
Az első két egyenletet a harmadikba behelyettesítve:

$$\operatorname{tg} \psi' = \operatorname{tg} \psi \cos \gamma$$

Tehát a kardánhiba értéke:

$$\Delta \psi = \psi' - \psi = \operatorname{arctg}(\operatorname{tg} \psi \cos \gamma) - \psi \quad (18)$$

A  $\Delta \psi$  hiba függését az irányszög értékétől különböző bedöntési szögekre általában grafikusán adják meg (10. ábra). Azok az irányszögek, amelyeken  $\Delta \psi$  értéke maximális kis bedöntési szögeknél közel  $45^\circ, 135^\circ, 225^\circ$  és  $315^\circ$  értékűek. A  $\gamma$  növekedésének értékében ezek az értékek  $90^\circ$  és  $270^\circ$ -hoz közelítenek,  $\Delta \psi$  maximuma pedig  $\gamma \rightarrow 90^\circ$ -nál  $\pm 90^\circ$ -hoz közelít.



A bólintási szög változásakor fellépő kardánhiba szintén a fentebb vizsgáltaknak megfelelően alakul, azzal a különbséggel, hogy a grafikus ábrázolásnál a vízszintes tengely mentén  $90^\circ$ -kal eltolódik.

A kardánhiba különösen nagy értékű lehet nagy bedöntési szögekkel ( $70-80^\circ$ ) végrehajtott fordulónál. Ekkor a hiba amplitúdó értéke néhányszor tíz fok is lehet. Ez megnehezíti a pontos fordulók végrehajtását, és ahhoz vezet, hogy a forduló befejezése után a repülőgép a megadottól eltérő irányszögre kerül. A kardánhiba sajátossága, hogy az idő múlásával nem nő, és megszűnik, amint a külső keret tengelye ismét függőleges lesz.

Ha a repülőgép bedöntése gyorsulásokkal kísért, amint az általában történik is, akkor a kardánhiba mellett megjelenik az úgynevezett elfordulási hiba ( $\Delta\psi_e$ ) is.

A vízszintes helyesbítő rendszer ebben az esetben is a forgórész tengelyén és a külső keret tengelyén keresztülménő, általános esetben ferde síkban vált ki precessziós mozgást, ami a főtengety azimutális helyzetét megváltoztatja, és a repülőgép vízszintesbe kerülése után  $\Delta\psi_e$  hiba megjelenéséhez vezet. Ez a hiba nem csak fordulóknban, de gyorsulással kísért emelkedésnél és süllyedésnél is megjelenik. Az elfordulási hibák általában kis értékűek, Ha a külső keret tengelyét a függőleges helyzetben stabilizáljuk, akkor mind a kardánhiba, mind az elfordulási hiba megelőzhető.

#### b., Szerkezeti műszerhibák:

A pörgettyű azimutális eltérését kiváltó konstrukciós okok közül a legfontosabbak a súrlódási nyomatékok, az árambevezetések nyomatékai és a belső keret tengelye körül ható kiegyensúlyozatlansági nyomaték. A külső keret tengelye körül ható zavaró nyomatékok hatása jelentősen kisebb, mivel ezeket a vízszintes helyesbítő rendszer kompenzálja.

A belső keret tengelye körül már kis zavaró nyomatékok is jelentős műszerhibák megjelenéséhez vezetnek. Így például  $3^\circ/\text{óra}$  eltéréshez ( $\omega \approx 1,45 \cdot 10^{-3} \text{ 1/sec}$ ), ha a kinetikai nyomaték  $H = 0,27 \text{ kg} \cdot \text{m} \cdot \text{sec}$ , elegendő  $M = \omega \cdot H = 0,39 \cdot 10^{-3} \text{ Nm}$  nagyságú állandó nyomaték. Ha ezt a nyomatékot csak a tömegközéppont  $l$  távolságra való eltolódása miatt létrejövő kiegyensúlyozatlansági nyomaték ( $M = Gl$ ) hozza létre ( $G$  - a forgórész tömege), akkor  $G = 1 \text{ kg}$  esetén a fenti eltérés létrehozásához elegendő:  $l = \frac{M}{G} = 0,39 \cdot 10^{-3} \text{ m}$  értékű eltolódás a belső keret tengelyétől.

### 3.4 Helymeghatározás az ortodrómikus koordináta rendszerben

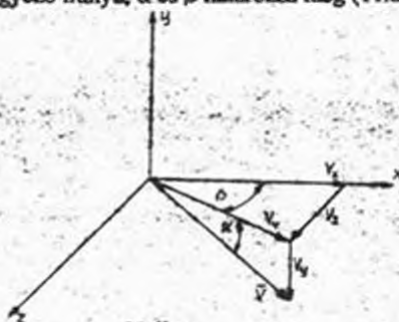
#### 3.4.1 Útszámítás légijelek felhasználásával

A légijeles útszámítás a valós repülési sebesség vektor és a vízszintes koordináta rendszer tengelyire eső vektor összetevők meghatározásán alapul. Ezeket az összetevőket integrálva a tartózkodási hely meghatározható.

A számításokhoz az elsődleges navigációs jellemzőket használjuk fel, melyek mérése aerometrikus úton történik. Az elsődleges navigációs jellemzők a következők:

- $v$  - repülési sebesség
- $\beta$  - csúszásszög
- $\gamma$  - bedöntési szög
- $v_h$  - vízszintes repülési sebesség
- $t$  - repülési idő
- $\alpha$  - a repülőgép állásszöge
- $\vartheta$  - bólintási szög
- $\psi$  - valós irányszög
- $H$  - repülési magasság

Először a test koordináta rendszerét vizsgáljuk és meghatározzuk a  $v$  vektor  $x, y, z$  tengelyek menti összetevőit. A  $v$  vektor a repülőgép a repülőgép levegőhöz viszonyított pályájával egyező irányú,  $\alpha$  és  $\beta$  határozza meg (11. ábra).



11. ábra

A 11. ábra alapján a repülési sebesség vektor tengelyek menti összetevőit a következő egyenletek határozzák meg:

$$\begin{aligned}
 v_x &= v_r \cos \beta = v \cos \alpha \cos \beta \\
 v_y &= -v \sin \alpha \\
 v_z &= v_r \sin \beta = v \cos \alpha \sin \beta
 \end{aligned}
 \tag{19}$$

ahol:  $v_r = v \cos \alpha$

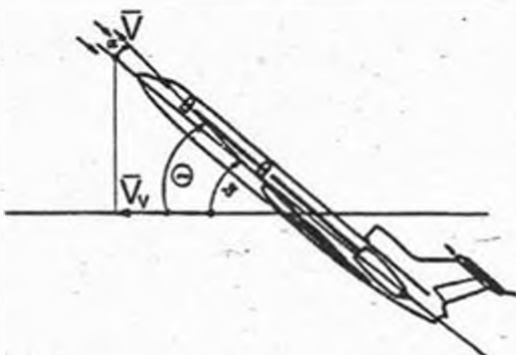
$\alpha$  - a repülőgép állásszöge

$\beta$  - a csúszásszög

A repülési sebesség vízszintes összetevője a repülőgép pályaszögének ismeretében meghatározható (12.ábra). [2., 4]

A 12.ábra alapján a vízszintes repülési sebesség összetevő a következő alakban írható fel:

$$v_x = v \cos \Theta = \frac{v_r \cos \Theta}{\cos \alpha \cos \beta}
 \tag{20}$$



12.ábra

Mivel a navigációs feladatot a földfelszínhez viszonyítva valósítják meg, így át kell térni a vízszintes földrajzi koordináta rendszerbe. A földrajzi koordináta rendszer tengelyei a következők:

$\xi$  - északi irányba mutat

$\eta$  - függőleges irányú, merőleges a  $\xi, \zeta$  tengelyek síkjaira

$\zeta$  - keleti irányba mutat

A  $\xi, \eta, \zeta$  tengelyek mentén meghatározzuk a sebesség összetevőit a (20) összefüggés felhasználásával.

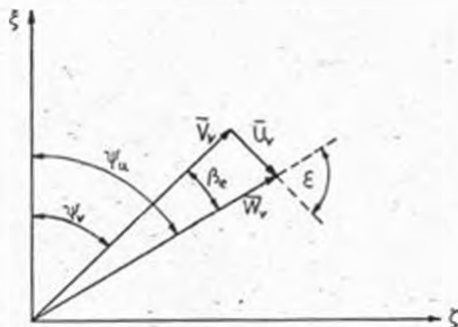
$$\begin{aligned} v_{\xi} &= v_v \cos \psi = v \cos \Theta \cos \psi \\ v_{\eta} &= v \sin \Theta \\ v_{\zeta} &= v_v \sin \psi = v \cos \Theta \sin \psi \end{aligned} \quad (21)$$

A földfelszínhez viszonyított valós repülési sebességnél figyelembe kell venni a szélesebbesség vektort is. A repülőgép Föld feletti repülési sebesség vektora a repülési sebesség vektor és a szélesebbesség vektor összegeként írható fel:

$$\vec{w} = \vec{v} + \vec{u} \quad (22)$$

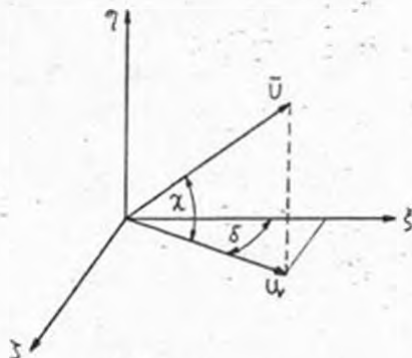
A három vektor vízszintes összetevői által meghatározott háromszöget navigációs háromszögnek nevezzük (13.ábra).

Ahol:  $\beta_e$  - elsodrési szög  
 $\psi_u$  - útvonalszög  
 $\varepsilon$  - szélszög  
 $\psi_v$  - valós irányyszög



13.ábra

A szélesebbesség vektort ábrázoljuk és a 14.ábra alapján felírjuk a koordináta rendszer tengelyeire eső összetevőit.



14. ábra

$$\begin{aligned}
 u_x &= u_w \cos \delta = u \cos \chi \cos \delta \\
 u_y &= u \sin \chi \\
 u_z &= u_w \sin \delta = u \cos \chi \sin \delta
 \end{aligned}
 \tag{23}$$

Ahol:  $u_w = u \cos \chi$

A (21) és a (23) egyenleteket behelyettesítve a (22) egyenletbe, megkapjuk a Föld feletti repülési sebesség vektor összetevőit.

$$\begin{aligned}
 w_x &= v_x + u_x = v \cos \psi + u \cos \delta \\
 w_y &= v_y + u_y = v \sin \psi + u \sin \chi \\
 w_z &= v_z + u_z = v \sin \psi + u \sin \delta
 \end{aligned}
 \tag{24}$$

A repülőgép tartózkodási helyét a  $w$  integrálásával határozzuk meg.

$$\begin{aligned}
 S_x &= S_{0x} + \int_0^t w_x dt \\
 S_y &= S_{0y} + \int_0^t w_y dt \\
 S_z &= S_{0z} + \int_0^t w_z dt
 \end{aligned}
 \tag{25}$$

Ahol:  $S_0$  - kezdeti érték

$S_1$  - barometrikus, rádió vagy egyéb magasságmérő segítségével határozható meg

Teljesen autonóm a módszer a sebesség vektor mérése és integrálása alapján. A szélesebbesség értéke jöhet kívülről, de lehet pl. lokátorral is mérni.

### 3.4.2 Inerciális elvű helymeghatározás

A repülőgép mozgását gravitációs eredetű erők és úgynevezett aktív erők határozzák meg, mely erők által létrehozott gyorsulásokat a navigációs koordináta rendszer tengelyei mentén elhelyezett axelerométerekkel mérik. A helymeghatározás a repülőgép abszolút gyorsulásainak stabilizált alapra szerelt gyorsulásmérőkkel való mérésén, majd ezt követően a gyorsulások integrálásán alapszik a repülőgép abszolút repülési sebessége összetevőinek meghatározásához.

Legyen az  $a_x, a_y, a_z$  a navigációs tengelyek mentén mért abszolút gyorsulás összetevői.

Ekkor:

$$\begin{aligned} v_x &= v_{x0} + \int_0^t (a_x + g_x) dt \\ v_y &= v_{y0} + \int_0^t (a_y + g_y) dt \\ v_z &= v_{z0} + \int_0^t (a_z + g_z) dt \end{aligned} \quad (26)$$

Ahol a  $g_x, g_y, g_z$  a tengelyek mentén ható gravitációs gyorsulások

A sebesség összetevőket ismét integrálva és a kezdeti koordináta értékeket (induló pont koordinátái) figyelembe véve megkapjuk a repülőgép tartózkodási helyének koordinátáit.

$$\begin{aligned} x &= x_0 + \int_0^t v_x dt \\ y &= y_0 + \int_0^t v_y dt \\ z &= z_0 + \int_0^t v_z dt \end{aligned} \quad (27)$$

Az ismertetett koordináta meghatározási módszerek után alkalmazva az 1.3 bekezdés a., pontjában ismertetett ortodróma útszámításra vonatkozó (2) egyenletet, számítható az ortodrómán megtett út fokokban és percekben.

### 3.4.3 Az ortodrómatól való oldaleltérés meghatározása

Az ortodrómán való repülésnél a repülés pontos végrehajtása érdekében pontosan kell követni az ortodróma útvonalát. Ennek érdekében a repülés folyamán meghatározásra kerül az ortodrómatól való oldaleltérés és az eltérésnek megfelelő vezérlés kerül megvalósításra. [2., 3., 4]

A súlypont adott pályán történő stabilizálásához a súlypontnak az adott pályától oldalra való eltéréseivel arányos jelet kell a robotpilótába betáplálni. Ez a jel a robotpilótának arra a csatornájára kerül, amely az irány vezérlését biztosítja. Mivel az irány vezérlését a csűrők segítségével hatásosabban lehet megoldani, így a súlypont adott pályától történő eltéréseinek jelét általában a csűrőcsatornába táplálják be.

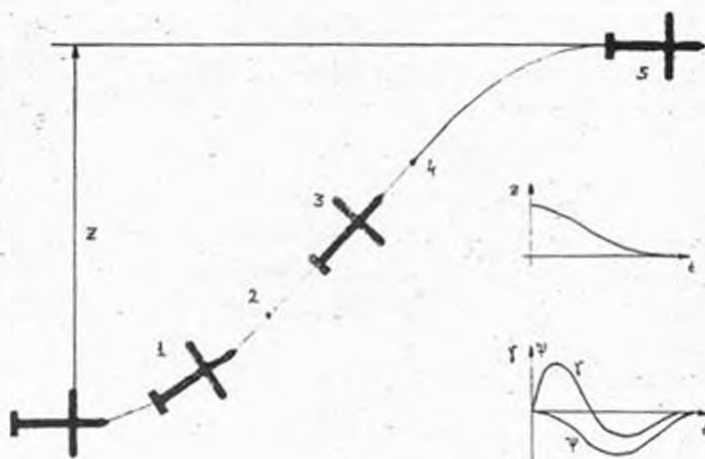
Ekkor a csűrővezérlés törvénye:

$$\delta_{\alpha} = K_{\gamma} \Delta \gamma + K_{\omega} \dot{\omega} + K_{\psi} \Delta \psi + K_z Z \quad (28)$$

A repülőgép súlypontjának az adott ponttól való eltérése esetén a robotpilóta a Z távolsággal arányosan kitéríti a csűrőket, melynek eredményeként dőlési nyomaték jön létre és a repülőgép bedől a megadott pálya irányába. A repülőgép bedőlésének mértékében a robotpilótába a  $K_z Z$  oldaleltérés jelével ellentétes irányú, a bedöntéssel arányos  $K_{\gamma} \Delta \gamma$  jel kerül, ami a csűrők kitérésének csökkenéséhez vezet. A repülőgép dőlése addig fog tartani, amíg a megadott pályától való oldaleltérés jelét nem egyenlíti ki a bedöntés jele és a csűrők nem térnek vissza a kiindulási helyzetbe (15. ábra I. szakasz).

A repülőgép bedőlésekor megjelenik a repülőgép mozgási pályájára megadott pálya irányába elhajlító felhajtóerő összetevő. A repülőgép fordulójának és az adott pályához való közeledésnek folyamán a súlypont eltérés jele csökken, a legyezőszög jele pedig növekszik. Ez a csűrők ellentétes irányú kitéréséhez és a repülőgép bedöntésének csökkenéséhez vezet. Idővel a bedöntés szöge nullával lesz egyenlő (2. szakasz). Továbbá a legyezőszög jele nagyobb

lesz a súlypont eltérés-jelénél és a repülőgép ellentétes irányba dől (3.szakasz). A röppálya görbültségét monoton változtatva a repülőgép az adott pályához közeledik. Amikor a  $Z$  nullával lesz egyenlő, a legyezőszög és a bedöntés szöge helyesen megválasztott áttételi viszonyszámok mellett visszatér a kiindulási értékhez.



15.ábra

A továbbiakban vizsgáljuk meg a robotpilótának az oldalkoordináta stabilizálását megvalósító csatornáját. A repülőgép repülési pályán történő stabilizálásának nevezzük a repülőgép tömegközéppontjának a földi koordináta rendszerhez viszonyított stabilizálását, jelen esetben  $Z$  oldalkoordináta szerint. Ha a repülőgép adott pályán van, akkor  $Z = 0$ , tehát az adott pályától való oldaleltérést a  $Z$  paraméter határozza meg (16.ábra).

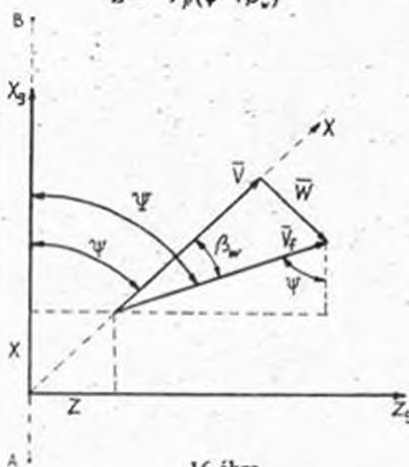
Az ábra alapján felírható a repülőgép súlypontjának a  $Z$  koordináta szerinti oldaleltérése:

$$\dot{Z} = -V_F \sin \psi = -V_F \sin(\psi + \beta_w) \quad (29)$$

A repülőgép mozgásának stabilizálási rendszerét a hossz- és oldalirányú mozgást leíró egyenletrendszerek, valamint a  $Z$  oldalirányú mozgás kinematikai

egyenletrendszerének segítségével lehetséges megtervezni. A gyakorlatban a  $\psi$  legyező- és  $\beta_w$  csúszásszögek értéke kicsi, a repülőgép oldalirányú vizsgálatokor a  $V_r$  repülési sebességet állandónak tekintjük. Ezért a (29) egyenletet lineáris formában írhatjuk le:

$$\dot{Z} = -V_r(\psi + \beta_w) \quad (30)$$



16. ábra

Az így kapott egyenlet Laplace - transzformáltját felírva kapjuk a következő kifejezést:

$$Z(s) = -\frac{1}{\tau_a s} [\psi(s) + \beta_w(s)] \quad (31)$$

ahol:  $-\tau_a = \frac{1}{V_r}$  - aerodinamikai időegység

Azok a paraméterek, melyek a tömegközéppont mozgását biztosítják és az időben viszonylag gyorsan változnak, vezérlő jeleknek nevezzük. A vezérlés biztosítására célszerű azokat a jeleket felhasználni, amelyek a repülőgép tömegközéppont körüli forgását jól jellemzik. Ennek alapján a repülőgép stabilizálását a  $Z$  paraméter, valamint a  $\psi$  és  $\gamma$  szögek szerint a csűrők és oldalkormány segítségével lehet megvalósítani.

A vezérlési törvények gyakorlati formája azt jelenti, hogy elhanyagoljuk a repülőgép tömegközéppont körüli forgásának transziens folyamatait, azokat lényegesen rövidebb időbeni lefolyásúnak tekintjük, mint magának a tömegközéppontnak a változását jellemző átmeneti folyamatokat.

A repülőgép oldal- és hosszirányú mozgását leíró dinamikai egyenletek a bedöntés szerinti vezérlés egyenletével kiegészítve az alábbiak:

$$\begin{aligned} \left( S - \frac{\partial F_r}{m \partial V_r} \right) \beta(S) - \alpha_o \omega_x(S) - \omega_y(S) - \left( \frac{g \cos \theta_o}{V} \right) \gamma(S) &= \frac{\partial F_r}{m \partial V_r} \beta_w(S) \\ -\omega_x(S) + i g \theta_o \omega_y(S) + S \gamma(S) &= 0 \\ \frac{\omega_y(S)}{\cos \theta_o} + S \psi(S) &= 0 \\ -Y_r \beta(S) + Y_r \psi(S) + S Z(S) &= Y_r \beta_w(S) + w(S) \\ \gamma(S) - Y_{zz}(S) K_z Z(S) &= 0 \end{aligned} \quad (32)$$

Egyszerűsítsük a (32) egyenletrendszer

az

$\omega_x = 0, \alpha_o = 0, \beta = 0, \beta_w = 0, i g \theta_o = 0, \cos \theta_o = 1, w = 0, \gamma = const.$

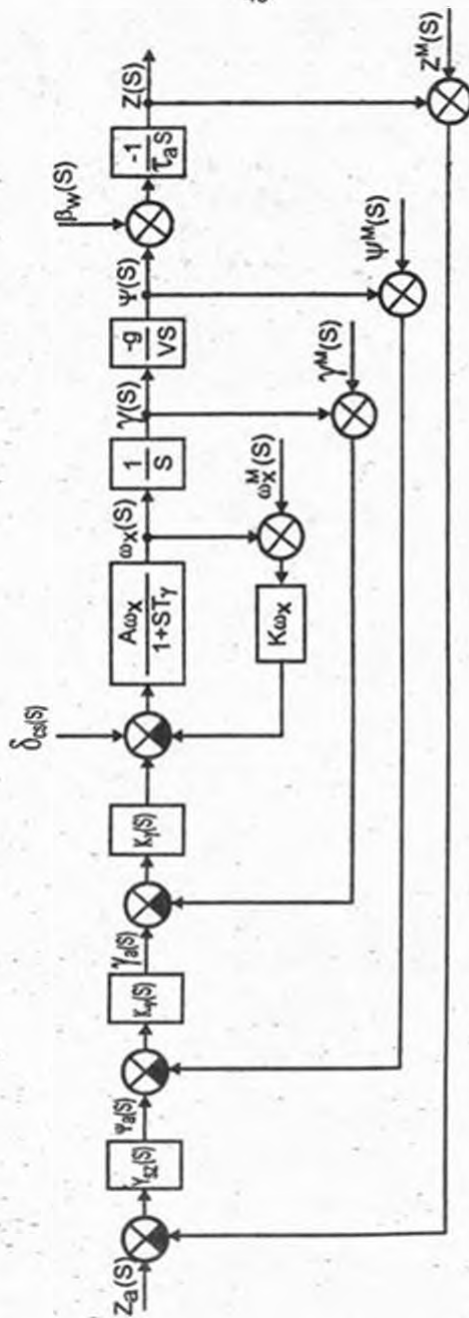
feltételek figyelembe vételével:

$$\begin{aligned} -\omega_y(S) - \gamma(S) \frac{g}{V} &= 0 \\ Y_r \psi(S) + S Z(S) &= 0 \\ \gamma(S) + Y_{zz}(S) K_z Z(S) &= 0 \end{aligned} \quad (33)$$

A (33) egyenletrendszerből felírhatók az átviteli függvények és ezek figyelembe vételével meghatározható a dőlési robotpilótóra épülő oldalkoordináta stabilizáló rendszer (17. ábra).

Az átviteli függvények:

$$\begin{aligned} Y_1(S) &= \frac{\psi(S)}{\gamma(S)} = \frac{g}{V S} \\ Y_2(S) &= \frac{Z(S)}{\psi(S)} = \frac{Y_r}{S} = \frac{1}{\tau_r S} \\ Y_3(S) &= \frac{\gamma(S)}{Z(S)} = -Y_{zz}(S) K_z \end{aligned} \quad (34)$$



17. ábra  
Az oldalkoordináta stabilizáló rendszer hatásvázlata

Az adott útvonal stabilizálásának vizsgálatához végezzük el a szabályozási kör követési tulajdonságának felírását, Először felírjuk a szabályozó átviteli függvényét:

$$Y_{sz}(S) = K_z \left( 1 + K_D S + \frac{K_I}{S} \right) = \frac{K_z K_D}{S} \left( \frac{S}{K_D} + S^2 + \frac{K_I}{K_D} \right) = \frac{K_z K_D}{S} (S^2 + 2\xi_z \omega_z S + \omega_z^2)$$

$$\text{ahol: } \omega_z = \sqrt{\frac{K_I}{K_D}}, \quad \xi_z = \frac{1}{2\sqrt{K_I K_D}}$$

Írjuk fel a szabályozási kör egyszerűsített hatásvázlatában az  $Y(S)$  átviteli függvényét:

$$\begin{aligned} Y(S) &= \frac{gK_f \frac{K_x A \omega_x^2}{(1+ST_7^\alpha)S + K_x A \omega_x^2}}{SV + gK_f \frac{K_x A \omega_x^2}{(1+ST_7^\alpha)S + K_x A \omega_x^2}} = \\ &= \frac{gK_f K_x A \omega_x^2}{SV[(1+ST_7^\alpha)S + K_x A \omega_x^2] + gK_f K_x A \omega_x^2} = \frac{a(S)}{b(S)} \end{aligned}$$

$$\text{ahol: } A \omega_x^2 = \frac{A \omega_x}{1 + K \omega_x A \omega_x}, \quad T_7^\alpha = \frac{T_7}{1 + K \omega_x A \omega_x}$$

A követési tulajdonságot a szabályozási kör átviteli függvénye alapján vizsgáljuk.

$$\begin{aligned} W(S) &= \frac{Z(S)}{Z_e(S)} = \frac{\frac{1}{\tau_e S} Y_{sz}(S) Y(S)}{1 + \frac{1}{\tau_e S} Y_{sz}(S) Y(S)} = \frac{Y_{sz}(S) Y(S)}{\tau_e S + Y_{sz}(S) Y(S)} = \\ &= \frac{K_z K_D (S^2 + 2\xi_z \omega_z S + \omega_z^2) a(S)}{S^2 \tau_e b(S) + K_z K_D (S^2 + 2\xi_z \omega_z S + \omega_z^2) b(S)} \\ Z_e(S) &= \frac{1}{S} \text{ bemenőjelre:} \\ Z(\infty) &= \lim_{S \rightarrow \infty} S W(S) Z_e(S) = \lim_{S \rightarrow \infty} W(S) = 1 \\ \Delta Z(\infty) &= Z_e(\infty) - Z(\infty) = 0 \end{aligned}$$

Tehát az oldalkoordináta stabilizáló rendszer PID-szabályozó esetén maradó hiba nélkül ledolgozza a bemenő jelet. A követési tulajdonság a többi szabályozó taggal hasonló módon írható fel. Vizsgáljuk meg a rendszer zavarelhárító képességét PID-szabályozó esetén, ha csűrő irányú zavaró hatás éri a repülőgépet. A rendszer átviteli függvénye ebben az esetben a következő alakban írható fel:

$$\begin{aligned}
 W_z(s) &= \frac{Z(s)K_f K_g}{\delta_o^+(s)} = \frac{\frac{1}{\tau_p s} Y(s)}{1 + \frac{1}{\tau_p s} Y_{zz}(s) Y(s)} = \frac{Y(s)}{\tau_p s + Y_{zz}(s) Y(s)} = \\
 &= \frac{a(s)}{\tau_p S b(s) + Y_{zz}(s) a(s)} = \frac{S a(s)}{S^2 \tau_p b(s) + K_z K_D (S^2 + 2\xi_z \omega_z S + \omega_z^2) a(s)} = \\
 &= \frac{S g K_f K_g A \omega_x^2}{S^2 \tau_p b(s) + K_z K_D (S^2 + 2\xi_z \omega_z S + \omega_z^2) g K_f K_g A \omega_x^2} \\
 \delta_o^+(s) &= \frac{1}{S} \text{ bemenőjelre:} \\
 Z(\infty) &= \lim_{s \rightarrow 0} W_z(s) K_f^{-1} K_g^{-1} = \frac{0}{K_z K_D \omega_z^2 g K_f^2 K_g^2 A \omega_x^2} = 0 \\
 \Delta Z(\infty) &= Z_o(\infty) - Z(\infty) = 0
 \end{aligned}$$

Tehát a rendszer maradó hiba nélkül ledolgozza a zavaró jelet. A vizsgálatot végezzük el az oldalszél által keltett zavaró hatásra is. Ekkor a rendszer átviteli függvénye a következő alakban írható fel:

$$\begin{aligned}
 W_z(s) &= \frac{Z(s)}{\beta_w(s)} = \frac{\frac{1}{\tau_p s}}{1 + \frac{1}{\tau_p s} Y_{zz}(s) Y(s)} = \frac{-1}{\tau_p s + Y_{zz}(s) \frac{a(s)}{b(s)}} = \\
 &= \frac{-S b(s)}{S^2 \tau_p b(s) + K_z K_D (S^2 + 2\xi_z \omega_z S + \omega_z^2) a(s)} \\
 \beta_w(s) &= \frac{1}{S} \text{ bemenőjelre:}
 \end{aligned}$$

$$Z(\infty) = \lim_{s \rightarrow 0} s W_z(s) \beta_w(s) = \frac{0}{K_x K_D \omega_z^2 g K_v K_r A \omega_x^m} = 0$$

$$\Delta Z(\infty) = Z_s(\infty) - Z(\infty) = 0$$

Az oldalkoordináta stabilizáló rendszer a zavaró hatást maradé hiba nélkül ledolgozza és megtartja a repülőgép eredeti irányát. A vizsgálat a többi szabályozó taggal hasonlóképpen végezhető el.

#### Felhasznált irodalom

- [1] - Kovács József Az irányeghatározás eszközei, főiskolai jegyzet, MH SZRTF, Szolnok, 1994
- [2] - Léginavigáció, LRI Repülésoktatási központ, 1992
- [3] - Peljpor D. Sz., Oszokin J. A., Girozkopicseszkije pribori szisztem orientacii i sztabilizacii, Masinosztroenyije, Moszkva, 1977
- [4] - dr. Takáts László Kézikönyv repülőknék, Budapest, 1992

1992-ben végeztem a Szolnoki Repülőtisztai Főiskolán. 1995-ben végeztem a BME műszer és irányítástechnika szakán. 1996 januárja óta vagyok a Szolnoki Repülőtisztai Főiskola oktatója. Néhány cikk szerzője vagyok.