

Békési Bertold mk. főhadnagy  
főiskolai oktató  
Repülő szakág tanszék

## A REPÜLŐGÉP IRÁNYÍTÁSÁNAK AUTOMATIZÁLÁSA LESZÁLLÁSKOR

### Bevezetés

Leszállás alatt a repülőgép 350 - 400m magasságról a földetérésig és a teljes megállásig való mozgását értjük.

Ezt a mozgást a repülőgép végezheti kötött<sup>1</sup> vagy kötetlen térbeli pályán, melyet siklopályának nevezünk.

A kötött siklopálya a földön elhelyezett berendezések segítségével a repülőgép tömegközéppontjának eltérése a siklopályától pedig a fedélzeti műszerek segítségével adható meg.

Kötetlen siklopálya esetén a repülőgép a földetérés pontjához viszonyított helyzetéről a fedélzeti műszerek segítségével kap információt, néha pedig a földi berendezésektől.

Különbséget kell tenni a leszálláshoz történő bejövétel, amikor a repülőgép a siklopályán mozog 20 - 30m magasságig és a konkrét leszállás között, amikor a repülőgép a függőleges síkban manővert hajt végre, amely a földetéréssel és a kifutópályán történő kigurulással ér véget a teljes megállásig.

Amennyiben a repülőgép fedélzetén van információ a siklopályához vagy a földetérési ponthoz viszonyított helyzetéről, akkor a leszállás irányítása automatizálható.

### 1. Leszálláskor az irányítás automatizálásának lehetséges módjai

A repülőgép automatikus irányításához leszálláskor az irány és a siklopálya vevők kimeneti jeleire van szükség, amelyeket egyenáramú jelek formájában

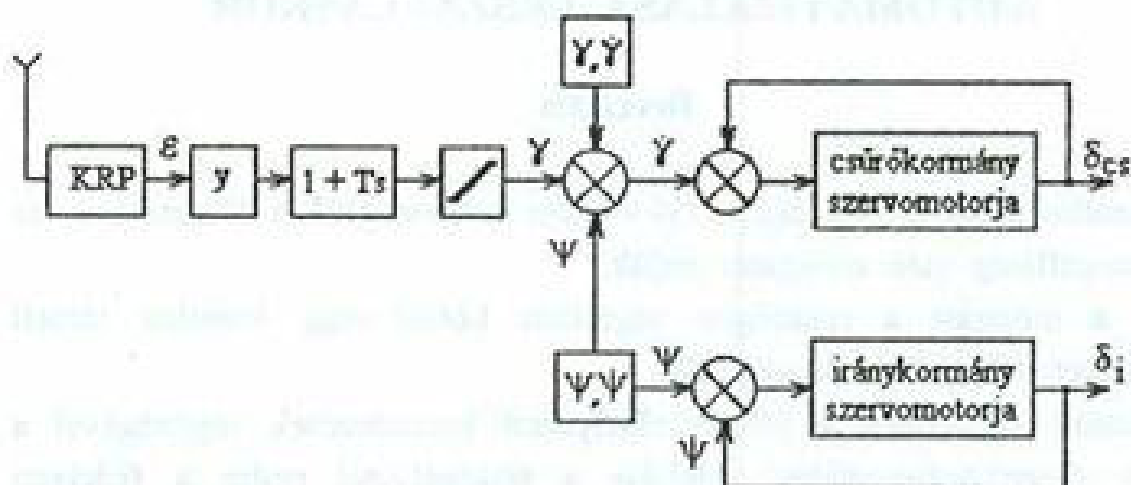
---

<sup>1</sup>Kötött siklopálya - trajektória, a földhöz képest változatlan.

A kötetlen siklopálya felépíthető a repülőgép helyzetétől függően minden időpillanatban.

képzeltünk el. Ezek a jelek erősítés után a robotpilóta megfelelő csatornájának bemeneti jelei lehetnek.

Ha az irányszögvevő (KRP) jelét a robotpilóta bemenetére kötjük, akkor a repülőgép fordulót fog végrehajtani a leszállópálya középvonalának iránya felé és a szögsebesség arányos lesz a jel nagyságával.



1. ábra  
A repülőgép oldalirányú mozgásának automatizálása

Hasonló módon, ha a siklópálya vevőjének jelét a robotpilóta hosszirányú csatornájának bemenetére kötjük, akkor a repülőgép a siklópálya irányában a bólintási szög sebességével fog mozgást végezni, amely arányos lesz szintén a jel nagyságával.

A repülőgép oldalirányú mozgásának automatizálása az 1. ábrán látható. Az irányszög vevőjelei  $\varepsilon$  erősítés után a gyorsító tagra ( $y$ ) kerül, hogy az  $\varepsilon$  deriváltját megkapjuk.

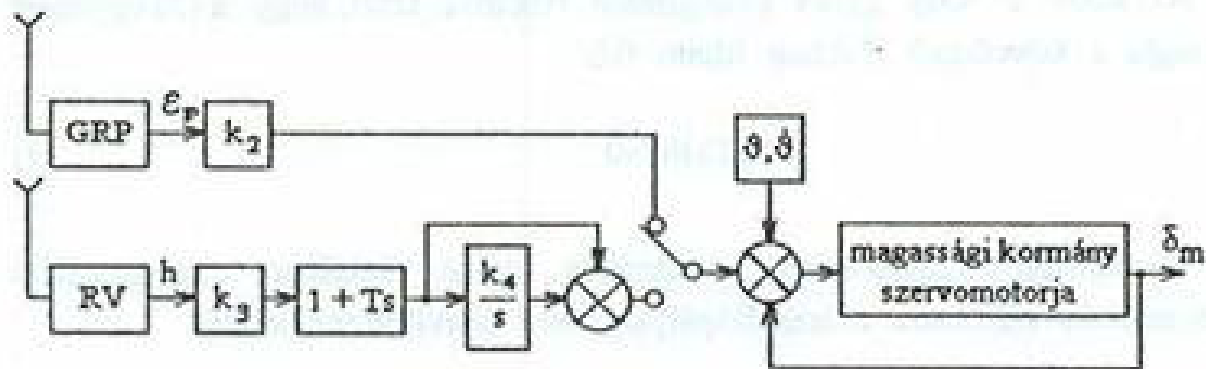
A gyorsító tag kimenetén a szükséges  $\gamma$  dőlési szög jelenik meg.

$$\gamma = k_1(1 + Ts)\varepsilon \quad (1)$$

A  $\gamma$  szükséges bedőlési szög jelét átvezetjük egy határolón, azért hogy elkerüljük leszálláskor a veszélyes dőlési szögek megjelenését. Ez a jel a robotpilóta dőlési csatornájába kerül. Ugyanebbe a csatornába kerül a repülőgép dőlési szög  $\gamma$ ; irányszög  $\psi$ ; és a dőlés szögsebességének jele.

Az oldalkormány csatornáját az irányszög lengésének megszüntetésére használják.

A repülőgép függőleges síkban történő automatikus irányítását a leszálló sikló pályán a 2. ábrán bemutatott módon lehet megvalósítani.



2. ábra  
Irányítási rendszer a sikló pályára fényjelző zónájában

30m magasságig a vezérlési törvény

$$\vartheta = k_2 \varepsilon_p \quad (2)$$

ahol  $\vartheta$  - a szükséges bólintási szög ;  
 $\varepsilon_p$  - a sikló pályától való eltérés szöge ;

A leszállás utolsó fázisában a sikló pályára jelének nem egyenletes mezője miatt a függőleges síkban az irányítás a rádió magasságmérővel oldható meg. Erre a célra kis időállandójú (kis csillapítású) rádió magasságmérőt (RV) használnak, amelynek segítségével exponenciális pályát lehet felépíteni, amely összeköti a sikló pályát a leszállópályára középvonalával.

A rádió magasságmérő alkalmazásakor a vezérlési törvény a 2. ábra alapján a következő alakban írható fel:

$$\vartheta = k_2 (1 + Ts)h + \frac{k_4}{s} (1 + Ts)h \quad (3)$$

ahol:  $h$  - a repülés viszonyított magassága ;  
 $k_1, k_2$  - áttételi viszonyszámok ;

A (3) egyenletben szereplő integráló tag biztosítja a bólintási szög folyamatos változását a repülőgép kilebegtetésekor.

Az adott  $\vartheta$  szög gyors kidolgozása lehetővé teszi, hogy a (3) egyenlet első tagja a következő alakban írható fel:

$$(1 + T_s)h = 0 \quad (4)$$

azaz a repülőgép magassága a leszállás utolsó fázisában exponenciális görbe mentén változzon a leszállópályára való lesikláskor (3.ábra).

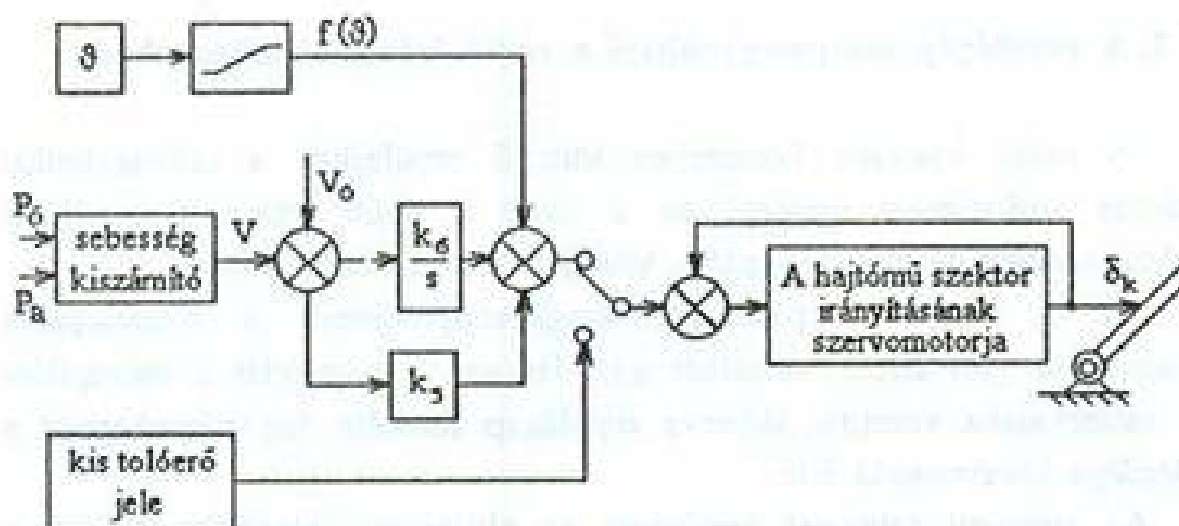


3.ábra

A földetérés exponenciális törvényszerűség szerint

A sikeres leszállás végrehajtásához a repülőgép sebességét a siklopályán először állandó értéken kell tartani, majd 80 - 90m - ről kezdve csökkenteni kell. A sebesség vezérlését a hajtómű tolóerejének szabályozásával valósítják meg. Az erre a célra használatos sebességautomata magába foglalja az összenyomás  $p_o$  és a statikus nyomás  $p_s$  mérésén alapuló sebességmérőt,  $\frac{k_2}{s}$  átviteli függvényű integrátort,  $f(\vartheta)$  funkcionális átalakítót, melynek bemenetére kerül a  $\vartheta$  bólintási szög, kis tolóerő jele (melynek kialakítását egy erre a célra szolgáló berendezés adja) és a hajtómű szabályozására szolgáló szervomotor.[1.,2.,3]

Földetérés előtt a repülés adott  $V$  sebessége olyan törvényszerűség szerint változik, amely lehetővé teszi a hajtómű leállítását.



4. ábra  
A sebesség automata hatásvázlata

A repülési sebesség vezérlési törvénye, mint ahogy a 4. ábrán látható a következő alakban írható fel:

$$\delta = k_1 \Delta V + \frac{k_0}{s} \Delta V + f(\vartheta) \quad (5)$$

ahol  $\delta$  - a szervomotor rúdjának elmozdulása ;

$f(\vartheta)$  - a bőlintási szög függvénye ;

$$\Delta V = V_0 - V$$

$V_0$  - az adott program szerint változó repülési sebesség ;

Az (5) egyenletben lévő integráló tag lehetővé teszi, hogy figyelembe vegyük a rendszer kezdeti feltételeit ; az  $f(\vartheta)$  tag pedig lehetővé teszi a vezérlési program betartását.

A kis tolóerőre mint bemeneti jelre való átkapcsolást a rádió magasságmérő jelével biztosítható.

A sebesség vezérlése lehetővé teszi, hogy csökkentsük a földetérés pontjainak szórását, azaz növelhető a leszállás pontossága.

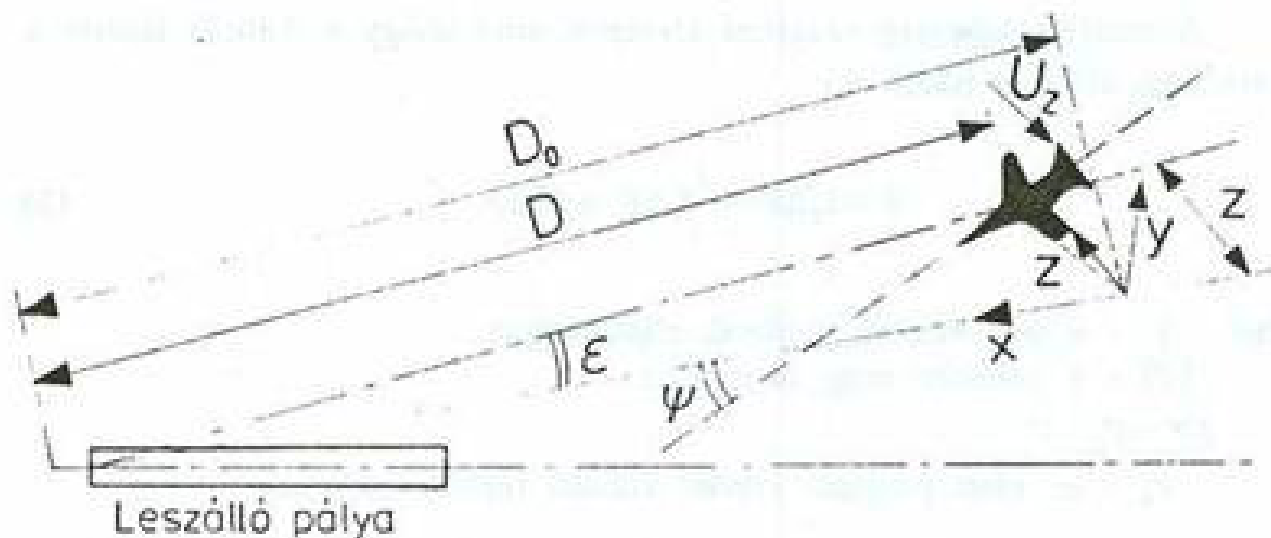
A fentebb említett vezérléseken kívül a leszállás automatikus irányítása kiegészül indikátorokkal, melyek alapján a pilóta ellenőrizheti leszálláskor a manőverek végrehajtásának helyességét.

## 2. A repülőgép mozgásegyenletei a rádió irányadó körzetében

A rádió irányadó körzetében történő repüléskor a rádiótechnikai berendezés segítségével mérhető az  $\varepsilon$  szög a rádió irány - a repülőgép tömegközéppontja és a leszállópálya középvonala között (3. ábra).

Ez a szög a repülőgép tömegközéppontjának a leszállópálya középvonalától való eltérés mértékét adja. Ha az  $\varepsilon$  szög jelét a robotpilóta dőlési csatromájába vezetjük, akkor a repülőgép fordulót fog végrehajtani a leszállópálya középvonala felé.

Az átmeneti folyamat minőségét az elfogadott irányítási törvény, a repülőgép dinamikai tulajdonságai, az irányítási rendszer és a rendszerre ható zavarások határozzák meg.



5. ábra  
A mozgásegyenletek levezetéséhez

A rendszer viselkedésének leírásához válasszuk az Oxyz földhöz rögzített koordinátarendszert. A koordináta rendszer kezdőpontját helyezzük a síklópályára  $D_0$  távolságba a rádió irányadótól, az Ox tengely a síklópályával essen egybe és pozitív iránya mutasson a leszállópálya felé, az Oy tengely az oldalirányú eltérés síkjára legyen merőleges. Az irányyszöveget tekintsük pozitívnak, ha a sebesség vektora a síklópálya irányától balra tér el.

Az  $\varepsilon$  szög pozitív, ha a siklopályától a repülőgép jobbra tér el. Ha  $z$  - a repülőgép tömegközéppontjának oldalirányú eltérése a leszállópálya középvonalától, akkor

$$\frac{dz}{dt} = -V\psi + v_x \quad (6)$$

ahol  $V$  - a repülés sebessége, melyet állandónak veszünk;  
 $v_x$  - a szél sebességének oldalirányú összetevője;

Kis  $\varepsilon$  szögek esetén

$$z = D\varepsilon \quad (7)$$

ahol  $D$  - a rádióirányadótól mért változó távolság;

A (6) egyenlet a (7) összefüggés figyelembevételével a következő alakban írható fel

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{D}{V} \varepsilon \right) = -\psi + v_x \quad (8)$$

ahol  $v_x = \frac{u_x}{V}$

Alakítsuk át a (8) egyenletet, figyelembe véve, hogy

$$D = D_0 - Vt \quad (9)$$

ahol  $t$  - a repülőgépnek a koordináta rendszer kezdőpontjától számított repülési ideje

A (8) egyenletbe a (9) egyenletet behelyettesítve kapjuk

$$(t_0 - t) \frac{d\varepsilon}{dt} - \varepsilon = -\psi + v_x \quad (10)$$

ahol  $t_s = \frac{D_0}{V}$

A (10) kinematikai egyenletet ki kell egészíteni a repülőgép dinamikai, az irányítási rendszer, a vezérlést megvalósító és a rádió irányadó jelének egyenleteivel.[3]

Tételezzük fel, hogy a tömegközéppont oldalirányú mozgása a repülőgép bedőlésével valósul meg, ekkor a következő egyenletrendszert kapjuk:

$$\gamma = W(s)\delta_{\alpha} \quad (11)$$

$$s\psi = n_{1\alpha}\gamma \quad (12)$$

$$\delta_{\alpha} = W_{\alpha}(s)(u - k_{\psi}\psi - k_{\gamma}\gamma) \quad (13)$$

$$u = W_1(s)(u_1 - u_z) \quad (14)$$

$$u_1 = W_n(s)\varepsilon \quad (15)$$

ahol  $W(s)$  - a repülőgép átviteli függvénye;

$W_{\alpha}(s)$  - a szervomotor átviteli függvénye;

$W_1(s)$  - a vezérlőjel képzés átviteli függvénye;

$W_n(s)$  - a rádióirányadó átviteli függvénye;

$u_1$  - a rádióvevő kimeneti jele;

$u$  - a vezérlő jel;

$u_z$  - zavaró jel;

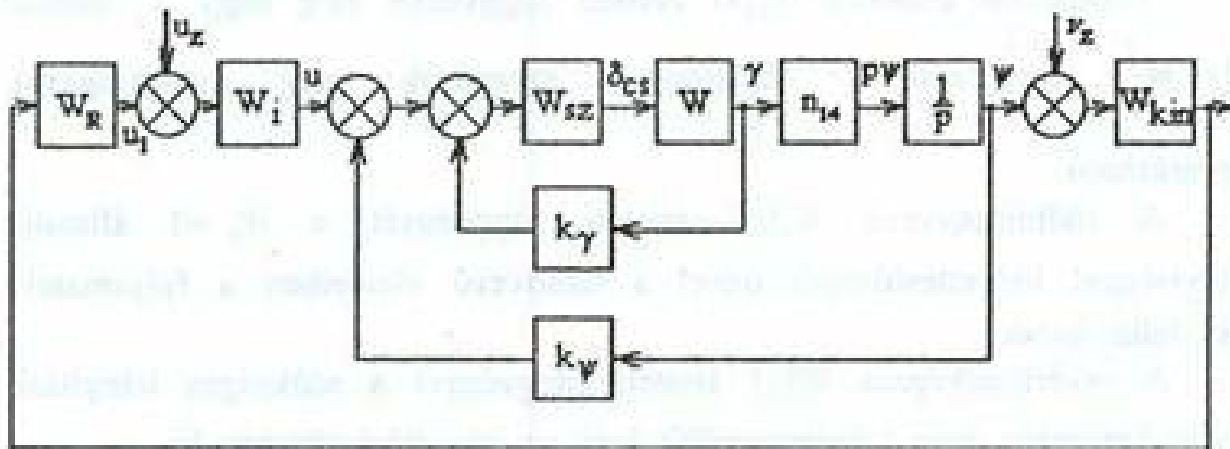
A (6) ábrán látható irányítási rendszer a (10) - (15) egyenletrendszernek felel meg, amely a rádióirányadó körzetében való oldalirányú mozgás irányítási rendszerének dinamikáját tükrözi.

A zárt irányítási körhöz hozzátartozik a

$$W_{\alpha}(s) = \frac{V}{D} \frac{1}{s} \quad (16)$$

kinetikai tag átviteli függvénye, amelynek csak  $D = \text{const}$  esetén van értelme.





6. ábra  
Az irányítási rendszer hatásvázlata

A repülőgépnek a leszállópályához való közeledésekor a  $\frac{V}{D}$  együttható növekszik, amely a rendszer hatásosságának növekedéséhez és következésképpen az instabilitás fellépéséhez vezet. [2]

Az irányítási rendszer állandó hatásosságának megőrzése érdekében változtatni kell az áttételi viszonyszámot, például a  $W_i$  - t a  $\frac{V}{D}$  együttható változtatásával.

Ha a  $D$  - t állandóra vesszük minden esetben, akkor a 6. ábrából a következőt kapjuk:

$$\varepsilon = W_s n_s + W_v v_s \quad (17)$$

ahol

$$W_s(s) = \frac{W_{sz}(s + n_{14} k_\gamma W_D)}{s + n_{14} W_D (k_\gamma + W_{sz} W_i W_R)} \quad (18)$$

$$W_v(s) = \frac{n_{14} W_D W_i W_{sz}}{s + n_{14} W_D (k_\gamma + W_{sz} W_i W_R)} \quad (19)$$

$$W_D(s) = \frac{W W_\pi}{1 + k_v W W_\pi} \quad (20)$$

A bedőlési csatoma  $W_o(s)$  átviteli függvénye elég nagy  $k_1$  esetén  $W_o(s) \approx \frac{1}{k_1}$  lesz, ami az oldalirányú mozgások nagy gyorsaságával magyarázható.

A rádióirányvevő  $W_n(s)$  átviteli függvényét a  $W_n = 1$  állandó mennyiséggel helyettesíthetjük, mivel a rádióvevő elemeiben a folyamatok gyors lefolyásúak.

A vezérlőjelképzés  $W_i(s)$  átviteli függvényét a szükséges irányítási törvény határozza meg. Legegyszerűbb lesz az irányítási törvény, ha

$$W_i(s) = k, \quad (21)$$

Ha figyelembe vesszük, hogy  $W_o(s) = \frac{1}{k_1}$  és  $W_n(s) = 1$ , akkor a dőlési szög (feltételezve, hogy  $k_2 = 0$ ) arányos lesz a repülőgép tömegközéppontjának a sikló pályától való elhajlásával, azaz

$$\gamma = \frac{k_1}{k_1} (\varepsilon + u_1) \quad (22)$$

Felhasználva a (12) és a (22) egyenleteket a forduló szögsebességének kifejezését kapjuk

$$\frac{d\psi}{dt} = k(\varepsilon + u_1) \quad (23)$$

ahol  $k = \frac{k_1}{k_1} n_1$ ,

A (23) irányítási törvénnyel leírt rendszer azonban a nagy lengések miatt nem kielégítő. A lengések elkerülése érdekében az irányítási törvénybe az  $\dot{\varepsilon}$  szögsebességet vezetjük, úgy hogy  $\varepsilon$  jelet egy gyorsító tagon keresztül engedjük (1. ábra). Ebben az esetben a  $W_i(s)$  átviteli függvény

$$W_i(s) = k_1(1 + Ts) \quad (24)$$

és az irányítási törvény a  $k_2 = 0$  figyelembevételével

$$\frac{d\psi}{dt} = k_1(1 + Ts)(\varepsilon + u_1) \quad (25)$$

Ez utóbbi irányítási törvénynek az a hiányossága, hogy az  $u_1$  zavaró jel is átmegy a gyorsító tagon. Az  $\varepsilon$  jel helyett néha a  $\psi$  irányyszög jelét vezetik be, amely ugyanúgy biztosítja a tömegközéppont mozgásának csillapítását.

Az irányítási törvény ebben az esetben a következő lesz

$$\frac{d\psi}{dt} = k_1(\varepsilon + u_1) - k'_1\psi \quad (26)$$

ahol  $k'_1 = \frac{k_2}{k_1} n_{11}$

Az irányítási rendszer  $v_2 = const$  állandó szélesség esetén a (26) irányítási törvény alkalmazásakor statikus hibával rendelkezik, amelyet az irányítási törvénybe a jel integráljának bevezetésével küszöbölhetünk ki, azaz

$$\frac{d\psi}{dt} = k_1(\varepsilon + u_1) - k'_1\psi + \eta \int_0^t (\varepsilon + u_1) dt \quad (27)$$

Azokat az irányítási rendszereket amelyek a (25), (26) és (27) irányítási törvényeket valósítják meg sebességi, statikai és integrális csatolásnak nevezzük.

### Felhasznált irodalom

- [1] - Bodner V. A. Szisztyemi upravlenyija letatyelnimi apparatami, Masinosztroenyije, Moszkva, 1973.
- [2] - Dr. Csáki Frigyes - Bars Ruth Automatika, Tankönyvkiadó, Budapest, 1972.
- [3] - Belogorodszkij Sz. L. Automatizacija upravlenyija poszadkoj szamoljota, Transzport, Moszkva, 1972.