

A SZOJKA-III PILÓTA NÉLKÜLI REPÜLŐGÉP REPÜLÉSSZABÁLYOZÓJÁNAK TERVEZÉSE LQR MÓDSZERREL

A cikkben a Szojka–III pilótánélküli repülőgép [7] szakirodalomból rendelkezésre álló repülésmechanikai matematikai modelljeit felhasználva a négyzetes integrálkritérium (LQR) módszer alkalmazásával — a [10] cikkben publikált stabilitási problémák megoldására, valamint az [14, 15, 16] irodalomban előírt irányítástechnikai minőségi követelmények biztosítására — teljes állapot-visszacsatolású zárt szabályozási rendszer megtervezésének eredményét mutatom be. A vizsgálatokat állandó tömegű ($m=135$ kg), állandó magasságon (400 m), 110, 130, 150, 170, 190 km/h sebességgel repülő repülőgépre terjesztettem ki, és MATLAB® környezetben futtatott, előre megírt program segítségével végeztem A repülőgép biztonságos légi üzemeltetéséhez szükséges egy repülésszabályozó rendszer, ami biztosítja a repülőgép stabilitását. A stabilitást biztosító robotpilótát úgy kell megtervezni, hogy az eleget tegyen a tervezés során előírt irányítástechnikai minőségi követelményeknek is.

BEVEZETÉS

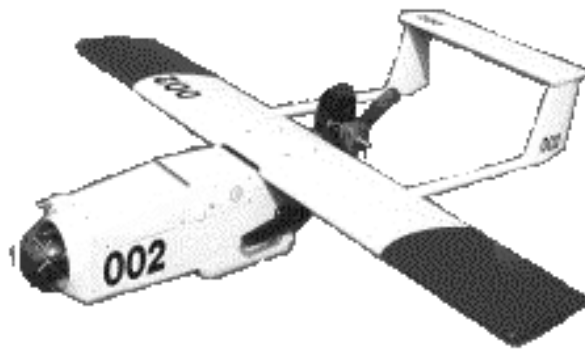
A pilóta nélküli repülőgépek irányításához jól képzett szak személyzetre, vagy előre, a repülés megkezdése előtt a földön, illetve repülés közben a robotpilótába programozott útvonaltervre van szükség. A földön, irányító állomáson, vagy a startpont közelében lévő irányító személy, fedélzeti kamera nélkül, megfelelő látási és időjárási viszonyok között, csak a látóhatár széléig képes a repülőgép irányítására. Az UAV-kat (UAV – Unmanned Aerial Vehicle) a végrehajtandó feladatok közül, például felderítési, tűzérzési tűzhelyesbítési, harcmező kárfelmérési, digitális térképezési, célmegjelölési, stb. feladatok elvégzésére alkalmazhatják. A teljesség igénye nélkül felsorolt tevékenységek ellátására célszerű olyan repülőgép alkalmazása, amely üzemeltetése (bármely repülési feladat irányítása) gyorsan, esetleg a felderítő katona, a határőr, vagy más szakember számára is könnyen elsajátítható.

A felderítési feladat során a valós idejű képek továbbítása a harcjelzés megtervezését (katasztrófa esetén a katasztrófa elhárítását, illetve a károk felmérését) könnyítheti meg. A szándékos, illetve külső zavarás eredményeként érkező ma-

nőverparancsok hatásának befolyásolásával biztosítható a fedélzeti berendezések védelme, illetve elősegíthető a megfelelő működtetése. A repülőgép üzemeltetési képességei ilyen irányú növelésének egy lehetséges megoldása robotpilóta (repülésszabályozó) alkalmazása. Ennek tervezésénél alapkövetelmény, hogy a pilóta nélküli repülőgépet ért külső zajok, illetve távirányítás esetén a felhasználó által okozott szándékos, vagy véletlen térbeli helyzet és/vagy mozgásállapot változások olyan mértékűek legyenek, amelyek nem károsítják a fedélzeti berendezéseket, illetve folyamatosan biztosítják az üzemeltetési korlátozásokat meg nem haladó repülési jellemzőket.

A SZOJKA-III PILÓTA NÉLKÜLI REPÜLŐGÉP

A Szojka–III pilótánélküli merev szárnyú, elsősorban harcászati szintű felderítési feladatok végrehajtására alkalmas repülőgép, amely az 1. ábrán látható. A repülőgép indítása rakétás startkatapult berendezés segítségével történik indítóról. A földi irányítóállomásról távirányítással vagy a robotpilótába előzetesen betöltött útvonalprogram alapján működtetik. A repülőgép kis magasságon (50–2000 m) alacsony repülési sebességgel ($v_{x \max} = 220$ km/h) repül. Teljes feltöltéssel maximum 3,5 órát képes a levegőben tartózkodni, (maximális hatósugár 150 km). Leszállítása ejtőernyővel történik, de a törzsre szerelt siklótalpra is le tud szállni [9]. A repülőgépet két irányítási csatorna segítségével kormányozzák (magassági kormány és csűrőlapok). A hajtómű üzemállapota repülés közben nem változtatható és nincs oldalkormány [7, 8, 21].



1. ábra. A Szojka-III pilótánélküli repülőgép

A REPÜLŐGÉP REPÜLÉSMECHANIKAI MODELLJE

A Szojka–III dinamikája (1) alakban a [7] irodalom alapján adott.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu}; \mathbf{y} = \mathbf{Cx} + \mathbf{Du} \quad (1)$$

A repülőgép mozgásának vizsgált állapotvektorai hosszirányú mozgás esetén (2), oldalirányú mozgás esetén (3) alakúak.

$$\mathbf{x}_h^T = [\vartheta \quad H \quad \omega_z] \quad (2)$$

$$\mathbf{x}_o^T = [\omega_x \quad \gamma] \quad (3)$$

A [12] irodalomban elvégzett irányíthatósági és megfigyelhetőségi vizsgálatok alapján elmondható, hogy a repülőgép a rendelkezésre álló bemeneti paraméterekkel irányítható, az összes állapotváltozója megfigyelhető. A repülőgép a magassági kormány és a csűrőlapok segítségével kormányozható, a szögkitérésekkel arányos jelek, mint bemeneti paraméterek értelmezhetők:

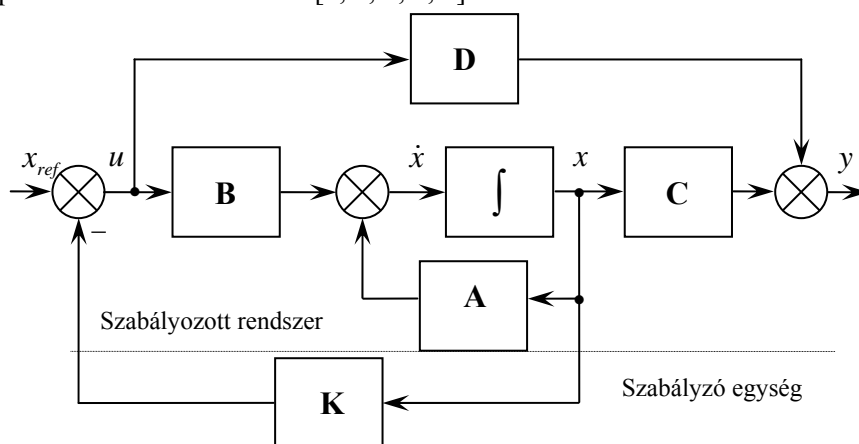
$$\mathbf{u}_m = [\delta_v] \quad (4)$$

$$\mathbf{u}_o = [\delta_{KR}] \quad (5)$$

Az optimális vezérlési törvény $x_{ref.} = 0$, és $\mathbf{D} = 0$ esetén:

$$\mathbf{u}_{opt}(t) = -\mathbf{Kx}(t) \quad (6)$$

alakú, és a szabályozási rendszer a 2. ábrán látható. Az (6) egyenletben a \mathbf{K} az állapot–visszacsatolási mátrix [1, 2, 4, 5, 6].



2. ábra A teljes állapot-visszacsatolású szabályozási rendszer

A SZABÁLYOZÓ EGYSÉG ELŐZETES TERVEZÉSE LQR MÓDSZERREL

A pilóta nélküli repülőgépek több szabályozott bemenettel és több szabályozott kimenettel rendelkeznek, és működésük során külső és belső sztochasztikus zajok is gerjesztik. Modern szabályozástechnikában a szabályozók tervezésére sok módszer ismert, amelyek lehetővé teszik azok előzetes tervezését. A megtervezett szabályozó lehet optimális, vagy nem optimális. Az optimális szabályozóval működő rendszerek, pedig lehet determinisztikusak vagy sztochasztikusak. Modern-, és posztmodern szabályozástechnikában a többváltozós szabályozási rendszerek soros kompenzátorai tervezésére az alábbi fontosabb módszereket használhatjuk:

- a pólus áthelyezés módszere – nem optimális szabályozótervezési módszer;
- LQR módszer (**L**inear **Q**uadratic **R**egulator) – többváltozós, determinisztikus szabályozótervezési módszer;
- LQG módszer (**L**inear **Q**uadratic **G**aussian) – többváltozós, sztochasztikus külső és belső zajok által gerjesztett szabályozási rendszer tervezésére;
- LQG/LTR módszer (**L**inear **Q**uadratic **G**aussian with **L**oop **T**ransfer **R**ecovery) – hurokátvitel visszaállítás segítségével, a többváltozós, sztochasztikus külső és belső zajok által gerjesztett szabályozási rendszer tervezésére;
- H_∞ módszer – többváltozós szabályozási rendszerek robusztus tervezéséhez;
- μ szitézis módszer – többváltozós szabályozási rendszer robusztus tervezésére, strukturált és nemstrukturált paraméterbizonytalanságok figyelembevételével.

A Szojka–III pilóta nélküli repülőgépek robotpilótájának tervezésére az előzőekben felsorolt módszerek közül az LQR optimális szabályozó tervezési módszert választottam [13].

Az LQR feladat megoldása során alkalmazott súlyozó mátrixok előzetes beállítására az egységnyi, azonos súlyozás elvét, vagy a reciprok négyzetes szabályt alkalmazhatjuk. Ha nem ismertek az \mathbf{x} , és az \mathbf{u} vektorok korlátozásai, akkor alkalmazhatjuk az egységnyi, vagy azonos súlyozás elvét. Ennek a módszernek a lényege, hogy az \mathbf{x} állapotvektor rendezőit súlyozó \mathbf{Q} és az \mathbf{u} bemeneti vektor rendezőit súlyozó \mathbf{R} mátrix összes főátlón álló elemét egységnyi értékűnek választjuk [17, 18, 20].

Másik lehetőség a reciprok négyzetes módszer alkalmazása, melynek lényege, hogy az egyes állapotváltozókra a tervezők biztonsági, vagy egyéb más okok, mint pl. a repülőgép manőverező képessége stb. miatt korlátozásokat vezetnek be. Így a szabályozási rendszer \mathbf{x} állapot-, és az \mathbf{u} bemeneti vektorának

rendezői ismertté válnak. Ezeknek a korlátozott állapotváltozóknak az abszolút értékét négyzetre emeljük és vesszük a reciprok értékét. Az \mathbf{x} állapotvektor

rendezőit súlyozó \mathbf{Q} diagonális mátrix elemeinek számítását a $q_{ii} = \frac{1}{|x_{i\max}(t)|^2}$

(q_{ii} az állapotvektor rendezőit súlyozó pozitív skalár, $x_{i\max}(t)$ az egyes állapotváltozók maximális értéke), az \mathbf{u} bemeneti vektor rendezőit súlyozó \mathbf{R}

diagonális mátrix elemeit a $r_{ii} = \frac{1}{|u_{i\max}(t)|^2}$ (r_{ii} az \mathbf{u} bemeneti vektor rendezőit

súlyozó \mathbf{R} diagonális mátrix főátlón álló elemei, míg az $u_{i\max}(t)$ az \mathbf{u} bemeneti vektor rendezőinek maximális értéke) képletek segítségével számíthatjuk.

Az [előző]ben ismertetett módszer segítségével elvégezhetjük az előzetes szabályozótervezést, majd összekapcsoljuk a szabályozott szakasszal. A felnyitott szabályozási kör analízise után a \mathbf{K} optimális, teljes állapot visszacsatolási mátrixon keresztül zárjuk a szabályozási rendszert, és végrehajtjuk a zárt szabályozási rendszer időtartománybeli vizsgálatát. Ha a felnyitott-, és a zárt szabályozási rendszer minőségi jellemzői nem felelnek meg az előírt követelményeknek, akkor a \mathbf{Q} és az \mathbf{R} mátrixok elemeit heurisztikus módon addig hangoljuk, míg a rendszer teljesíti az előírt minőségi követelményeket. Ha heurisztikus hangolással sem teljesíthetők az előírt minőségi követelmények, javasolt más szabályozótervezési módszer választása [5, 14, 15, 16].

Az LQR szabályzó tervezési módszer feltételezi, hogy a rendszert nem gerjeszti sem külső, sem belső zavarforrás, és az összes állapotváltozója ismert, vagy mérhető. A tervezés folyamán keressük az optimális vezérlési törvényt, amely a költségfüggvény minimalizálásával a lineáris rendszert egyik egyensúlyi állapotából a másikba viszi át [3, 17, 18]. A Szojka–III dinamikája az (1) egyenlettel adott. A repülőgép mozgásának vizsgált állapotvektorai hosszirányú mozgás esetén:

$$\mathbf{x}_h^T = [\mathcal{G} \quad H \quad \omega_z] \quad (7)$$

oldalirányú mozgás esetén:

$$\mathbf{x}_o^T = [\omega_x \quad \gamma] \quad (8)$$

A repülőgép a magassági kormány és a csűrőlapok segítségével kormányozható, a szögkitérésekkel arányos jelek, mint bemeneti paraméterek értelmezhetők:

$$\mathbf{u}_h = u_h = \delta_m \quad (9)$$

$$\mathbf{u}_o = u_o = \delta_{cs} \quad (10)$$

Az integrálkritérium:

$$J = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_{\text{vég}}} [\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}] dt \rightarrow \min \quad (11)$$

lokális minimalizálásához szükséges definiálni a \mathbf{Q} és az \mathbf{R} mátrixokat, melyek segítségével meghatározható az $\mathbf{u}_{opt}(t) = -\mathbf{K}\mathbf{x}(t)$ optimális vezérlési törvény.

A [7] szakirodalom a Szojka–III repülőgépnél sem a hosszirányú, sem az oldalirányú állapotváltozóinak maximális értékéről nem ad információt, így a súlyozó mátrixok előzetes beállítására az egységnyi súlyozás elvét alkalmazom. Első lépésként az \mathbf{u} bemeneti vektor rendezőit súlyozó \mathbf{R} diagonális mátrix, valamint az \mathbf{x} állapotvektor rendezőit súlyozó \mathbf{Q} diagonális mátrix főátlóján álló elemeit egységnyinek választom.

A (11) egyenlettel adott integrálkritérium minimalálása során, tehát az alábbi

súlyozó mátrixokat alkalmazom: $\mathbf{Q}_{h1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$, $\mathbf{R}_{h1} = 1$. A választott

súlyok alkalmazásával a repülőgép hosszirányú irányítási csatornáinak optimális teljes állapot–visszacsatolási mátrixai az alábbiak:

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_{h1} &= [-10,4309 \quad -1 \quad -1,6073]; \quad \mathbf{K}_{h2} = [-10,8014 \quad -1 \quad -1,4689] \\ \mathbf{K}_{h3} &= [-11,1835 \quad -1 \quad -1,3739]; \quad \mathbf{K}_{h4} = [-11,5708 \quad -1 \quad -1,3056] \\ \mathbf{K}_{h5} &= [-11,9593 \quad -1 \quad -1,2547] \end{aligned} \quad (12)$$

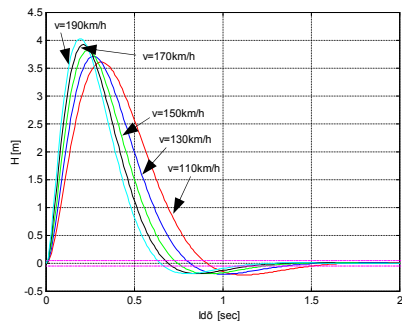
Az előzőekhez hasonlóan a Szojka–III repülőgép oldalirányú irányítási csatornájának tervezése során is az egységnyi súlyozást biztosító $\mathbf{Q}_{o1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$, $\mathbf{R}_{o1} = 1$

mátrixokat használom. Az egységnyi súlyok alkalmazásával meghatároztam a Szojka–III repülőgép oldalirányú irányítási csatornájának optimális teljes állapot–visszacsatolási mátrixait, melyek a következők:

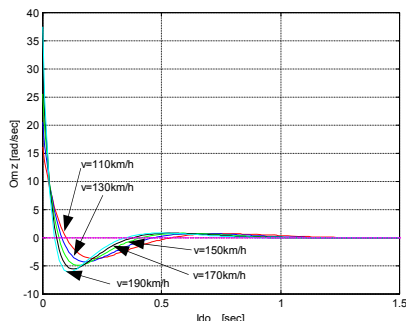
$$\begin{aligned} \mathbf{K}_{o1} &= [-0,9136 \quad -1]; \quad \mathbf{K}_{o2} = [-0,9211 \quad -1] \\ \mathbf{K}_{o3} &= [-0,9278 \quad -1]; \quad \mathbf{K}_{o4} = [-0,9337 \quad -1] \\ \mathbf{K}_{o5} &= [-0,9389 \quad -1] \end{aligned} \quad (13)$$

A hosszirányú mozgás állapotváltozóinak közül a továbbiakban csak a magasság stabilizáló rendszer tervezéséhez szükséges magasság, és bólintási szögsebesség függvényeket vizsgálom. A 3.17 3. – 3.20. ábrákon az egységimpulzus bemenő jelre kapott kimeneti jeleket láthatjuk. A 3.17. ábrán látható, hogy a függvények tranziensideje $1 < t_{tr} \leq 1,55 \text{ sec}$, a repülési sebességtől függően. Így a magasság

súlyfüggvényei eleget tesznek a stabilitás feltételének, kezdeti — a repülési sebességtől függően — 3,5 – 4 méteres túllendülés után a tranziens idő leteltével visszatérnek kezdeti állapotukba.

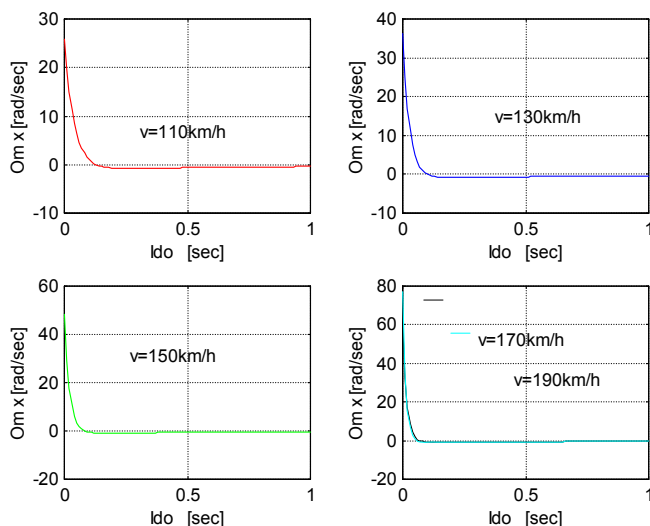


3. ábra. A magasság súlyfüggvényei, $\mathbf{Q}_{h1}; \mathbf{R}_{h1}$ súlyozás



4. ábra. A bólintási szögsebesség súlyfüggvényei, $\mathbf{Q}_{h1}; \mathbf{R}_{h1}$ súlyozás

A 4. ábráról láthatjuk, hogy a rendszer válasz jele minden vizsgált üzemmódon nagy intenzitású és gyors lefolyású ($t_{tr} < 1,1$ sec). A bólintási szögsebesség súlyfüggvénye teljesíti a stabilitás feltételét, a tranziens idő elteltével felveszi kezdeti értékét.

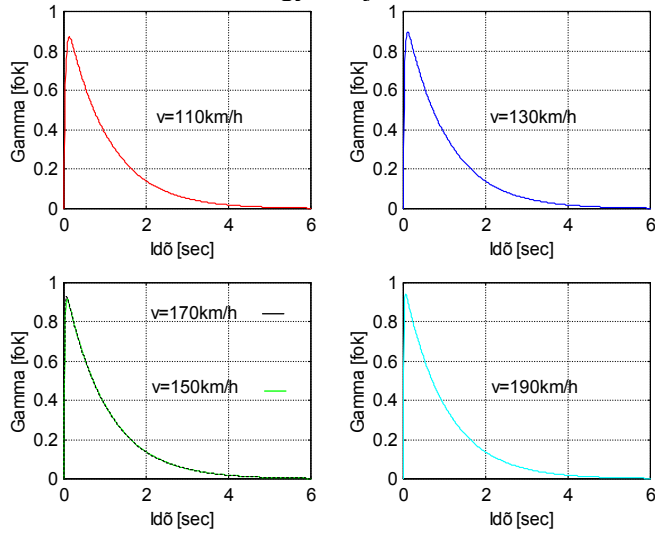


5. ábra. Az orsózó szögsebesség súlyfüggvényei, $\mathbf{Q}_{o1}; \mathbf{R}_{o1}$ súlyozás

Az orsózó szögsebesség súlyfüggvényeinek időbeli lefolyását látjuk a 5. ábrán. Az impulzusválasz függvények gyakorlatilag függetlenek a repülési sebességtől, időbeli lefolyásuk gyors ($t_{tr} < 0,5$ sec) és nagy intenzitású. Az orsózó szögsebesség

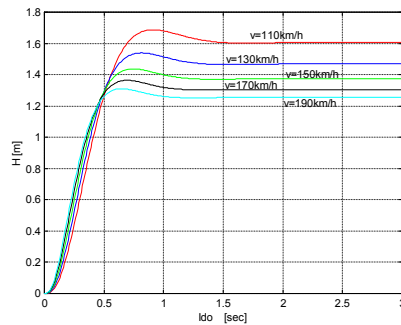
ség súlyfüggvényei a repülési sebességtől függetlenül teljesítik a stabilitás feltételét, a tranziens idő elteltével beállnak a kezdeti értékükre.

A 6. ábrán lévő bedöntési szög súlyfüggvényeit megvizsgálva, láthatjuk, hogy a függvényértékek jó közelítéssel egybeesők, és a tranziensidejük $t_{tr} \cong 3 \text{ sec}$. A tranziens folyamatok lezajlása után a bedöntési szög súlyfüggvényei felveszik kezdeti értéküket, vagyis teljesítik a stabilitás feltételét.

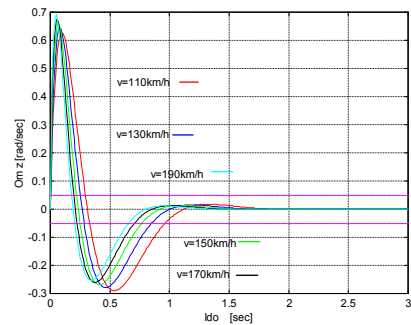


6. ábra. A bedöntési szög súlyfüggvényei, \mathbf{Q}_{o1} ; \mathbf{R}_{o1} súlyozás

A 7. ábrán látható, hogy a magasság átmeneti függvényei — a repülési sebességtől függően — $t_{tr} \cong 1 - 1,5 \text{ sec}$ közötti tranziens idő alatt érik el állandósult állapotbeli értéküket.

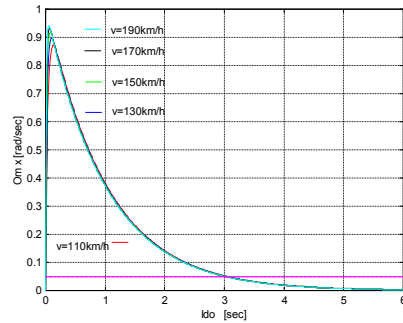


7. ábra. A magasság átmeneti függvénye, \mathbf{Q}_{h1} ; \mathbf{R}_{h1} súlyozás



8. ábra. A bólintási szögsebesség átmeneti függvénye, \mathbf{Q}_{h1} ; \mathbf{R}_{h1} súlyozás

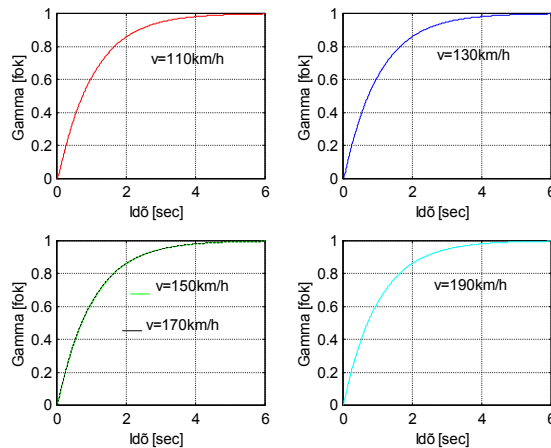
A statikus hiba 0,3 – 0,6 m között változik a repülési sebesség függvényében. A zárt rendszer a bemenetére érkező egységugrás jelet, kisebb, mint 5%-os túlszabályozással követi. A 8. ábrán látható bólintási szögsebesség egységugrás válaszai egy előjelváltó lengés után rövid idő alatt, $0,6 < t_{tr} < 1 \text{ sec}$ — a repülési sebesség függvényében — válnak konstans értékűvé. A statikus hiba értéke zérus.



9. ábra. Az orsózó szögsebesség átmeneti függvénye, \mathbf{Q}_{o1} ; \mathbf{R}_{o1} súlyozás

A 9. ábrán az orsózó szögsebesség $l(t)$ bemeneti jelre adott válaszfüggvényét láthatjuk. Az átmeneti függvény rövid idő alatt ($t_{tr} \cong 3 \text{ sec}$) válik nullává a vizsgált repülési üzemmódokon. Az orsózó szögsebesség kisebb mint 1 rad/sec elfordulással válaszol az egységugrás bemenő jelle.

A 10. ábrán láthatók a bedöntési szög átmeneti függvényei. A függvények maximális értéküket ($\gamma_{\max} = 1$) a repülési sebességtől függetlenül túlszabályozás nélkül érik el.



10. ábra. A bedöntési szög átmeneti függvénye, \mathbf{Q}_{o1} ; \mathbf{R}_{o1} súlyozás

A tranziens idők $t_{tr} \cong 3 \text{ sec}$ és a függvényértékek jó közelítéssel egybeesők. A statikus hiba értéke 0° . A repülőgép hosszirányú mozgásának minőségi jellemzői az 1. táblázatban láthatók.

A vizsgált hosszirányú mozgásegyenletek egy negatív valós résszel rendelkező komplex konjugált gyökpárral és a negatív valóstengelyen elhelyezkedő pólussal rendelkeznek. A ξ csillapítási tényező értéke 0,64 és 1 között változik.

A hosszirányú mozgás minőségi jellemzői 1. táblázat

Sajátérték (λ)	Csillapítási tényező (ξ)		Sajátlengések körfrekvenciája (ω) [rad/sec]
	Valós érték	Előírt érték	
1. üzemmód: $v=110 \text{ km/h}$, $H=400 \text{ m}$, $m=135 \text{ kg}$			
$-3,59 \pm 4,04i$	0,64	$0,5 \leq \xi < 1$	5,41
-10,5	1	$0,5 \leq \xi < 1$	10,5
2. üzemmód: $v=130 \text{ km/h}$, $H=400 \text{ m}$, $m=135 \text{ kg}$			
$-4,05 \pm 4,35i$	0,681	$0,5 \leq \xi < 1$	5,94
-14,3	1	$0,5 \leq \xi < 1$	14,3
3. üzemmód: $v=150 \text{ km/h}$, $H=400 \text{ m}$, $m=135 \text{ kg}$			
$-4,43 \pm 4,64i$	0,691	$0,5 \leq \xi < 1$	6,42
-18,8	1	$0,5 \leq \xi < 1$	18,8
4. üzemmód: $v=170 \text{ km/h}$, $H=400 \text{ m}$, $m=135 \text{ kg}$			
$-4,77 \pm 4,91i$	0,696	$0,5 \leq \xi < 1$	6,85
-24,1	1	$0,5 \leq \xi < 1$	24,1
5. üzemmód: $v=190 \text{ km/h}$, $H=400 \text{ m}$, $m=135 \text{ kg}$			
$-5,07 \pm 5,17i$	0,7	$0,5 \leq \xi < 1$	7,25
-30	1	$0,5 \leq \xi < 1$	30

A [14, 15, 16] irodalmakban található irányítástechnikai minőségi követelményekkel, megállapítható, hogy a \mathbf{Q}_{h1} ; \mathbf{R}_{h1} súlyozó mátrixok további hangolása a vizsgálat ezen fázisában szükségtelen.

A 2. táblázatból kiolvasható, hogy a rendszer minden vizsgált üzemmódon negatív valós sajátértékekkel rendelkezik, és a csillapítási tényező értéke 1. A táblázatban látható, hogy az oldalirányú mozgás állapotváltozói $-0,992$ és $-0,997$ kö-

zött, és $-26,1$ és $-77,5$ között változnak a repülési sebesség függvényében. Az origóhoz közeli, a valós tengelyen elhelyezkedő $-0,992$ és $-0,997$ értékű pólusok miatt az oldalirányú állapotváltozók átmeneti függvényei exponenciális felfutásúak és kritikus csillapításúak. A műszaki gyakorlatban a szabályozók tervezése során arra törekszünk, hogy a zárt szabályozási rendszer dinamikáját az úgynevezett domináns póluspár határozza meg.

A tervezés folytatásaként a súlyozó mátrixok elemeit heurisztikusan mindaddig hangolom, amíg a zárt szabályozási rendszer két negatív előjelű valós gyöke komplex konjugált domináns póluspárt nem alkot. A szabályozótervezést követően vizsgálom a minőségi jellemzők változását.

Az oldalirányú mozgás minőségi jellemzői

2. táblázat

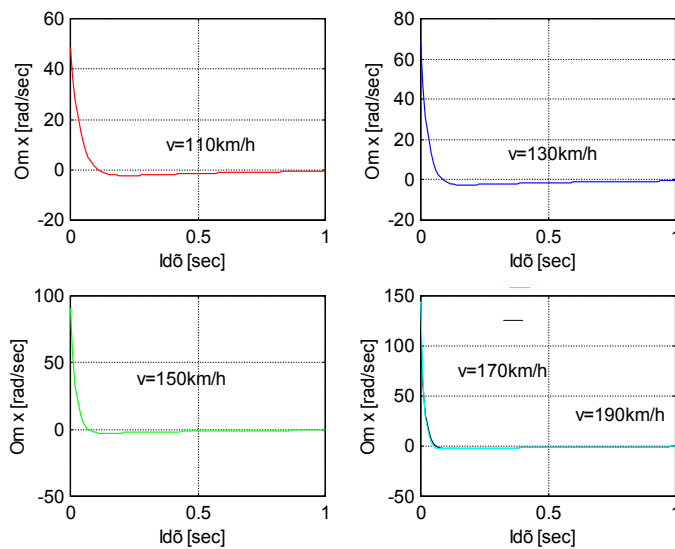
Sajátérték (λ)	Csillapítási tényező (ξ)		Sajátlengések körfrekvenciája (ω) [rad/sec]
	Valós érték	Előírt érték	
1. üzemmód: v=110 km/h, H=400 m, m=135 kg			
-0,992	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	0,992
-26,1	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	26,1
2. üzemmód: v=130 km/h, H=400 m, m=135 kg			
-0,994	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	0,994
-36,4	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	36,4
3. üzemmód: v=150 km/h, H=400 m, m=135 kg			
-0,996	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	0,996
-48,4	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	48,4
4. üzemmód: v=170 km/h, H=400 m, m=135 kg			
-0,996	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	0,996
-62,1	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	62,1
5. üzemmód: v=190 km/h, H=400 m, m=135 kg			
-0,997	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	0,997
-77,5	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	77,5

A heurisztikusan hangolt rendszer állapot-visszacsatolási mátrixai, oldalirányú mozgás, $\mathbf{Q}_{o2} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 3,5 \end{bmatrix}$, $\mathbf{R}_{o2} = 1$ súlyozások esetén, a következők lesznek:

$$\begin{aligned}
\mathbf{K}_{o11} &= [-0,9452 \quad -1,8708]; & \mathbf{K}_{o21} &= [-0,9441 \quad -1,8708] \\
\mathbf{K}_{o31} &= [-0,9453 \quad -1,8708]; & \mathbf{K}_{o41} &= [-0,9474 \quad -1,8708] \\
\mathbf{K}_{o51} &= [-0,9499 \quad -1,8708]
\end{aligned} \tag{14}$$

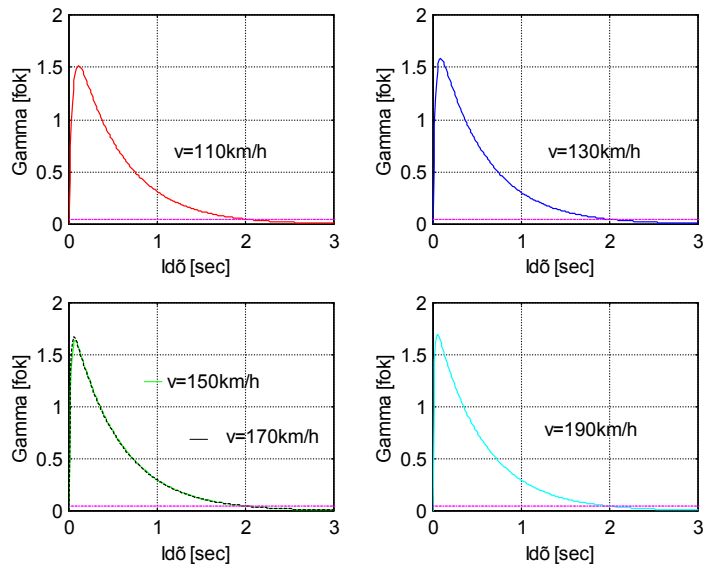
Az \mathbf{x} állapotvektorokat rendező \mathbf{Q}_{o2} súlyozó mátrix q_{22} elemének növelése az állapot-visszacsatolási mátrixok értékeinek csökkentését eredményezte, ami a későbbi megvalósítás esetén kisebb energia felhasználással járhat. A zárt rendszer időtartományú analizisének eredményei a 3.25. – 3.28. ábrákon láthatók.

Az orsózó szögsebesség súlyfüggvényeinek időbeli lefolyása a vizsgált üzemmódokon a repülési sebességtől függően a 11. ábrán láthatók. Az 5. ábrán látható $\mathbf{Q}_{o1}; \mathbf{R}_{o1}$ súlyozáshoz tartozó súlyfüggvényekhez képest a transziens idő kismértékben ($0,4 < t_{tr} < 1$ sec), míg a zárt szabályozási rendszer lengési hajlama lényegesen növekedett, de a függvények jellege nem változott.



11. ábra. Az orsózó szögsebesség súlyfüggvényei, $\mathbf{Q}_{o2}; \mathbf{R}_{o2}$ súlyozás

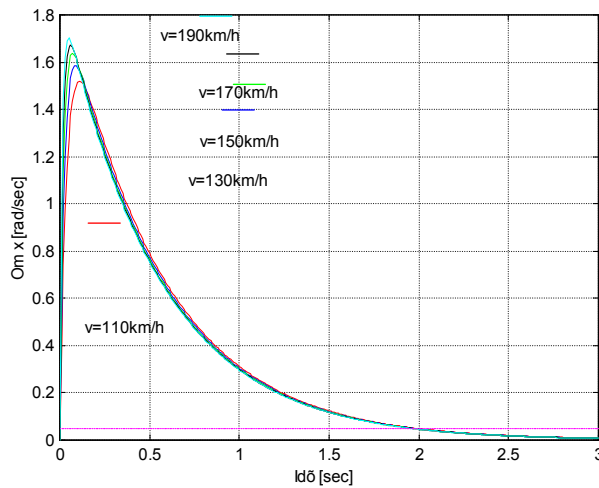
A 12. ábrán látható bedöntési szög súlyfüggvényei transziensideje, $t_{tr} \cong 2$ sec.



12. ábra. A bedöntési szög súlyfüggvényei, $\mathbf{Q}_{o_2}; \mathbf{R}_{o_2}$ súlyozás

A 6. ábrán látható súlyfüggvényekhez képest a $\mathbf{Q}_{o_2}; \mathbf{R}_{o_2}$ súlyozás esetén a 12. ábrán látható súlyfüggvények tranziensideje csökkent, de a függvények időbeli lefolyása nem változott.

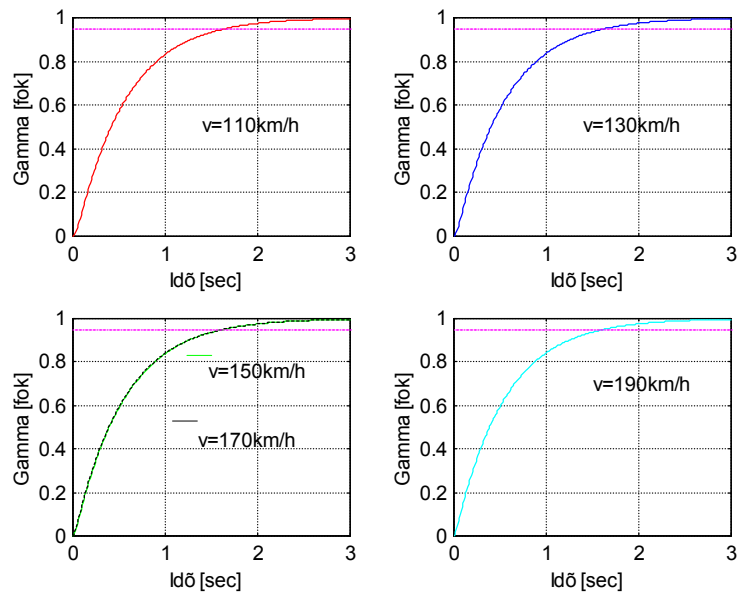
A vizsgált súlyfüggvények alapján elmondható, hogy az oldalirányú mozgás állapotváltozói továbbra is stabil működésűek.



13. ábra. Az orsózó szögsebesség átmeneti függvényei $\mathbf{Q}_{o_2}; \mathbf{R}_{o_2}$ esetén

Az orsózó szögsebesség átmeneti függvényeit a 13. ábrán látjuk, összehasonlítva a 9. ábrán láthatóakkal elmondható, hogy a szabályozási folyamatok gyorsabbak lettek ($t_{tr} \cong 2 \text{ sec}$), és lengési hajlama nőtt. A statikus hiba továbbra is 0° .

A 10. ábrán látható bedöntési szög átmeneti függvényeit összevetve a 14. ábrán láthatóakkal, elmondható, hogy a maximális értékét ($\gamma_{\max} = 1$) a repülési sebességtől függetlenül mindkét vizsgált esetben túlszabályozás nélkül éri el. A $\mathbf{Q}_{o2}; \mathbf{R}_{o2}$ súlyozás esetén a tranziens idő csökkent, melynek értéke $t_{tr} \cong 1,6 \text{ sec}$. A 14. ábra alapján megállapítható, hogy a repülési sebesség változása érdemben nem változtatja meg a dőlési szög átmeneti függvényét. A statikus hiba 0° .



14. ábra. A bedöntési szög átmeneti függvényei, $\mathbf{Q}_{o2}; \mathbf{R}_{o2}$ súlyozás

A 3. táblázatban olvasható, hogy a repülőgép oldalirányú mozgását leíró egyenletek a vizsgált üzemmódokon negatív valóstengelyen elhelyezkedő pólussal rendelkeznek. A ξ csillapítási tényező értéke a repülési sebességtől függetlenül egységnyi. Összehasonlítva a 2. táblázatban szereplő minőségi jellemzőkkel elmondható, hogy a csillapítási tényező értéke nem változott, a sajátértékek abszolút értéke nőtt. Az eredményeket összevetve a [14, 15, 16] irodalomban szereplő irányítástechnikai minőségi paraméterekkel, elmondható, hogy a 3. táblázatban szereplő értékek megfelelnek a követelményeknek.

Sajátérték (λ)	Csillapítási tényező (ξ)		Sajátlendések körfrekvenciája (ω) [rad/sec]
	Valós érték	Előírt érték	
1. üzemmód: v=110 km/h, H=400 m, m=135 kg			
-1,86	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	1,86
-26,1	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	26,1
2. üzemmód: v=130 km/h, H=400 m, m=135 kg			
-1,86	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	1,86
-36,4	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	36,4
3. üzemmód: v=150 km/h, H=400 m, m=135 kg			
-1,86	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	1,86
-48,4	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	48,4
4. üzemmód: v=170 km/h, H=400 m, m=135 kg			
-1,86	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	1,86
-62,1	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	62,1
5. üzemmód: v=190 km/h, H=400 m, m=135 kg			
-1,87	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	1,87
-77,5	1	$0,6 \leq \xi \leq 1,2$	77,5

A heurisztikus hangolás után a $-0,992$, $-0,997$ pólusokat sikerült áthelyezni $-1,86$, $-1,87$ pontokba, de a bedöntési szög változása továbbra is lassú.

KÖVETKEZTETÉSEK

A vizsgálatok eredményeként megállapítottam, hogy:

- a Szojka–III repülőgép hosszirányú mozgása állapotváltozóinak stabilizálását biztosító, és az egységnyi súlyozásos LQR módszerrel tervezett zárt szabályozási rendszer eleget tesz a [14, 15, 16] irodalomban előírt minőségi követelményrendszernek;
- elvégeztem a Szojka–III repülőgép oldalirányú mozgása állapotváltozóit stabilizáló zárt szabályozási rendszer szabályozójának előzetes tervezését, megállapítottam, hogy az egységnyi súlyozásos LQR tervezési módszer

alkalmazása a minőségi jellemzők tekintetében megfelelő rendszer tervezését lehetővé teszi.

A gyakorlatban a zárt szabályozási rendszerek számára olyan szabályozót igyekeznek tervezni, amely biztosítja a domináns póluspár hatásának érvényesülését. Ennek megfelelően célszerű olyan szabályozó tervezési módszert választani, vagy a korábban alkalmazottat olyanra módosítani, amely lehetővé teszi a szabályozó minimális lépésben történő megtervezését. Számos hangolási kísérlet után, amelyeket az LQR szabályozó optimális megtervezésére fordítottam, megállapítottam, hogy a tervezett pólus áthelyezést nehéz elérni. Ezért a zárt szabályozási kör tervezett pólusainak elérésére más módszer választása javasolt.

FELHASZNÁLT IRODALOM

- [1] Hangos, K. – Bokor, J. – Szederkényi, G. Computer controlled systems, Veszprémi Egyetemi Kiadó, Veszprém, 2002.
- [2] Dr. Csáki F.: Automatika, Tankönyvkiadó, Budapest, 1986.
- [3] Ogata, K. Modern Control Engineering, Prentice-Hall International Ltd., 1990.
- [4] Tuschák R.: Szabályozástechnika 1. füzet, Műegyetemi Kiadó, Budapest, 1993.
- [5] McLean, D.: Automatic Flight Control Systems, Prentice Hall, International Ltd, 1990.
- [6] Helm L. – Marton J.: A szabályozástechnika elméleti alapjai (lineáris rendszerek) II. rész, kézirat, Felsőoktatási Jegyzetellátó Vállalat, Budapest, 1965.
- [7] SZOJKA-III/TV kooperációs fejlesztés tudományos technikai adatai, IV. fejezet, Zelong Instr., Brno, 1993.
- [8] Szabolcsi R. – Szegedi P.: Pilóta nélküli repülőgép számítógépes analízise, Szolnoki tudományos konferencia MTESZ, Szolnok 2002. nov. 06. (CD-ROM).
- [9] Pilóta nélküli felderítő repülő eszközök. Haditechnikai Intézet, Haditechnika füzetek 1.sz 1999.
- [10] Szegedi P. A Szojka-III nemirányított repülőgép analízise, Repüléstudományi Közlemények, Szolnok, 2005. (megjelenés alatt).
- [11] Szabolcsi, R. Szabályozási rendszerek optimális méretezése négyzetes integrálkritériummal, Haditechnika, 1996/3, (2-4), 1996.
- [12] Szegedi P.: A Pilótanélküli Repülőgépek Irányíthatóságának és Megfigyelhetőségének Vizsgálata, Repüléstudományi Közlemények, 2003/1. (129-150 oldal).
- [13] Bokor, J. Bevezetés az állapotter elméletbe, kézirat, Budapest, 1994.
- [14] MIL-C-18244A (AS) Control and stabilization system: automatic, piloted aircraft general specification for, 1992.
- [15] MIL-F-8785C Flying Qualities of Piloted Airplanes, 1996.
- [16] MIL-F-9490D Flight Control Systems – Design, Installation and test of piloted aircraft general specification for, 1993.
- [17] Nelson, R. C. Flight Stability and Automatic Control, WCB McGraw-Hill, 1998.
- [18] Szabolcsi, R. Szabályozástechnikai feladatok megoldása a MATLAB® alkalmazásával, Egyetemi jegyzet, Budapest, 2004.
- [19] Somló, J. – Pham Thuong Cat Lineáris és nemlineáris szabályozási rendszerek számítógépes tervezése, Akadémiai Kiadó, Budapest, 1983.
- [20] Ogata, K. Designing Linear Control Systems with MATLAB®, Prentice-Hall, International Inc., 1994.
- [21] Amaczi, V. Többcélú, kisméretű, pilóta nélküli repülőgép-komplexum
<http://www.haditechnika.hu/Archivum/199201/920110.htm>