

Patartics Bálint, Péni Tamás, Vanek Bálint

FLEXIBILIS SZÁRNYÚ REPÜLŐGÉP AKTÍV FLATTER SZABÁLYOZÁSA¹

Az aeroelasztikus flutter egy csillapítatlan lengés, amelyet a repülőgép strukturális dinamikája és az aerodinamikai erők között fellépő rezonancia okoz. E jelenség fellépését meg kell akadályozni, mivel a repülőgép szerkezetének károsodásához, és ezáltal potenciálisan katasztrófához vezet. A repülőgépek tervezői ezt jelenleg passzív eszközökkel, főként a szárnyak merevségének növelésével oldják meg. Azonban könnyebb anyagokból épült, és ezért rugalmasabb szerkezetű szárnyak alkalmazása előnyösebb lenne az üzemanyag-fogyasztás szempontjából. Ez motiválta az utóbbi évek kutatásait, amelyekben a flutter jelenség megszüntetését aktív szabályozással kívánják elérni. Ehhez a célkitűzéshez csatlakozva két szabályozó tervezési módszerét ismertetünk e cikkben, amelyek képesek a biztonságos repülési tartomány megnövelésére egy pilóta nélküli kísérleti repülőgép estén. A bemutatott módszerek alkalmazhatóságát szimulációs eredményekkel szemléltetjük.

Kulcsszavak: UAV, flutter szabályozás, robusztus irányítás

BEVEZETÉS

Az aeroelasztikus flutter a rugalmas szerkezetű repülőgép strukturális dinamikája és az aerodinamikai erők között fellépő rezonancia eredménye. Ez a jelenség a szerkezet csillapítatlan lengéséhez vezet, ami beavatkozás nélkül a repülőgép károsodását okozhatja. A flutter egy bizonyos sebesség felett jelentkezik, amelyet flattersebességnek nevezünk. Utasszállító repülőgép pilóták szigorúan a flattersebesség alatt repülnek, hogy elkerüljék a katasztrófát. A repülőgép biztonságos repülési tartományának növelése így a szárnyak merevítésével lehetséges, amely növeli a flattersebességet. Üzemanyag-fogyasztás szempontjából azonban a rugalmas, könnyűszerkezetű szárnyak az előnyösek.

Az elmúlt években számos kutatási projekt indult el e probléma megoldására. Céljuk olyan aktív szabályozórendszerek kifejlesztése, amelyek képesek a repülőgép strukturális csillapításának növelésére. Amellett, hogy a stabilitást biztosítsuk nagyobb sebességtartományon, a másik kihívás, hogy a megtervezett szabályozónak együtt kell működnie a *baseline* szabályozóval, amely a repülőgép merevtest-szerű mozgását irányítja.

Három különböző eljárást fejlesztettek ki a PAAW² projektben, amelyek kísérleti repüléseken sikeresnek bizonyultak. [8] H_∞ norma-alapú szabályozást javasol, amelyben a beavatkozájel súlyozására *notch filtert* használnak a szerzők a flutter szabályozó és a *baseline* szabályozó frekvenciatartományi elkülönítésére. A MIDAAS³ algoritmus a kimenetek optimális lineáris kombinációját használja statikus kimenet-visszacsatolás tervezéséhez [2]. A cél a flutter módusok

¹ A kutatás, amely ezekhez az eredményekhez vezetett a FLEXOP project része. Ez a projekt az Európai Unió Horizon 2020 kutatási és innovációs programjából kapja a támogatást (grant agreement No 636307).

² PAAW: Performance Adaptive Aeroelastic Wing

³ MIDAAS: Modal Isolation and Damping for Adaptive Aeroservoelastic Suppression

csillapításának növelése, úgy, hogy a dinamika többi részét a lehető legkisebb mértékben módosítsuk. A módszer a felnyitott körben egy zérust helyez az origó közelébe, azért hogy a felnyitott hurok kisfrekvenciás erősítését csökkentse. A harmadik módszer a rendszer viselkedésének ismeretére támaszkodva egyszerű szabályozási elveket alkalmaz [6]. Alapjául az Identically Located Acceleration and Force megközelítés szolgál PI szabályozók alkalmazásával.

A PAAW projektben használt csupaszárny repülőgép struktúrája speciális, ezért a rajta megfigyelhető flutter jelenség kissé eltér a kereskedelmi forgalomban előforduló repülőgépektől. A FLEXOP⁴ projektben egy olyan pilóta nélküli repülőgép épül, amely flutter szempontjából közelebb áll a jelenleg gyártott utasszállító repülőgépekhez [10]. Korábbi munkánkban [5], [8] felhasználásával, LPV⁵ szabályozást alkalmaztunk az ún. BAH⁶-szárny [1] szabályozására, ami a flutter szabályozás egyik alapesete.

Ebben a cikkben két szabályozótervezési elvet mutatunk be. A H_∞ norma-alapú megközelítés kiindulópontjául [8] szolgál. E módszer fókuszában a flutter és a *baseline* szabályozó frekvenciatartományi elkülönítése áll. A másik megoldás modális transzformációval kezdődik, amellyel az instabil (flutter) és a stabil módusokat különítjük el. Az instabil módusok stabilitásához LQ⁷ szabályozást használunk.

A cikk további részének felépítése a következő. Az ez utáni fejezetben a szabályozótervezéshez használt repülőgépmodellt mutatjuk be. A folytatásban a H_∞ szabályozó részleteit tárgyaljuk, majd az LQ-alapú technikáét. Az utolsó előtti fejezetben a H_∞ szabályozó használatával készített időtartományi szimuláció eredményeit mutatjuk be. Az utolsó fejezetben összefoglaljuk a munkánkat és rámutatunk további fejlesztési lehetőségekre.

A FLEXIBILIS REPÜLŐGÉPMODELL LEÍRÁSA

A szabályozandó repülőgép az 0. ábrán látható. Ez egy nagy szárnykarcsúságú repülőgép hátranyilazott szárnyakkal. A V-alakú farkon két *ruddervator* található. A hajtást egy sugárhajtómű biztosítja. Mindkét szárnyon négy-négy csűrőkormány található, amelyeket a törzstől a szárny vége felé haladva egytől négyig számozzuk. A szárny végén található csűrőt a dedikáltan flutterelnyomásra használjuk.

A repülőgép struktúrális modellje tizenöt modális koordinátát tartalmaz, amelyek a rugalmas alakváltozást írják le. Az aerodinamikát lineáris modellekkel írjuk le, amelyeket örvény- és *doublet*-panel módszerrel nyerünk. A teljes modell három komponensből tevődik össze: merev test dinamikából, aerodinamikából és strukturális dinamikából. Flutternek nevezzük az e komponensek között fellépő rezonanciát, amely a szerkezeten jelentkező csillapítatlan rezgéseket okoz. A flutter (rezonancia) frekvenciái $\omega_{f,1} = 42,2$ rad/s és $\omega_{f,2} = 47,7$ rad/s. A modell 26 LTI⁸ modellel adott a levegőhöz képesti sebesség $\rho = 45$ m/s, 46 m/s, ..., 70 m/s értékei mellett. Az összes LTI rendszer 522-állapotú.

⁴ FLEXOP: Flutter Free FLight Envelope eXpansion for ecOnomical Performance improvement

⁵ LPV: Lineáris Paraméter Változós

⁶ BAH: Bisplinghoff-Ashley-Halfman

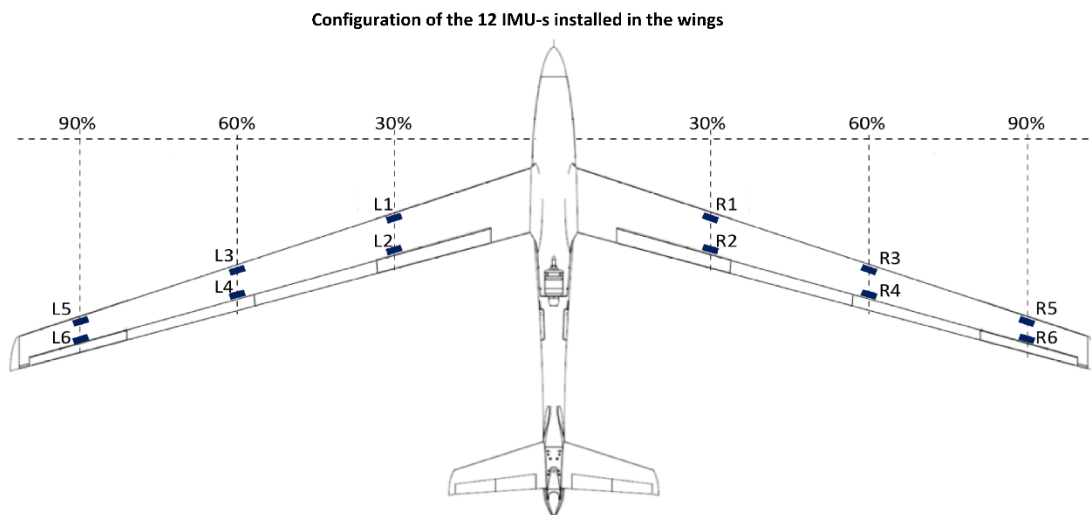
⁷ LQ: Linear Quadratic (lineáris kvadratikus)

⁸ LTI: Linear Time Invariant (lineáris időinvariáns)



1. ábra Számítógépes grafika a FLEXOP projektben épülő repülőgépről [10]

A flutter elnyomására a beavatkozó jel a négyes csűrők kitérítése, amelyet rendre $\delta_{4,l}$ -l és $\delta_{4,r}$ -rel jelölünk a bal és a jobb oldali szárny esetén. A rendszer kimenetei szárnyanként két-két pontban a helyi függőleges gyorsulás és a helyi elcsavarodás és elhajlás szögsebessége. Mindkét pont a szárny végéhez közel található, az egyik a belépő, a másik a kilépő él közelében. Ezeket a pontokat a 0. ábra az R5, R6 és az L5, L6 szimbólumokkal jelzi.



2. ábra A szenzorok elhelyezkedése a repülőgépen [10]

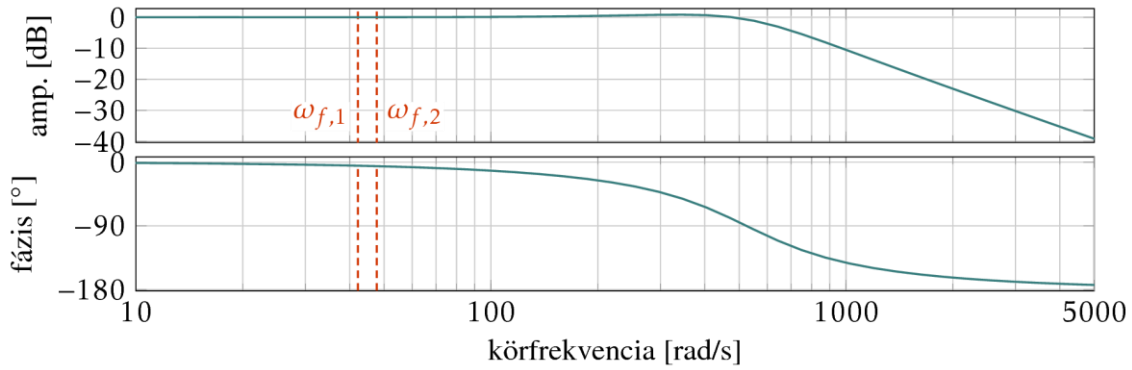
A flutter elnyomásához használt csűrőt mozgató speciális aktuátor neve *direct drive*. Az identifikációból nyert átviteli függvénye

$$G_{dd}(s) = \frac{2,741 \cdot 10^5 (s^2 + 11,37s + 373,6)}{(s^2 + 11,34s + 373,1)(s^2 + 564,5s + 2,746 \cdot 10^5)} \quad (1)$$

A *direct drive* alkalmazását az indokolja, hogy sávszélessége nagyobb, mint a flutter frekvenciák. Ez látható a 0. ábrán. A $G_{dd}(s)$ átviteli függvényt a repülőgépmodell mindkét bemenetére rátesszük.

A szabályozórendszerben 10 ms késleltetésre lehet számítani. Ezt bemeneti késleltetésként vesszük figyelembe a

$$e^{-0,01 \cdot s} \approx G_{\text{delay}}(s) = \frac{(s^2 - 1158s + 3,656 \cdot 10^5)(s^2 - 841,5s + 4,595 \cdot 10^5)}{(s^2 + 1158s + 3,656 \cdot 10^5)(s^2 + 841,5s + 4,595 \cdot 10^5)} \quad (2)$$


 3. ábra A *direct drive* aktuátor Bode-diagramja (G_{dd}) [11]

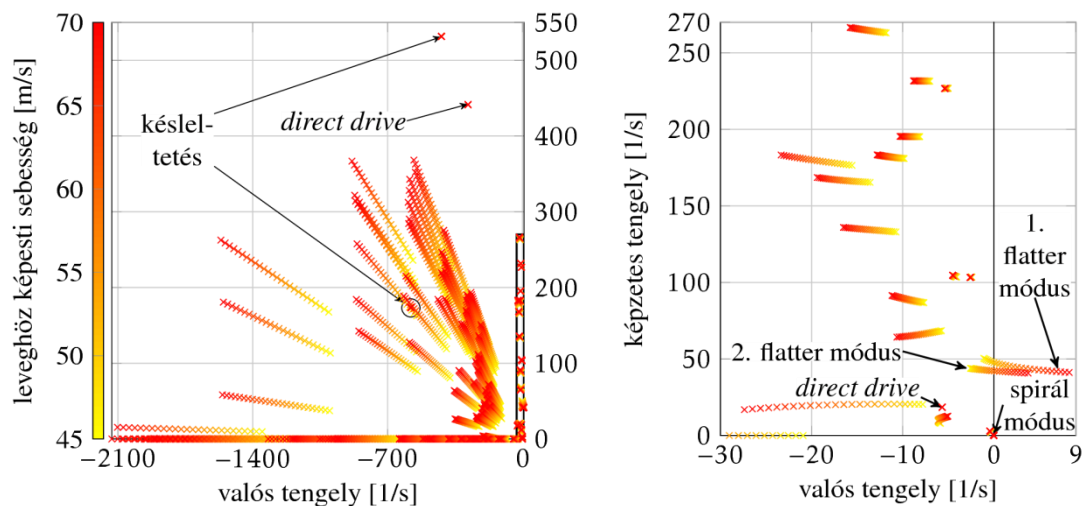
Padé-approximáció felhasználásával. Az így kapott $G_{delay}(s)$ átviteli függvényt szintén mindkét bemenetbe hozzáillesztjük.

A modellt végül LPV rendszerként adjuk meg,

$$\begin{aligned} \dot{x} &= A(\rho)x + B(\rho)u \\ y &= C(\rho)x, \end{aligned} \quad (3)$$

ahol x a rendszer állapota, u a bemenete y pedig a kimenete. Az állapotok száma az aktuátordinamika és a közelített késleltetés hozzáadásával 538. A rendszer u bemenete a csűrőkormányok kitérésére vonatkozó referenciajel késleltetés nélkül.

A rendszer pólusainak vándorlása a 0. ábrán látható. A sebesség növekedésével a dinamika legtöbb része egyre gyorsabbá válik (azaz a pólusok távolodnak az origótól). Két módushoz, az ún. flutter módusokhoz tartozó pólusok a jobb felsík felé közelednek. Az $\omega_{f,1}$ -hez és $\omega_{f,2}$ -hez tartozó flutter módus rendre 59 m/s és 51 m/s sebességnél válik instabillá. Az ún. spirál módus egy valós pólus az origó közelében. E módus alacsony sebességen instabil, és 49m/s-nál megy át a bal felsíkra. A sebességtől nem függő pólusok a késleltetéshez és az aktuátordinamikához tartoznak.



4. ábra A flexibilis repülőgépmodell pólusvándorlása (a jobb oldali diagram a bal oldalon bekeretezett rész nagyítása) [11]

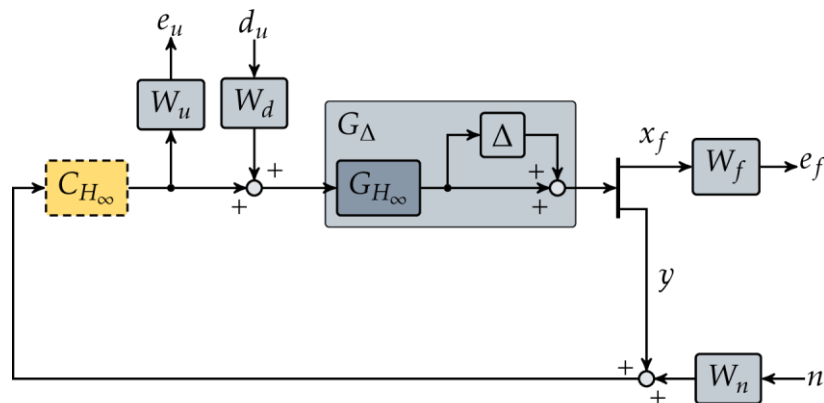
H_∞ SZABÁLYOZÓTERVEZÉS

A H_∞ szabályozó tervezésének alapötletét [8][5] adja. A rendszert, amelyhez a szabályozót tervezünk a következő lépésekben konstruáljuk. (3) rendszerből kiválasztjuk a $\rho = 70$ m/s sebességhez tartozó LTI rendszert. Ezt harminc állaputra redukáljuk *balanced truncation* eljárással, amely során a $[0,1\omega_{1,f}, 10\omega_{2,f}]$ frekvencia intervallumra fókuszálunk. Ezt a lépést a MATLAB balred függvénye segítségével végezzük el. A redukált rendszert modális alakra transzformáljuk annak érdekében, hogy a flutter módusokat elkülöníthessük. Az így kapott rendszer kimenetét kiegészítjük a flutter módusokhoz tartozó állapotváltozókkal, amelyek vektorát x_f -fel jelöljük. A rendszer alakja ezek után

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_f \\ y \end{bmatrix} = G_{H_\infty}(s)u. \quad (4)$$

Kimeneti multiplikatív bizonytságot adunk a rendszerhez, amely a modellezés hiányosságait, az elhanyagolt dinamikát és a sebességgel változó működést írja le. A $\Delta(s)$ bizonytalanságot felhasználva, amelyre $\|\Delta(s)\|_\infty \leq 0,3$, a bizonytalan rendszer átviteli függvénye $G_\Delta(s) = (I + \Delta(s))G_{H_\infty}(s)$.

Az általánosított szakasz felépítése az 0. ábrán látható. A performancia bemenetek a bemeneti zavarás d_u és a mérési zaj n . Az előbbit a $W_d(s) = 9 \cdot 10^{-4}I$ súlyfüggvénnyel súlyozzuk, ahol I a megfelelő méretű egységmátrix. A W_n meghatározásához kiértékeljük a (3) rendszer választ egy 10° -os ugrásra a $\delta_{4,l}$ bemenetről a bal oldali szárnyon mért kimenetekre $\rho = 50$ m/s mellett. Az N mátrixot a kimenetek csúcserkékeinek egy százalékából konstruáljuk, $N = 10^{-3} \cdot \text{diag}(6,4; 0,1; 0,1; 6,6; 0,1; 0,1)$, a súlyfüggvény pedig $W_n(s) = \text{diag}(N, N)$.



5. ábra A H_∞ szabályozó tervezéséhez használt általánosított szakasz blokkdiagramja [11]

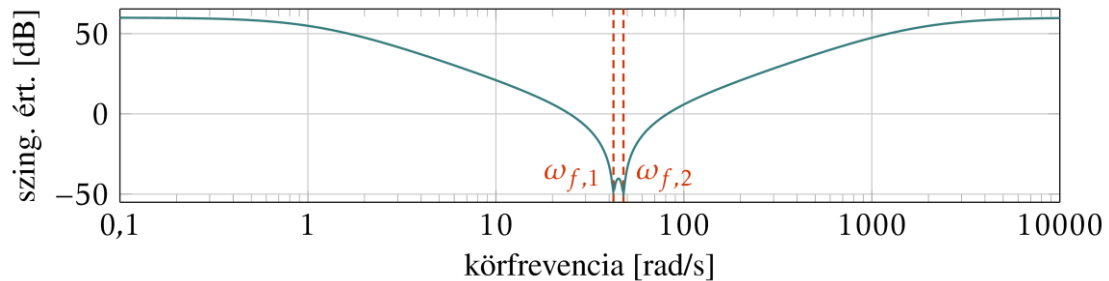
A flutter módusokat a

$$W_f(s) = \text{diag}(0,01; 0,01; 0,1; 0,1) \quad (5)$$

függvény súlyozza. A beavatkozójel súlya, W_u , két *notch filter* soros kapcsolása, amelyeket egy-egy flutter frekvenciára hangolunk,

$$W_u(s) = \frac{10^3(s^2+s+1781)(s^2+s+2275)}{(s+1907)(s+1687)(s+1,193)(s+1,056)}I. \quad (6)$$

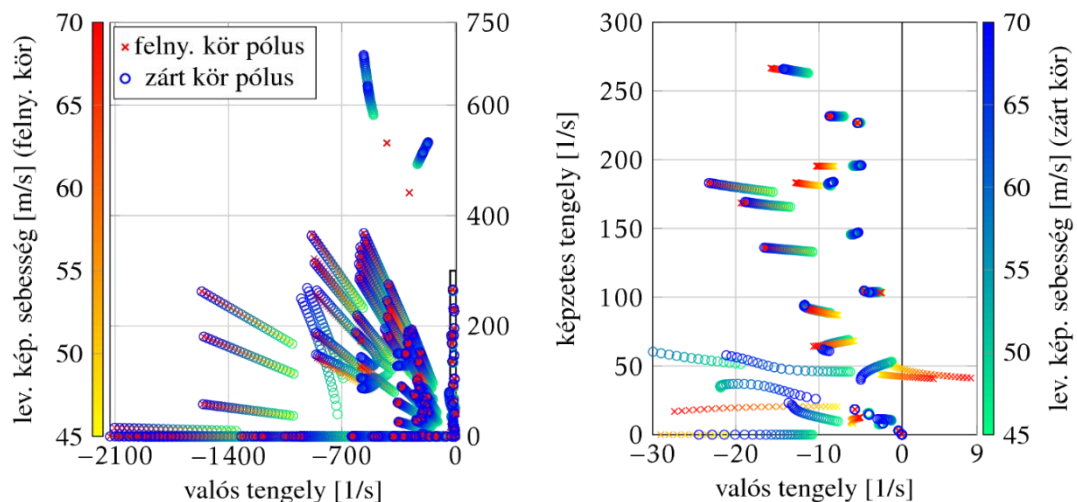
A W_u szingulárisérték grafikonja a 0. ábrán látható. A W_u súlyfüggvényt azért választjuk meg így, hogy a beavatkozási jel spektrumát a flutter frekvenciák közelébe korlátozzuk. Ezáltal a flutter szabályozót a *baseline* szabályozótól akarjuk frekvenciatartományban elválasztani. (Ebben a cikkben azonban a *baseline* szabályozó tervezésével nem foglalkozunk.)



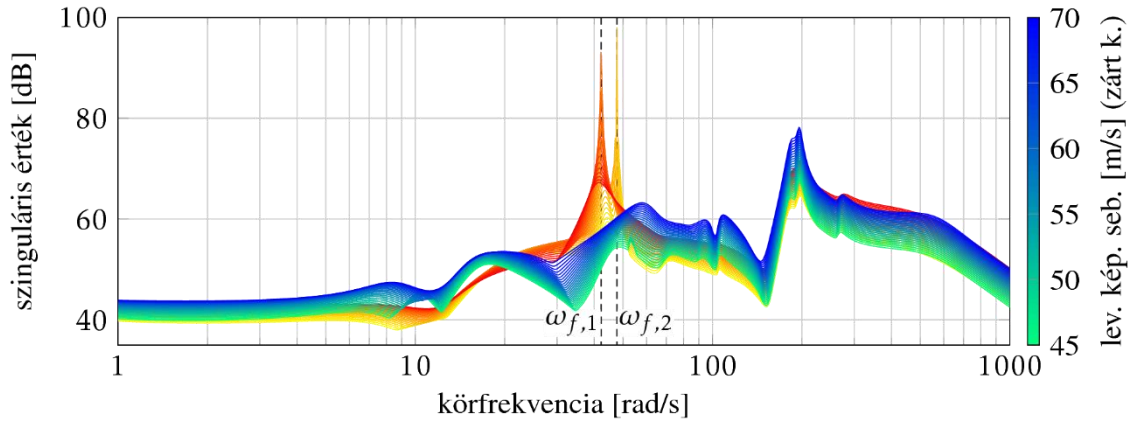
6. ábra: A W_u szingulárisérték-diagramja [11]

A szabályozót DK-iterációval szintetizáljuk a MATLAB dksyn függvényének használatával [4, 7]. A kapott szabályozó 208 dimenziós. Ezt tíz állapotra redukáljuk ugyanazzal a módszerrel, amelyet a repülőgépmodell esetén is használtunk. A redukált szabályozót jelölje C_{H_∞} .

A zárt szabályozási kört a C_{H_∞} szabályozóból és (3) rendszerből képezzük, azaz az szabályozó kiértékelését az 538-dimenziós és a sebességgel változó modellel végezzük. A pólusok vándorlását a zárt és a felnyitott kör esetében a 0. ábra szemlélteti. Nagyfrekvenciás alul csillapított módusok jelennek meg a zárt körben, azonban a dinamika nagy része változatlan. A spirál módus nem mozdult el, de a flutter módusokat a szabályozó stabilizálja a teljes sebességtartományra. A zárt és a felnyitott kör szingulárisérték grafikonjai a 0. ábrán láthatók. A felnyitott kör rezonanciacsúcsait a szabályozó alkalmazása megszünteti, tehát a flutter módusokat valóban csillapítjuk.



7. ábra A felnyitott és zárt kör pólusainak vándorlása H_∞ szabályozó használatával (a jobb oldali diagram a bal oldalon bekeretezett rész nagyítása) [11]



8. ábra A felnyitott és a zárt kör szinguláris érték grafikonja H_∞ szabályozó használatával [11]

Egy LPV rendszer stabilitásanalíziséhez ennél szigorúbb vizsgálatra lenne szükség [9]. Azonban a levegőhöz képesti sebesség nem változhat tetszőlegesen, fizikai okokból ρ csak egy korlátos intervallumban mozoghat. Ilyen esetben a rögzített sebességpontokban elvégzett LTI stabilitásanalízis elégséges az LPV rendszer stabilitásának megállapításához.

LQ SZABÁLYOZÓTERVEZÉS

Ez a tervezési elv a flutter módus és a stabil dinamika szétválasztását célozza. Ehhez kiválasztjuk a $\rho = 70\text{m/s}$ sebességhez tartozó LTI modellt (3) rendszerből. E rendszert modális alakba transzformáljuk. A transzformáció eredményeként a rendszeren belül a stabil és az instabil dinamika teljesen szétcsatolva jelenik meg

$$\begin{aligned}\dot{x}_f &= A_f x_f + B_f u \\ \dot{x}_s &= A_s x_s + B_s u \\ y &= C_f x_f + C_s x_s\end{aligned}\quad (7)$$

alakban. Itt az f index a flutter, az s a stabil módusokra vonatkozik.

A szabályozás blokkdiagramka a 0. ábrán látható. Az optimális állapot-visszacsatolást az $G_{LQ,f}(s) = C_f(sI - A_f)^{-1}B_f$ rendszerhez az

$$A_f^T X + X A_f - X B_f R_K^{-1} B_f^T X + Q_K = 0, \quad (8)$$

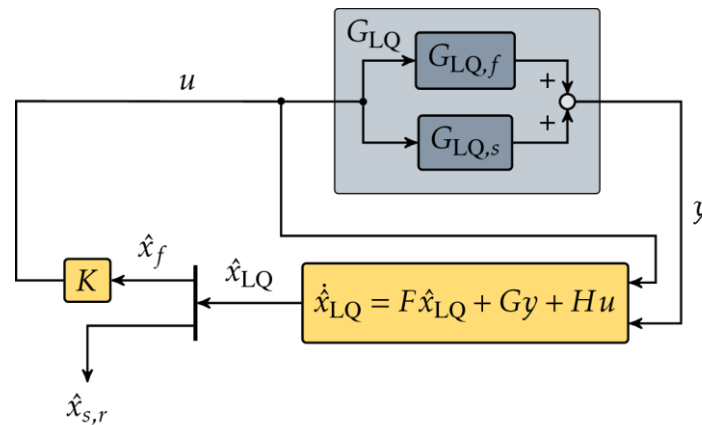
Ricatti-egyenlet megoldásával tervezünk [3]. Az egyenletben

$$R_K = 8,207 \cdot I, \quad Q_K = \text{diag}(1; 1; 0,01; 0,01) \quad (9)$$

és a visszacsatolás erősítése $K = R_K^{-1} B_f^T X$.

Az x_f becsléséhez a stabil dinamikát tíz állapotra redukáljuk a balred függvénnyel a 'MatchDC' opciót használva. A redukált rendszer mátrixait jelölje $A_{s,r}$, $B_{s,r}$, $C_{s,r}$ és $D_{s,r}$. A redukált stabil dinamika $G_{LQ,s}(s) = C_{s,r}(sI - A_{s,r})^{-1}B_{s,r} + D_{s,r}$. LTI Kalman-szűrőt tervezünk a $G_{LQ}(s) = G_{LQ,f}(s) + G_{LQ,s}(s) = C_{LQ}(sI - A_{LQ})^{-1}B_{LQ}$ rendszer állapotainak becslésére. Az

$$A_{LQ}^T Y + Y A_{LQ} - Y C_{LQ} R_{\text{est}}^{-1} C_{LQ}^T Y + Q_{\text{est}} = 0 \quad (10)$$



9. ábra Zárt kör az LQ szabályozóval [11]

Ricatti-egyenlet megoldását felhasználva nyerjük a becsülő paramétereit [3]. Az $R_{\text{est}} = \text{diag}(N, N)$,

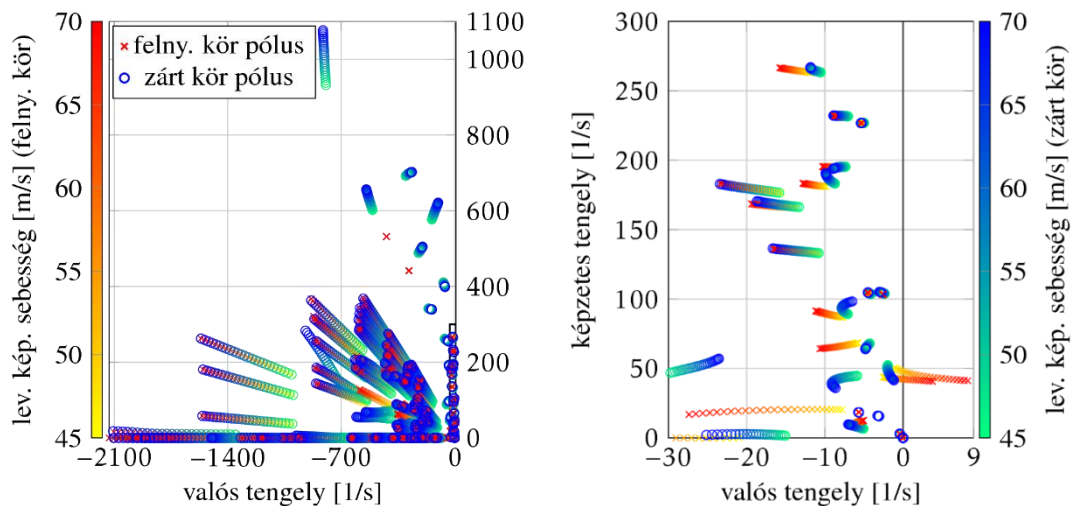
$$N = 10^{-3} \cdot \text{diag}(40,61; 0,006; 0,018; 43,041; 0,006; 0,018),$$

$Q_{\text{est}} = 0,1 \cdot I$. A becslő

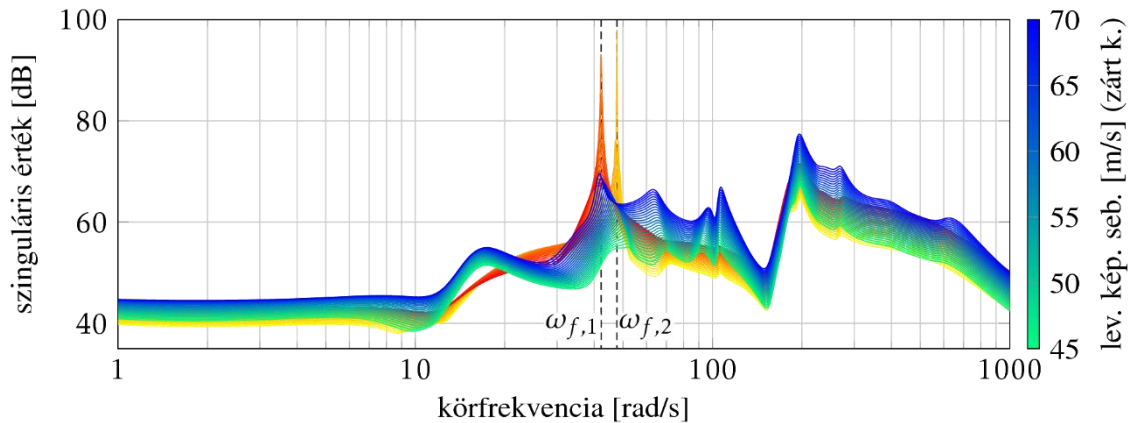
$$\dot{\hat{x}}_{LQ} = F\hat{x}_{LQ} + Gy + Hu \quad (11)$$

alakú, ahol $G = Y^T C_{LQ} R_{\text{est}}^{-1}$, $F = A_{LQ} - G C_{LQ}$ és $H = B_{LQ} - G D_{LQ}$. Csak x_f becslését, amelyet \hat{x}_f jelöl, használjuk az állapot-visszacatoláshoz a 0. ábra szerint.

Ezt a szabályozót is (3) rendszerrel összekötve analizáljuk. A zárt és a felnyitott kör pólusvándorlását a 0. ábra mutatja. A H_∞ szabályozóhoz képest ez esetben több alul csillapított módus jelenik meg. A flutter módusok kevésbé csillapítottak ez esetben a 0. ábra alapján. A stabilitás azonban továbbra is biztosított a teljes sebességtartományon.



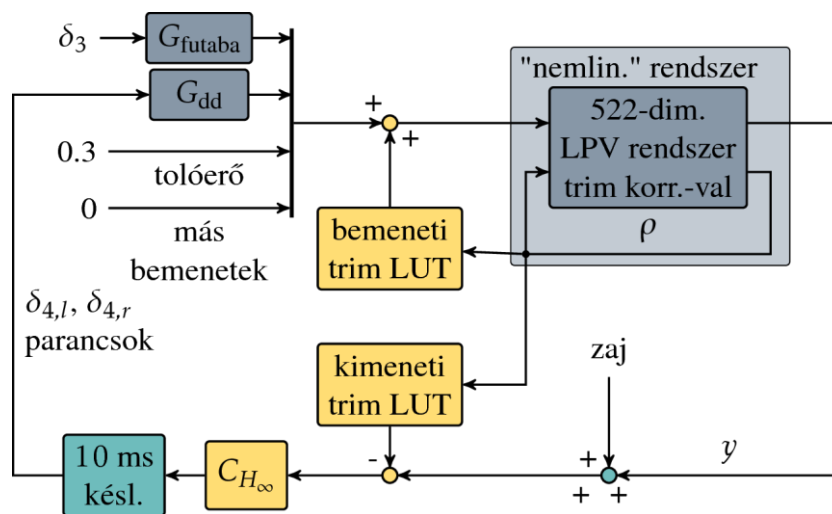
10. ábra A felnyitott és a zárt kör pólusainak vándorlása LQ szabályozó használatával (a jobb oldali diagram a bal oldalon bekeretezett rész nagyítása) [11]



11. ábra A felnyitott és a zárt kör szinguláris érték grafikonja LQ szabályozó használatával [11]

SZIMULÁCIÓS EREDMÉNYEK

A H_∞ szabályozót a 0. ábrán látható szimulációban teszteljük. Az 522-dimenziós LPV repülőgépmodell állapotaiból kiszámítjuk a levegőhöz képesti sebességet, amit visszacsatolunk a ρ paraméterre. A rendszer állapotának, kimenetének és bemenetének trimpontbeli értékét hozzáadjuk a megfelelő mennyiségekhez. Így a nemlineáris rendszer viselkedését a lehető legjobban megközelítettük. A beavatkozójel késleltetését, mérési zajt és aktuátordinamikát szintén tartalmaz a szimuláció. A szabályozó ki- és bemenetének korrigálását lookup table-ök (LUT-ok) használatával oldjuk meg.

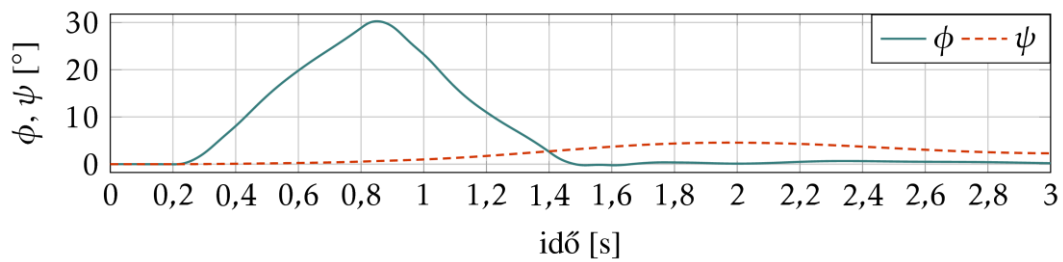


12. ábra A szimulációs elrendezés blokkdiagramja [11]

A szimuláció során a repülőgépet állandó tolóerővel gyorsítjuk. A hármas csűrőkön alkalmazott $\pm 20^\circ$ -os *doublet* (δ_3) miatt a repülőgép fordul. Ezekon a csűrőkön nem a G_{dd} aktuátort alkalmazzuk, mivel ez nem vesz részt a flutter szabályozásában. Ehelyett az ún. *futaba* aktuátort használjuk, amelynek átviteli függvénye

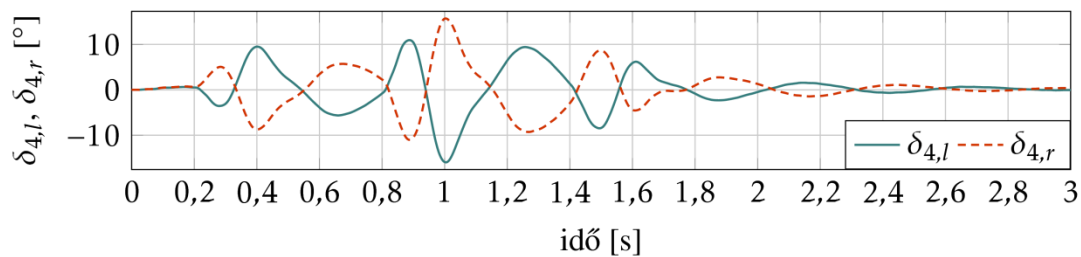
$$G_{\text{futaba}}(s) = \frac{9441}{s^2 + 183,4s + 9441}. \quad (12)$$

A repülőgépet vízszintes és egyenes repülésnek megfelelő kezdőállapotból (trim helyzetből) indítjuk $\rho = 57 \text{ m/s}$ sebességen. A sebesség $69,2 \text{ m/s}^2$ -re növekszik a szimuláció végére. A legyezési és orsózási szög (rendre ϕ és ψ) időbeli alakulását a 0. ábra mutatja.



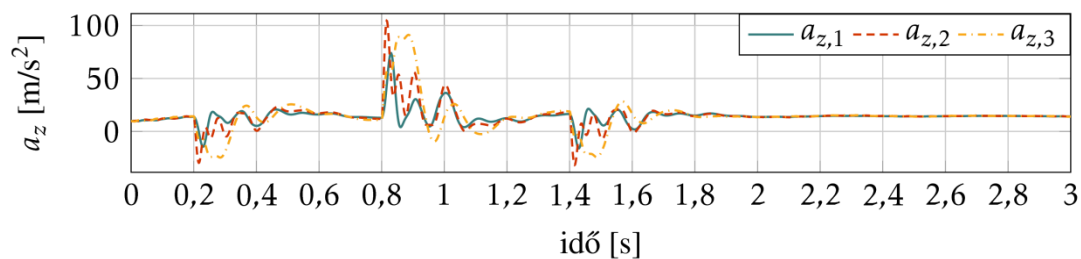
13. ábra Az orsózási és legyezési szög értéke a szimuláció során [11]

A flutter elnyomására használt kormányfelületek (csűrők) kitérítése a 13. ábrán látható. A szimuláció kezdetekor az első flutter módus már instabil, a második pedig röviddel ezután destabilizálódik. A szabályozó azonban biztosítja a szárnyak lengésének stabilitását. A beavatkozójelek amplitúdójára jól látható hatást gyakorol a fordulás és a gyorsítás. A maximális kitérés meghaladja a 15° -ot.



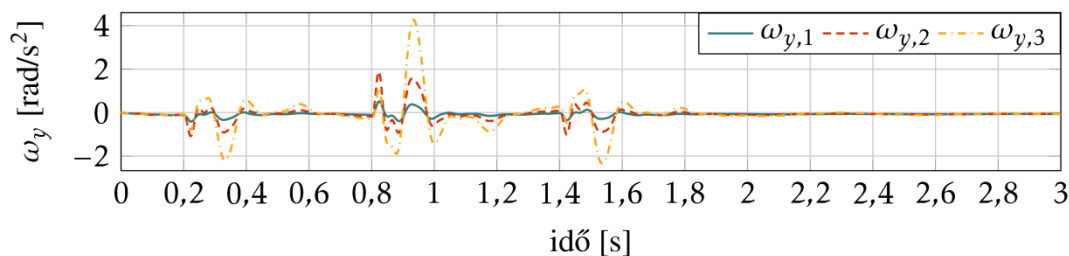
14. ábra A csűrőkormányok kitérítése a szimuláció során [11]

A gyorsulást és szöggyorsulást a szárny három pontjában mérjük: a törzs közelében, a szárny közepén és a vége közelében. Ezeket a pontokat rendre egyes, kettes és hármas számmal számozzuk (a 0. ábrán ezeket rendre R2, R4 és R6 jelöli). Mindhárom a kilépő élhez közel helyezkedik el. E pontokban a függőleges gyorsulást, a_z -t a 0. ábra mutatja. A gyorsulás a *doublet* hatására gyorsan növekszik. Ugyan a lengéseket a szabályozó megszünteti, a szárny maximális teherbírása további vizsgálatot igényel.



15. ábra A függőleges gyorsulás értéke a szárny mentén három pontban a szimuláció során [11]

A szárny torziós elcsavarodásából eredő szögsebességet, ω_y -t a 14. ábra szemlélteti ugyanazokban a pontokban, amelyekben a_z -t is mérjük. Az ω_y tehát a függőlegesre és a törzsre is merőleges szögsebesség, amely a 0. ábra alapján a szárny vége felé haladva (a befogástól távolodva) és a δ_3 *doublet* következtében növekszik.



16. ábra A szárny torziós elcsavarodásából származó szögsebesség a szárny mentén három pontban a szimuláció során [11]

ÖSSZEFOGLALÁS

Két különböző flutter elnyomó szabályozási elvet mutattunk be. Az első egy DK-szintézisre épülő módszer, amelyben az ideálistól legjobban eltérő rendszert (legnagyobb sebesség és késleltetés) használtuk a tervezéshez. E módszer célja, hogy a flutter és a *baseline* szabályozót frekvenciatartományban elválasszuk egymástól. Ezt a beavatkozájel súlyfüggvényének alkalmas megválasztásával értük el. A második módszerben a stabil és instabil dinamikát szétválasztjuk. Az instabil részt állapot-visszacsatolással stabilizáljuk, az ehhez szükséges állapotváltozókat egy LTI Kalman-szűrő számítja. A zárt kör stabilitását mindkét szabályozó esetén rögzített sebességpontokban igazoltuk. Mindkét módszerben lehetőségünk van további javításokra. A H_∞ szabályozó tervezéséhez strukturált tervezési módszereket fogunk alkalmazni, míg az LQ szabályozó esetén a stabil és instabil dinamika szétválasztására optimalizálás-alapú eljárások alkalmazhatóságát vizsgáljuk.

FELHASZNÁLT IRODALOM

- [1] R. L. Bisplinghoff, H. Ashley, and R. L. Halfman. Aeroelasticity. Addison-Wesley Publishing Company, 1955.
- [2] B.P. Danowsky, P.M. Thompson, D. Lee, and M. Brenner. Modal isolation and damping for adaptive aero-servoelastic suppression. AIAA Atmospheric Flight Mechanics (AFM) Conference, 2013.
- [3] Frank L Lewis, Dragana Vrabie, and Vassilis L Syrmos. Optimal control. John Wiley & Sons, 2012.
- [4] Andy Packard, John Doyle, and Gary Balas. Linear, multivariable robust control with a μ perspective. Journal of dynamic systems, measurement, and control, 115(2B):426–438, 1993.
- [5] B. Patartics, T. Luspay, T. Péni, B. Takarics, B. Vanek, and T. Kier. Parameter varying flutter suppression control for the BAH jet transport wing. IFAC-PapersOnLine, 50(1):8163 – 8168, 2017.
- [6] David K Schmidt. Stability augmentation and active flutter suppression of a flexible flying-wing drone. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015.
- [7] Gunter Stein and Johnc Doyle. Beyond singular values and loop shapes. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 14(1):5–16, 1991.
- [8] Julian Theis, Harald Pfifer, Peter Seiler, and H Werner. Robust control design for active flutter suppression. In AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, volume 1751, 2016.
- [9] F. Wu. Control of Linear Parameter Varying Systems. PhD thesis, University of California at Berkeley, 1995.
- [10] Flutter Free FLight Envelope eXpansion for ecOnomical Performance improvement (FLEXOP). Horizon 2020 research and innovation programme of the European Union, grant agreement No 636307. <https://flexop.eu/> (2018. 03. 10.)
- [11] Saját készítésű ábra.

ACTIVE FLUTTER CONTROL OF A FLEXIBLE WING AIRCRAFT

Aeroelastic flutter is an unstable oscillation, which is the result of an adverse interaction of the structure and the aerodynamics of aircraft. Since this phenomenon leads to structural failure, it must be avoided. Presently, this is achieved passively, by the increase of structural stiffness of the airframe. At the same time, the use of lighter and therefore more flexible materials for the construction of the wings is desirable for fuel efficiency. In recent years, this motivated research aiming to develop active control solutions to suppress flutter. Joining to this effort, two control design processes are presented that are able to expand the flight envelope of an unmanned flexible wing aircraft. Simulation results are provided to demonstrate the applicability of the proposed concepts.

Keywords: UAV, flutter control, robust control

Patartics Bálint (MSc) Tudományos segédmunkatárs Magyar Tudományos Akadémia Számítástechnikai és Automatizálási Kutatóintézet Rendszer és Irányításméleti Kutatólaboratórium Repülésirányítási és Navigációs Csoport patartics.balint@sztaki.mta.hu orcid.org/0000-0002-1445-9061	Bálint Patartics (MSc) Assistant research fellow Hungarian Academy of Sciences Institute for Computer Science and Control Systems and Control Laboratory AeroGNC Research Group patartics.balint@sztaki.mta.hu orcid.org/0000-0002-1445-9061
Péni Tamás (PhD) Tudományos főmunkatárs Magyar Tudományos Akadémia Számítástechnikai és Automatizálási Kutatóintézet Rendszer és Irányításméleti Kutatólaboratórium Repülésirányítási és Navigációs Csoport peni.tamas@sztaki.mta.hu orcid.org/0000-0002-1440-4263	Tamás Péni (PhD) Senior research fellow Hungarian Academy of Sciences Institute for Computer Science and Control Systems and Control Laboratory AeroGNC Research Group peni.tamas@sztaki.mta.hu orcid.org/0000-0002-1440-4263
Vanek Bálint (PhD) Tudományos főmunkatárs Magyar Tudományos Akadémia Számítástechnikai és Automatizálási Kutatóintézet Rendszer és Irányításméleti Kutatólaboratórium Repülésirányítási és Navigációs Csoport vanek@sztaki.mta.hu orcid.org/0000-0002-2458-2725	Bálint Vanek (PhD) Senior research fellow Hungarian Academy of Sciences Institute for Computer Science and Control Systems and Control Laboratory AeroGNC Research Group vanek@sztaki.mta.hu orcid.org/0000-0002-2458-2725



http://www.repulestudomany.hu/folyoirat/2018_1/2018-1-07-0447_Patartics_B-Peni_T-Vanek_B.pdf