

REPÜLŐGÉP MOZGÁSÁNAK SZABÁLYOZÁSA, VALÓS ÉS KOMPLEX BIZONYTALANSÁGOK FIGYELEMBE VÉTELÉVEL

BEVEZETÉS

Napjainkban a megtervezett újabb és újabb repülőgép típusok, egyre szokatlanabb és ezért sokszor egyre instabilabb kialakításúak. A harci repülőgépeket szándékosan tervezik instabilra, mert így gyorsabban reagálnak a kormánymozdulatokra, ami segíti a gyors manőverezést, és légi harcban a győzelem kulcsa lehet. Az utasszállító gépek esetében, az egy gép által szállítandó egyre növekvő utasszám, azaz tömeg és a lehetséges geometriai kialakítás korlátozottsága okozhat instabilitást. Erre lehet példa, hogy a széles törzsű nehéz gépeken, nem tudják a vízszintes vezérsíkot olyan távol elhelyezni a szárnyaktól, mint szükséges lenne. Így önmagában a geometriai kialakítás nem biztosítja a gép stabilitását. Az extrém kialakítású – például csupaszárny – gépek, illetve az extrém manőverekre képes harci repülőgépek újabb stabilitási problémákat vethetnek fel. Mindezekén túl, ma már a repülési jellemzők javítására számtalan kormányfelülettel, illetve segédfelülettel szerelik fel a repülőgépeket (szekcionált orrsegédszárny, áramlásrontó lapok, féklapok stb.).

A fent említett okok miatt, a mai (és jövőbeni) repülőgép típusok stabilitása és optimális manőverezése már csak elektronikus kormányzással és kormányvezérlő számítógéppel biztosítható. A számítógép részére a szabályozási algoritmusok kidolgozásához, a lehetséges repülőgép szabályozási technikák részletes ismerete szükséges.

A modern és főleg a posztmodern irányításelmélet több technikát is kínál a probléma megoldására. A Lineáris Kvadratikus (LQ) optimális módszerekkel, a referencia jelkövetés, és bizonyos minőségi tulajdonságok biztosíthatók, e mellett azonban a tervezett kontroller robusztus stabilitása nem garantált. A robusztus stabilitás jelentése, hogy az általunk elhanyagolásokkal megalkotott lineáris modellre tervezett szabályozó az eredeti, elhanyagolások nélküli rendszert is képes stabilizálni.

Ezen robusztus stabilitási követelmények jobb kielégítését biztosítja a H_∞ eljárás, mellyel a modell és az eredeti rendszer eltérései, a tervezésbe frekvencia tartományban belevehetők. A H_∞ tervezés azonban túl szigorú korlátokat szab a kontrollernek, ezért az így tervezett szabályozó nem képes a rendszer lehetőségeit megfelelően kihasználni, vagy a tervezés nem is végezhető el.

μ szintézis alkalmazásával, már képesek vagyunk a rendszer struktúrájának pontosabb figyelembe vételére, így kevésbé konzervatív kontroller tervezhető, illetve a tervezés elvégezhető. Azonban ezzel az eljárással is csak komplex (frekvencia tartományban megadott) bizonytalanságok vehetők figyelembe, míg sokszor a rendszer elemeinek valós (parametrikus) bizonytalanságait is ismerjük (például tömegek eltérése).

A valós bizonytalanságokat is figyelembe vevő eljárást kevert μ szintézisnek (mixed μ synthesis) hívják, ezzel a valós és komplex bizonytalanságok is belevehetők a tervezésbe. Így a lehető legkevésbé konzervatív megoldást kapjuk a lineáris modell szabályozására. Ez azonban még mindig csak a linearizálás munkapontja környezetében biztosítja a rendszer megfelelő stabil működését. (Az említett módszerekről, például [14,15,16]-ban olvashatunk részletesebben.)

A teljes repülési tartomány megfelelő szabályozásához, már nemlineáris tervezési módszerek szükségesek.

Jelen munkában, az F-16 típusú instabil harci repülőgép hosszdinamikai mozgásának szabályozására készült kontrollerek kerülnek megtervezésre és összehasonlításra. Elsőként röviden a repülőgép nemlineáris mozgás szimulációjának felépítéséről és a modell munkaponti linearizálásáról esik szó. Ezt követi a szabályozó tervezéshez felhasznált struktúra és módszerek bemutatása, majd az elkészült szabályozók összevetése.

Mindkét kontroller esetében, bólintó szögsebesség referenciajel követése a tervezés fő célja, e mellett egyéb másodlagos célok is figyelembe vételre kerülnek. Az első szabályozót H_∞ γ iterációval, míg a másodikat kevert μ szintézissel tervezhetjük.

F-16 TÍPUSÚ REPÜLŐGÉP NEMLINEÁRIS MOZGÁS – SZIMULÁCIÓJÁNAK ELKÉSZÍTÉSE

Erről részletesebben [20,21,22,23]-ban olvashatunk, itt csak rövid összefoglalás található. Elsőként a légerő tényezők változását kellett valamilyen polinomiális modellek segítségével leírni az állásszög, csúszási szög, stb. függvényében. Egy [5]-ben található táblázatos adatbázisra illesztett polinomiális modell található [3]-ban, viszonylag alacsony fokú polinomokkal leírva. Erről azonban [22] belátja, hogy több pontatlanságot is tartalmaz, ezért saját készítésű polinomokat illeszt a táblázatos adatokra merőleges modellező függvények felhasználásával. Ezek figyelembe veszik a törzsféklap és az orrsegédszárny kitérítésének hatását is. Itt kell megjegyezni, hogy az új polinomok jóval magasabb fokúak, mint a [3]-ban megadottak, de számítógépes kezelésük megoldható, ezért javasolt a pontosított modell használata.

[22] elvégzi a kétféle polinomiális modell táblázatos adatokkal való összevetését is, melynek során arra a következtetésre jut, hogy a több tagot tartalmazó új polinomok, a táblázatos adatok sokkal jobb közelítését adják.

Következő lépés lehet a mozgás – szimuláció során felhasznált koordináta rendszerek (test és föld) kapcsolatának elemzése. Erre [20,21,22,23] úgyszintén új megoldásokat javasol, melyekkel a számítások gyorsabban és pontosabban elvégezhetők. Az új megoldás lényege, hogy a test rendszer pozíciója a föld rendszerben, megadható az Euler szögek helyett, a test rendszer egységvektoraival is. Ezen az alapon a két rendszer közötti transzformációs mátrix az Euler szögek nélkül is levezethető, csupán az egységvektorokat felhasználva. Így a szögek szögfüggvényeinek kombinációit tartalmazó mátrix [9] helyett, egy jóval egyszerűbb szerkezetű adódik, mely a számításokat pontosabbá teheti [20].

A merev testnek tekintett repülőgép mozgásegyenletei, az impulzus- és perdülettétel segítségével levezethetők, akár a súlypont mozgását is figyelembe véve. Ez a levezetés megtalálható [20,21,22]-ben. Az így kapott egyenletek alkalmasak a tömeg, súlypont és tehetetlenségi adatok tüzelőanyag fogyasztásból adódó változásának figyelembe vételére. Ez távlatilag lehetőséget biztosít a tüzelőanyag tartályok kifogyasztásának vezérlésével a súlyponthelyzet befolyásolására. Következő lépésként a szimulációs struktúra már MATLAB Simulink felhasználásával összeállítható [20,21,22].

A nemlineáris modell összeállítását, részletes tesztelés követheti, melyről [22]-ben olvashatunk. Ennek során felmérésre került az F-16 típusú repülőgép repülési tartománya is, ahol a gép stabil repülésre képes. A lehetséges repülési tartomány figyelembe vételével a modell trimmelhető, és adott munkapontban linearizálható.

A NEMLINEÁRIS MODELL LINEARIZÁLÁSA ÉS REDUKÁLÁSA

A linearizálás elvégzéséhez először munkapontot kell keresni, ami a repülőgép egy adott egyensúlyi repülési helyzetben való trimmelését jelenti. Ezt a feladatot a MATLAB által felkínált *trim* függvény nem tudta megfelelően megoldani, ezért [22]-ben egyedi trim függvények kerültek kifejlesztésre. Ezek vízszintes egyenes vonalú repülés, emelkedés, süllyedés és stacioner forduló esetére képesek egyensúlyi pontot találni. A trimmelés után következhet a modell linearizálása.

A linearizáláshoz kiválasztott repülési helyzet 6000 m magasságban végzett vízszintes repülés 15°-os állásszöggel, valamint 12,5°-os orrsegédszárny és 30°-os törzsféklap kitérítésekkel.

A linearizált modell viselkedését az állapotdinamikai és a szenzorki olvasási egyenletek írják le:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= A \cdot x + B \cdot u \\ y &= C \cdot x + D \cdot u\end{aligned}\quad (1)$$

- x : állapotvektor, mely a rendszer állapotait tartalmazza
- u : a rendszer bemeneteit tartalmazó vektor
- y : a rendszer kimenetei
- A, B, C, D : az egyenletrendszer mátrixai, melyek adott szabályozandó rendszer esetén, a linearizáláshoz kiválasztott munkaponttól függőek

A nemlineáris modell linearizálását követően, a lineáris modell irányíthatóságának és megfigyelhetőségének ellenőrzése szükséges a Kalman-féle rangfeltétellel. Az F-16 típus hosszdinamikai mozgását leíró állapottér eredetileg tízdimenziós, de ekkor nem teljesül az irányíthatóság és a megfigyelhetőség. Ezért a szabályozó tervezéséhez állapottér redukció vált szükségessé. A redukált állapottér hatdimenziós, irányítható és megfigyelhető. Így már a kontrollert tervezés elvégezhető.

A tervezés előtt azonban érdemes a rendszer stabilitását is megvizsgálni a pólusai alapján. A redukált rendszer pólusai: $[-0,8082 \ 0,2313 \ -0,0748 \pm 0,1546i \ -0,0029 \ -1]$. Látható, hogy a rendszer egy instabil és öt stabil pólust tartalmaz.

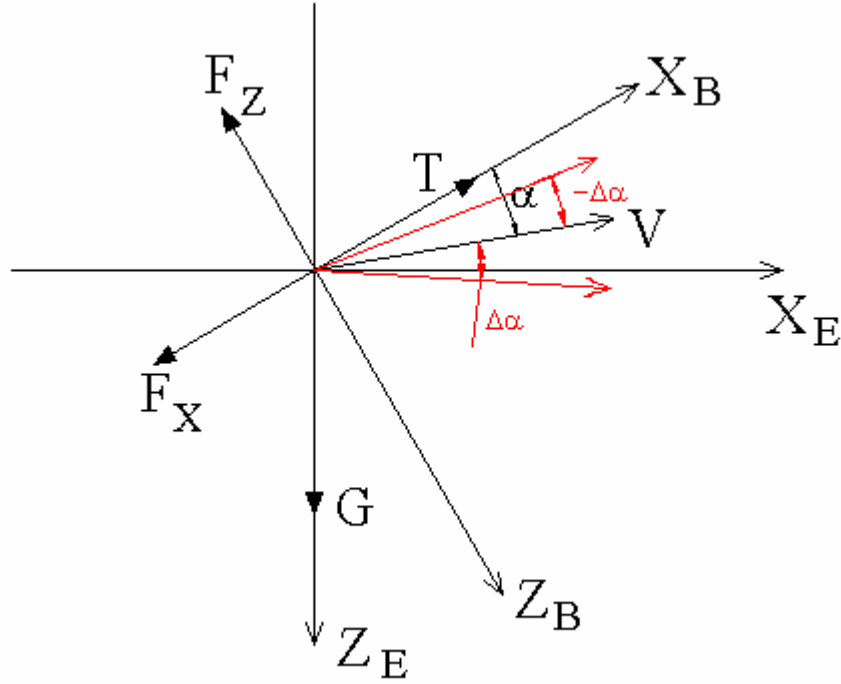
A TRIMMPONT KÖRNYEZETÉBEN FELLÉPŐ VALÓS BIZONYTALANSÁGOK MEGHATÁROZÁSA

A munkaponti linearizálással kapott modell köztudottan csak az adott pont egy kis környezetében (a lineáris tartományban) érvényes. Az eredetileg nemlineáris rendszer azonban elég könnyen kilép ebből a tartományból a manőverezés során. Emiatt a lineáris esetre tervezett szabályozó csak a szűk, lineáris tartományban képes az irányítására. A problémára részleges megoldást kínál a kevert μ szintézis [16] alkalmazása, mely képes a rendszerben lévő parametrikus (valós) bizonytalanságok figyelembe vételére. Parametrikus bizonytalanság lehet egy tömeg vagy tehetetlenségi adat eltérése, de akár az A, B, C, D mátrixok elemeinek eltérései is.

Ennek következtében, ha a munkapont környezetében újabb linearizált modelleket készítünk, akkor a mátrixok elemeinek eltérései meghatározhatók és a szabályozó tervezésekor figyelembe vehetők. Mivel a repülőgép dinamikus mozgása során az állásszög változása van a legnagyobb hatással a légerő és nyomatéki tényezőkre, és ezen keresztül a gép mozgására, érdemes az ebből eredő bizonytalanságokat feltárni. Ennek lehetséges módja, hogy az adott trimm helyzetben felvett állásszöghöz képest 5° -al növelt, illetve csökkentett állásszögek esetén is linearizáljuk a modellt, változatlan térbeli pozíció és repülési sebesség mellett. Ez a sebességvektor géphez képest való elforgatását jelenti (lásd 1. ábra).

Így a trimm ponthoz tartozó A, B, C, D mátrixokon kívül, a kétféle új állásszög értékhez tartozóan is kapunk egy-egy mátrix négyest. A mátrixok elemei közti százalékos különbségek ezek után számíthatók, és a kétféle irányt egyesítve átlagolhatók. A jelentéktelen eltérések elhagyása után, az alábbi százalékos különbségek adódnak (2,3) (PE = percent):

$$PE_A = \begin{bmatrix} 350 & 150 & 33 & 0 & 0 & 0 \\ 20 & 1,8 & 2,3 & 23 & 0 & 0 \\ 180 & 140 & 3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad PE_B = \begin{bmatrix} 0 & 24 & 50 & 37 \\ 0 & 2,5 & 100 & 23 \\ 0 & 2,3 & 30 & 12 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$



1. ábra Csökkentett és növelt állásszöggel elhelyezett sebességvektor

$$PE_C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 32 & 2,3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 32 & 2,3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 2,3 & 32 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 50 & 100 & 8 & 11 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad PE_D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 24 & 50 & 40 \end{bmatrix} \quad (3)$$

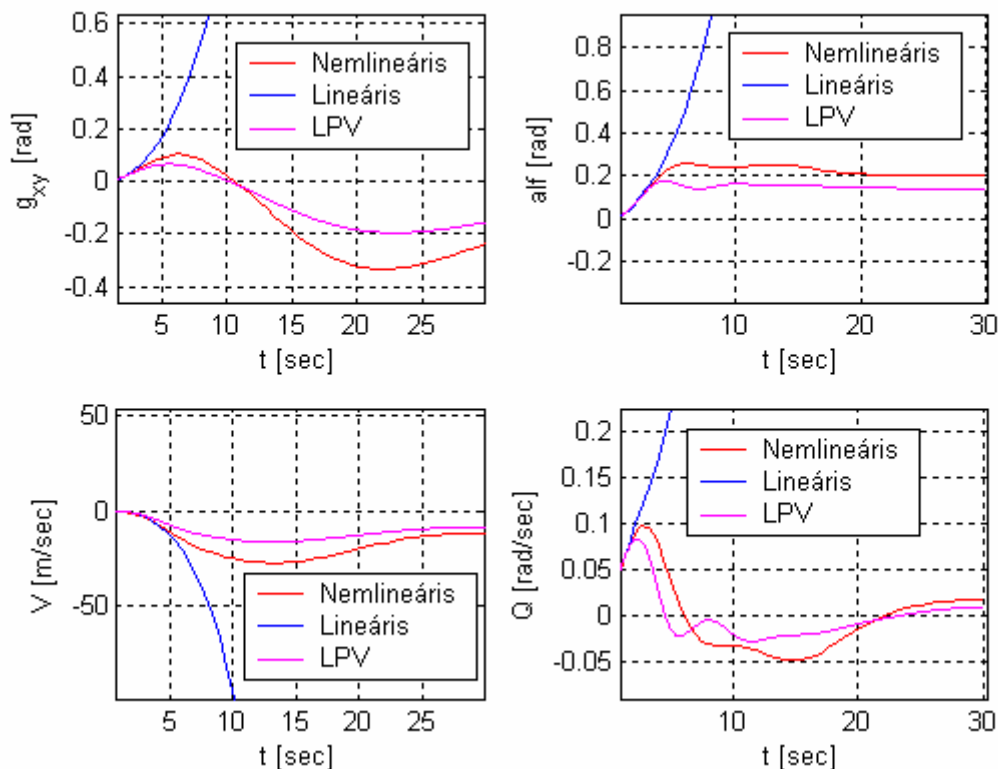
Láthatóan az eltérések igen változatosan alakulnak 1,8-tól 350%-ig. A kevert μ szintézissel való szabályozó tervezés során, ezek közül érdemes csak a domináns - 50% feletti - értékeket figyelembe venni, hogy kevesebb paraméterrel kelljen számolni.

LPV típusú modell előállítás a teszteléshez

A kevert μ szintézissel készült szabályozó teszteléséhez, érdemes egy köztes modellt kialakítani a munkaponti lineáris és a teljes nemlineáris modellen kívül. Ez már tulajdonképpen egy lineáris paraméterváltozós (LPV) modell, mely a lineáris rendszer mátrixait az állásszögnek megfelelően változtatja. A többféle állásszögön kapott A, B, C, D mátrixok felhasználásával minden elemük változása az állásszög függvényében jól közelíthető másodfokú parabolákkal. Így a mátrixok paraméterfüggő felírása az alábbi formában adódik:

$$\begin{aligned} A &= aA \cdot \alpha^2 + bA \cdot \alpha + cA & B &= aB \cdot \alpha^2 + bB \cdot \alpha + cB \\ C &= aC \cdot \alpha^2 + bC \cdot \alpha + cC & D &= aD \cdot \alpha^2 + bD \cdot \alpha + cD \end{aligned} \quad (4)$$

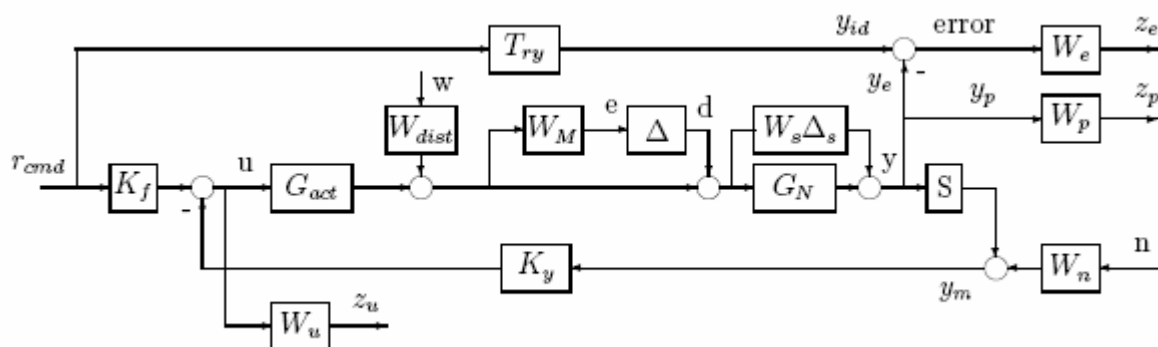
A modell elkészültét követően érdemes összevetni a lineáris, az LPV és a teljes nemlineáris modell viselkedését egy a trimm állapotban érkező megzavarás (magassági kormány kitérítés) után. A 2. ábrán a modell több jellemzőjének változása is szerepel a három esetben (a szimulációra készített program és így az ábra is angol nyelvű). Látható, hogy a lineáris modell viselkedése jelentősen eltér a



2. ábra Trimm állapotban megzavart nemlineáris, lineáris és LPV modellek viselkedése

A modellek elkészítését követheti a szabályozók tervezése és vizsgálata.

A SZABÁLYOZÓK TERVEZÉSE ÉS ÖSSZEHASONLÍTÁSA



3. ábra. A szabályozó tervezéshez felhasznált struktúra

A szabályozó tervezés fő célja, hogy a repülőgép képes legyen a bólintó szögsebesség referencia jelet a lehető legkisebb hibával követni. Az irodalom szerint a pilóta ezzel a referencia jellel képes a leginkább a gép megfelelő vezetésére. Másodlagos ámde fontos cél, hogy eközben a gépre ható hosszirányú légerő minimális legyen. Ez minimális tolóerő felhasználást, és így gazdaságos manőverezést jelent. Mivel a felhasznált modellben nem csak a magassági kormány, hanem az

orrsegédszárny és törzsféklap hatása is szerepel, ezért ezek kitérítésének megfelelő kombinálásával lehetséges a hosszirányú F_x erő minimalizálása.

A tervezéshez felhasznált modell struktúra a 3. ábrán látható. A benne található blokkok jelentése:

1. G_N : az A, B, C, D mátrixokból felépített névleges rendszer átviteli függvénye
2. $W_{S\Delta_s}$: az A, B, C, D mátrixokban található valós bizonytalanságokat reprezentáló blokk. Ezek a bizonytalanságok tulajdonképpen a repülőgép stabilitási deriváltjainak eltérései, ha eltérünk a munkaponti állapottól. Ezt a blokkot csak a kevert μ szintézis során lehetséges figyelembe venni.
3. W_M és Δ : a rendszer robusztusságának biztosításához szükséges input multiplikatív hibát reprezentáló blokkok (komplex bizonytalanság).
4. W_{dist} : a függőleges szélleőkés zavarást reprezentáló blokk (Dryden modell alapján)
5. G_{act} : a kormányfelület aktuátorok dinamikája
6. S : a kimenetek méréséhez használt szenzorok dinamikája
7. T_{ry} : a referenciajelről, a kimenetre való ideális átvitelt reprezentáló blokk (MIL-F-8785C)
8. W_u : a kormányfelületek kitérését korlátozó blokk
9. W_n : a nulla várható értékű egy szórású fehér zajt (szenzor zaj) skálázó blokk
10. K_r, K_y : a tervezendő kontrollert reprezentáló előszűrő és visszacsatoló blokk
11. W_e : a referenciajel követési hibát, frekvencia tartományban súlyozó blokk
12. W_p : az egyéb kimeneteket (például az F_x erőt) súlyozó blokk

Az első esetben a controller a valós bizonytalanságok figyelembe vétele nélkül, a bólintási szögsebesség referenciajel követésére nem volt tervezhető H_∞ γ iterációval. Ha a szögsebesség helyett a bólintási szöget kívánjuk követni, akkor a tervezés már elvégezhető igen jó eredménnyel ($\gamma = 0,9157$). A szög és szögsebesség közti összefüggést felhasználva, végül egy integráló előszűrő alkalmazásával a rendszer szögsebesség referenciajellel is működtethető.

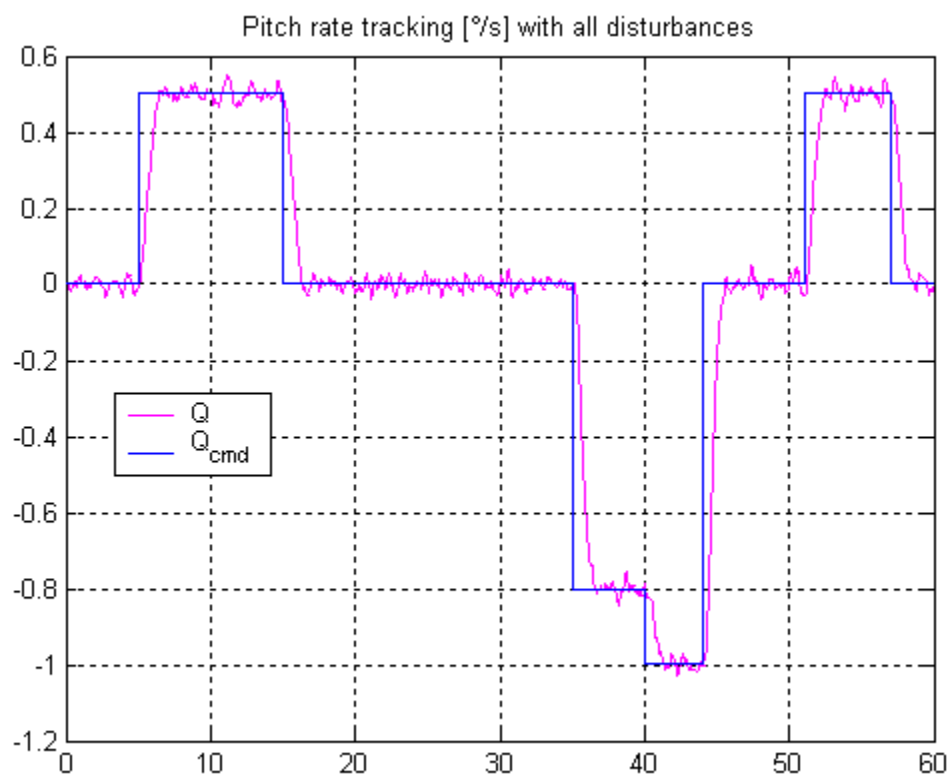
A második esetben a valós bizonytalanságok figyelembe vétele érdekében kevert μ szintézis alkalmazása szükséges. A tervezést a kétféle szabályozó összehasonlíthatósága miatt ugyanúgy bólintási szög referenciajel követésére végezhetjük. Az elért μ érték 0,841 míg γ -ra 0,933 adódik. Mindkét szabályozó kielégíti a robusztus stabilitási, a névleges és a robusztus minőségi követelményeket.

A lineáris controllerrel szabályozott lineáris modell referenciajel követése, mindkét esetben, még zajos környezetben (szélleőkés és szenzor zaj együttes figyelembe vételével) is megfelelő (lásd 4. 5. ábra).

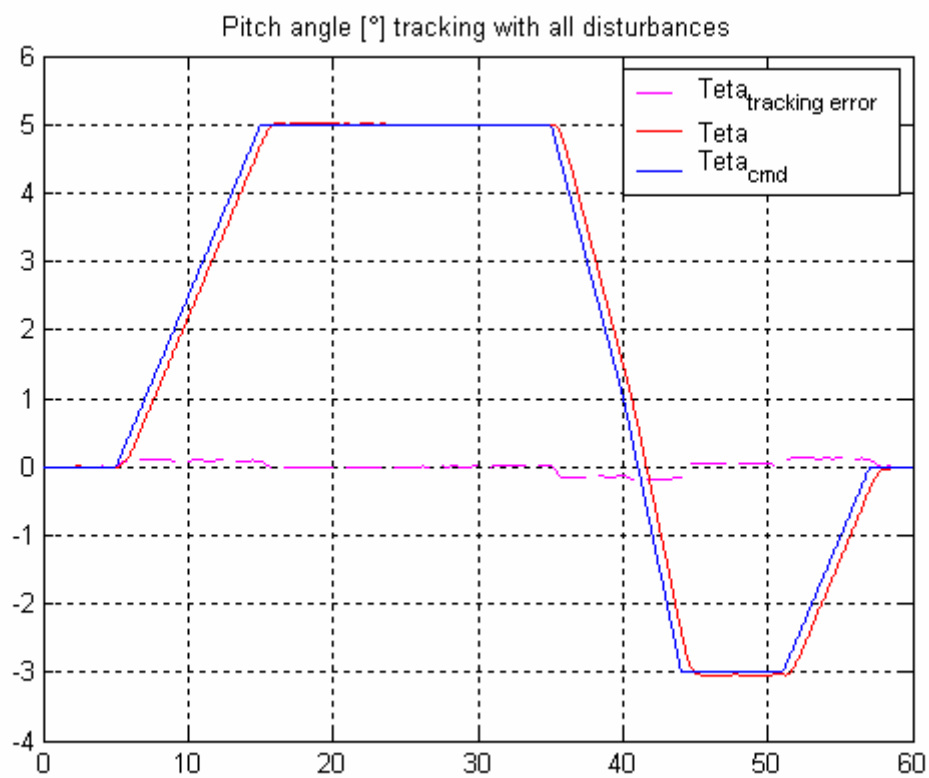
Következő lépésben alkalmazható mindkét controller az LPV modellre, és a kapott eredmények összevethetők (lásd 6. 7. ábra). Az ábrákon látható, hogy a referenciajel végigkövetésére egyik szabályozó sem alkalmas. Ennek oka, hogy egy idő után kilépnek a lineáris tartományból. Azt azonban megállapíthatjuk, hogy a kevert μ szintézissel tervezett controller egy pár másodperccel később kezdi a lengéseket, mint a másik, és jóval kisebb amplitúdóval leng. Ezen túl közelebb halad a referencia jelhez. Így elmondható, hogy a munkaponttól való eltérésből eredő valós bizonytalanságok figyelembe vételével tervezett szabályozó némiképp jobban teljesít, mint a csak komplex bizonytalanság alapján készített.

Végül érdemes a lineáris kontrollert a teljes nemlineáris rendszerre alkalmazni. Ekkor hasonló következtetések vonhatók le, mint az imént az LPV modellen vizsgálva a működést. Azaz a referenciajel követés itt is csak egy ideig valósul meg, és a kevert μ szintézissel tervezett controller némiképp itt is jobban teljesít (8. 9. ábra).

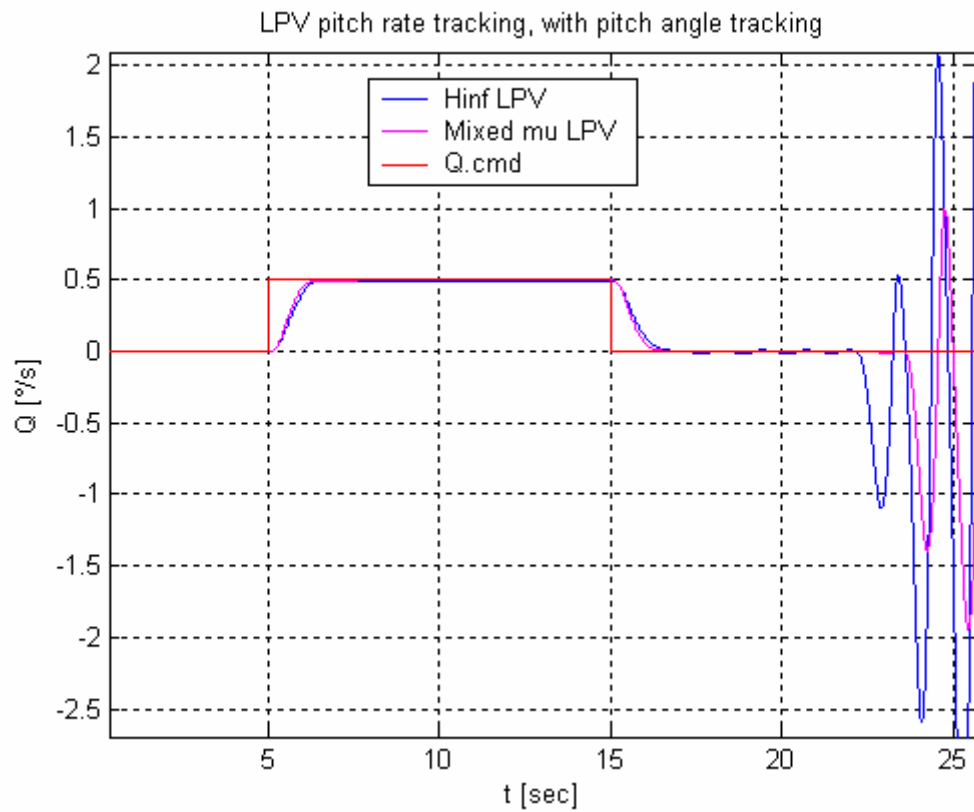
Érdekes kérdés még, hogy ha egy adott szabályozót kipróbálunk az LPV és a nemlineáris modellen is, akkor milyen eredményeket kapunk, azaz a két modell eltérése mennyire befolyásolja a szabályozó működését. Egy ilyen összehasonlítás látható bólintási szög referenciajel követés esetére a 10. ábrán. Az ábrát megvizsgálva látható, hogy az LPV modellen hamarabb tér el a referenciajeltől a rendszer, mint a teljes nemlineáris modellen. Ez végül is azt jelenti, hogy az LPV modell kicsit érzékenyebb a változásokra és hamarabb válik instabillá. Így viszont, ha nemlineáris technikával az LPV modellre tervezzük a szabályozót, akkor annak megfelelően kell majd működnie a nemlineáris rendszeren.



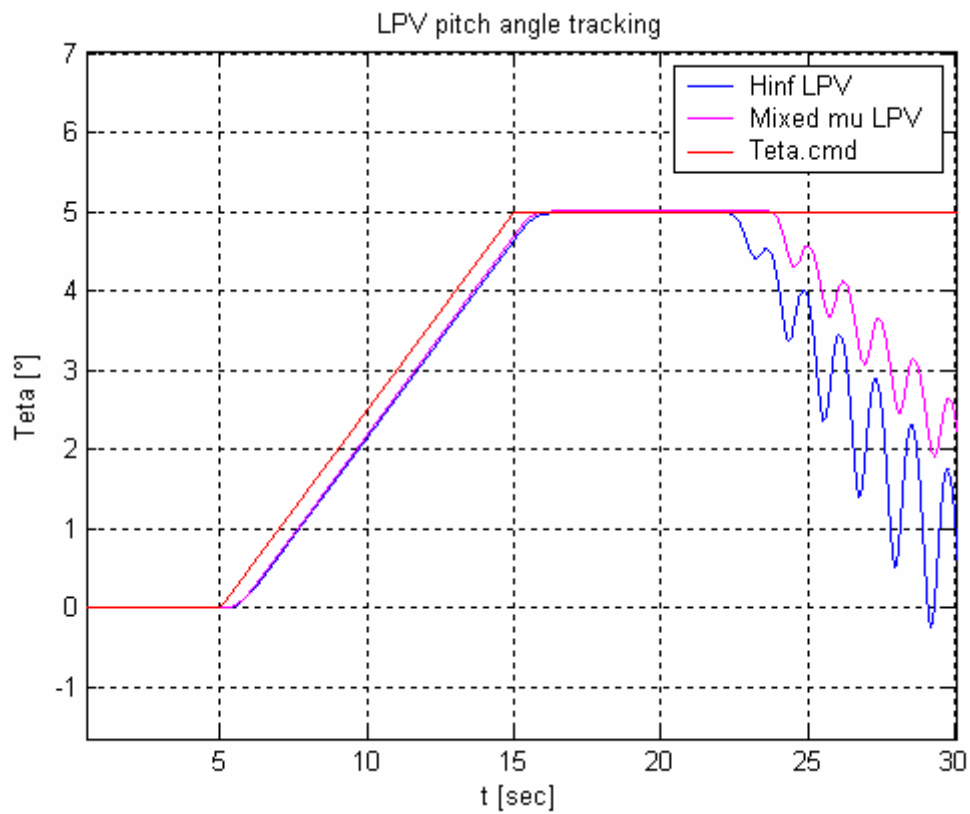
4. ábra Bólintó szögsebesség referenciajel követése zajos környezetben (lineáris szabályozó, lineáris modell)



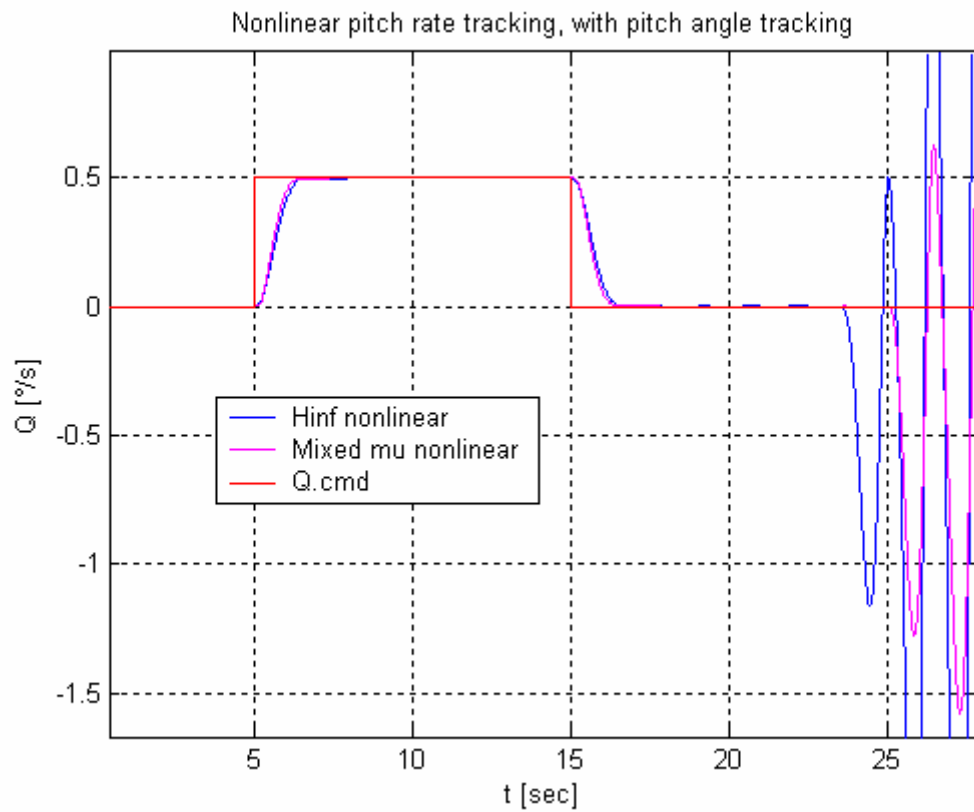
5. ábra Bólintási szög referenciajel követése zajos környezetben (lineáris szabályozó, lineáris modell)



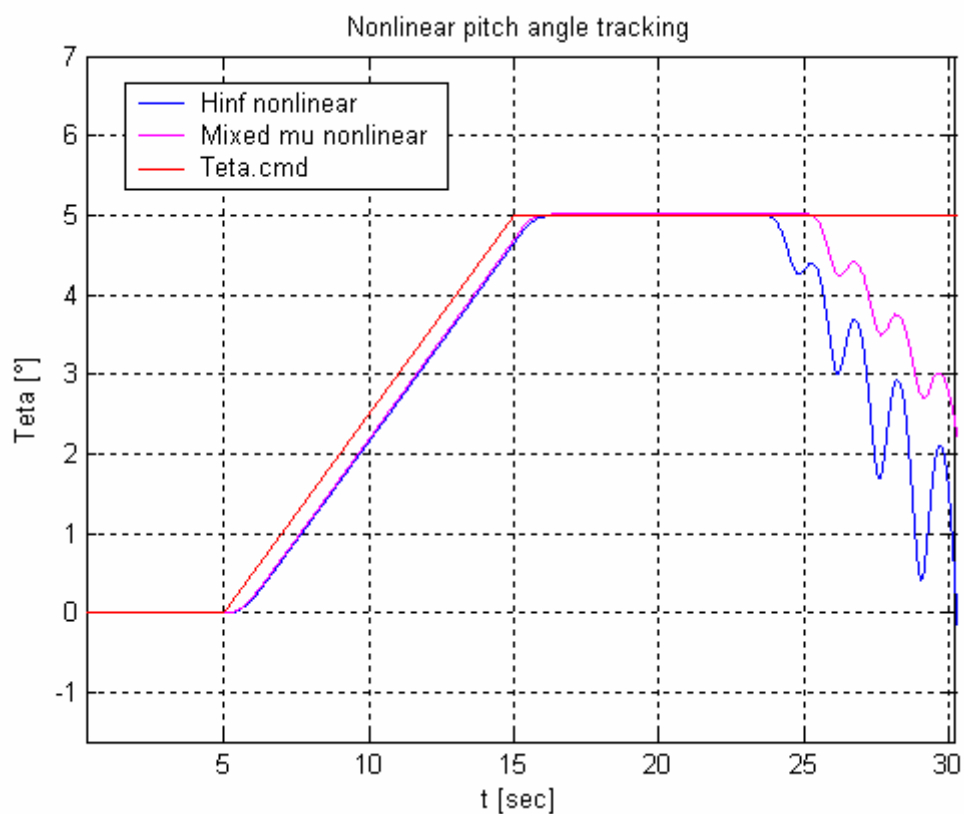
6. ábra Bólintó szögsebesség referencijel követése (lineáris szabályozók (H_{∞} kék, kevert μ lila), LPV modell)



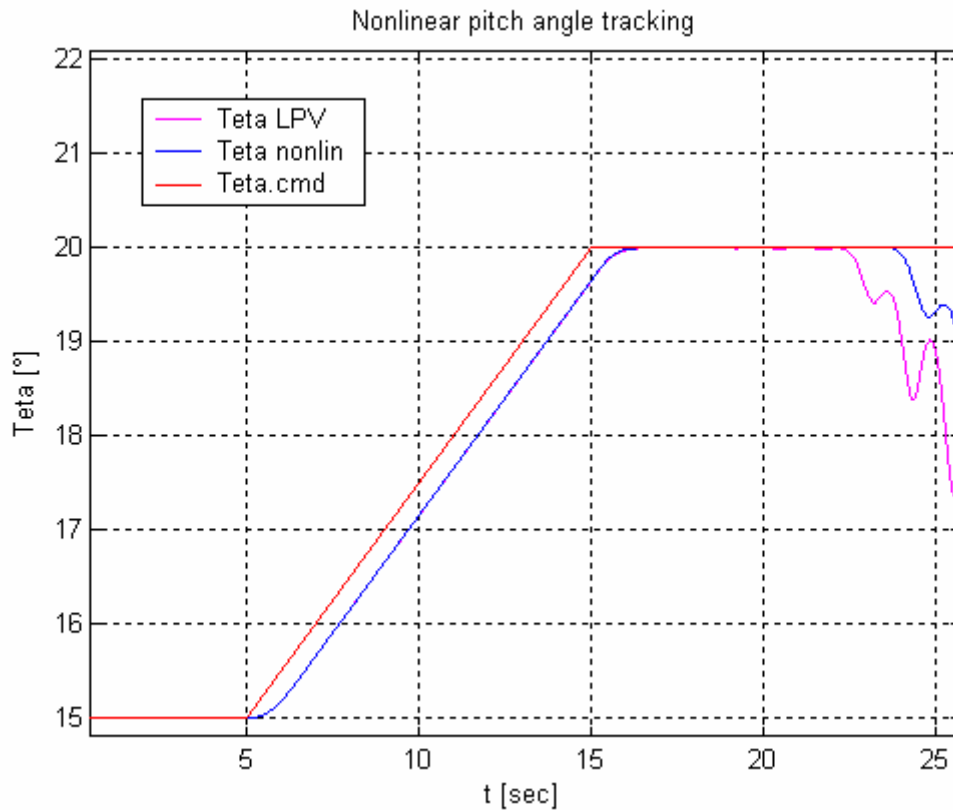
7. ábra Bólintási szög referencijel követése (lineáris szabályozók (H_{∞} kék, kevert μ lila), LPV modell)



8. ábra Bólintó szögsebesség referenciájel követése (lineáris szabályozók (H_∞ kék, kevert μ lila), teljes nemlineáris modell)



9. ábra Bólintási szög referenciájel követése (lineáris szabályozók (H_∞ kék, kevert μ lila), teljes nemlineáris modell)



10. ábra Bólintási szög referencijel követése H_∞ szabályozóval, LPV és nemlineáris modellen vizsgálva

ÖSSZEGZÉS

Jelen cikkben a bevezetést követően, instabil repülőgép hosszdinamikai mozgásának referencijel követő szabályozására alkalmazott kétféle eljárás került bemutatásra. Az eljárások bemutatása előtt azonban szükséges volt a példaként használt F-16 repülőgép mozgás-szimulációját röviden áttekinteni [20,21,22,23] alapján.

Ezt követően a nemlineáris modell munkaponti linearizálásáról esett szó, majd következett a lineáris rendszer redukálása és stabilitásának vizsgálata. Ezután került sor a rendszer állapotter reprezentációjában fellépő valós bizonytalanságok vizsgálatára az állásszög megváltozása esetén. A bizonytalanságok figyelembe vételével, a csak komplex bizonytalanságok alapján tervezettnél igényesebb szabályozók készíthetők.

A megfelelően széles körű tesztelés érdekében a munkapont környezetében egy lineáris paraméterváltozós (LPV) modell is elkészítésre került. Ez a vizsgálatok során igen jól adta vissza a nemlineáris rendszer viselkedését.

Ezt követhette a szabályozási célkitűzések és a szabályozó tervezéshez felhasznált struktúra bemutatása.

Végül kétféle szabályozó megtervezésére került sor. Az egyik (H_∞ tervezés) csak a komplex (frekvencia tartományi), míg a másik (kevert μ szintézis) a valós (parametrikus) bizonytalanságokat is figyelembe veszi. Parametrikus bizonytalanságnak itt a rendszert leíró A, B, C, D mátrixok elemeinek százalékos eltérései tekinthetők. A kontroller tervezés során ezek közül érdemes csak a domináns (50% feletti) értékeket figyelembe venni.

A tesztelés során a lineáris modellre mindkét szabályozó megfelelően működött, még zajos környezetben is. Ráadásul a referencijel követésén túl még a hosszirányú légerő minimalizálása is megvalósult.

Az LPV és a nemlineáris modellt azonban mindkettő csak egy ideig volt képes szabályozni. Az azonban megállapítható, hogy a valós bizonytalanságok figyelembe vétele valamennyit javított a szabályozó minőségi tulajdonságain. Összességében azonban elmondható, hogy lineáris szabályozó tervezési technikákkal, a nemlineáris rendszer széles tartományban való megfelelő működése nem garantálható. Ezért a későbbiekben érdekesebb a nemlineáris tervezési technikákat alkalmazni. Ezek közül elsőként a lineáris paraméterváltozós (LPV) modellen alapuló technikák alkalmazása jöhet szóba. Mint az a 10. ábra kapcsán látható, az LPV modell egy kicsit érzékenyebb, mint a teljes nemlineáris modell, így a rá tervezett megfelelő szabályozó kell, hogy biztosítsa a nemlineáris rendszer kielégítő működését is.

FELHASZNÁLT IRODALOM

- [1] MUTNYÁNSZKY Ádám: Kinematika és kinetika. Tankönyvkiadó, Budapest, 1965.
- [2] M. CSIZMADIA Béla, NÁNDORI Ernő: Mechanika mérnököknek: Mozgástan. Nemzeti Tankönyvkiadó, Budapest - Gödöllő - Győr, 1997.
- [3] MORELLI, Eugene A.: Global Nonlinear Parametric Modeling with Application to F-16 Aerodynamics. Dynamics and Control Branch NASA Langley Research Center Hampton, Virginia
- [4] MORELLI, Eugene A., DE LOACH Richard: Wind Tunnel Database Development using Modern Experiment Design and Multivariate Orthogonal Functions. AIAA 2003--0653 January 6-9, 2003/Reno, NV
- [5] NGUYEN, L. T., et al: Simulator Study of Stall / Post Stall Characteristics of a Fighter Airplane with Relaxed Longitudinal Static Stability. NASA TP 1538 December, 1979.
- [6] LANTOS Béla: Irányítási rendszerek elmélete és tervezése I. Egyváltozós szabályozások. Akadémiai kiadó, Budapest, 2001.
- [7] Military Specification: Flying Qualities of Piloted Airplanes. MIL-F-8785C November 5, 1980.
- [8] Dryden Wind Turbulence Model (Continuous). MATLAB html Help, Aerospace Blockset, The Math Works, 2005.
- [9] MCLEAN, Donald: Automatic Flight Control Systems, Prentice Hall International, 1990.
- [10] BLAKELOCK, John H.: Automatic Control of Aircraft and Missiles. John Wiley & Sons, 1965.
- [11] JONG--YEON Shin, GARY J. Balas, ALPAY M, Kaya: Blending Methodology of Linear Parameter Varying Control Synthesis of F--16 Aircraft System. NASA/CR--2001--211237, October, 2001 %
- [12] SZÁSZI István, KULCSÁR Balázs: Robust Control and Fault Detection Filter Design for Aircraft Pitch Axis. Periodica Polytechnica Ser. Transp. Eng. 2001, Vol. 29, NO. 1-2, PP. 83-100
- [13] KULCSÁR Balázs: Robust Control Design for F16. Lecture note with example for Modern Control Theory II. cours presented by Dr. József Bokor, Budapest University of Technology and Economics, Department of Control and Transport Automation, Budapest, 2002.
- [14] ZHOU Kemin, DOYLE John C., GLOVER Keith: Robust and Optimal Control. Prentice Hall, New Jersey, 1996.
- [15] GARY J. Balas, DOYLE John C., GLOVER Keith, PACKARD Andy, SMITH Roy: Mu Analysis and Synthesis Toolbox for Use with MATLAB, User's Guide, Version 3, The Math Works, June, 2001.
- [16] KEMIN Zhou, DOYLE John C.: Essentials of robust control. Prentice Hall, New Jersey, 1998.
- [17] BOKOR József: State Space Approach to H_{∞} Optimal Control. Budapest, May 16, 2003.
- [18] Dr. BOKOR József, SZÁSZI István: Optimal H_{∞} Control Design, Lecture notes to Modern Control Theory II. Department of Control and Transport Automation, Budapest, May 27, 2003.
- [19] KULCSÁR Balázs: Singular Values and Singular--Value Decomposition. Lecture note with example for Modern Control Theory II. cours presented by Dr. József Bokor, Budapest University of Technology and Economics, Department of Control and Transport Automation, Budapest, 2003.
- [20] BAUER Péter: Repülőgép nemlineáris mozgás--szimulációjának felépítése és tesztelése MATLAB felhasználásával, TDK dolgozat, Budapest, 2004.
- [21] BAUER Péter: Repülőgép nemlineáris mozgás--szimulációjának felépítése és tesztelése MATLAB felhasználásával, Repüléstudományi közlemények elektronikus különszám, Szolnok, 2005. április 15.
- [22] BAUER Péter: Instabil repülőgép térbeli mozgásának robusztus szabályozása, a H_{∞}/μ elmélet felhasználásával. Diplomaterv, Budapest, 2005.
- [23] BAUER Péter, KULCSÁR Balázs: Posztmodern, robusztus irányítás tervezése, instabil repülőgép hosszdinamikai mozgásának szabályozására. XV. Magyar Repüléstudományi Napok Konferencia, Budapest, 2005. december 1-2.
- [24] Top Gun és Aranysas folyóiratok számai 1994 – 2005.
- [25] ZSÁK Ferenc, ZSÁK András: Makettstúdió No. 3 F-16 Fighting Falcon. Péta kiadó, 1992.
- [26] SPICK Mike, RIPLEY Tim: Korszerű harci repülőgépek. Kossuth Könyvkiadó, 1993.