

# TOLÓERŐIRÁNY SZABÁLYZÁS REPÜLŐGÉPEKEN

**Dr. Rohács József**  
**tanszékvezető, egyetemi tanár**  
**Budapesti Műszaki Egyetem**  
**Repülőgépek és Hajók Tanszék**

*A tanulmány röviden ismerteti a tolóerőirány szabályzás lényegét, alkalmazásának előnyeit, és beszámol a témakör kutatása során a Budapesti Műszaki Egyetem Repülőgépek és hajók tanszékén kapott egyes eredményekről.*

## BEVEZETÉS

A repülőgépek fékezésének segítésére rendszeresen alkalmaznak tolóerőirány elfordítást, az úgynevezett tolóerő-reverzálást (tolóerő-fordítást). A helyből fel- és leszálló repülőgépek készítésekor a felszálláshoz szükséges függőleges irányú emelőerő és az utazó üzemmódon szükséges vízszintes irányú tolóerő létesítésére azonos hajtóműveket alkalmazva fejlesztették ki az átmeneti repülési tartományokban is biztonságosan működő tolóerőirány elfordítást. A legismertebb ilyen vadászipülőgép, a Harrier háborús viszonyok közötti alkalmazásakor — a falklandi háborúban — bebizonyosodott, az ilyen repülőgépek jelentős előnnyel rendelkeznek a többi géppel szemben. A tolóerőirány elfordítást harc közben alkalmazva, a Harrierek lényegesen szűkebb fordulókat tudtak végrehajtani, azaz manőverező-képességük jelentősen növekedett a tolóerőirány szabályzásnak köszönhetően. Ezt felismerve kezdtek foglalkozni a tolóerőirány szabályzású, nagy manőverező-képességű repülőgépek fejlesztésével.

Belátható, hogy a tolóerőirány szabályozásával hatékonyan irányítható a hagyományos terhelési és sebességi, magassági repülési görbéken kívüli tartományban mozgó repülőgép. Ezzel növelik a vadászipülőgép szupermanőverező-képességét, illetve ezzel biztosítják a nagy utasszállító repülőgép irányítását a hagyományos kormányzási rendszer működőképességének az elvesztésekor. Azaz a tolóerőirány szabályzásának a nem hagyományos repülések megvalósításában döntő szerepe lesz.

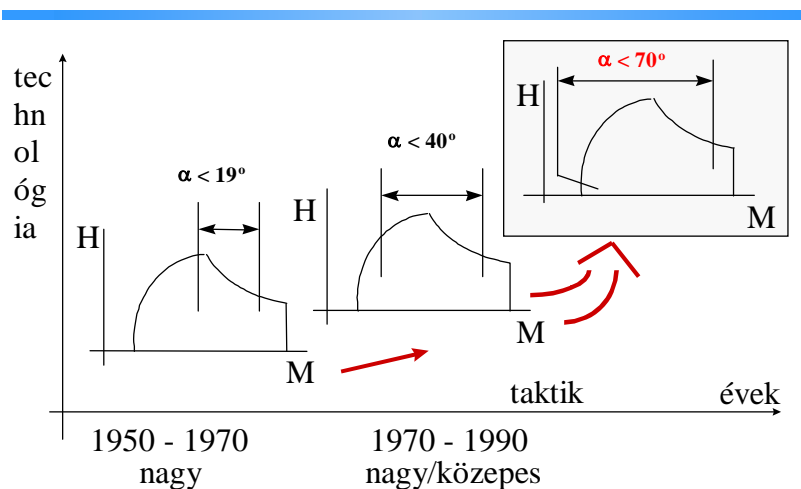
Az előadás röviden ismerteti a tolóerőirány szabályzás lényegét, az átesési tartományban is manőverezni képes tolóerőirány szabályzású vadászrepülőgépek előnyeit, és bemutatja a BME Repülőgépek és hajók tanszék néhány, a témakör kutatását érintő eredményét.

## A TOLÓERŐ SZABÁLYZÁS ELŐNYEI

Régen a vadászrepülők azt mondták: „Repülj magasabban, gyorsabban, és győzni fogsz”. A 70-es évektől már a közepes sebességeken is jól kellett repülni a győzelem eléréséhez (1. ábra). Végül, az utóbbi években el kezdték meghódítani az eleddig lehetetlennek tekintett kis sebességű és nagy, a hetven fokot is elérő támadási szögű tartományokat [1].

A nagy,  $40^\circ$ -nál nagyobb támadási szögön végrehajtott repülés az úgynevezett átesési tartományban van. Átesésnek nevezik azt a sajátos körülményt, amikor a repülőgép olyan nagy támadási szögön van, hogy a repülőgépről, többnyire először a szárny felső felületéről, majd a gép további felületeiről az áramlás levál. A támadási szög további növelésével a felhajtóerő drasztikusan csökken,

### Technológiai fejlődés



1. ábra

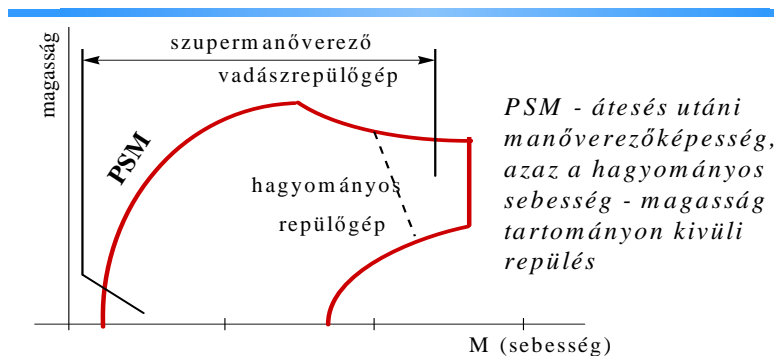
A technológia és a harci taktika változása az évek során a repülési sebesség (M), a magasság (H) és a támadási szög ( $\alpha$ ) függvényében

az ellenállás jelentősen megnő. A repülőgép ilyen helyzetben — a hagyományos értelemben — kormányozhatatlanná válik, azaz a hagyományos aerodinamikai kormányzervekkel a repülés tovább már nem irányítható.

Új elvek alkalmazásával persze az átesési tartományban is irányítani lehet a repülőgép mozgását, ha a gépet, pl. a „hajtóműből kiáramló gázon egyensúlyozzák”, vagyis a gázsugár irányának változtatásával, azaz a tolóerőirány szabályzásával próbálják befolyásolni a repülőgép helyzetét.

A gyakorlatban alkalmazott sebességi, magassági tartományokon kívüli repüléseket nevezik nem hagyományos repüléseknek (2. ábra [2]). Belátható, hogy mindazon repülések, amelyek nem hagyományos repülések ma, hagyományossá, általánosan alkalmazott repülésekké válhatnak a jövőben.

### ***Nem hagyományos repülés***



2. ábra

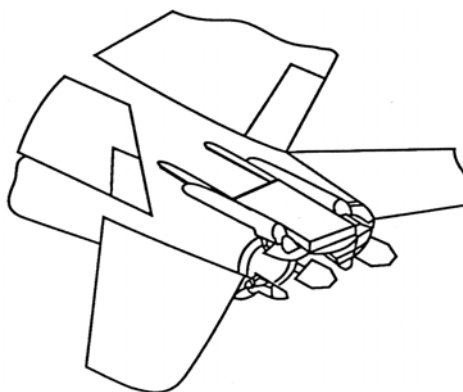
A szupermanőverező-képességű harci repülőgépek által használt sebességi (V), magassági (H) tartomány

A tolóerőirány szabályzását legkönnyebben [3] a hajtómű fúvócsövére szerelt, három „sziromszerű” terelőlap alkalmazásával lehet megoldani. Jellemzően a terelőlapokat (3. ábra) hidraulikus munkahengerek mozgatják.

A tolóerőirány szabályzású harci repülőgépek legfontosabb előnyei [1, 2, 4, 5] a szupermanőverező képesség biztosításában, új harci manőverek bevezetésében, a nagy, a 70 fokot is elérő támadási szögeken való repülésben és az így elérhető harci fölényben jelentkeznek.

Szupermanőverező-képességűnek nevezik azokat a repülőgépeket, amelyek statikailag instabilak, a hagyományosnál gyorsabban reagálnak a kormányzerve-

vek mozgására, és olyan manőverek végrehajtására is alkalmasak, melyeket a hagyományos repülőgépekkel nem lehet végrehajtani, vagy csak sokkal rosszabb hatékonysággal oldhatók meg.



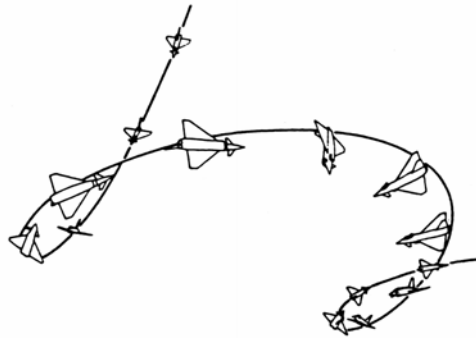
3. ábra

A tolóerőirány szabályzását megvalósító szerkezet elvi vázlata

A jobb manőverező-képességek elérését először a felhajtóerő és annak a szárny felületi megoszlása közvetlen szabályozásával kívánták elérni. A kezdeti kutatások, fejlesztések egyébként egybeestek Kesselyák nagyszerű ötletével, hogy a vitorlázó repülőgépek irányítását is meg lehet oldani a felhajtóerő közvetlen befolyásolásával. (Nem ezen múltott, hogy csak egy, kísérleti prototípusnak tekinthető példány készült el a Nyíregyházán áldozatos munkát végző tervező gépéből.) A későbbi fejlesztések az oldalerők és az ellenállás közvetlen szabályzására is kiterjedtek.

A manőverező-képesség javításával új manőverek kidolgozása és végrehajtása jár együtt. Az utóbbi időkből a legfontosabb ilyen eredményként a Pugacsov kobra említhető meg. A tolóerőirány szabályzású gépekkel egy sor, teljesen újszerű manőver [2, 4] hajtható végre (4., 5. ábrák.).

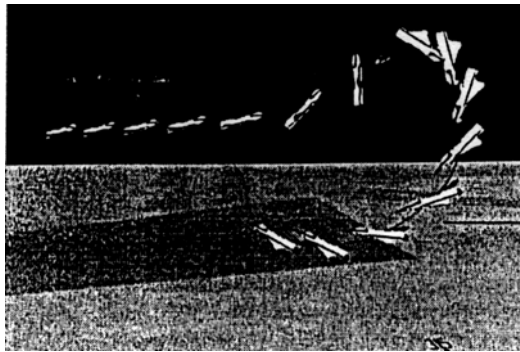
A manőverező-képesség javításának előnyeit talán legjobban a harci fordulók példáján lehet megérteni. A fordulóban ugyanis a tehetetlenségből adódó, a sebességtől és a forduló sugarától függő nagyságú hatások ellensúlyozására a forduló középpontja felé mutató centripetális gyorsító erőt kell létesíteni. Ezt leg egyszerűbben a felhajtóerő növelésével és a forduló középpontja felé fordításával lehet elérni. (Természetesen a gépet ilyenkor is a levegőben kell tartani, ezért a felhajtóerőnek csak egy része, a középpont felé mutató komponense használható a forduló szabályzására.)



4. ábra

A tolóerőirány szabályzású repülőgép újfajta manőverei

A felhajtóerő a sebesség vagy a támadási szög növelésével növelhető. A sebesség növelésével azonban a tehetetlenségi erők is nőnek. A támadási szög növelésének pedig a gép átesése szab határt. A pilóta természetesen választhat, hogy kis sebességű, szűk vagy nagy sebességű, nagyobb sugarú fordulót, vagy nem szabályos fordulót végez, a gépet például kifelé csúsztatva, a forduló sugarát növelve hajtja végre a manővert.



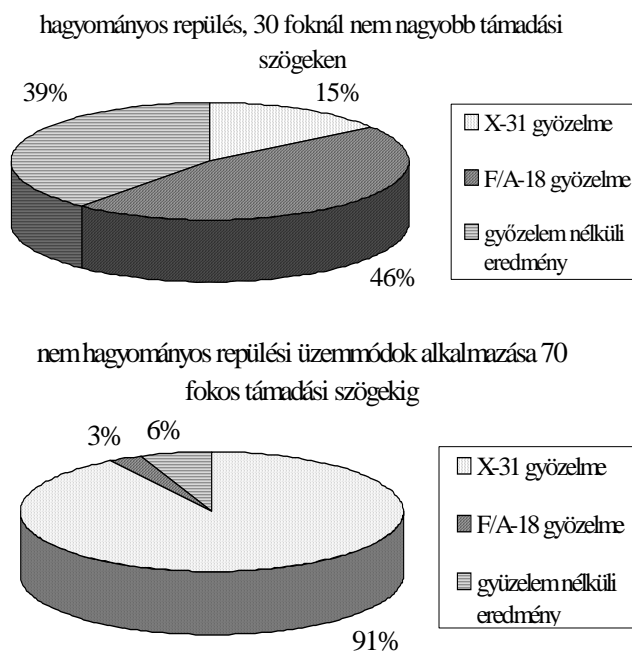
5. ábra

A német vadászpilóta professzorról elnevezett Herbs manőver

Belátható, hogy az a gép, amely a sebességét a hagyományos repülőgépek átesése által lehatárolt minimális sebesség alá tudja csökkenteni, miközben a szükséges centripetális erőt, azaz a forduló középpontja felé mutató erőt és a felhajtóerőt a hajtómű tolóerejének a megfelelő elfordításával biztosítja, lényegesen kisebb sugarú és gyorsabb fordulókat tud végrehajtani. Ennek harci előnyei nem vitathatók.

A tolóerőirány szabályzás talán legfontosabb eredménye az új harci manőverek kidolgozásában és bevezetésében, illetve az így elérhető harci hatékonyság növelésében határozható meg.

A tolóerőirány szabályzású repülőgépek harci hatékonyságát szimulált légi harcokban vizsgálták [2]. A rendkívül meggyőző eredményeket a 6. ábra szemlélteti.



6. ábra

Az X-31 tolóerőirány szabályzású repülőgép prototípusa harci hatékonyságának értékelése szimulált repülési vizsgálatokban

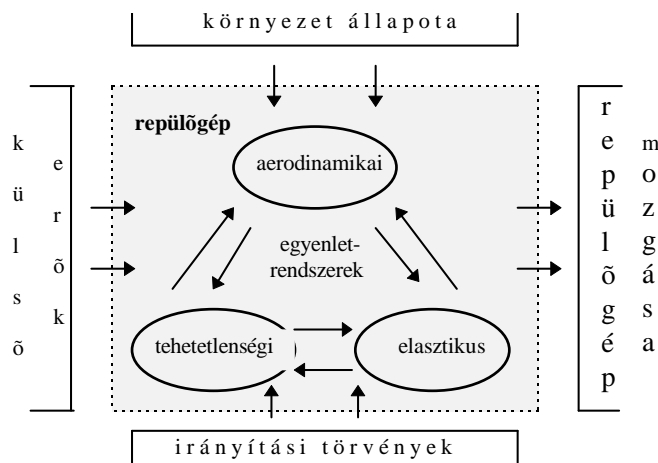
## AERODINAMIKAI MODELLEK

A nem hágyományos repülések vizsgálata a Budapesti Műszaki Egyetem Repülőgépek és hajók tanszékének kiemelt kutatási területe. A mintegy tizenöt éve elkezdett, majd elég széles körben nemzetközi együttműködéshez vezető kutatási projekt a következő részfeladatok vizsgálatára irányul:

- reális repülési szituációk modellezése;

- rendszeranomáliák elmélete;
- repülési adatok alkalmazása állapotfigyelésre, diagnosztizálásra;
- repülési események kivizsgálása;
- kormányzását veszített repülőgépek mozgásának vizsgálata;
- tolóerőirány szabályzású repülőgépek repülésdinamikai szimulációs vizsgálata;
- nemlineáris aerodinamikai modellek fejlesztése.

Ebben a tanulmányban csak a tolóerőirány szabályzású repülőgépeknek az átesés körüli és átesés utáni tartományokban észlelt néhány jelenségével kívánunk foglalkozni. Ezen tartományokban, vagyis a nem hagyományos repülések tartományában az elemzéseket először az aerodinamikai modellek vizsgálatával, fejlesztésével kellett elkezdenünk.



7. ábra

Az aerodinamikai modellek belső struktúrájának értelmezése

Aerodinamikai modelleknek nevezik a repülőgépekre ható aerodinamikai erők és nyomatékok szokásos megadásakor használatos, dimenzió nélküli aerodinamikai tényezők (felhajtóerő, ellenállás, nyomatéki stb. tényezők) matematikai megjelenítési formáit [6].

Általános esetben a repülőgép mozgását három egyenletrendszer, az aerodinamikai (gázdinamikai), tehetetlenségi (inercia) és az elasztikus (rugalmas) változásokat leíró egyenletrendszerek megoldásaként lehet leírni (7. ábra). Ezek az egyenletrendszerek a repülőgép felületi formájának és belső szerkezetének a sajátságain [5] keresztül kapcsolódnak össze. Belátható, hogy a repülést megha-

tározó hatások nemcsak a pillanatnyi repülési jellemzőktől, hanem a külső erőhatásoktól, a környezet állapotától és a realizált irányítási törvényszerűségektől (az aerodinamikai felületek megfelelő változtatásától, deformációjától) is függ. Valójában ez mind igaz az aerodinamikai tényezőkre is.

Az első aerodinamikai modelleket Bryan [7] definiálta, feltételezve, hogy az aerodinamikai tényezők csak a pillanatnyi mozgás-jellemzőktől függenek és ez a függőség lineáris kapcsolatot jelent. Ebben az esetben például a nyomatéki tényezőt az alábbi összefüggés adja meg:

$$C_m(t) = C_{m_0} + C_{m_v} V(t) + C_{m_q} q(t) \quad (1)$$

ahol:  $C_m$  a nyomatéki tényező, a  $C_{m_v}$ ,  $C_{m_q}$  pedig a nyomatéki tényező (parciális) deriváltjai:

$$C_{m_v} = \left( \frac{\partial C_m}{\partial V} \right)_{V=V_0}, \quad C_{m_q} = \left( \frac{\partial C_m}{\partial q} \right)_{q=q_0} \quad (2)$$

Viszonylag hamar kiderült, hogy Bryan mindkét feltételezése csak igen erős korlátozások mellett tartható fenn. Glauert javaslata [8] alapján a nemlineáris hatásokat, az időbeni késéseket és a kormányfelületek kitérítésének a hatását is figyelembe lehet venni:

$$C_L(t) = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha(t) + C_{L_{\alpha^2}} \alpha^2(t) + C_{L_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha}(t) + C_{L_\delta} \delta(t) \quad (3)$$

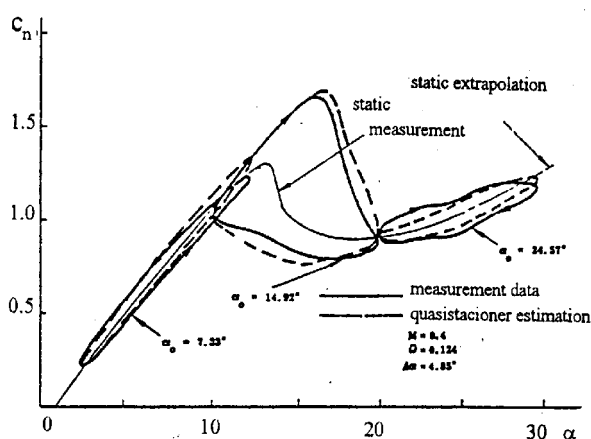
ahol:  $C_{L_{\dot{\alpha}}} = \left( \frac{\partial C_L}{\partial \dot{\alpha}} \right)_{\dot{\alpha}=\dot{\alpha}_0}$  és az időbeni kérés az  $\dot{\alpha}$  arányos.

Figyelembe véve, hogy az  $\alpha$  és az  $\dot{\alpha}$  egymástól nem függetlenek, a (3) kifejezés matematikai szempontból nem korrekt, viszont könnyen és a gyakorlatban elfogadható pontossággal alkalmazható.

Általános esetben a (3) alakú linearizált modellek használata csak korlátozott körülmények között, olyan esetekben vezetnek megfelelő eredményre, ha a repü-

lőgép mozgása adott, vagy a mozgásforma csak kismértékben változik. Valójában az aerodinamikai tényezők jelentős nemlineáris hatásokat és hiszteréziseket is tartalmaznak (8. ábra). Ezért Tobak [9] új megoldást keresett, a Bryan-féle függvénykapcsolatot a következő alakú, a jelzett integrálok lineáris szuperpozíciójaként meghatározott indiciál függvénnyel adta meg:

$$C_M(t) = C_M(0) + \int_0^t C_{M\delta}(t - \tau) \frac{d}{d\tau} \delta(\tau) d\tau + \frac{l}{V} \int_0^t C_{Mq}(t - \tau) \frac{d}{d\tau} q(\tau) d\tau \quad (4)$$



8. ábra

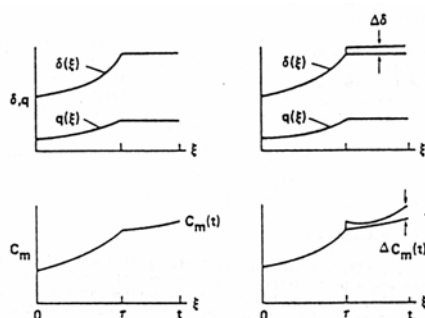
A felhajtóerő tényező ( $C_L$ ) változása a támadási szög függvényében

Az aerodinamikai tényezők és természetesen azok deriváltjai tehát a repülőgép összes korábbi mozgásformájától, azaz a repülés (mozgás) jellemzők teljes korábbi „előéletétől” függ, ahogy az a függvénykapcsolat Volterra-féle leírásából is származik:

$$C_M = G[\delta(\xi), q(\xi)] \quad (5)$$

Ahol  $\xi$  a  $[0, t]$  időintervallumon átfutó változó. Az ilyen formán adott aerodinamikai tényező változásában a  $\xi = \tau$  időnél nemcsak „törés” van, de a további-

akban a jellemző egy sávban változhat, illetve adott eltéréssel több függvény-realizációt követ (9. ábra).



9. ábra

A Tobak-féle aerodinamikai modell  
képzése a [8] szerint

Általános esetben a mozgásjellemzők teljes korábbi változásának a története nem ismert. Ezért az (5) függvénykapcsolatot egy olyan a  $\xi = \tau$  kis környezetben érvényes analitikai függvénnyel lehet megadni, amely leírja az „előlettől” való függőséget, azaz a mozgásjellemzők korábbi értékeinek a jelen és a jövőbeni jellemzőkre gyakorolt hatását. Valójában ez a függvény  $\xi = \tau$  kis környezetben Taylor-sorban adott alakját szokták alkalmazni:

$$C_{M_\delta}[\delta(\xi), q(\xi); t, \tau] = C_{M_\delta}(t, \tau; \delta(\tau), \dot{\delta}(\tau), \dots, q(\tau), \dot{q}(\tau) \dots) \quad (6)$$

Az aerodinamikai tényezők Tobak-féle modellje lehetőséget ad arra, hogy a számottevő nemlineáris hatásokat és hiszteréziseket is figyelembe vegyék.

A nagy támadási szögek esetére, pontosabban az átesési tartományokra érvényes aerodinamikai modellek még nincsenek kifejlesztve. A korábban nem vizsgált átesés körüli, átesés utáni tartományokban az aerodinamikai tényezőket részint gyakorlati, szélcsatorna mérések [10, 11], részint a numerikus aerodinamika módszereit alkalmazva próbálják meghatározni. A számítások során az instacioner turbulens határrejteget Baldwin–Lomax, Cebeci–Smith és Johnson–KKing turbulencia modellekkel [12, 13] leírva próbálnak új aerodinamikai modelleket kifejleszteni.

A valóságban a kritikus támadási szögnél megfigyelhető áramlás-leszakadás eléggé összetett folyamat [14]. Különösen igaz ez a nagy sebességű deltaszárnyakra [15]. Ugyanakkor a 9. ábrán is bemutatott hiszterézis nagymértékben függ a kritikus támadási szög körüli mozgás változási frekvenciájától [16, 17, 18]. Ezért igen bonyolult feladat megfelelő approximációs függvényt találni az aerodinamikai jellemzők leírásához.

A gyakorlatban a BME Repülőgépek és hajók tanszékén folytatott vizsgálatok során különféle, a vázoltaknak megfelelő, a [19, 20, 21, 22] irodalomban adott egyszerűbb, a (3) szerint definiált aerodinamikai modelleken túl analitikai modelleket [10] is alkalmaztunk:

$$c_F = b_o + \sum_{i=1}^n b_i \arctan((\alpha - c_i)d_i) \quad (7)$$

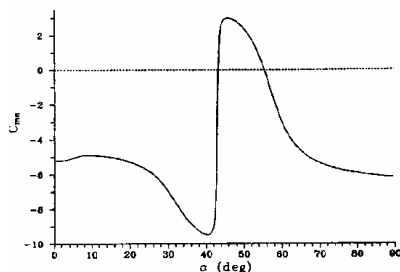
Az analitikai modellek a [10] irodalomban adott mérési eredmények felhasználásával meghatározott, a  $-10$  és  $+90$  fok tartományban érvényes teljes aerodinamikai modelleket jelentenek (10. ábra). Nagy előnyük, hogy minden lehetséges tartományban véges értéket vesznek fel. Ezek a modellek különböző sebességekre és magassági kormány kitérítési szögekre lettek definiálva. A NASA-modellekben az egyes derivatív tényezőket nyolc arcus tangenst tartalmazó függvényekkel adták meg. A modelleket az F/A-18 repülőgép szélcsatorna mérési eredményeire alkalmazták.

Vizsgálataink során egyetlen olyan egyszerűbb, a (3) szerint meghatározott függvényt sem tudtunk definiálni, amely az átesés utáni tartományban is alkalmazható lett volna. A repülőgép mozgását leíró differenciál egyenletrendszer integrálása során a megoldás periodikusan instabillá vált és gyorsan tartott a végtelenhez. Valójában csak a (7) szerinti NASA-modellek [10] alkalmazása biztosította a mozgásegyenletek integrálhatóságát.

## REPÜLÉSI SAJÁTOSSÁGOK

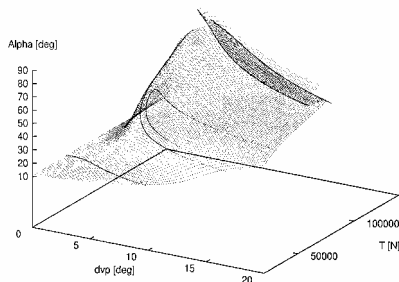
Egyszerűbb esetben a repülőgép mozgása mint hat szabadságfokú szilárd test mozgása két részmozgásra, egy hossz- és egy oldaldinamikai mozgásra bontható. [4, 5, 19, 23, 24, 25]

A vizsgálataink során csak a tolóerőirány-szabályzású repülőgép hosszdinamikai mozgásával foglalkoztunk. Az alkalmazott repülésmechanikai modell a következő egyszerű formában lett megadva:



10. ábra

A [10] szerinti NASA-modell egyik jellegzetes példája: a bólintó nyomaték egyik derivatív tényezője a támadási szög függvényében



11. ábra

Egyensúlyi helyzetek a tolóerő – tolóerőirányszög paraméter tartományban

$$\dot{u} = -qw + \frac{X}{M} - g \sin\theta + \frac{T_x}{M} \quad (8)$$

$$\dot{w} = qu - \frac{Z}{M} + g \cos\theta + \frac{T_z}{M} \quad (9)$$

$$\dot{q} = \frac{C_m \bar{q} S c_A + X l_z + Z l_x - T_x L_{xe}}{I_y} \quad (10)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (11)$$

ahol

$$X = \bar{q} S (C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha)$$

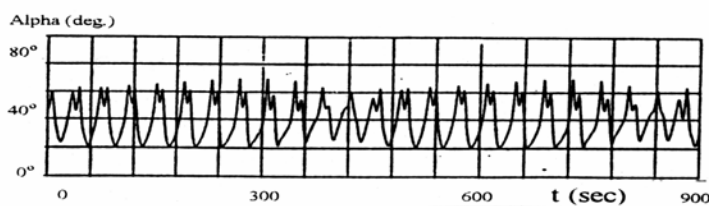
$$Z = \bar{q} S (C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha)$$

$$C_L = C_{L_0} + \frac{c_A}{2V} (C_{L_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha} + C_{L_q} q)$$

$$C_m = C_{m_0} + \frac{c_A}{2V} (C_{m_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha} + C_{m_q} q)$$

$$T_x = T \cos \delta_{vp}, T_z = T \sin \delta_{vp}$$

A repülőgép mozgását leíró modellben az aerodinamikai tényezőket tehát az F/A—18 repülőgépre vonatkozó szélcsatorna mérésekből meghatározott NASA-modellekkel töltöttük fel. Az egyenletrendszer integrálását Runge–Kutta és Adams–Moulton módszerekkel hajtottuk végre [4, 26] Matlab és ACSL alap-szoftvereket használva. Az integrálási lépésköz  $10^{-2}$ -től  $10^{-6}$ -ig terjedt.



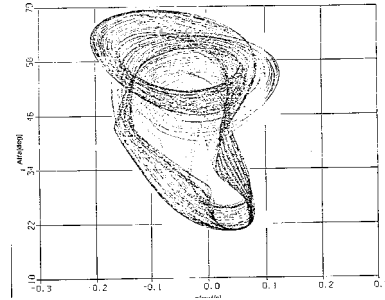
12. ábra

Jellegzetes számítási eredmény (tolóerő,  $T=35\text{kN}$ , tolóerő-irányszög,  $\delta_{vp}=10^\circ$ , tolóerő-irányszög változtatás amplitúdója,  $\Delta\delta_{vp}=2^\circ$ ).

A szimulációs számításokat először az egyensúlyi helyzetek meghatározásával kezdtük (11. ábra). Majd az adott egyensúlyi helyzetekből kiindulva a megfelelő tolóerőirány szinuszos változtatásával szimuláltuk a repülőgép mozgását. A számítások eredményeit (12. ábra) elemezve megfigyelhető, hogy a szinuszos gerjesztésre válaszként nem egyforma lengésekből álló mozgásformát kaptunk. Ilyen esetekben célszerű a számítási eredményeket fázistérben is megjeleníteni.

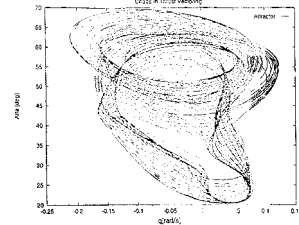
A fázistérben az egymást követő kis eltérések mint kaotikus jelenségek egy görbesereget, ún. kaotikus attraktort alkotnak (13. ábra).

Megjegyezzük, hogy Dániában Mosekilde professzor tanítványai [27] tőlünk függetlenül teljesen hasonló kaotikus attraktort kaptak a szimulációs vizsgálatainkat megismételve (14. ábra).



13. ábra

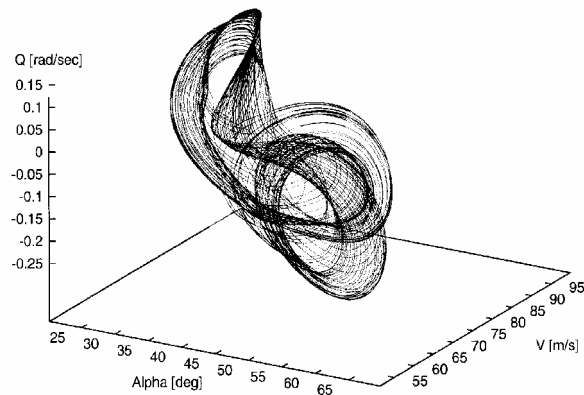
A 12. ábrán adott számítási eredményeket fázistérbe ábrázolva kapott kaotikus attraktort



14. ábra

A [27] szerint más programmal megismételt számítások során kapott kaotikus attraktort

Különösen szép kaotikus attraktort kapunk [28], ha a 12. ábrán adott számítási eredményeket háromdimenziós fázistérben ábrázoljuk (15. ábra).



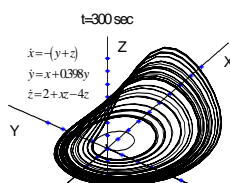
15. ábra

A 12. ábrán bemutatott számítási eredmények megjelenítése háromdimenziós fázistérben

A 12–15. ábrák azt mutatják, hogy az átesés körüli tartományokon a tolóerő-irány-szabályzású repülőgép mozgásában kaotikus jelenségek vannak. A káosz megjelenésére minden dinamikai rendszer vizsgálatakor számítani lehet [29]. A dinamikai rendszerek viselkedését ugyanis az állapotjellemzők (a rendszer tényleges és pillanatnyi tulajdonságait megadó jellemzők) és a rendszer dinamikája (a rendszer időbeni változását leíró törvények, a repülőgép mozgásának vizsgálatakor például a mozgásegyenletek) határozzák meg [30, 31]. A rendszer jövőbeni viselkedését olyan absztrak térben szokás vizsgálni, melynek a koordinátái az állapotjellemzők. Az olyan állapotteret, melyben a rendszer mozgását leíró pálya pontjai a rendszer helyén kívül annak mozgási sebességét is megadják, fázistérnek nevezik. A rendszer periodikus mozgását a fázistérben egy zárt görbe jellemzi.

A kaotikus rendszerek sajátossága, hogy a rendszer változása nagymértékben függ a tényleges kezdeti állapottól. A legkisebb eltérések is jelentősen módosítják a rendszer pályáját. Az állapotterben vagy a fázistérben a káosz jelenlétét a rendszer változását leíró pályák sokasága jellemzi. A pályák módosulását váltják ki a rendszer számottevő nem-lineáris tulajdonságai, illetve a tulajdonságok olyan állapotfüggő változásai, melyekben köbös összefüggések, folytonossági eltérések (ugrások) vannak. A káosz megjelenésének sajátossága, hogy az gyakran megtalálható az egyébként determinisztikusnak tekintett rendszerek viselkedésében is.

Az állapot, illetve a fázistérben a rendszer dinamikáját megmutató pályák rajzolatát attraktornak nevezik. Az attraktorok egyben ún. fraktálok is, mivel a görbesereg valamely részének a folyamatos kinagyításával egyre több új részlet jelenik meg.



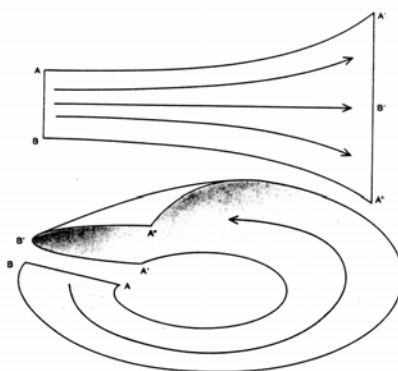
16. ábra  
A Rössler-féle attraktor

A kaotikus jelenségek korai vizsgálatai során, a káosz elméletének kidolgozásakor behatóan vizsgálták a kaotikus jelenségek megjelenését [32]. Otto E. Rössler találta meg a legegyszerűbb kaotikus rendszert (16. ábra). A káosz megjelenésének egyik fontos forrása a kezdeti feltételekben megfigyelhető bizonytalanság.

A kaotikus jelenségek keletkezésének okát Edward N. Lorenz, a Massachusettsi Műegyetem tanára írta le [32, 33]. A folyadékáramlásokat vizsgálva, az alap-egyenleteket egyszerűsítve egy három szabadságfokú egyenlethez jutott. (Úgy vélték, hogy az összefüggés például az időjárás előrejelzésére is jól használható, mivel leírja a levegőnek mint folyadéknak a mozgását.)

Lorenz megfigyelései szerint: az áramló közeg egymástól kis távolságban lévő részecskéi a közegben meglévő mikroszkopikus zavarások miatt exponenciális gyorsasággal távolodnak egymástól és csak rövid ideig maradnak egymás közelében (17. ábra).

Ez az exponenciális szétválás azonban csak helyi jellegű maradhat, mivel az attraktor mérete véges, és a két pálya nem távolodhat a végtelenségig egymástól. Végül a távolodó pályák visszahajlanak és a két részecske pályája újra egymás-



17. ábra

A káosz megjelenésének értelmezése Lorenz kutatásai alapján

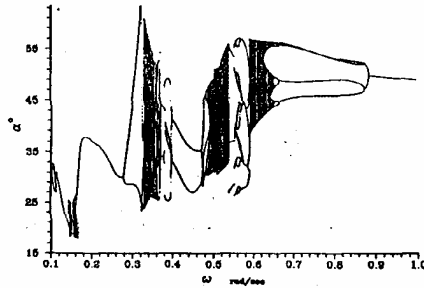
hoz közel kerül. A 11. ábrán megjelenő „gyűrődések” tehát már önmagukban is felhívják a figyelmet arra, hogy a rendszer mozgása kaotikus jelenségekhez vezethet, a tolóerőirány- szabályzású repülőgépek mozgásában káosz lehet.

A kaotikus attraktorok elemzéséhez gyakran felhasználják az attraktor egy adott síkkal való elmeszésekor tapasztalható képet, az ún. Poincaré-képet [30, 31]. Ez a módszer esetenként jobban tükrözi, mi történik a rendszerrel, mint a bonyolult, kaotikusan változó és keveredő pályák sokasága. A bifurkációs elmélet alapján a nemlineáris [31] dinamikus rendszerek tulajdonságait, azok matematikai modelljeit (nemlineáris differenciál egyenlet-rendszereit) állandósult

(stacioner) állapotokra megoldva és a rendszerparaméterek lassú változtatásakor számított periodikus pályákat elemezve vizsgálják.

A stacioner állapotok vizsgálatakor az állandósult állapotokra vonatkozó linearizált egyenletrendszerek sajátértékeit határozzák meg. A rendszerek dinamikájában olyan rendszerparamétereknél jelentkeznek kaotikus hatások, amelyeknél a sajátértékek valóságos vagy képzetes részei átmetszik a képzetes tengelyt [30]. Ezek közül azt az esetet, amikor a sajátértékek képzetes része metszi a képzetes tengelyt, Hopf bifurkációnak nevezik. Vizsgálataink szerint a tolóerőirány szabályzású repülőgépeknél a Hopf bifurkáció megjelenésével kell számolnunk.

A bifurkációs elmélet szerint a másik vizsgálat során, vagyis a dinamikai rendszer változása pályáinak vizsgálatakor egy ún. bifurkációs diagramot készítenek. Ez lényegében egy olyan sztroboszkópikus kép, melyet az ún. continuation (folyamatosan változó) módszerét alkalmazva kaptunk. Ekkor a vizsgált paramétert, esetünkben a tolóerőirány változtatás frekvenciáját folyamatosan növelve, vagy csökkentve egy jellemző, esetünkben a támadási szög változását rögzítettük (18. ábra).



18. ábra

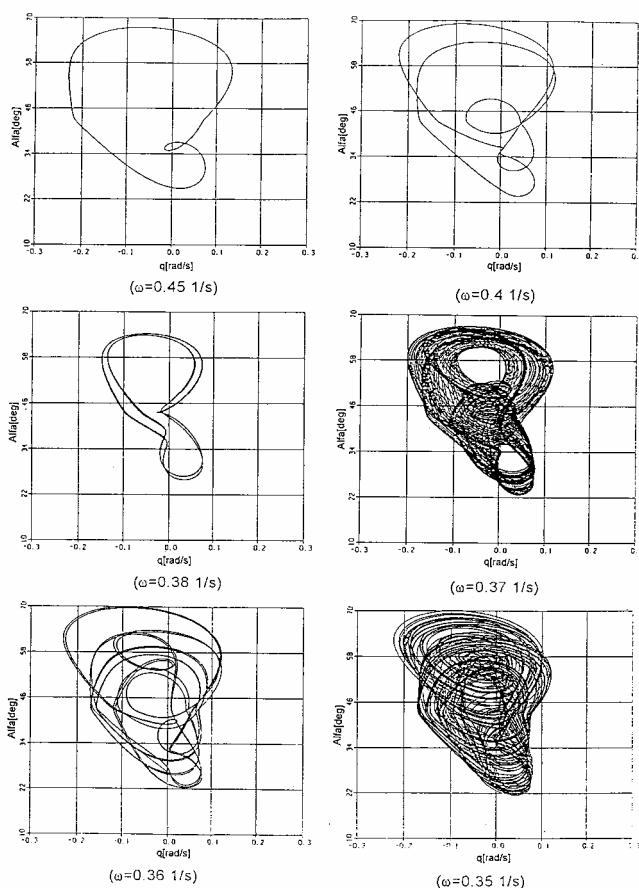
A tolóerőirány szabályzású repülőgép mozgásának bifurkációs diagramja a tolóerő – tolóerőirány paraméter térben

Ez az ábra lényegében egy általánosított Poincaré-képnek [4, 27] tekinthető. Belátható, hogy a

$$T_x = T \cos(\delta_{vp} + \varepsilon \cos \omega t),$$

$$T_z = T \sin(\delta_{vp} + \varepsilon \cos \omega t)$$

alakú tolóerőirány gerjesztés hatására a támadási szögben hasonló jellegű lengésnek kellene megjelennie. A támadási szög periodikus változása az általánosított Poincaré-képen egy pontnak felel meg. Amennyiben kaotikus jelenség generálódik, akkor a válaszfüggvényben, a támadási szögben legalább két különböző periodikus változás figyelhető meg. Ezt nevezik a periódus kettőződésnek. A gerjesztő paraméter frekvenciájának a további változtatásával egyre több perióduskettőződéssel találkozhatunk. A káosz kiterjedésére tehát a pályák sokasága utal, azaz a sztroboszkópikus képen egy gerjesztési frekvenciához sok kü-

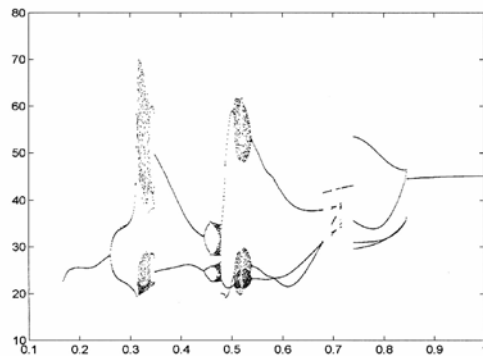


19.ábra

Kaotikus attraktorok és határciklusok a tolóerő-irány különböző  $\omega$  frekvenciájú szinuszos gerjesztésekor (kiindulási egyensúlyi helyzet: tolóerő 35kN, tolóerő-irányszög: 10 fok, a tolóerőirány változtatás amplitúdója: 2 fok)

lönböző támadási szög tartozhat, amit a képen a pontok sokasága, az adott gerjesztési frekvencián egy sávban megjelenő válaszpontok nagy mennyisége jellemz. Esetünkben [4, 5, 26, 37-38] például (lásd 19. ábra) a 35kN tolóerőnek és 10 fokos tolóerőiránynak megfelelő egyensúlyi helyzetben, a tolóerőirány 2 fokkal szinuszos tolóerőirány változtatással gerjesztett bemenő jelre a repülőgép támadási szögében — adott gerjesztési frekvenciáknál, például 0,35–0,4, vagy 0,5–0,7 közötti frekvenciáknál — kaotikus jelenségek vannak, a mozgásdinamikában káosz jelenik meg.

Más gerjesztési frekvenciákon a támadási szög lengése határciklusokhoz tart (20. ábra).



20. ábra

Bifurkációs diagram pályaszög szerinti deriváltjának 30%-os relatív csökkentésekor

Vizsgálataink során külön foglalkoztunk azzal, hogy a kaotikus jelenségeket az aerodinamikai modellek sajátosságai, vagy ténylegesen a repülésdinamikai sajátosságok okozzák. Az aerodinamikai modelleket, például az „er” indexszel jelölt eredeti aerodinamikai tényezőt a

$$C_D = C_{D_{er}} \left( 1 \pm 0.01(\text{vagy } \pm 0.05) \frac{\alpha}{90} \right)$$

formában változtatva ún. érvényességi vizsgálatokat végeztünk. Megállapítottuk, hogy a változtatott aerodinamikai modelleket alkalmazva a kaotikus jelenségek lényegében ugyanazon gerjesztési frekvenciáknál jelentkeznek. Ez még a tényezők 30%-os relatív változtatásakor [28] is igaz (24. ábra). A tolóerőirány szabályzású repülőgépnél tehát a kaotikus jelenségeket nem az alkalmazott aerodinamikai jellemzők okozzák. Erről tanúskodnak más jeles kutatási eredmények is [39-43].

## ÖSSZEFOGLALÁS

A tolóerőirány szabályzás alkalmazása a jelenleg ismert eljárások közül a legjobb megoldás a szupermanőverező-képesség biztosítására. A tolóerőirány szabályzásával lehet megoldani az átesés utáni mozgás irányítását. Az ilyen repülőgépek a ma még szinte elképzelhetetlen, a kritikus támadási szög körüli repülési tartományban alkalmazhatók, azaz az átesés utáni mozgást lehet ilyen formán irányítani. Ezt a mozgásformát nem hagyományos repülésnek nevezik.

A tanulmány célja a tolóerőirány szabályzású repülőgépek repüléstechnikai előnyeinek és sajátosságainak rövid összefoglaló ismertetése és az adott repülőgépek mozgásának tanulmányozása során kapott legfontosabb eredmények bemutatása volt.

A nem hagyományos repülések tanulmányozására a Budapesti Műszaki Egyetem Repülőgépek és hajók tanszékén egy nemzetközi együttműködésben is támogatott kutatási programot indítottak. A program keretében külön foglalkoztak a tolóerőirány szabályzású repülőgépek átesési tartományban való mozgásának a vizsgálatával. Ennek érdekében tanulmányozták az alkalmazható aerodinamikai modelleket. Majd a mozgásformák szimulációs vizsgálatokor felfigyeltek a mozgásban megjelenő kaotikus jelenségekre. A tolóerőirány szabályzású repülőgépek repülésdinamikai vizsgálata alapján kimutatták, hogy az adott repülőgépek átesés körüli tartományában megjelenő kaotikus jelenségek az aerodinamikai nemlinearitások miatt keletkeznek.

A tanszéki kutatás eredményeit több, az irodalomjegyzékben is hivatkozott tanulmányban tettük közre.

A kutatások eddigi sikeres végrehajtásában meghatározó szerepe volt a szerző akadémiai aspiránsának, Gránásy Péternek, aki az adott témakörből sikeresen védte meg a műszaki tudomány kandidátusa disszertációját. További meghatározó segítséget kaptunk Peter H. Thomasson és Erik Mosekilde professzoroktól. Mindhármuknak a szerző ezúton is köszönetét fejezi ki.

## JELÖLÉSEK

a, b, c, d	Állandók
$c_A$	Közepes aerodinamikai húrhossz, m
$C_F, C_D, C_L$	Erő-, ellenállás- és felhajtóerő-tényező, dimenzió nélküli jellemzők (továbbiakban DNJ)
$C_M, C_m$	Nyomatéki és bólintó nyomatéki tényezők, DNJ
$C_{F_0}, C_{M_0}$	Erő- és nyomatéki tényezők a kezdeti, vagy kiindulási állapotban, illetve nulla támadási szögnél, DNJ
$C_{F_\alpha}, C_{M_q}$	Erő és nyomatéki derivatívok, az $\alpha$ és a $q$ szerinti parciális deriváltak, DNJ
$F, D, L$	Aerodinamikai erő, ellenállás, felhajtóerő, N
$g$	Földi gravitáció állandója, $m/s^2$
$l_x, l_z$	A súlypont és az aerodinamikai középpont közötti távolság az x és a z tengelyek szerint, m
$l_{xe}$	A súlypont és a tolóerő hatásközpontja közötti távolság az x tengely szerint, m
$I_y$	Tehetetlenségi nyomaték az y tengelyre vonatkoztatva, $kg/m^2$
$M$	A repülőgép tömege, kg
$M$	Aerodinamikai nyomaték, Nm
$q$	Bólintó (pálya)szög szögsebessége, rad/s
$-q =$	Dinamikus nyomás, $N/m^2$
$S$	Referencia felület, szárnyfelület, $m^2$
$T$	Tolóerő, N
$T_x, T_z$	A tolóerő x és z irányú komponensei, N
$u, w$	Az x és a z tengelyek szerinti sebesség-komponensek a test koordináta rendszerben, $m/s^2$
$V$	Térfogati tényező, DNJ
$V$	A repülőgép sebessége
$X, Z$	Az aerodinamikai erő x és z tengelyek szerinti komponensei, N
$\alpha$	Támadási szög, fok vagy radián
$\delta_{vp}$	Tolóerő-irányszög a test koordináta rendszer függőleges síkjában, fok, radián
$\varepsilon$	A tolóerőirány periodikus változtatásának amplitúdója, gerjesztés, fok
$\theta$	Bólintó-szög, pályaszög, fok, vagy radián
$\omega$	A tolóerőirány változtatás frekvenciája, a gerjesztés frekvenciája, Hz

FELHASZNÁLT IRODALOM

- [1] GÜTTER, R., FRIEHMELT, H., HAIPLIK, R.: Tactical Utility of the X-31A Using Post Stall Technologies, Congress of International Council of Aeronautical Sciences, 1996, Anaheim, California, USA, "Proceedings of ICAS'96 Congress, AIAA, 1996. Pp.1574 - 1583.
- [2] JOHNSON S. A.: A Simple Dynamic Engine Model for Use in a Real Time Aircraft Simulation With Thrust Vectoring, NASA Technical Memorandum No. 4240. NASA 1990, October pp. 7.
- [3] ROHÁCS, J.: Unconventional Flight Analysis, Problems, Tasks and Methods, First International Conference on Unconventional Flight, Budapest, 13 - 15 October, 1997, Proceedings of UNCONF'97.
- [4] GRÁNÁSY, P.: Tolóerőirány-szabályzású repülőgép hosszanti mozgásának vizsgálata nelineáris matematikai modellel, kandidátusi disszertáció, BME, Budapest, 1995.
- [5] ROHÁCS, J.: Unconventional Flight Analysis „21<sup>st</sup> Congress of the International Council of Aeronautical Sciences”, 13 – 18 September, 1998, Melbourne, Victoria, Australia, ICAS Technical Proceedings on CD-ROM, Sept., 1998, A98-31457, Paper 98-1,4,3.
- [6] TOBAK, M., SCHIFF, L. B.: Aerodynamic Mathematical Modelling - Basic Concepts, Dynamic Stability Parameters AGARD-LS-114, 1981.
- [7] BRYAN, G. H.: Stability in Aviation, Macmillan & Co., 1911.
- [8] COWLEY, W. L., GLAUERT, H.: Effect of the Lag of the Downwash on the Longitudinal Stability of an Airplane and on the Rotary Derivative  $M_q$ , ARC R&M 718, 1921.
- [9] TOBAK, M.: On the Use of the Indicial Function Concept in the Analysis of Unsteady Motion of Wings and Wing-Tail Combinations, NACA Report, 1188, 1954.
- [10] CAO, J., GARRET, F. JR., HOFFMAN, E., STALFORD, H.: Analytical Aerodynamic Model of a High Alpha Research Vehicle Wind-Tunnel Model, NASA CR-187469, 1990.
- [11] Stability and Control Data Report, Volume I.: Low Angle of Attack, Volume II.: High Angle of Attack, Report#MDC A7247, 1981, McDonnell Aircraft Company
- [12] LAUNDER, B. E., SPALDING, D. B.: Lectures in Mathematical Models of Turbulence, Academic Press, London, New York, 1972.
- [13] FAVIER, D., AGNES, A., BARBI, C., MARESCA, C.: Combined Translation/Pitch Motion: A New Airfoil Dynamic Stall Simulation, J. of Aircraft, September, 1988, pp. 805-813.
- [14] KATZ, J. MASKEW, B.: Unsteady Low-Speed Aerodynamic Model for Complete Aircraft Configuration, J. of Aircraft, April, 1988, pp. 302-310.
- [15] ERICSON, L. E., REDING, J. P.: Unsteady Airfoil Stall, Review and Extension, AIAA Paper, 70-77, New York, 1970.
- [16] MOORE, F. K.: Lift Hysteresis at Stall as an Unsteady Boundary-Layer Phenomenon, NACA TR-1291, 1955.
- [17] ERICSON, L. E., REDING, J. P.: Dynamic Stall at High Frequency and Large Amplitude, J. of Aircraft, August, 1980, pp. 136-142.
- [18] HARPER, P. W., FLANIGAN, R. E.: The Effect of Rate of Change of Angle of Attack on the Maximum Lift of a Small Model, NACA TN-2061.
- [19] GORBATENKO, S. A., MAKASOV, YE. M., POLUSKIN, YU. F., SEFTAL, L. V.: Mechanika Polyota, Masinstroenie, Moscow, 1969.
- [20] HAEL, W. E., GUPTA, N. K.: System Identification for Non-linear Aerodynamic Flight Regimes, J. of Aircraft, February 1977.
- [21] MULDER, J. A., HOLLANDER, J. G.: Status of Dynamic Flight Technology-Model Identification for Flight Simulation, SAE Techn. Paper Ser. 1981

- [22] BELOCERKOVSKY, S. M., SKRIPACH, B. K.: Aerodinamicheskiye proizvodnuye letateljnovy apparata i krula pri dozvukovih skorostjah, Nauka, Moscow, 1975.
- [23] ETKIN, B.: Dynamics of Flight, Wiley, New York, 1982.
- [24] THOMAS, H. H. B. M.: Some Thoughts on Mathematical Models for Flight Dynamics, Aeronautical journal, May, 1984, 169 - 179.
- [25] GAL-OR, B. BAUMANN, D. D.: Mathematical Phenomenology for Thrust-Vectored-Induced Agility Comparisons, J. of Aircraft, March - April 1993, pp. 248-254.
- [26] GRÁNÁSY, P.: Effect of Nonlinearities on Thrust Vectoring, Proceedings of 19th ICAS Conferences, 1994, Anaheim, pp. 2663-2668.
- [27] SØRENSEN, C.B.; MOSEKILDE, E. AND GRÁNÁSY, P.: "Non-linear Dynamics of a Vectored Thrust Aircraft", Physica Scripta, 1996, Vol.T67, pp.176-183.
- [28] GRÁNÁSY, P., ROHÁCS, J.: A sensitivity Analysis of Chaos at High Angle of Attack „21<sup>st</sup> Congre3ss of the International Council of Aeronautical Sciences”, 13 – 18 September, 1998, Melbourne, Victoria, Australia, ICAS Technical Proceedings on CD-ROM, Sept., 1998, A98-31468, Paper 98-1,7,3.
- [29] STROGATZ, S.H.: "Non-linear Dynamics and Chaos, Addison-Wesley, 1994
- [30] MACMILLEN, F. B. J.: Application of Bifurcation Analysis to Flight Dynamics, University College London, Centre for Nonlinear Dynamics and its Applications, London, 1995.
- [31] CARROLL, J. V., MEHRA, R. K.: Bifurcation Analysis of Nonlinear Aircraft Dynamics, Journal of Guidance, Control and Dynamics, September-October, 1982, pp. 529-536.
- [32] CRUTCHFIELD, J. P., DOYNE FARMER, J., PACARD, N. H., SHAW, R. S.: A káosz, Tudomány, a Scientific American magyar kiadása, 1987 febr. 13- 25. Old.
- [33] THOMPSON, J. M. T., STEWART, H. B.: Nonlinear Dynamics and Chaos – Geometrical Methods for Engineering and Scientists, Wiley, 1988.
- [34] GRÁNÁSY, P.: Thrust Vectoring at High Angle of Attack, AIAA 95-3923, 1st AIAA Aircraft Engineering, Technology, and Operations Congress, Sept. 19-21, 1995, Los Angeles
- [35] GRÁNÁSY, P., SØRENSEN C. B.: Bifurcation Analysis of the Behaviour of a Vectored Thrust Aircraft, Proceedings of 37th SIMS Conference, 28-29 June, 1995, Lyngby, Denmark, pp.127-133
- [36] ROHÁCS, J., THOMASSON, P., MOSEKILDE, E., GRÁNÁSY, P., KÁRPÁTI, E.: Investigation of the unconventional flights "Proceedings of the 11th Hungarian Days of Aeronautical Sciences 5 - 7 June, 1996, Budapest, Hungary" Budapest, 1996, pp. 239 - 250.
- [37] GRÁNÁSY, P., SØRENSEN, C. B., MOSEKILDE, E.: Nonlinearities in Flight Mechanics, 2nd European Non-linear Oscillation Conference, 9-13 Sept., 1996, Prague, Czech Rep. Vol.1., pp.187-190
- [38] GRÁNÁSY, P., SORENSEN, C. B., MOSEKILDE, E., THOMASSON, P. G.: Non/Linear Flight Dynamics at High Angles-of-Attack, The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society, June, 1998, pp. 337-343.
- [39] GUICHETEAU, P.: Bifurcation Theory in Flight Dynamics An Application to a Real Combat Aircraft, 17<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences Stockholm, Sweden, Sept. 9 - 14. 1990., ICAS Proceedings 1990. pp.1990-1998.
- [40] CHAPMAN, G. T., TOBAK, M.: Bifurcations in Unsteady Aerodynamics Implications for Testing, NASA-TM-100083
- [41] JAHNKE, C. C., CULICK, F. E. C.: Application of Bifurcation Theory to the High-Angle-of-Attack Dynamics of the F-14, Journal of Aircraft, Vol. 31., No. 1., Jan.-Feb. 1994. pp. 26-34.
- [42] LOWENBURG, M. H.: Non-Linear Oscillations and Chaotic Behaviour in Aircraft Dynamics, Third SA Aeronautical Engineering Conference, Pretoria, August, 1991.