



(12) **CERERE DE BREVET DE INVENȚIE**

(21) Nr. cerere: **a 2021 00378**

(22) Data de depozit: **30/06/2021**

(41) Data publicării cererii:  
**29/10/2021** BOPI nr. **10/2021**

(71) Solicitant:  
• **INSTITUTUL NAȚIONAL DE  
CERCETARE-DEZVOLTARE  
AEROSPAȚIALĂ "ELIE CARAFOLI"-  
I.N.C.A.S. BUCUREȘTI, BD. IULIU MANIU  
NR. 220, SECTOR 6, BUCUREȘTI, B, RO**

(72) Inventatori:  
• **URSU IOAN, STR.LIVIU REBREANU  
NR.20, BL.A 6, SC.4, ET.3, AP.45,  
SECTOR 3, BUCUREȘTI, B, RO;**  
• **TECUCEANU GEORGE, STR.ISTRIEI  
NR.22, BL.3 D, SC.3, ET.2, AP.39,  
SECTOR 3, BUCUREȘTI, B, RO;**  
• **ENCIU DANIELA, STR. TOPILELE NR. 3,  
COMUNA CURCANI, CL, RO;**  
• **TOADER ADRIAN, STR.UNIRII, BL.12,  
SC.B, ET.3, AP.14, POGOANELE, BZ, RO;**

• **ARGHIR MINODOR, STR.MAIOR EUGEN  
POPESCU, NR.8, SECTOR 6, BUCUREȘTI,  
B, RO;**  
• **GUȚĂ ION DRAGOȘ DANIEL,  
STR.PRELUNGIREA GHENCEA, NR.45,  
BL.D1, SC.1, AP.24, BRAGADIRU, IF, RO;**  
• **PEPELEA DUMITRU, STR.CORALULUI,  
NR.4, BL.2, SC.A, ET.4, AP.24,  
BRAGADIRU, IF, RO;**  
• **STOICA CORNELIU IOAN,  
BD. CONSTANTIN BRÂNCOVEANU,  
NR.113, BL.V6, AP.10, SECTOR 4,  
BUCUREȘTI, B, RO;**  
• **ANDREI DRAGOȘ, ȘOS.STRĂULEȘTI,  
NR.5-7, ET.2, AP.33, SECTOR 1,  
BUCUREȘTI, B, RO**

*Această publicație include și modificările descrierii,  
revendicărilor și desenelor depuse conform art. 35 alin.  
(2) din HG nr. 547/2008*

(54) **PROCEDEU COMPLEX DE CONTROL ACTIV AL  
VIBRAȚIILOR ARIPII DE AVION ÎN PREZENȚA  
TURBULENȚEI, PE BAZA UNEI METODOLOGII EMERGENTE  
DE IDENTIFICARE A MODELULUI MATEMATIC**

(57) Rezumat:

Invenția se referă la un procedeu de control al vibrațiilor aripii de avion în prezența turbulenței. Procedeu, conform invenției, determină un model matematic al aripii, cuprinzând următoarea secvență de operații: introducerea unui semnal temporal la un servoactuator având datele unui impuls Dirac aproximativ în banda de frecvență [0 Hz; 50 Hz], care acoperă domeniul de interes al primelor două frecvențe proprii ale aripii; înregistrarea semnalului temporal în deplasare furnizat de un accelerometru montat pe aripă; calculul experimental în frecvență asociat funcției de transfer, definit de caracteristicile atenuare-frecvență și fază-frecvență; identificarea în domeniul frecvență a unei aproximații optime a răspunsului experimental prin funcții de trans-

fer raționale; identificarea în domeniul timp a setului de matrice cu care operează legile de control activ implementate în sistemul aripii inteligente.

Revendicări inițiale: 3  
Revendicări amendate: 5  
Figuri: 14

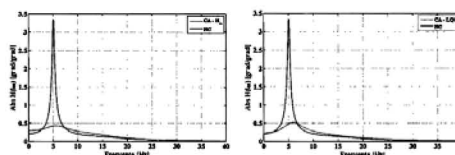


Fig. 11

*Cu începere de la data publicării cererii de brevet, cererea asigură, în mod provizoriu, solicitantului, protecția conferită potrivit dispozițiilor art.32 din Legea nr.64/1991, cu excepția cazurilor în care cererea de brevet de invenție a fost respinsă, retrasă sau considerată ca fiind retrasă. Întinderea protecției conferite de cererea de brevet de invenție este determinată de revendicările conținute în cererea publicată în conformitate cu art.23 alin.(1) - (3).*



## PROCEDEU COMPLEX DE CONTROL ACTIV AL VIBRAȚIILOR ARIPII DE AVION ÎN PREZENȚA TURBULENȚEI, PE BAZA UNEI METODOLOGII EMERGENTE DE IDENTIFICARE A MODELULUI MATEMATIC

### DESCRIEREA INVENȚIEI

Invenția de față se referă în special la un procedeu de control activ al vibrațiilor aripilor avionului intrat într-un câmp de turbulență, și în general la atenuarea vibrațiilor structurale și/sau aeroelastice. Sintagma propriu-zisă „control activ” (*I. Ursu, Felicia Ursu, Control activ și semiactiv, Editura Academiei Române, 2002*) este legată prin origini de domeniul tehnico-științific aerospațial și circumscrie un sistem automat complex de control al zborului, cu multiple sarcini: activarea suprafețelor de comandă a zborului în vederea contracarării perturbațiilor aerodinamice și a tensiunilor în aripă prin detecția accelerațiilor normale, stabilizarea artificială a avionului proiectat instabil din considerente de creștere a manevrabilității, reducerea concomitentă a dimensiunii aripilor și suprafețelor comenzilor primare de zbor, cu consecințe favorabile în reducerea influenței perturbațiilor și în suprimarea flutterului, implementarea comenzilor pilotului (*The Wordsworth Dictionary of Science & Technology, Wordsworth Editions Ltd, W&R Chambers Ltd and Cambridge University Press, 1988*). În fond, definiția menționată este edificatoare: sistemul de control activ, pe lângă destinația specifică în care se regăsește pe o aeronavă, este aplicabil și în structuri de altă natură, supuse în mod natural oboselii și îmbătrânirii: clădiri, poduri, centrale energetice etc. Procedeu de control activ din prezenta invenție este realizat folosind ca suport teoretic o metodologie revoluționară de generare a modelului matematic al obiectului supus controlului (aici, aripa de avion). Metodologia constă în identificarea experimentală a matricei (în cazul sistemului multi-input-multi-output) sau funcției (în cazul sistemului single-input-single-output) de transfer. Aceasta are efectiv datele unei tehnologii emergente (*Marc Bodson, Emerging Technologies in Control Engineering, IEEE Control Systems, December 1995; D. Rotolo et al., What Is an Emerging Technology, Research Policy, SPRU Working Paper Series, Univ of Sussex*;) și anume: (i) noutate majoră, (ii) diseminare relativ rapidă, (iii) coerență, (iv) impact proeminent și (v) incertitudine și ambiguitate! Scepticii controlului activ o privesc din perspectiva ultimului punct. Practic, metodologia presupune doar măsurători *online* ale răspunsului în frecvență al structurii, din care se deduc prin algoritmi specifici matricele  $M$ ,  $C$ ,  $K$  (masa, amortizare și rigiditate) și  $B$  (de influență a controlului) cu care operează ulterior algoritmi și legile de control activ. Calea alternativă de determinare a acestor matrice, calea clasică, actuală, este aceea a „industriei” analizei structurale FEM-PATRAN-NASTRAN, extrem de laborioasă, dacă ne referim doar la necesitatea reducerii ordinului unor matrice  $M$ ,  $C$ ,  $K$  primar obținute de dimensiunea  $5^{10}$  și la asigurarea în acest context a robusteții sistemului controlat. În metoda identificării experimentale nu este necesară această reducere a ordinului modelului matematic și nici sinteza unui estimator pentru stările nemăsurate („sinteza” este termenul uzual din automatică pentru „proiectare”). În principiu, acest model matematic poate fi continuu corectat pe baza măsurătorilor, cu consecințe favorabile în preformarea rezultatelor aplicării controlului feedback. Aceste avantaje asigură metodei o creștere rapidă în aplicații, odată câștigat coeficientul de încredere din partea celor interesați. Calificarea acestei metodologii, așa cum invenția de față propune și demonstrează, va avea un dublu impact: a) pentru avion, optimizarea greutatei acestuia, pe baza controlului sarcinilor determinate de manevre ale pilotului sau de perturbații generate de turbulența atmosferică și/sau rafale; b) pentru pasageri, creșterea siguranței și confortului psihic, în condițiile diminuării efectelor dinamice și psihice produse de parcurgerea unui câmp de turbulență atmosferică. Testele în prezența unui generator de turbulență (GT) în tunelul aerodinamic (TA) asigură calificarea tehnologiei la un nivel ridicat de maturitate tehnologica (TRL) 6 cel puțin (a se vedea site-ul [https://en.wikipedia.org/wiki/Technology\\_readiness\\_level](https://en.wikipedia.org/wiki/Technology_readiness_level)).

Este adevărat că metodologia generală a identificării matematice a unui sistem, sau proces, direct, online, nu este necunoscută, fiind unul din cele trei demersuri în studiul și practica sistemelor automate. Orice sistem, definit de legi fizice, este supus acțiunii unor intrări (inputs), unele utile, și altele dăunătoare (perturbații), și produce ieșiri (outputs), unele care definesc calitatea sistemului, și altele măsurate, necesare în procesul conducerii sau sintezei sistemului. Oricare două dintre aceste

trei entități, cunoscute fiind, permit determinarea celei de a treia. În consecință, sistemul, procesul, structura lui matematică (modelul matematic), se poate determina cunoscând un set de intrări și ieșirile asociate. Acesta este și principiul de bază al inteligenței artificiale (cu componentele rețele neuronale, logică fuzzy, sisteme expert). Când se cunosc intrările și modelul matematic, avem o problemă de analiză a efectelor/perforanțelor; când se cunosc modelul și ieșirile, avem o problemă zisă inversă, de determinare a cauzelor/intrărilor). Din păcate, teoria și practica controlului automat s-au transformat excesiv într-o teorie a modelelor matematice (Ioan Ursu, *Dealing with mathematical modeling in applied control INCAS BULLETIN*, 3 (2), 2011, pp. 87 – 93; Ursu, I., A. Toader, V. Chiroiu, S. Radnef, E. Popa, *Intelligent adaptive type control for uncertain systems a chapter book in Inverse Problems and Computational Mechanics*, vol. 1, 369-388, Romanian Academy Publishing House, 2011, ISBN 978-973-27-2147-6). Altfel spus, miza s-a deplasat de la realitatea fizică la o metarealitate, gândirea matematică. Invenția de față se abate de la acest curent încă dominant, și propune o abordare numită emergentă, care s-a dovedit simplă și eficientă, așa cum o arată rezultatele obținute, o abordare cu miză pe realitatea procesului sau fenomenului fizic, și anume, identificarea matematică a acestuia din datele comportamentului input-output.

Sistemul aripii „inteligentă” (smart wing) în invenția de față este compus în principal dintr-un 1) model fizic de aripă cu eleron de comandă, 2) un servomotor electric de bandă largă, cu mecanism de conversie a mișcării rectilinii a servoactuatorului în mișcare de rotație (bracaj eleron), 3) procedeu de determinare a modelului matematic al aripii prin identificare experimentală căruia i se aplică o lege de control activ, 4) doi traductori, un encoder pentru bracaajul eleronului de comandă și un accelerometru montat pe aripă astfel încât să surprindă vibrațiile de încovoiere (primul mod de vibrație, cu frecvența de cca. 5 Hz) și de torsiune (cu frecvența de cca. 14 Hz). Se adaugă, în vederea testării procedurii propuse 5) generatorul de turbulență (GT) în tunelul aerodinamic (TA). În continuare, se trec în revistă elementele sistemului aripii inteligente.

**1. Aripa cu eleron (Fig. 1).** Structura aripii este realizată dintr-un lonjeron acoperit de un strat aerodinamic (profilul NACA 0012). La un capăt al aripii în bordul de fuga se află eleronul și la celălalt capăt există o flanșă pentru fixarea aripii în tunelul aerodinamic (TA) subsonic. Lonjeronul este conceput ca un tub dreptunghiular, de 1200x120x25 mm, cu grosimea de 1 mm, prevăzut cu creștături pentru generarea unei elasticități controlate în sensul similitudinii cu setul de frecvențe uzuale pentru o aripă de avion. Elementele care definesc suprafața aerodinamică au fost realizate din lemn sau rășină ROHACELL 71S.

**2. Servoactuatorul** se constituie dintr-un actuator liniar electromagnetic (NCC05-18-060-2PBS), la care se adaugă o buclă internă de reacție PD (Proportional-Derivativ) (Fig. 2) pentru a-l transforma într-un **servoactuator** de urmărire în deplasare unghiulară. Ansamblul actuatorului electromagnetic este prevăzut cu un rulment liniar integrat, care asigură alinierea corectă a pieselor mobile și staționare, fără a fi nevoie de rulmenți suplimentari, și cu o bobină de aluminiu pentru a preveni generarea curenților turbionari, asigurând astfel o rezistență minimă în timpul mișcării (detalii: <https://www.h2wtech.com/product/voice-coil-actuators/NCC05-18-060-2PBS>). Pe schema-bloc,  $\delta_c$  este semnalul electric de intrare în servoactuator, iar  $\delta$  este bracaajul eleronului de comandă a aripii.

**Mecanismul bielă-manivelă (MBM)** pentru conversia mișcării liniare a servoactuatorului în mișcare de rotație. Pentru buna funcționare, mecanismul MBM trebuie să îndeplinească condițiile: simetria deplasărilor și a eforturilor în ambele sensuri de deplasare, jocuri minime pentru evitarea discontinuității mișcării la schimbarea de sens; evitarea uzurilor în funcționare. S-a adoptat soluția ilustrată în Fig. 3 a) Ansamblu Actuator.

Pentru transformarea mișcării liniare a actuatorului în mișcare oscilatorie rotativă la nivelul axei aripei s-a folosit un MBM atipic. Astfel, biela 1 are numai o mișcare de translație și nu o mișcare plan-paralelă ca în cazurile clasice. Manivela 2 are o mișcare de rotație în ambele sensuri. Articulațiile sunt solicitate intens de mișcări la frecvențe relativ mari, dar s-au dovedit rezistente. Pentru micșorarea gabariturii ansamblului și păstrarea linearității mișcării, biela execută o mișcare rectilinie du-te-vino. Fiind rigidizată din montaj de axul actuatorului 3, nu mai este nevoie de reazem suplimentar pentru funcționarea acesteia. Lagărul de rotație, specific sistemului clasic de funcționare, de la capătul opus sursei de mișcare, actuatorul 4, este înlocuit aici cu o culisă care imprimă manivelei 2, o mișcare de rotație în ambele sensuri. Manivela, solidară cu axul cu flanșă 5, transmite la randul

ei mișcarea către aripă, fără existența altor articulații și reazeme decât cele strict necesare funcționării ansamblului.

Pentru evitarea jocurilor și asigurarea fiabilității și sustenabilității acestei culise, a fost adoptată soluția din **Fig. 3. b)**. Piesele în contact aflate pe elementele bielă și manivelă sunt role de rulment, de execuție curentă, special destinate articulațiilor rotative intens solicitate și care asigură jocuri funcționale minime. În soluția adoptată, rolele de rulment sunt folosite la mișcarea lineară. Au fost folosite doua role identice 1, presate în materialul de bază al manivelei (piesă de acționare). Prin execuția corectă a găurilor din această piesă și respectarea distanței “D” între axe se asigură distanța dorită între role. Această distanță trebuie să coincidă cu diametrul rolei “d”, **Fig. 3c)**, prevăzută pentru a fi presată în elementul bielă, element de conducere. Cuplul de role se alege din producția de serie a fabricanților de rulmenți. Axele acestor două lagăre lineare permit mișcarea relativă, punctul de contact “K” între rola conducătoare și rolele conduse, nefiind fix, putându-se deplasa de-a lungul rotelor 1, **Fig. 3c)**. Astfel se realizează modificarea razei de oscilație “R”, **Fig. 3 c)**, a manivelei, necesară funcționării mecanismului.

S-au evitat prin soluția adoptată următoarele limite ale unui MBM clasic: cota “R” constantă; articulație cilindrică în locul culisei de translație, **Fig. 3 c)**; jocul în articulația rotativă este constrâns de jocul în rulment/cuzinet realizat de executant. În soluția adoptată, distanța “D” determină jocul dorit, fara a mai necesita împerecherea pieselor.

**Sinteza servoactuatorului.** Convenția de semne este reprezentată în **Fig. 4**. Punctul C culisează pe dreapta OD, care la rândul ei se rotește în jurul punctului O în planul (X,Y). Se disting două forțe, forța activă  $F_A$  și forța rezistentă  $F_R$ , precum și momentul rezistent  $M_{R\delta}$ .  $F_A$ , de natură electromagnetică, este dezvoltată de actuatorul (electromagnetic) liniar și se exprimă astfel

$$F_A = K_M i \quad (1)$$

unde  $K_M$  este constanta de forță a actuatorului,  $K_M = 27.8 \text{ N/A}$ ,  $i$  este intensitatea curentului electric din bobina actuatorului, reprezentată de

$$i = K_a \tilde{u} \quad (2)$$

$\tilde{u}$  este tensiunea electrică aplicată amplificatorului tensiune-curent (ATC) considerată aici variabilă de control (ATC este inclus în schema-bloc a sistemului controlat, SC, **Fig. 2**), iar  $K_a = 1$  este factorul de amplificare stabilit în proiectare. Din (1) și (2) rezultă

$$F_A = K_a K_M \tilde{u} \quad (3)$$

$F_R$  este forța rezistentă (forța de inerție + forța de frecare vâscoasă) asociată mișcării rectilinii a piesei mobile a actuatorului exprimată sub forma

$$F_R = m\ddot{x} + f_1 \dot{x} \quad (4)$$

$m$  este masa ansamblului mobil al actuatorului,  $m = 0.12 \text{ kg}$  și  $f_1$  este coeficientul de frecare vâscoasă (de natură mecanică). Forțele  $F_A$  și  $F_R$  acționează, prin intermediul „levierului” OC de lungime variabilă, asupra eleronului. După cum se observă în **Fig. 4**, brațul acestor forțe este  $b$ ,  $b = 0.02615 \text{ m}$ , din proiectare.  $M_{R\delta}$ , momentul rezistent asociat mișcării de rotație a eleronului în jurul axului de șarnieră, este dat de

$$M_{R\delta} = \tilde{I}\ddot{\delta} + f_2 \dot{\delta} + k\delta \quad (5)$$

unde  $\tilde{I}$  este momentul de inerție al eleronului,  $f_2$  reprezintă coeficientul de frecare vâscoasă (de natură mecanică și aerodinamică), iar  $k$  este modulul de elasticitate al forței elastice, de natură aerodinamică. Ecuația echilibrului dinamic al momentelor în raport cu axul de șarnieră este

$$F_A b - F_R b - M_{R\delta} = 0 \quad (6)$$

sau, ținând cont de (3), (4) și (5)

$$b[K_a K_M u - m\ddot{x} - f_1 \dot{x}] - \tilde{I}\ddot{\delta} - f_2 \dot{\delta} - k\delta = 0. \quad (7)$$

Considerăm ecuația cinematică în ipoteza uzuală a unghiurilor  $\delta$  mici

$$x = b\delta \quad (8)$$

Avem deci

$$\dot{x} = b\dot{\delta}, \ddot{x} = b\ddot{\delta} \quad (9)$$

și substituind în (7) se obține

$$(\tilde{I} + b^2 m)\ddot{\delta} = -k\delta - (f_2 + b^2 f_1)\dot{\delta} + bK_a K_M u. \quad (10)$$

Definind variabilele de stare  $x_1 := \delta$ ,  $x_2 := \dot{\delta}$  și notând

$$F := f_2 + b^2 f_1, I := \tilde{I} + b^2 m \quad (11)$$

sistemul (10) se rescrie sub forma unui sistem de ecuații diferențiale de ordinul întâi

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{k}{I} & -\frac{F}{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{bK_a K_M}{I} \end{bmatrix} \tilde{u}. \quad (12)$$

Din (12) se obține funcția de transfer în circuit deschis de la  $u$  la  $x_1 = \delta$  (Fig. 2)

$$H_{\delta u}(s) = \frac{bK_a K_M}{Is^2 + Fs + k} := \frac{K}{Is^2 + Fs + k}. \quad (13)$$

Funcționarea performantă a servoactuatorului reclamă sinteza adecvată a unei bucle interne PD (Fig. 2). Servoactuatorul are următoarea funcție de transfer în circuit închis de la  $\delta_c := u$  la  $\delta$

$$H_{\delta\delta_c}(s) = \frac{K_p K / I}{s^2 + (F + K_D K)s / I + (k + K_p K) / I} := \frac{K_p K / I}{s^2 + 2\zeta\omega_0 s + \omega_0^2} \quad (14)$$

Sinteza controlului ( $K_p, K_D$ ) se face prin alegerea polilor  $s_{1,2} = -\zeta\omega_0 \pm i\omega_0\sqrt{1-\zeta^2}$ , astfel încât servoactuatorul să aibă o bandă de trecere de cel puțin 30 Hz, ceea ce revine la impunerea valorilor  $\omega_0 = 2\pi \times 30$  rad/s și  $\zeta = 1/\sqrt{2}$ . După 1-2 iterații realizate prin a) inserția unui semnal temporal la punctul de intrare  $\delta_c$  (Fig. 2), semnal care evoluează liniar crescător într-un domeniu de interes în frecvență (semnal “chirp”), b) înregistrarea răspunsului temporal la punctul  $\delta$ , respectiv a brăcajului eleronului furnizat de un encoder, c) determinarea funcției de transfer experimentale  $\tilde{H}_{\delta\delta_c}(s)$  și d) identificarea lui  $\tilde{H}_{\delta\delta_c}(s)$  termen cu termen cu  $H_{\delta\delta_c}(s)$  (14), se obțin valorile căutate  $K_p = 12.786$ ,  $K_D = 0.069$  ale amplificărilor regulatorului PD. **Fig 5, Fig. 6** și rezultatele privind atenuarea vibrațiilor descrise în continuare atestă că s-a reușit sinteza unui servoactuator performant, a cărui bandă de trecere a semnalelor este peste 30 Hz, întrucât atenuarea la 30 Hz este de cca. -1.66 dB, deci rămâne o marjă de creștere până la atenuarea, uzuală în automatică, de -3 dB în legătură cu care se definește banda de trecere. Pe Fig. 6, caracteristica de frecvență înregistrată online în TA denotă o **bandă de trecere de cca. 37 Hz**: la această frecvență, semnalele armonice scad de la amplitudinea 0.9 la valoarea 0.63, suportând astfel o atenuare de 3 dB. Astfel proiectat servoactuatorul, se îndeplinește indirect o condiție esențială reclamată de teorema eșantionării a lui Shannon: banda de trecere trebuie să fie cel puțin dublul primelor două frecvențe ale aripii, care au fost determinate experimental 5 Hz (de încovoiere) și 17 Hz (de torsiune). Acest rezultat vine să ridice un semn de întrebare relativ la o teză frecvent susținută în domeniu privind prevalența actuatorului piezoelectric în controlul activ al vibrațiilor aeroelastice (*E. V. Ardelean, M. A. McEver, D. G. Cole and R. L. Clark, “Active Flutter Control with a V-Stack Piezoelectric Flap Actuator”, Journal of Aircraft, vol. 43, no. 2, pp. 482-486, 2006; Papatheou, E., Tantaroudas, N. D., Da Ronch, A., Cooper,*



*J. E. and Mottershead, J. E.; 2013; "Active control for flutter suppression: an experimental investigation"; At International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD), United Kingdom. 24 - 27 Jun 2013).* De altfel, autorii procedurii de control activ propus aici pot confirma anumite limite ale acționării cu actuatori piezo (*I. Ursu, D. D. Ion Guta, D. Enciu, G. Tecuceanu, A. A. Radu (2018), Flight envelope expansion based on active mitigation of flutter via a V-stack piezoelectric actuator, IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series, vol 1106, 012033, DOI:10.1088/1742-6596/1106/1/012033*), legate în principal de cursa net mai redusă a acestora în comparație cu a altor tipuri și de riscul scânteilor electrice între componentele stivei de celule ceramice piezo, care pot afecta siguranța în funcționare a acestuia. Este, de altfel, interesant de notat cum apărea cerința privind banda de trecere a actuatorului cu ceva timp în urmă. De exemplu, în lucrarea citată mai sus a lui Ardelean et al., se vorbea de cca. 10 Hz, iar în lucrarea *S. Raja and A. R. Upadhyaya, Active Control of Wing Flutter Using Piezoactuated Surface, Journal of Aircraft, Vol. 44, No. 1, January–February 2007*, frecvența respectivă era de 20 Hz, în ambele cazuri se referea la actuatori piezo. În proiectul german "KonTeKst", citat mai jos în paragraful **Rezultate experimentale**, s-a utilizat un actuator electric cu banda de trecere de cca 40 Hz, grevat însă de o serie de limitări de zonă moartă, backlash, prezentat în *M. Tang, M. Böswald, Y. Govers, M. Pusch, Identification and assessment of a nonlinear dynamic actuator model for controlling an experimental flexible wing, CEAS Aeronautical Journal (2021) 12:413–426, <https://doi.org/10.1007/s13272-021-00504-y>*. Bilanțul performanțelor de CA relatate în acest articol este inferior celor raportate în acest brevet tocmai din cauza neliniaritatilor mai sus specificate.

**3. Procedul de determinare a modelului matematic al aripii prin identificare experimentală.** Pentru a realiza o bună performanță în atenuarea vibrațiilor structurii flexibile a aripii prin control activ este nevoie de o modelare matematică eficientă, bazată pe un principiu al parcimoniei (modelul trebuie să fie în același timp reprezentativ și nu foarte complicat, pentru a face față constrângerilor de calcul numeric și de metodologie matematică) și de o lege de control adecvată (*I. Ursu, F. Ursu, F. Popescu (2006), Backstepping design for controlling electrohydraulic servos, Journal of The Franklin Institute, 343, January, 94-110*). Deși la scară redusă, modelul fizic al aripii elastice arătat în **Fig. 1** ridică probleme serioase, cu cost de timp și slabă precizie, în tentativa de a i se asocia un model matematic, pe baza metodelor clasice de element finit (FEM) care sa țină cont și de interacțiunea fluid-structură. De aceea, s-a adoptat, cu succes atestat de rezultatele controlului activ aplicat, identificarea modelului matematic în proces aerodinamic și aeroservoelastic, în tunel. Cu atât mai eficientă este această abordare cu cât ea captează dinamica input-output a întregului sistem inteligent (incluzând accelerometrul, traductorul de bracaj eleron și actuatorul). Procesul identificării este realizat mai întâi online, în domeniul timp, apoi offline în domeniul frecvență, pentru a fi finalizat offline în domeniul timp, prin setul de matrici ( $A, B_1, B_2, C, D$ ) care operează în legile de control activ  $\mathcal{H}_\infty$  sau LQG). Secvențial, procedeul de identificare se desfășoară astfel:

- a) se introduce la actuator un semnal temporal în tensiune electrică  $\delta_c(t)$ , de amplitudine constantă (echivalent al unei deplasări scontate a eleronului, de exemplu 2 grade, 4 grade etc.) și de frecvență variabilă în timp în bandă [0 Hz; 50 Hz] care acoperă suficient domeniul de interes al primelor două frecvențe proprii ale aripii (semnal numit în engleză "chirp"; un astfel de semnal are datele unui semnal impuls Dirac aproximativ;
- b) se înregistrează semnalul temporal în deplasare  $y(t)$  furnizat de un accelerometru, prin dublă integrare a accelerației; accelerometrul este montat pe aripă (**Fig. 3**) astfel încât să reacționeze concomitent la deplasările de încovoiere și torsionare corespunzătoare primelor două moduri de vibrație;
- c) se estimează *răspunsul experimental* în frecvență (definit de caracteristicile atenuare-frecvență  $|H_{\delta_c, y, \text{exp}}(i\omega_j)|$  și fază-frecvență  $\arctan\left(\frac{\text{Im}(H_{\delta_c, y, \text{exp}}(i\omega_j))}{\text{Re}(H_{\delta_c, y, \text{exp}}(i\omega_j))}\right)$ ,  $j = 1, 2, 3, \dots, M$ ,  $i = \sqrt{-1}$ ) asociat funcției de transfer  $H_{\delta_c, y, \text{exp}}(i\omega)$ , obținut prin compararea (împărțirea) transformatei Fourier rapidă (Fast Fourier Transform, FFT) ale celor două semnale temporale experimentale;  $H_{\delta_c, y, \text{exp}}(i\omega)$  se constituie deci din două șiruri de numere reale, de lungime  $M$ ,

indexate cu valori ale frecvenței circulare  $\omega_j$ ; **d**) se caută aproximare convenabilă a acestui răspuns prin funcții de transfer raționale (raport de două polinoame în variabila complexă  $s = i\omega$ ),  $H_{\delta_{c,y};idt}(i\omega) \cong H_{\delta_{c,y};exp}(i\omega)$ ; în acest scop stau la dispoziție subrutine din pachetul matlab `system identification toolbox`. Pentru viteza aerului în TA de 25 m/s, funcția de transfer experimentală  $H_{\delta_{c,y};exp}(i\omega)$  și cea identificată  $H_{\delta_{c,y};idt}(i\omega)$  sunt reprezentate în graficele din Fig. 7.  $H_{\delta_{c,y};idt}(i\omega)$  este obținută cu un grad de acuratețe a estimării de 81.58% și este dată analitic mai jos, ca expresie rațională, de două polinoame, cu două zerouri și 2 perechi de poli complex-conjugați

$$H_{yu}(s) = \frac{611.7s^2 - 4.986 \cdot 10^4 s - 2.533 \cdot 10^6}{s^4 + 94s^3 + 1.327 \cdot 10^4 s^2 + 1.286 \cdot 10^5 s + 1.232 \cdot 10^7} \quad (15)$$

**e**) identificarea în domeniul frecvență este urmată de identificarea în domeniul timp; în acest scop, este utilizată o subrutină specializată matlab `tf2ss`, care convertește funcția de transfer în sistemul în spațiul stărilor ( $A, B_2, C_2, D$ )

$$\dot{x} = Ax + B_2u + B_1w, y = C_2x + Du. \quad (16)$$

Elementele matricei  $B_1$  de influență a perturbației  $w$ , ale matricei  $C_2$  și ale matricei  $D$  sunt opționale; aici s-a luat  $D = 0$  și  $B_1 = [0 \ 0 \ 1 \ 1]^T$ . Întrucât se are în vedere un control activ al modurilor de vibrație, matricele inițiale  $A$  și  $B_2$  furnizate de subrutina din matlab sunt supuse unei transformări de stare pentru a fi aduse la o formă modală, care pune în evidență pentru  $A$  frecvențele proprii  $\omega_i$  și amortizările  $\zeta_i$ ,  $i = 1, 2$ . Cele două frecvențe modale obținute sunt 5.1052 Hz și 17.4168 Hz, cu factori de amortizare 0.0455 și respectiv 0.4162; aceste valori decurg din polii  $-1.459 \pm 32.044i$ ,  $-45.542 \pm 99.506i$ , forma modală fiind cea de mai jos

$$A = \left[ \begin{array}{cc|cc} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \hline -\omega_1^2 & 0 & -2\zeta_1\omega_1 & 0 \\ 0 & -\omega_2^2 & 0 & -2\zeta_2\omega_2 \end{array} \right] = \left[ \begin{array}{cccc} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -1028.93 & 0 & -2.92 & 0 \\ 0 & -1197.51 & 0 & -91.08 \end{array} \right]; B_2 = \left[ \begin{array}{c} -2.29 \\ 2.29 \\ -301.18 \\ 912.86 \end{array} \right]. \quad (17)$$

Cele doua matrice din (17) sunt "materia primă" aparținând modelului fizic de aripă, cu care operează legile de control activ descrise în continuare.

#### Legi de control activ. a) Sinteza legii de control LQG (Linear Quadratic Gaussian)

Matricea  $A$  (17) este asociată cu modele structurale de ordinul 2

$$\ddot{q} + \text{diag}(2\zeta_i\omega_i)\dot{q} + \text{diag}(\omega_i^2)q = B_1w + B_2u, \quad i = 1, 2 \quad (18)$$

în care este considerată turbulența aerodinamică  $B_1w$  ca o componentă Gaussiană (zgomot alb). Modelul (18) este completat în termenii unei probleme standard LQG

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + B_1w(t) + B_2u(t), z(t) = C_1x(t), y(t) = C_2x(t) + \mu\eta(t) \quad (19)$$

unde  $x(t)$  este vectorul de stare

$$x(t) = (q_1, q_2, \dot{q}_1, \dot{q}_2)^T. \quad (20)$$

$z(t)$  este ieșirea de calitate,  $y(t)$  este ieșirea măsurată și  $u(t)$  este variabila de control.  $w(t)$  și  $\eta(t)$  sunt zgomote albe pe stare și respectiv ieșire. Obiectivul constă în sinteza unei legi de control  $u(t)$  care stabilizează sistemul (19) și minimizează funcția de cost

$$J_{LQG} = \lim_{T \rightarrow \infty} E \left\{ \int_0^T \begin{bmatrix} \mathbf{x}(t)^T & u(t)^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{Q} & 0 \\ 0 & R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}(t) \\ u(t) \end{bmatrix} dt \right\}; \mathbf{Q} = \mathbf{C}_1^T \mathbf{Q}_J \mathbf{C}_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; R = 0.1 \quad (21)$$

51

cu  $\mathbf{Q} = \mathbf{C}_1^T \mathbf{Q}_J \mathbf{C}_1$  și  $R$  ponderi. Minimizarea costului se face prin negociere între ieșirea de calitate (deplasarea înregistrată de accelerometru) și control, realizându-se astfel o reducere realistă a vibrației, fără să forțeze controlul să intre în saturație). Ecuațiile (19) sunt completate cu ecuația estimatorului – filtrul Kalman

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{B}_2 u + \mathbf{K}_f (y(t) - \mathbf{C}_2 \hat{\mathbf{x}}(t)). \quad (22)$$

Variabila de control este dată de reacția inversă (feedback-ul) după starea  $\hat{\mathbf{x}}(t)$  a estimatorului

$$u(t) = -\mathbf{K}_R \hat{\mathbf{x}}(t) \quad (23)$$

și este obținută prin rezolvarea unor ecuații algebrice matriceale Riccati

$$\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} - \mathbf{P} \mathbf{B}_2 \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}_2^T \mathbf{P} + \mathbf{C}_1^T \mathbf{Q}_J \mathbf{C}_1 = 0, \mathbf{A} \mathbf{S} + \mathbf{S} \mathbf{A}^T - \mathbf{S} \mathbf{C}_2^T \mathbf{Q}_\eta^{-1} \mathbf{C}_2 \mathbf{S} + \mathbf{B}_1 \mathbf{Q}_w \mathbf{B}_1^T = 0 \quad (24)$$

cu matricele de intensitate a zgomotelor  $\mathbf{Q}_w$  și  $\mathbf{Q}_\eta$  descrise de

$$E \left\{ \begin{bmatrix} w(t) \\ \eta(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi(t) & \eta(t) \end{bmatrix} \right\} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_w & 0 \\ 0 & \mathbf{Q}_\eta \end{bmatrix} \delta(t - \tau), \quad \mathbf{Q}_w = 5, \quad \mathbf{Q}_\eta = 0.000001 \quad (25)$$

unde  $\delta(t - \tau)$  este distribuția (impulsul) Dirac, iar  $E$  este operatorul “Expectation”. Substituind legea de control (23) în prima ecuație (19) și în (22) se obține sistemul în buclă închisă

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A} \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_1 w_1(t) - \mathbf{B}_2 \mathbf{K}_R \hat{\mathbf{x}}(t), \dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) = \mathbf{K}_f \mathbf{C}_2 \mathbf{x}(t) + \mathbf{K}_f \mathbf{W}_{w_2} \mathbf{I} w_2(t) + (\mathbf{A} - \mathbf{B}_2 \mathbf{K}_R - \mathbf{K}_f \mathbf{C}_2) \hat{\mathbf{x}}(t) \quad (26)$$

cu  $\mathbf{K}_R$  și  $\mathbf{K}_f$  soluții ale ecuațiilor Riccati

$$\mathbf{K}_R = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}_2^T \mathbf{P}, \quad \mathbf{K}_f = \mathbf{S} \mathbf{C}_2^T \mathbf{Q}^{-1}. \quad (27)$$

Compensatorul LQG este definit astfel

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) &= \mathbf{A}_{cp} \hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{B}_{cp} y, u = \mathbf{C}_{cp} \hat{\mathbf{x}}(t) \\ \mathbf{A}_{cp} &= (\mathbf{A} - \mathbf{B}_2 \mathbf{K}_R - \mathbf{K}_f \mathbf{C}_2), \mathbf{B}_{cp} = \mathbf{K}_f, \mathbf{C}_{cp} = -\mathbf{K}_f \end{aligned} \quad (27')$$

b) Sinteza legii de control  $\mathcal{H}_\infty$  (robust, cu ponderi statice). Forma uzuală pentru sinteza legii de control  $\mathcal{H}_\infty$  este

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A} \mathbf{x} + \mathbf{B}_1 \mathbf{w} + \mathbf{B}_2 u \\ \mathbf{z} &= \mathbf{C}_1 \mathbf{x} + \mathbf{D}_{11} \mathbf{w} + \mathbf{D}_{12} u; \quad \hat{\mathbf{x}} = \hat{\mathbf{A}} \hat{\mathbf{x}} + \hat{\mathbf{B}} y \\ y &= \mathbf{C}_2 \mathbf{x} + \mathbf{D}_{21} \mathbf{w} + \mathbf{D}_{22} u; \quad u = \hat{\mathbf{C}} \hat{\mathbf{x}} + \hat{\mathbf{D}} y \end{aligned} \quad (28)$$

unde semnificația variabilelor este deja cunoscută; perechea de ecuații din dreapta descrie compensatorul  $\mathcal{H}_\infty$ . Se consideră reprezentarea în matrice de transfer asociată sistemului (28)

$$\begin{bmatrix} \mathbf{z} \\ \mathbf{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{11} & \mathbf{P}_{12} \\ \mathbf{P}_{21} & \mathbf{P}_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{w} \\ u \end{bmatrix}. \quad (29)$$

Sinteza  $\mathcal{H}_\infty$  poate fi aplicată dacă sunt satisfăcute condiții de stabilizabilitate, detectabilitate și de rang ( $K. Zhou, J. C. Doyle, K. Glover (1996), Robust and optimal control, Prentice Hall$ ). Se definesc,



$$C_1 := \begin{bmatrix} \text{diag}(W_{z_i}) & \mathbf{0}_{2 \times 2} \\ \mathbf{0}_{1 \times 2} & \mathbf{0}_{1 \times 2} \end{bmatrix}, i=1,2; C_2 := [1 \ 1 \ 0 \ 0] \quad (30)$$

$$B_1 := [W_{w_2} \tilde{B}_1 \ \mathbf{0}_{4 \times 1}]; \tilde{B}_1 := B_2; D_{11} := [\mathbf{0}_{4 \times 2}]; D_{12} := \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{2 \times 1} \\ W_u \end{bmatrix}; D_{21} := [0 \ W_{w_2}]; D_{22} := [0]$$

$x \in \mathbb{R}^4$  este vectorul stărilor,  $z \in \mathbb{R}^3$  este ieșirea de calitate (care îl include și pe  $u$ , variabila de control),  $y \in \mathbb{R}^1$  este ieșirea măsurată,  $w = (w_1, w_2)^T \in \mathbb{R}^2$  este vectorul perturbațiilor pe stări și respectiv pe ieșirea măsurată.  $W_{z_i}, i=1,2; W_{z_1} = 0.5; W_{z_2} = 0$  și  $W_u = 0.3$  sunt ponderi pe ieșirea de calitate,  $W_{d_1} = 3$  și  $W_{d_2} = 1$  sunt ponderi pe perturbația pe stare și, respectiv, pe perturbația pe ieșire (Fig. 8). Aceste ponderi caracterizează compensatorul robust numit mai jos „tare”. Cu  $W_{d_2} = 0.01$  și  $W_u = 0.3$  avem compensatorul standard (robust). Micșorând în continuare  $W_u = 0.1$ , avem compensatorul numit “supertare”.

Ecuțiile de mai sus caracterizează un sistem MIMO (Multi-Input-Multi-Output system), pentru care problema de sinteză  $\mathcal{H}_\infty$  se enunță astfel: să se determine matricea de reacție  $K(s)$  a controlului  $u$ , astfel încât să se minimizeze norma  $\mathcal{H}_\infty$  a transferului de la perturbații la ieșirea de calitate  $\|T_{ew}\|_\infty := \sup_{\omega \in \mathbb{R}} \bar{\sigma}[T_{ew}(j\omega)] < \gamma$ . Astfel formulată problema, minimizând norma  $\mathcal{H}_\infty$  se minimizează energia transmisă de la perturbații la vibrația aripii. Ecuțiile compensatorului  $\mathcal{H}_\infty$  sunt

$$\dot{\hat{x}} = \hat{A}\hat{x} - ZLy; u = F\hat{x}; \quad (31)$$

$$\hat{A} = A + \gamma^{-2} B_1 B_1^T X + B_2 F + ZLC_2, Z = (I - \gamma^{-2} YX)^{-1}, F = -B_2^T X, L = -YC_2^T$$

cu  $X, Y$  soluțiile ecuațiilor Riccati

$$A^T X + XA - X(B_2 B_2^T - \gamma^{-2} B_1 B_1^T)X + C_1^T C_1 = 0, AY + YA^T - Y(C_2^T C_2 - \gamma^{-2} C_1^T C_1)Y + B_1 B_1^T = 0. \quad (32)$$

**4. Setup-ul sistemului de control activ al aripii în TA (Fig. 9).** Pe calculatorul de tip PC (1) rulează interfața cu utilizatorul (parte a unui proiect realizat în mediul de programare grafică LabView), de la care se comandă pornirea/oprirea experimentului și se monitorizează semnalele de la senzori. Algoritmii de control este implementat în același proiect LabView care se compilează și se descarcă pe un sistem de calcul de timp real de tip PXI-1082 (2). Sistemul PXI este echipat cu o placă de achiziție de date PXI-6225 (3), cu canale de intrare analogice și digitale. O sursă de tensiune (5) alimentează driverul (6) al motorului liniar (7) care acționează eleronul aripii (10), printr-un sistem mecanic care transformă mișcarea liniară în mișcare de rotație. Un accelerometru capacitiv (8) măsoară accelerațiile aripii. Un condiționar de semnal/amplificator de sarcină (9) preia semnalul de la traductorul de accelerație și îl transformă într-un semnal de tensiune proporțional cu deplasarea aripii. Pentru a măsura unghiul de braț al eleronului se folosește un encoder Winkel MOT 13 (7) conectat la placa de conectori (4) a plăcii de achiziție (3) care și alimentează traductorul unghiular (7).

**5. Generator turbulență (GT).** Compartimentul de specialitate al INCAS a studiat experimental și prin tehnici CFD (Computational Fluid Dynamics) curgerea din amonte și aval unei grile pasive amplasată în incinta TA. Simulările numerice au arătat că evoluția gradului de turbulență în avalul grilei nu depinde de valoarea vitezei de la infinit amonte  $V$  (Fig. 10). S-a stabilit ca soluția optimă din punct de vedere cost-calitate pentru creșterea gradului de turbulență în TA constă în introducerea unei grile pasive în amonte camerei de experiențe, având ochiurile rețelei pătrate cu dimensiunile  $0.15\text{m} \times 0.15\text{m}$  și distanța dintre ochiurile învecinate de  $0.05\text{m}$ . Un grad de turbulență (energia cinetică pe viteză la pătrat) de 8% obținut cu GT proiectat și executat de INCAS, situat la 40 cm de modelul fizic de aripă (Fig. 1) este suficient de reprezentativ pentru simularea experimentală a atmosferei turbulente (întrucât reprezintă un nivel al intensității între mediu și ridicat,

[https://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence\\_intensity](https://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence_intensity)), însoțit pentru aeronavă de variații abrupte în altitudine și atitudine, iar pentru pasageri de panică și leziuni.

69

Înainte de a trece la prezentarea rezultatelor experimentale, se dau structurile numerice ale celor două compensatoare utilizate, LQG și  $\mathcal{H}_\infty$ .

**Sinteza LQG** (în discret, compatibilă cu implementarea)

$$H_{yu}(s) = \frac{22.175(z-1.005)(z^2-1.913z+0.9248)}{(z-0.8345)(z-0.9652)(z^2-1.6119z+0.2007)}$$

$$A_{cp} = \begin{bmatrix} -0.0488 & -0.0586 & -0.00003 & -0.00004 \\ 0.0484 & 0.0581 & 0.00003 & 0.00004 \\ -1.6021 & -1.5811 & 0.0085 & -0.0011 \\ -4.0657 & -4.1820 & -0.0023 & 0.0063 \end{bmatrix}; B_{cp} = \begin{bmatrix} 5.8799 \\ -4.8346 \\ 158.6613 \\ 408.0732 \end{bmatrix};$$

$$C_{cp} = [1.8145 \quad -0.00 \quad 0.0725 \quad -0.00]$$
(33)

Valorile proprii: 0.001; 0.983; 0.983; 0.981; 0.955; 0.955; 0.953; 0.953.

**Sinteza  $\mathcal{H}_\infty$**  (în discret, compatibilă cu implementarea)

$$H_{yu}(s) = \frac{3.25(z-1.018)(z^2-1.903z+0.914)}{(z-1.858 \cdot 10^{-6})(z-0.9728)(z^2-1.875z+0.891)}$$

$$A_{cp} = \begin{bmatrix} 0.7212 & -0.0233 & -0.0056 & -0.00001 \\ 0.3040 & 0.9850 & 0.0079 & -0.0009 \\ -30.2510 & 0.8736 & -0.2353 & 0.0004 \\ 78.8723 & -14.3941 & 2.0692 & 0.9059 \end{bmatrix}; B_{cp} = \begin{bmatrix} 0.0004 \\ 0.0002 \\ -0.0163 \\ 0.0554 \end{bmatrix};$$

$$C_{cp} = [74616.25 \quad -0.00 \quad 1792.40 \quad -0.00];$$
(34)

Valorile proprii: 0.001; 0.983; 0.983; 0.981; 0.955; 0.955; 0.953; 0.953.

**Rezultatele experimentale** sunt prezentate sintetic, urmare a procesării înregistrărilor experimentale. Mai multe viteze ale aerului au fost operate în TA, de la 5 m/s până la 35 m/s în cadrul proiectului național de cercetare științifică CONTUR **PN-III-P1-1.2-PCCDI-2017-086**, Emerging technologies to counteract the effects induced by the turbulent flows of fluid media, 2018-2021. Rezultate relevante pentru performanța controlului activ al vibrațiilor aripii inteligente în TA sunt rezumate de graficele din **Fig. 11, 13, 14**. În **Fig. 11**, tabloul concentrat al efectului controlului activ (CA), cu cele două legi,  $\mathcal{H}_\infty$  robust și LQG atestă, la  $V = 25$  m/s, o reducere remarcabilă de cca. **18 dB** pe frecvența spectrală de bază de 5 Hz, pentru ambele legi, față de regimul de vibrație necontrolată (NC). Pentru comparație, **Fig. 12** trimite la rezultate obținute în proiectul german "**KonTeKst**" desfășurat la German Aerospace Center (DLR), Institute of Aeroelasticity, și Institute of System Dynamics and Control, preluate din referințele **R1**, Manuel Pusch, *Aeroelastic Mode Control using  $\mathcal{H}_2$ -optimal Blends for Inputs and Outputs*, AIAA 2018 Guidance, Navigation, and Control Conference, identificabilă la <https://www.researchgate.net/publication/322309955> și **R2**, W. R. Krüger et al., *Design and wind tunnel test of an actively controlled flexible wing*, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD 2019 9-13 June 2019, Savannah, Georgia, USA, IFASD-2019-088. Din comparație se vede că atenuarea înregistrată în **Fig. 11** este de 2 ori mai puternică.

În continuare, rezultatele CA sunt prezentate cantitativ în **Tabelele 1-4**. Coeficienții de atenuare a vibrației sunt calculați cu relația

$$C_{ij} = \frac{std.CA_j - std.NC_i}{std.NC_i} \quad (35)$$

în care cu std se notează deviația/abaterea standard. Pentru un semnal în deplasare  $y$  ca în Fig. 14, înregistrat de accelerometru, cu evoluție aleatorie, se utilizează în mod natural cuantificarea dată de relația (35).

**Tabelele 1 și 2** consemnează o comparație a atenuării vibrațiilor la 25 m/s din dublă perspectivă: aer curat versus turbulență și regimurile de CA  $\mathcal{H}_\infty$  versus LQG. S-a precizat la sinteza  $\mathcal{H}_\infty$  că ponderile statice introduse, conform schemei-bloc din Fig. 8, permit o alegere privind relaxarea sau intensificarea variabilei de control  $u$ , cu consecințe asupra relaxării sau intensificării atenuării vibrațiilor. În acest cadru, s-au lansat în proces și regimurile  $\mathcal{H}_{\infty,robust}$  notate „tare” și „super-tare”. Câteva date sunt relevate și de **Tabelele 3 și 4**.

Concluzia desprinsă din analiza rapidă a acestor rezultate experimentale și din modalitatea simplă și eficientă prin care au fost obținute este una singură: rezultatele sunt elocvente și pot fi promovate ca un procedeu de control activ al vibrațiilor structurale în general, plecând de la cazul particular al aripii de avion în atmosfera turbulentă.

**Tabel 1.** Aer curat, V=25 m/s

Lege de control	#	NC	CA	Atenuare [%]
$\mathcal{H}_{\infty,robust}$ (-37.04%)	1	0.096	0.052	-45.83%
	2	0.085	0.061	-28.24%
LQG (-41.49%)	1	0.061	0.045	-26.23%
	2	0.085	0.044	-48.24%
	3	0.080	0.040	-50.00%

**Tabel 2.** Turbulență, V = 25 m/s

Lege de control	#	NC	CA	atenuare [%]
$\mathcal{H}_\infty$ tare (-24.61%)	1	0.642	0.537	-16.36%
	2	0.746	0.524	-29.76%
	3	0.722	0.522	-27.70%
$\mathcal{H}_\infty$ super-tare (-36.04%)	1	0.815	0.447	-45.15%
	2	0.749	0.498	-33.51%
	3	0.662	0.467	-29.46%
LQG (-26.75%)	1	0.784	0.558	-28.83%
	2	0.635	0.529	-16.69%
	3	0.726	0.474	-34.71%

**Tabel 3.** Comparații grad de atenuare V = 25 m/s

Lege de control	aer curat	turbulenta
$\mathcal{H}_{\infty,robust}$	-37.04%	-
$\mathcal{H}_\infty$ tare	-	-24.61%
$\mathcal{H}_\infty$ super tare	-	-36.04%
LQG	-41.49%	-26.75%

**Tabel 4.** Comparație atenuare, aer curat

Lege de control	V= 25 m/s	V=33 m/s
$\mathcal{H}_{\infty,robust}$	-37.04%	-30.16%

## REVENDICĂRI

**1. Generator pasiv de turbulență (GT) în tunelul aerodinamic (TA)** caracterizat prin aceea că evoluția gradului de turbulență în avalul său nu depinde de valoarea vitezei de la infinit amonte  $V$  în TA (**Fig. 10**). S-a stabilit că soluția optimă din punct de vedere cost-calitate pentru creșterea gradului de turbulență în TA constă în introducerea unei grile pasive în amontele camerei de experiențe, având ochiurile rețelei pătrate cu dimensiunile  $0.15\text{m} \times 0.15\text{m}$  și distanța dintre ochiurile învecinate de  $0.05\text{m}$ . Un grad de turbulență (energia cinetică pe viteză la pătrat) de 8% obținut cu GT situat la  $40\text{ cm}$  de modelul fizic de aripă (**Fig. 1**) este suficient de reprezentativ pentru simularea experimentală a atmosferei turbulente (întrucât reprezintă un nivel al intensității între mediu și ridicat, [https://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence\\_intensity](https://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence_intensity)), însoțit pentru aeronavă de variații abrupte în altitudine și atitudine, iar pentru pasageri de panică și leziuni.

**2. Servoactuator electric** caracterizat prin aceea că la un actuator liniar electromagnetic (NCC05-18-060-2PBS), se adaugă o buclă internă de reacție PD (Proportional-Derivativ) (**Fig. 2**) pentru asigurarea unei bande de trecere de peste  $35\text{ Hz}$  și un mecanism bielă-manivelă (MBM) (**Fig. 3**) cu jocuri minime pentru a-l transforma într-un **servoactuator** de urmărire în deplasare unghiulară. Ansamblul actuatorului electromagnetic a fost ales prevăzut cu un rulment liniar integrat, care asigură alinierea corectă a pieselor mobile și staționare, fără a fi nevoie de rulmenți suplimentari, și cu o bobină de aluminiu pentru a preveni generarea curenților turbionari, asigurând astfel o rezistență minimă în timpul mișcării (detalii: <https://www.h2wtech.com/product/voice-coil-actuators/NCC05-18-060-2PBS>).

MBM este caracterizat prin aceea că:

- în **Fig. 3 a**), biela 1 are numai o mișcare rectilinie du-te-vino, și nu o mișcare plan-paralelă ca în cazurile clasice, ceea ce conduce la micșorarea gabariturii. Fiind rigidizată din montaj de axul actuatorului 3, nu mai este nevoie de reazem suplimentar pentru funcționarea acesteia;
- lagărul de rotație, specific sistemului clasic de funcționare, de la capătul opus sursei de mișcare (actuatorul 4), este înlocuit aici cu o culisă care imprimă manivelei 2 o mișcare de rotație în ambele sensuri. Manivela, solidară cu axul cu flanșa 5, transmite la rândul ei mișcarea către aripă, fără existența altor articulații și reazeme decât cele strict necesare funcționării ansamblului;
- pentru evitarea jocurilor și asigurarea fiabilității și sustenabilității acestei culise, a fost adoptată soluția din **Fig. 3. b**). Piesele în contact aflate pe elementele bielă și manivelă sunt role de rulment, de execuție curentă, special destinate articulațiilor rotative intens solicitate și care asigură jocuri funcționale minime. În soluția adoptată, rolele de rulment sunt folosite la mișcarea lineară. Au fost folosite două role identice 1, presate în materialul de bază al manivelei (piesă de acționare). Prin execuția corectă a găurilor din această piesă și respectarea distanței “D” între axe se asigură distanța dorită între role. Această distanță trebuie să coincidă cu diametrul rolei “d”, **Fig. 3c**), prevăzută pentru a fi presată în elementul bielă, element de conducere. Cuplul de role se alege din producția de serie a fabricanților de rulmenți. Axele acestor două lagăre lineare permit mișcarea relativă, punctul de contact “K” între rola conducătoare și rolele conduse, nefiind fix, putându-se deplasa de-a lungul rolelor 1, **Fig. 3c**). Astfel se realizează modificarea razei de oscilație “R”, **Fig. 3 c**), a manivelei, necesară funcționării mecanismului;
- s-au evitat prin soluția adoptată următoarele **limite** ale unui MBM clasic: cota “R” constantă; articulație cilindrică în locul culisei de translație, **Fig. 3 c**); jocul în articulația rotativă este constrâns de jocul în rulment/cuzinet realizat de executant. În soluția adoptată, distanța “D” determină jocul dorit, fără a mai necesita împerecherea pieselor.

46

3. **Procedeu de determinare a modelului matematic al aripii prin identificare experimentală**, caracterizat de următoarea secvență de operații: **a)** introducerea unui semnal temporal  $\delta_c(t)$  la servoactuator având datele unui impuls Dirac aproximativ (semnal "chirp") în banda de frecvență [0 Hz; 50 Hz] care acoperă suficient domeniul de interes al primelor două frecvențe proprii ale aripii; **b)** înregistrarea semnalului temporal în deplasare  $y(t)$  furnizat de un accelerometru montat pe aripă; **c)** calculul răspunsului experimental în frecvență asociat funcției de transfer  $H_{\delta_c y, \text{exp}}(i\omega)$ , definit de caracteristicile atenuare-frecvență  $|H_{\delta_c y, \text{exp}}(i\omega_j)|$  și fază-frecvență  $\arctan\left[\frac{\text{Im}(H_{\delta_c y, \text{exp}}(i\omega_j))}{\text{Re}(H_{\delta_c y, \text{exp}}(i\omega_j))}\right]$ ,  $j = 1, 2, 3, \dots, M$ ,  $i = \sqrt{-1}$  (**Fig. 6**); **d)** identificarea în domeniul frecvență a unei aproximații optime a răspunsului experimental prin funcții de transfer raționale (raport de două polinoame în variabilă complexă  $s = i\omega$ ),  $H_{\delta_c y, \text{idt}}(i\omega) \cong H_{\delta_c y, \text{exp}}(i\omega)$ ; **e)** identificarea în domeniul timp a setului de matrice ( $A, B_1, B_2, C, D$ ) cu care operează legile de control activ  $\mathcal{H}_\infty$  sau LQG implementate în sistemul aripii inteligente.



Figuri (in numar de 14)

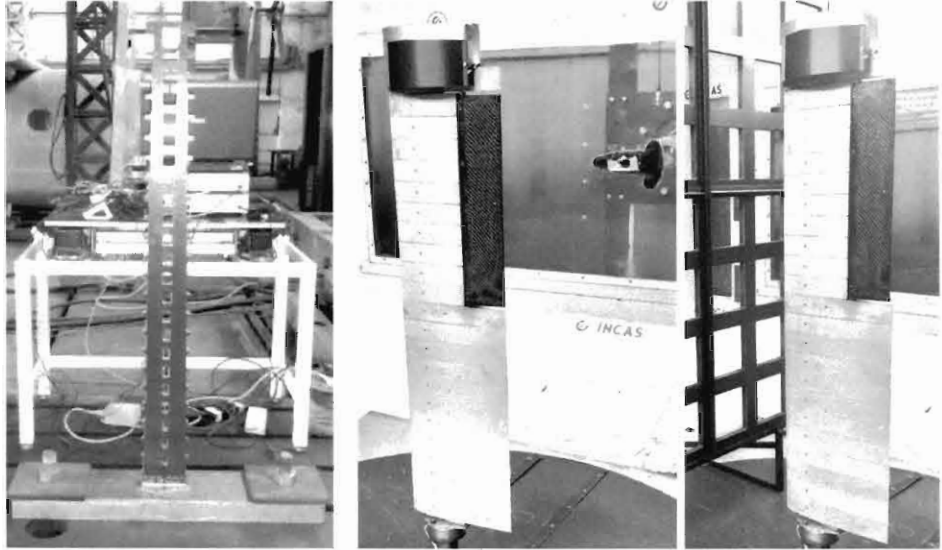


Fig. 1. Lonjeronul și aripa cu eleron, în spatele generatorului de turbulență, în tunelul aerodinamic al INCAS; servoactuatorul și accelerometrul încapsulați

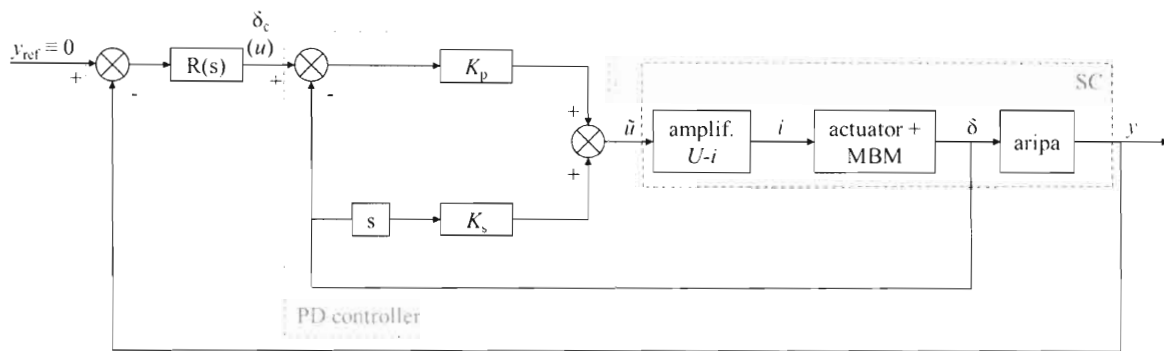
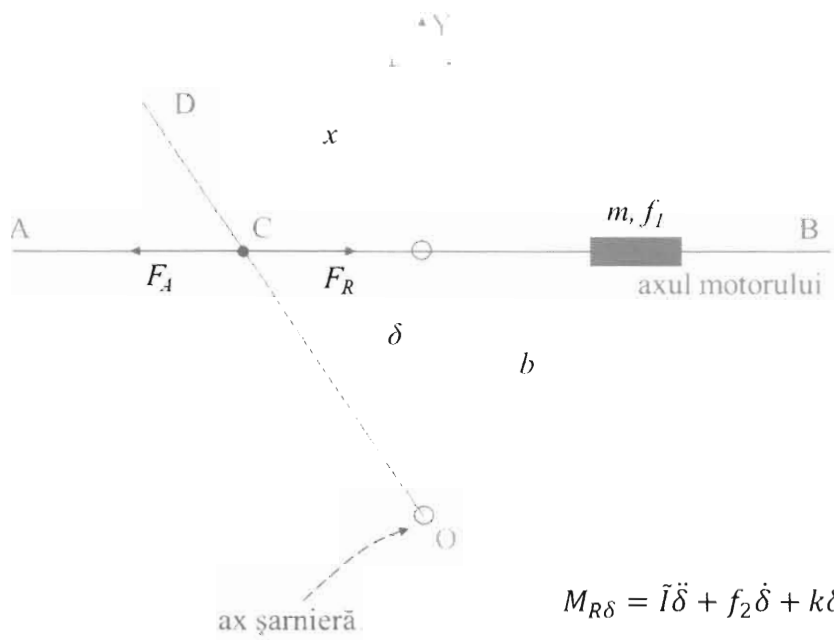
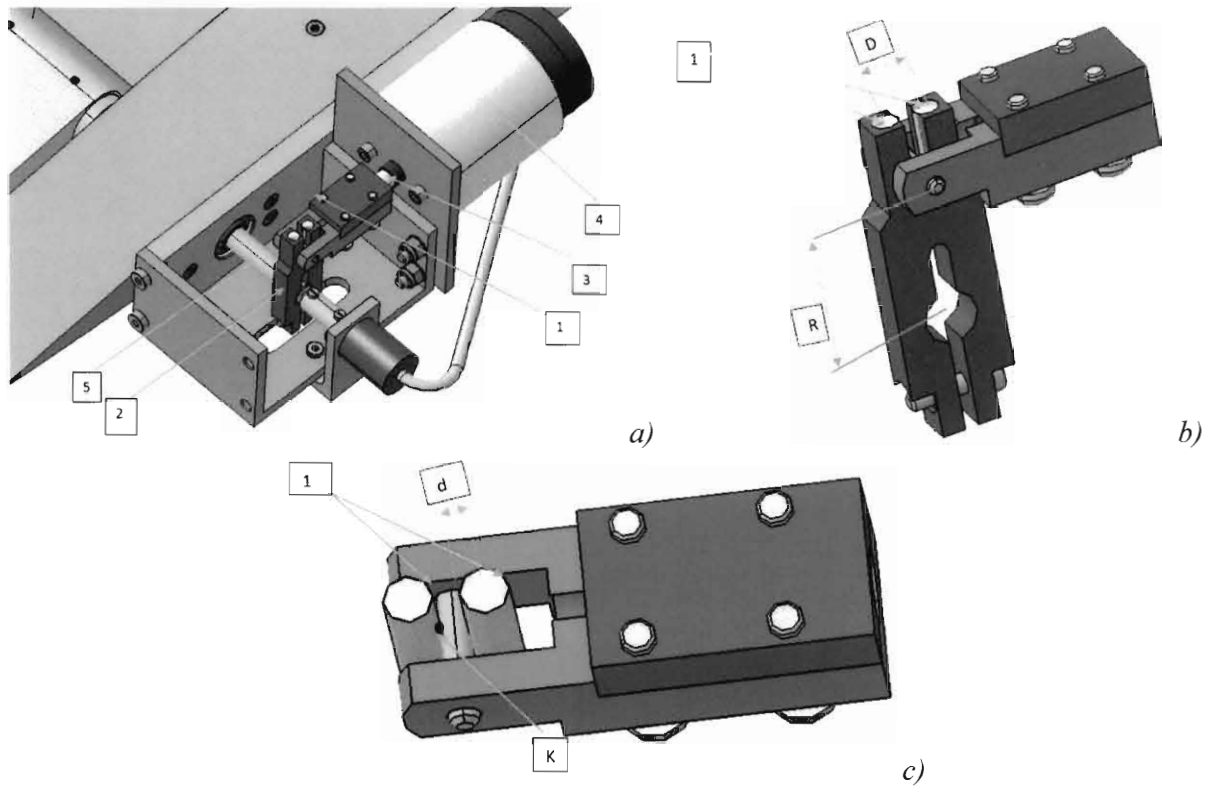


Fig. 2. Schema-bloc a controlului activ al aripii, cu cele două bucle de reglare, una internă, pentru servoactuator și cealaltă externă, cu inserția legii de control ( $\mathcal{H}_\infty$  sau LQG);  $y_{ref} \equiv 0$

64



$$M_{R\delta} = \tilde{I}\ddot{\delta} + f_2\dot{\delta} + k\delta$$

Fig. 4. Schița pentru calculul matricei de transfer a mecanismului bielă-manivelă (MBL)

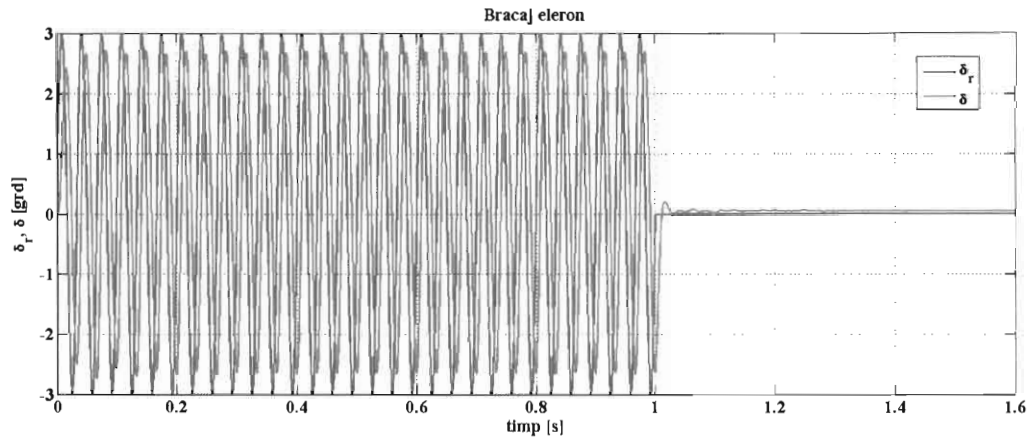


Fig. 5. Răspunsul în domeniul timp al eleronului ( $V=25\text{m/s}$ )

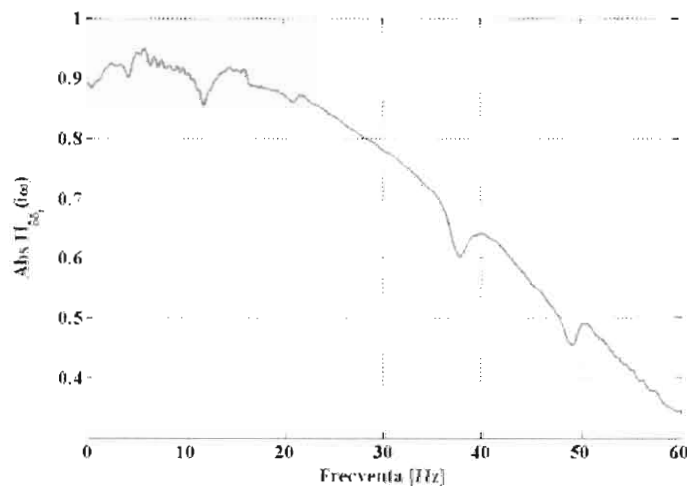


Fig. 6. Răspunsul în domeniul frecvență al eleronului ( $V=25\text{ m/s}$ ); banda de trecere cca. 37 Hz

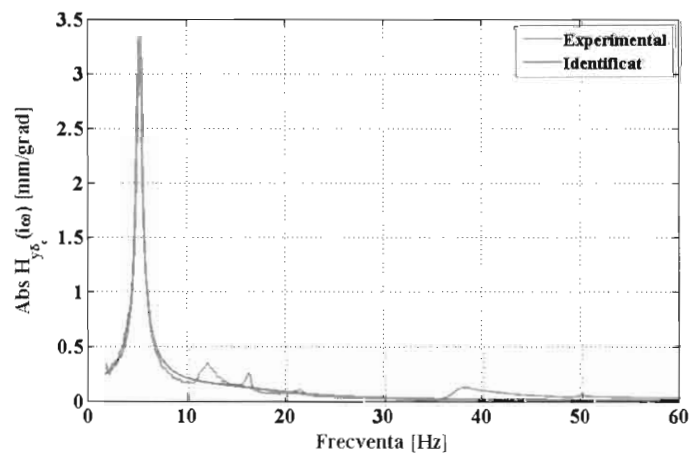


Fig. 7. Funcțiile de transfer experimentală și identificată comandă actuator  $u$ - deplasare la nivelul accelerometrului  $y$

h2

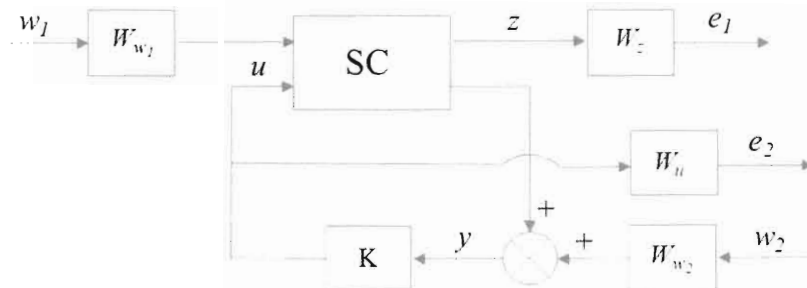


Fig. 8. Structura compensatorului nominal  $\mathcal{H}_\infty$  (cu ponderi statice). SC – sistem controlat; K – controller

- 1 Calculator
- 2 PXI-1082
- 3 PXI-6225
- 4 Conector SC-68
- 5 Sursa TR9158
- 6 Amplificator LCAM 5/15 H2W
- 7 Actuator liniar H2W TECHNOLOGY NCC05-18-060-2PBS cu encoder Winkel MOT 13
- 8 Accelerometru 4384-S CAPACITIV
- 9 Amplificator de sarcina TYPE 2635
- 10 Aripa

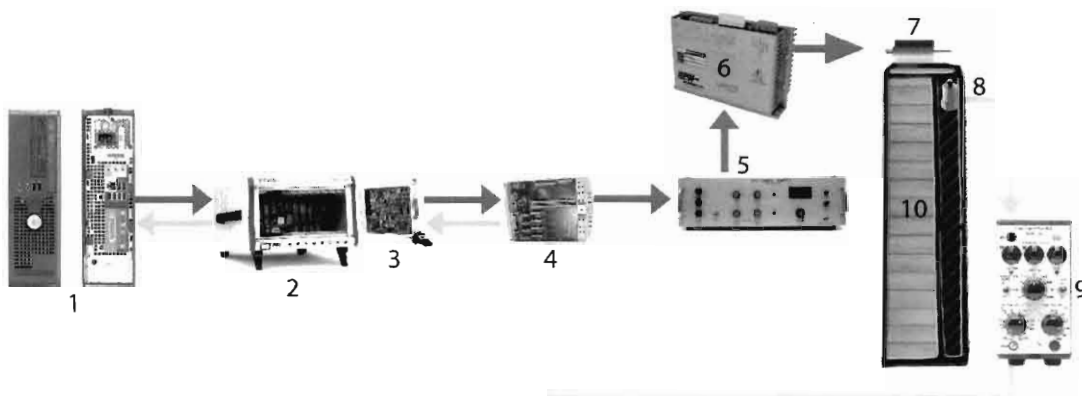


Fig. 9. Conexiunea echipamentelor în setup-ul experimental

4.1

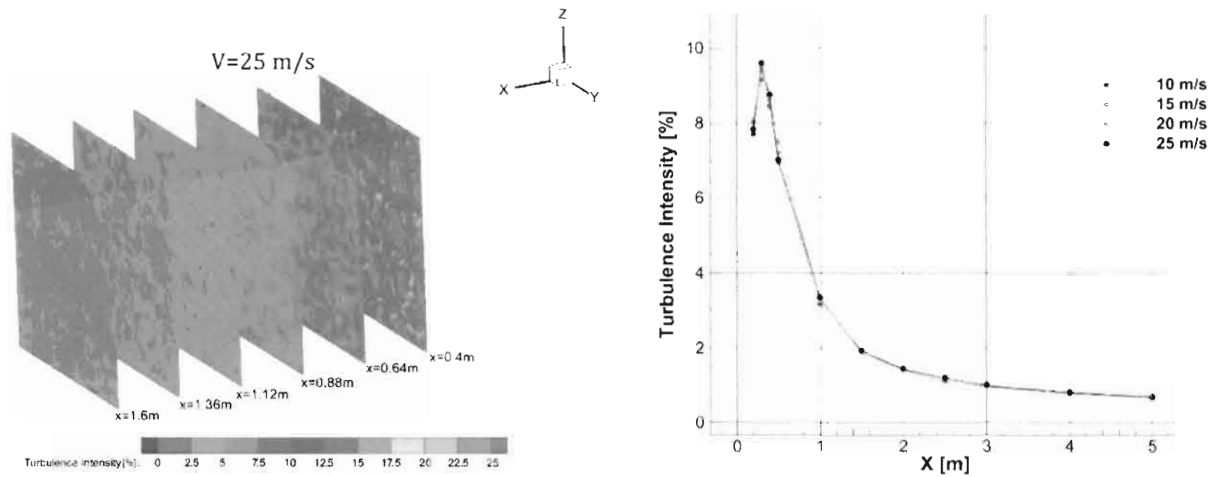


Fig. 10. Evoluția gradului de turbulență mediată în planele transversale, în lungul curgerii; grila este poziționată la coordonata  $x = 0$ ; în dreapta, curba intensității turbulenței în funcție de distanța la grilă

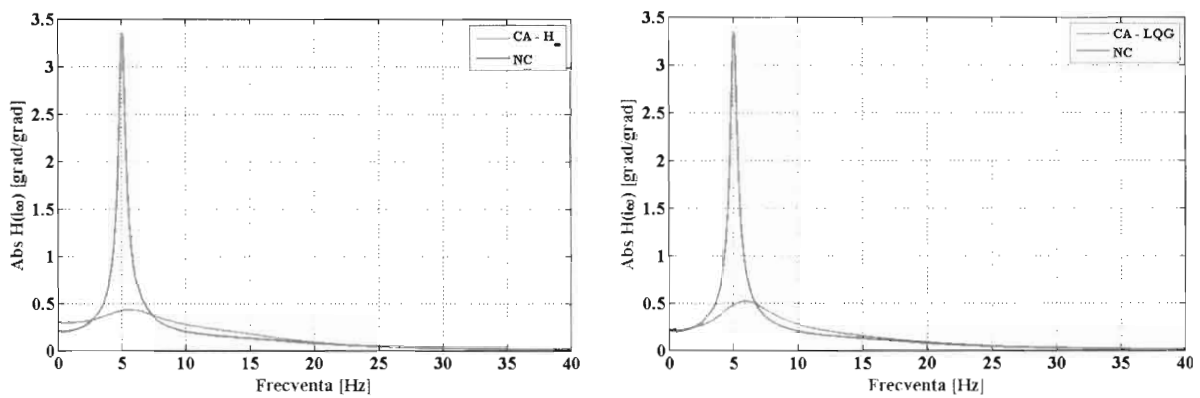


Fig. 11. Atenuarea de cca. 18 dB a frecvenței spectrale de 5 Hz, CA  $\mathcal{H}_\infty$  stânga și LQG, dreapta,  $V=25$  m/s

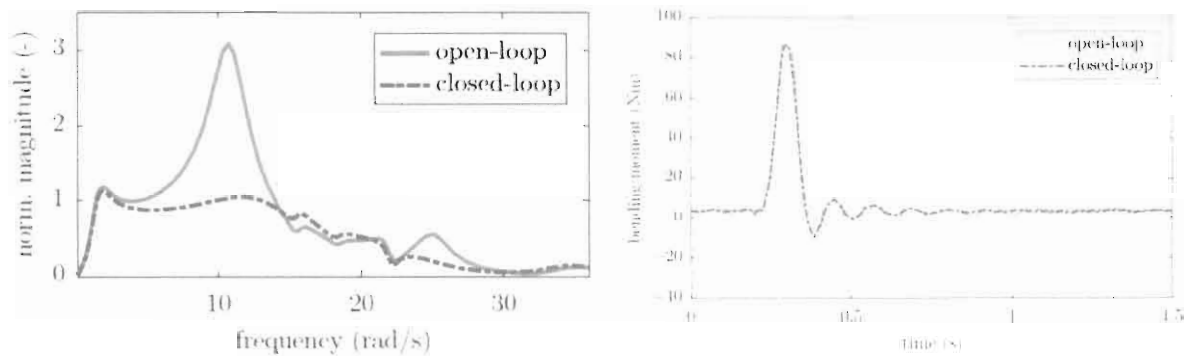


Fig. 12. Stânga: răspunsul în frecvență al momentului de încovoieră al aripilor, în prezența unei rafale la 40 m/s, perpendiculară aripilor, NC versus CA, atenuare 9 dB – referința R1; dreapta: același, răspunsul în timp – referința R2, atenuare 1 dB.



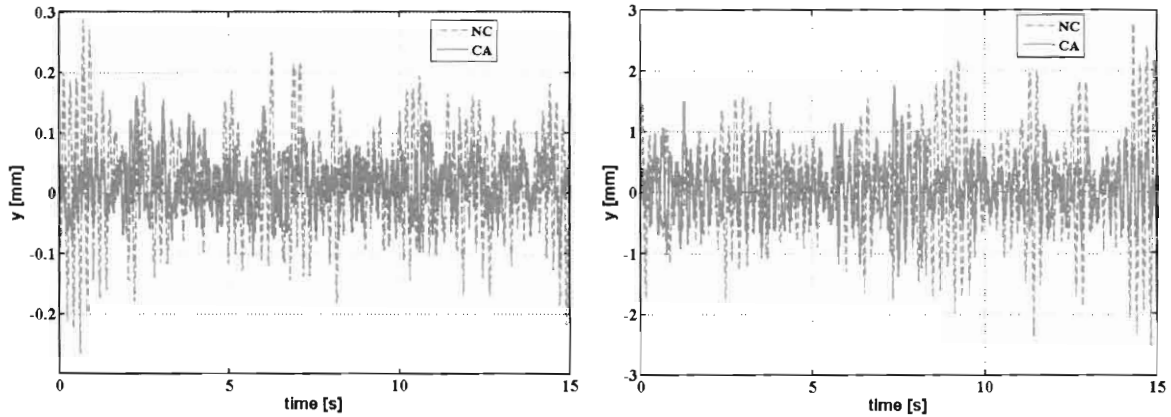


Fig. 13. Stânga: înregistrare a 2 regimuri suprapuse (pentru comparație vizuală) de vibrație în TA a aripii la  $V=25$  m/s, în situația fără control (NC) versus cu control activ (CA)  $\mathcal{H}_\infty$  robust; dreapta, similar, dar în regim turbulent generat în TA cu GT

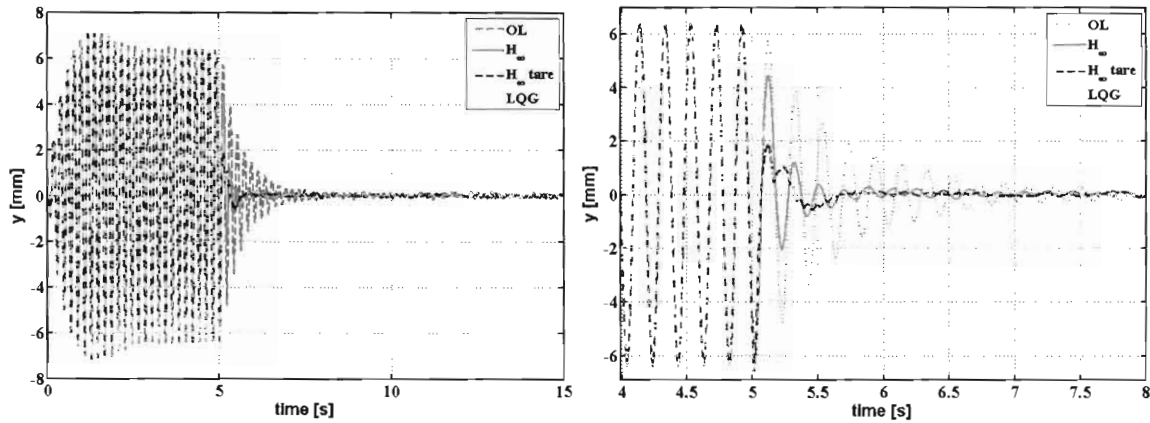


Fig. 14. Tablou comparativ al unor regimuri de vibrație supralicitate, NC și CA, urmate de amortizare după stingerea excitației; dreapta: zoom pe figura din stânga

## REVENDICĂRI

**(R1) Procedeu complex de control activ al vibrațiilor aripii de avion în prezența turbulenței atmosferice, pe baza unei metodologii de identificare experimentală a sistemului în buclă deschisă.** Procedeu este caracterizat prin aceea că este conceput, realizat, experimentat și validat în tunelul aerodinamic (TA) (în condiții de turbulență a aerului, determinată de un **generator al turbulenței**) un sistem de **aripă inteligentă** flexibilă (al cărei set de frecvențe de rezonanță se poate acorda potrivit unor cerințe impuse, dată fiind concepția specială a lonjeronului), cu eleron de comandă, sistemul având drept constituenți un **servoactuator electric de bandă largă**, cu **mecanism de conversie** a mișcării rectilinii a actuatorului electric în mișcare de bracăj a eleronului, două traductoare – un encoder pentru măsurarea bracăjului eleronului și un accelerometru montat pe aripă în așa fel încât să măsoare componente de deplasare (prin dublă integrare) corespunzătoare primelor două moduri de vibrație, de încovoiere și de torsiune, ale aripii –, cărora li se adaugă **a) o procedură de determinare experimentală a modelului matematic al aripii, în buclă deschisă** (adică, fără feedback de la ieșire la intrare), în reprezentarea dinamică în domeniul timp intrare-stare-ieșire, considerând drept intrare în sistem semnalul în punctul de incidență a reacției unei bucle interne PD (Proportional-Derivativ) a actuatorului, și drept ieșire semnalul de deplasare măsurat de accelerometru, și **b) legea de control implementată, în două variante: control  $\mathcal{H}_\infty$  robust și control LQG.**

**(R2) Servoactuator electric de bandă largă, cu mecanism de conversie a mișcării rectilinii a actuatorului electric în mișcare de bracăj a eleronului, conform revendicării (R1),** caracterizat prin aceea că unui actuator liniar electromagnetic i se adaugă o buclă internă de reacție PD, acordată pentru asigurarea unei bande de trecere de peste 35 Hz, impusă de contextul valorilor primelor două frecvențe de rezonanță ale aripii, de cca. 5 Hz și respectiv de cca. 15 Hz (banda de trecere trebuie să fie cel puțin dublul frecvenței maxime dintre cele două, conform teoremei eșantionării a lui Shannon).

**(R3) Mecanism bielă-manivelă (MBM), conform revendicării (R1),** caracterizat printr-o soluție constructivă care evită limitele (dezavantajele) unui MBM clasic, și anume: a) biela are numai o mișcare rectilinie du-te-vino, și nu și o mișcare plan-paralelă ca în cazurile clasice, ceea ce conduce la micșorarea gabariturii; b) biela fiind rigidizată din montaj de axul actuatorului, este evitată necesitatea reazemului suplimentar pentru funcționarea acesteia; c) lagărul de rotație, specific sistemului clasic de funcționare, de la capătul opus sursei de mișcare (actuatorul), este înlocuit cu o culisă care imprimă manivelei o mișcare de rotație în ambele sensuri; în plus, manivela, solidară cu un ax cu flanșă, transmite la rândul ei mișcarea către aripă, fără existența altor articulații și reazeme decât cele strict necesare funcționării ansamblului; d) pentru culisă, în vederea evitării jocurilor și asigurării fiabilității și sustenabilității acesteia, a fost adoptată o soluție constructivă în care piesele în contact aflate pe elementele bielă și manivelă sunt role de rulment, de execuție curentă, special destinate articulațiilor rotative intens solicitate și care asigură jocuri funcționale minime.

**(R4) Procedura de determinare experimentală a modelului matematic al aripii cu eleron și actuator în buclă deschisă, conform revendicării (R1),** caracterizată de următoarea secvență de operații: **a)** introducerea unui semnal temporal  $\delta_c(t)$  la servoactuator, având o anumită analogie cu un impuls Dirac aproximativ (semnal “chirp”) în banda de frecvență [0 Hz; 50 Hz] care acoperă suficient domeniul de interes al primelor două frecvențe proprii ale aripii; **b)** înregistrarea semnalului temporal în deplasare  $y(t)$  furnizat de un accelerometru montat pe aripă; **c)** calculul

răspunsului experimental în frecvență asociat funcției de transfer  $H_{\delta_{c,y};\text{exp}}(i\omega)$ , definit de caracteristicile atenuare-frecvență  $|H_{\delta_{c,y};\text{exp}}(i\omega_j)|$  și fază-frecvență  $\arctan\left[\text{Im}(H_{\delta_{c,y};\text{exp}}(i\omega_j))/\text{Re}(H_{\delta_{c,y};\text{exp}}(i\omega_j))\right]$ ,  $j = 1, 2, 3, \dots, M$ ,  $i = \sqrt{-1}$ ; **d)** identificarea în domeniul frecvență a unei aproximații optime a răspunsului experimental prin funcții de transfer raționale (raport de două polinoame în variabilă complexă  $s = i\omega$ ),  $H_{\delta_{c,y};\text{idt}}(i\omega) \cong H_{\delta_{c,y};\text{exp}}(i\omega)$ ; **e)** identificarea în domeniul timp a setului de matrice  $(A, B_1, B_2, C, D)$  cu care operează legile de control activ  $\mathcal{H}_\infty$  sau LQG implementate în sistemul aripii inteligente.

**(R5) Generator de turbulență (GT) în tunelul aerodinamic (TA)**, conform revendicării **(R1)**, caracterizat, pe baza rezultatelor sintezei și analizei **CFD** (Computational Fluid Dynamics) efectuate, prin aceea că: **a)** evoluția gradului de turbulență în avalul său nu depinde de valoarea  $V$  a vitezei aerului de la infinit amonte în TA; **b)** soluția optimă din punct de vedere al raportului cost-calitate pentru creșterea gradului de turbulență în TA a fost stabilită prin introducerea unei grile pasive în amonte camerei de experiențe, având ochiurile rețelei pătrate cu dimensiunile 0.15m x 0.15m și distanța dintre ochiurile învecinate de 0.05m; **c)** un grad de turbulență (energia cinetică pe viteză la pătrat) de 8% obținut cu GT situat la 40 cm de modelul fizic de aripă este suficient de reprezentativ pentru simularea experimentală a atmosferei turbulente (întrucât reprezintă un nivel al intensității între mediu și ridicat, însoțit pentru aeronavă de variații abrupte în altitudine și atitudine, iar pentru pasageri de panică și leziuni).

Versiune corectata

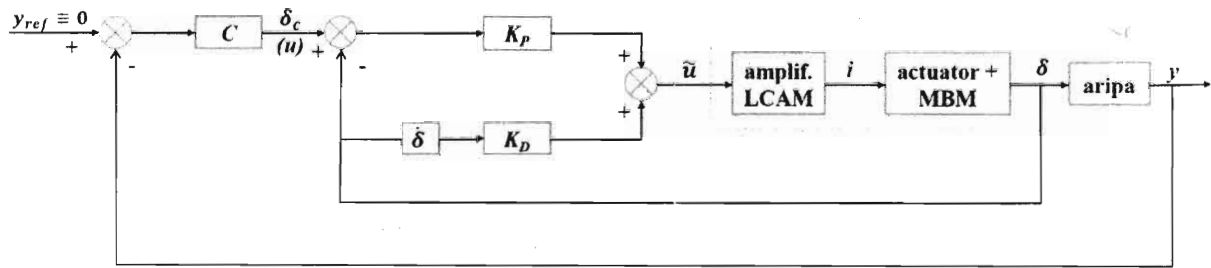


Fig. 2. Schema-bloc a controlului activ al aripii, cu cele două bucle de reglare, una internă, pentru servoactuator și cealaltă externă, cu inserția legii de control ( $H_\infty$  sau LQG);  $y_{ref} \equiv 0$

Fig. 2 corectata

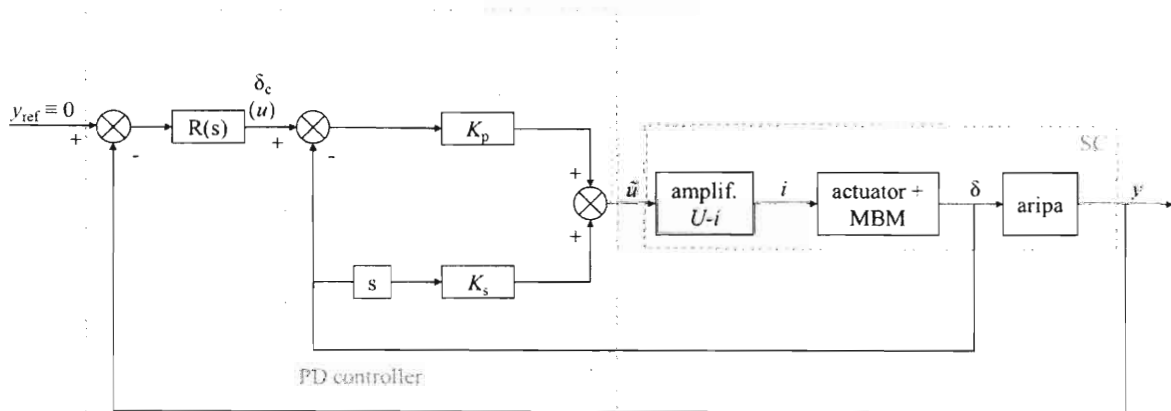


Fig. 2. Schema-bloc a controlului activ al aripii, cu cele două bucle de reglare, una internă, pentru servoactuator și cealaltă externă, cu inserția legii de control ( $H_\infty$  sau LQG);  $y_{ref} \equiv 0$

Fig. 2 initiala