



(12)

BREVET DE INVENȚIE

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

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

(45) Data publicării mențiunii acordării brevetului: **30/04/2024** BOPI nr. **4/2024**

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

(73) Titular:

• **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**

(56) Documente din stadiul tehnicii:
US 2009/0312989 A1; US 2019/0179997 A1

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



1 Invenția de față se referă la un procedeu de control activ al vibrațiilor aripii avionului,
în general, inclusiv în cazul special al intrării într-un câmp de turbulență, dar este aplicabilă
3 ca principiu și la atenuarea vibrațiilor structurilor: clădiri, poduri, centrale energetice etc.,
supuse în mod natural oboselii și îmbătrânirii în prezența acestor vibrații. Acest procedeu,
5 aplicabil ca atare pe diverse obiecte din lumea reală, în cadrul invenției se aplică pe un
model fizic de aripă inteligentă, adică echipată cu dispozitive de culegere și prelucrare a
7 datelor de răspuns (de vibrație) al (a) aripii, la care se adaugă procesoare (PC) de calcul cu
legi de control implementate pentru acționarea eleronului aripii de către un servoactuator
9 electric, cu scopul contracarării vibrațiilor. Sintagma „control activ” este consacrată în
domeniile automatizării și mecatronicii și se referă de regulă la sisteme numite inteligente
11 pentru atenuarea vibrațiilor. Pentru sinteza (proiectarea) unui astfel de sistem, problema-
cheie care trebuie rezolvată este modelarea matematică a sistemului fizic ce urmează a fi
13 supus acțiunii unor legi de control, care țin de domeniul teoriei sistemelor automate.

Întrucât obiectul invenției este aplicat unui model fizic de aripă de avion supus
15 controlului activ în tunelul aerodinamic, analiza stadiului tehnicilor de modelare matematică
a sistemelor și structurilor, în general, și de modelare a unei aripi de avion, în subsidiar, va
17 fi orientată către modelul respectiv, dar invenția se extinde natural la o aripă de avion
propriu-zisă, sau mai general la o structură aerospațială, civilă etc.

19 Cererea de brevet de invenție **US 2009/0312989 A1** dezvăluie o metodă de analiză
a unui model cu elemente finite al unui ansamblu aerodinamic. Ansamblul profilului aero-
21 dinamic cuprinde un element al profilului aerodinamic principal și o multitudine de suprafețe
de control. Metoda cuprinde: generarea unui model de interfață de încărcări a ansamblului
23 profilului aerodinamic cuprinzând: date care definesc pozițiile spațiale ale unui set de noduri
și date care asociază fiecare nod fie cu elementul principal, fie cu una dintre suprafețele de
25 control. Sunt generate date de încărcare care definesc sarcinile care acționează asupra
nodurilor modelului de interfață de încărcări și mapate pe un model cu elemente finite pentru
27 a produce un model cu elemente finite încărcate. O analiză a tensiunii este apoi efectuată
pe modelul cu elemente finite încărcate, iar modelul cu elemente finite poate fi rafinat ca
29 rezultat al analizei tensiunii.

În cererea de brevet **US 2019/0179997 A1** sunt dezvăluite sisteme, metode și medii
31 netranzitorii care pot fi citite de calculator pentru generarea automată a modelelor de aero-
nave prin modificarea variabilelor cantitative de proiectare bazate pe analiza comună a per-
33 formanței aerodinamice, structurale și/sau energetice. De exemplu, într-unul sau mai multe
exemple de realizare, sistemele dezvăluite modifică iterativ eleroanele și sistemul de propul-
35 sive pe baza criteriilor de performanță până când o metrică de echilibrare converge. Sis-
temele dezvăluite determină apoi valorile de performanță corespunzătoare modelului de
37 aeronavă cu eleronoanele și sistemul de propulsie modificate, cum ar fi tensiunile și deviațiile
sub sarcină, o măsură a stabilității aeroelastice și un indicator de performanță al ansamblului.
39 Sistemele dezvăluite pot modifica apoi variabilele de proiectare pe baza valorilor de per-
formanță determinate pentru a explora spațiul de proiectare și a genera un nou model de
41 aeronavă.

O metodă clasică, cvasi-analitică, larg răspândită, de modelare matematică a aripii
43 de avion este aceea prezentată în (L. Iorga, H. Baruh, I. Ursu, “ \mathcal{H}_∞ control with μ -analysis
of a piezoelectric actuated plate”, *Journal of Vibration and Control*, 15, 8, August,
45 1143-1171, 2009). Aripa este asimilată cu o placă bidimensională și este modelată ca o
structură compozită laminată pe baza ipotezei lui Kirchoff (J. Golaś, “On limits of
47 application of Kirchhoff's hypothesis in the theory of viscoelastic fibrous composite

plates”, Engineering, 43, 4, 603-626, 1995). Concluzia acestei din urmă lucrări este că metoda este acceptabilă ca precizie doar pentru plăci foarte subțiri, vâscoelastice și fibroase. Dincolo de această observație, se ajunge la un set de ecuații diferențiale care se discretizează folosind metoda Rayleigh-Ritz prin dezvoltarea în serie a deplasării transversale

$$w(t, x, y) = \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N q_{ij}(t) \Phi_i(x) \Psi_j(y)$$

obținându-se astfel un model matematic intermediar pseudo-analitic, unde q este vectorul coordonatelor generalizate, iar Φ_i, Ψ_j sunt funcții de formă. Să notăm că structurile sunt sisteme infinit-dimensionale, adică sunt caracterizate de un număr infinit de grade de libertate. În practică, întregii M, N trebuie luați finiți, și deci se impune o aproximare. Presupunând că amortizarea este dependentă de masă și elasticitate, se ajunge la ecuația de mișcare a plăcii/aripii $M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq = B_u u + B_w w$, unde M, C, K sunt matrice $MN \times MN$ dimensionale de masă, de amortizare și de rigiditate, respectiv, iar q, u, f sunt vectorii coordonatelor generalizate, de control și de sarcini generalizate sau perturbații, respectiv. Matricea B_u , $MN \times N_u$ -dimensională, cu N_u -numărul de actuatori, respectiv comenzi u , reflectă influența actuatorilor prin legea de control u și se calculează cu o relație complicată, a se vedea de exemplu lucrarea (**L. Iorga ș.a., 2009**) mai sus menționată. Aceeași precizare și pentru matricea B_w de dimensiune $MN \times N_w$, cu N_w - numărul de perturbații după localizare. Pentru a ajunge la ecuația de stare pe care o reclamă aplicarea legilor de control, mai trebuie făcuți câțiva pași, respectiv, mai întâi, o transformare de coordonate: $q(t) = V\eta(t)$, în care $V = [v_i]$ este matricea vectorilor proprii normalizați, vectori care satisfac relația $(K - \omega_i^2 M)v_i = 0, i = 1, \dots, MN$, iar $V^T M V = I$, I fiind matricea unitară iar superscriptul τ reprezintă transpunerea. Cu notații deductibile, se obține $\dot{\eta} + \tilde{C}\eta + \tilde{K}\eta = \tilde{B}_u u + \tilde{B}_w \tilde{w}$. În sfârșit, se introduce vectorul de stare $x = [\eta, \dot{\eta}]^T$ și se obține ecuația de stare preliminară $\dot{x} = Ax + B_1 \tilde{w} + B_2 u$.

Este preliminară, pentru că trebuie aplicată în continuare o strategie pentru reducerea dimensiunii vectorului x , întrucât altfel controlul nu poate fi practic operabil pe dimensiuni relativ mari. În aceeași lucrare (**L. Iorga ș.a., 2009**) se arată cum se realizează și această operație. Cronologic, probabil cea mai veche abordare în domeniu pentru generarea modelului matematic este de a porni din start cu modele reduse, cu două grade de libertate (corespunzătoare primelor două moduri de vibrație observate sau intuite pentru o aripă dată, de exemplu, încovoiere și torsiune, sau încovoiere și "plonjare", așa cum se propune în fig.1, stânga. Se obține un model matematic relativ simplu, dar care trebuie completat cu analiza numerică a interacțiunii fluid-structură, de exemplu, cu ajutorul unui pachet software FLUENT, pentru calculul portantei $L(t)$ și al momentului aerodinamic $M(t)$, prezente în concepția modelului fizic din fig. 1, așa cum se procedează în (**D. Rana și alții, "Time domain simulation of airfoil flutter using fluid structure coupling through fem based cfd solver", Symposium on Applied Aerodynamics and Design of Aerospace Vehicle (SAROD 2011) November 16-18, 2009, Bangalore, India).**

Pachetul analizei structurale directe ANSYS presupune o muncă imensă, iar rezultatele pot fi incerte, întrucât stau, printre altele, sub constrângerile: 1) transferului de date din ANSYS în MATLAB, 2) ale reducerii ordinului unor modele M, C, K , de la ordinul 5^{10} până la 2, 3, sau 4 (grade de libertate, sau, altfel spus, moduri de vibrație, și 4) ale asigurării robusteții acestei reduceri drastice (legile de control sunt dificil de aplicat la ordine mai mari. Analiza ANSYS a fost aplicată în (**E. Munteanu, I. Ursu, "Piezo smart composite wing with LQG/LTR control", Proceedings of 2008 IEEE International Symposium on Industrial Electronics, Cambridge, England, CD published ISBN 978-1-4244-1666-0,**

1 pp. 1160-1165, 2008), dar și în (Z. Mostakim, "Comparison of Vibration Analysis among
 3 NACA Airfoil Wings Based on Natural Frequencies", International Conference on
 Mechanical, Industrial and Energy Engineering 2020 19-21 December, 2020, Khulna,
 Bangladesh), fig. 2. Valoarea frecvenței modului 4 obținută numeric prin analiza ANSYS a
 5 fost 114.32 Hz, iar valoarea obținută teoretic, cu o formulă simplă din teoria de bara

Euler-Bernoulli, a fost $f_4 = (10.996)^2 \sqrt{\frac{EI}{mL^4}} = 120.738 \text{ Hz}$, eroarea fiind 5.614%. Deci, o

7 relație teoretică simplă dă un rezultat rezonabil, care ridică întrebări asupra eficienței și
 utilității unor tehnici sofisticate de calcul numeric, care înseamnă timp de lucru și cheltuieli
 9 materiale.

11 Problema tehnică pe care o rezolvă invenția de față, sau, așa cum s-a subliniat în
 primul paragraf, problema-cheie de rezolvat, este de a realiza o metodologie de modelare
 a unei structuri fizice în vederea controlului activ al vibrațiilor, întrucât la punctul anterior s-au
 13 pus în evidență o serie de limite ale metodologiilor curente.

15 Materializarea procedurii de control activ al vibrațiilor pe baza metodologiei de
 identificare experimentală a modelului matematic se face, în cadrul invenției de față, cu
 referire la fig. 3, pe un model fizic de aripă inteligentă introdus în mediul aerodinamic al
 17 tunelului aerodinamic prevăzut cu un generator de turbulență. Sistemul aripii „inteligente”
 (smart wing) este compus în principal dintr-un model fizic de aripă **1** cu eleron de comandă
 19 **2**, un servoactuator electric **3** de bandă largă de transmisie a semnalelor în frecvență, cu
 mecanism de conversie **4** a mișcării rectilinii a servoactuatorului în mișcare de rotație (bracaj
 21 eleron), un procedeu de determinare a modelului matematic al aripii prin identificare
 experimentală, model pe care se proiectează și se implementează o lege de control activ,
 23 un traductor **5** de deplasare unghiulară a eleronului, un accelerometru **6** instalat pe aripă
 pentru măsurarea deplasării acesteia, astfel încât să surprindă vibrațiile de încovoiere (primul
 25 mod de vibrație, cu frecvența de circa 5 Hz) și de torsiune (cu frecvența de circa 17 Hz). Se
 adaugă, în vederea testării procedurii propuse, generatorul de turbulență **7**. Procesul
 27 identificării este realizat mai întâi online, în domeniul timp, apoi offline în domeniul frecvență,
 pentru a fi finalizat din nou offline în domeniul timp, prin setul de matrice (A, B₁, B₂, C, D)
 29 care operează în legile de control activ (\mathcal{H}_∞ sau LQG).

31 Secvențial, procedeul de identificare se desfășoară astfel, și presupune utilizarea
 pachetului software MATLAB:

33 a) se introduce la servoactuatorul **3** un semnal temporal în tensiune electrică $\delta_c(t)$,
 de amplitudine constantă (echivalent al unei deplasări unghiulare scontate a eleronului **2**, de
 exemplu 2 grade, 4 grade etc, măsurate cu traductorul **5** și de frecvență variabilă în timp în
 35 banda [0 Hz; 50 Hz] care acoperă suficient domeniul de interes al primelor două frecvențe
 proprii ale aripii (semnal numit în engleză "chirp");

37 b) se înregistrează semnalul temporal în deplasare $y(t)$ furnizat de accelerometrul **6**,
 prin dublă integrare a accelerației; accelerometrul este montat pe aripa **1** astfel încât să
 39 reacționeze concomitent la deplasările de încovoiere și torsiune corespunzătoare primelor
 două moduri de vibrație;

41 c) se estimează răspunsul experimental în frecvență (definit de caracteristicile
 atenuare-frecvență $|H_{\delta_c y, \text{exp}}(i\omega_j)|$ și fază-frecvență

43 $\arctan\left(\frac{\text{Im}\left(H_{\delta_c y, \text{exp}}(i\omega_j)\right)}{\text{Re}\left(H_{\delta_c y, \text{exp}}(i\omega_j)\right)}\right)$, $j = 1, 2, 3, \dots, M$, $i = \sqrt{-1}$ asociat funcției

de transfer $H_{\delta_c y, \exp}(i\omega)$, obținut prin compararea (împărțirea) transformatelor Fourier 1
 rapidă (Fast Fourier Transform, FFT) ale celor două semnale temporale experimentale; 2
 $H_{\delta_c y, \exp}(i\omega)$ se constituie deci din două șiruri de numere reale, de lungime M, indexate cu 3
 valori ale frecvenței circulare ω_j ;

d) se caută o aproximare convenabilă a acestui răspuns prin funcții de transfer 5
 raționale (raport de două polinoame în variabila complexă 6
 $s = (i\omega)$, $H_{\delta_c y, idt}(i\omega) \cong H_{\delta_c y, \exp}(i\omega)$); 7

e) identificarea în domeniul frecvență este urmată de identificarea în domeniul timp, 8
 prin conversia funcției de transfer în sistemul spațiului stărilor (A, B₂, C, D): 9
 $\dot{x} = Ax + B_2 u + B_1 w, y = C_2 x + Du$

Prin avantajele pe care prezenta invenție privind metodologia de identificare a 11
 modelului matematic al structurilor și sistemelor, în general, le prezintă în raport cu 12
 metodologiile curente, această nouă metodologie poate fi caracterizată ca fiind una 13
 emergentă. O analiză comprehensivă a conceptului găsim în (**Marc Bodson, Emerging 14
 Technologies in Control Engineering, IEEE Control Systems, December 1995; D. 15
 Rotolo et al., What Is an Emerging Technology, Research Policy, SPRV Working Paper 16
 Series, Univ of Sussex**): atributele ar fi: (i) noutate radicală, (ii) potențial de diseminare, (iii) 17
 coerență, (iv) impact evident, și, totuși, (v) o anumită incertitudine (din perspectiva unor 18
 sceptici). Practic, această metodologie presupune doar măsurători intrare-ieșire on line ale 19
 răspunsului în frecvență al structurii, eludându-se necesitatea calculului matricelor M, C, K 20
 (de masă, de amortizare și de rigiditate, respectiv) și B_u, (de influență a controlului), așa cum 21
 se face în toată industria analizei structurale cu pachetele software de element finit (FEM): 22
 PATRAN-NASTRAN-ANSYS-FLUENT, sau prin modele matematice laborioase obținute 23
 pseudoanalitic, de exemplu, pe baza ipotezei lui Kirchoff. În loc de a se calcula pe o cale în 24
 mai mulți pași, matricele M, C, K, B_u, cu limitările menționate, și cu costuri în timp și cheltuieli 25
 materiale, prin noua metodă se obțin direct, simplu și eficient matricele corespunzătoare 26
 modelului matematic $\dot{x} = Ax + B_2 u + B_1 w$, pe baza căruia se proiectează legile de control 27
 activ. În principiu, matricele A, B₂ pot fi rafinate prin repetarea procedurii experimentale, cu 28
 consecințe favorabile în preformarea rezultatelor aplicării controlului. Aceste avantaje asigură 29
 metodei o creștere rapidă în aplicații, odată câștigat coeficientul de încredere din partea celor 30
 interesați. Calificarea acestei metodologii, așa cum invenția de față propune și 31
 demonstrează, va avea un dublu impact prin sinteza sistemului de control activ: a) pentru 32
 avion, optimizarea greutatea acestuia, pe baza controlului sarcinilor determinate de manevre 33
 ale pilotului sau de perturbații generate de turbulența atmosferică și/sau rafale; b) pentru 34
 pasageri, creșterea siguranței și confortului psihic, în condițiile diminuării efectelor dinamice 35
 și psihice produse de parcurgerea unui câmp de turbulență atmosferică.

Succesul noii metodologii este atestat de rezultatele controlului activ al modelului fizic 36
 de aripa inteligentă în mediu aerodinamic și aeroservoelastic, în tunel, rezultate descrise mai 37
 jos la paragrafele de prezentare a unui mod de realizare a invenției. Cu atât mai eficientă 38
 este această abordare cu cât ea captează dinamica intrare-ieșire a întregului sistem 39
 inteligent (incluzând accelerometrul, traductorul de bracăj eleron și actuatorul). 40
 Testele în prezența unui generator de turbulență asigură calificarea tehnologiei la un 41
 nivel ridicat de maturitate tehnologica (TRL) 6 (https://en.wikipedia.org/wiki/Technology_readiness_level). Invenția descrisă este înrudită cu metoda receptanței (Y. 42
**M. Ram, J. E. Mottershead, "Receptance method in active vibration control", AIAA 43
 journal, 2007, 45, 3, 562-567, 2007**) și cu tehnicile de inteligență artificială (I. Ursu, F. Ursu, 44
 45

1 **“Airplane ABS control synthesis using fuzzy logic”, Journal of Intelligent & Fuzzy**
2 **Systems, 16, 1, 23-32, 2005**), dar prezintă unele avantaje față de acestea: o mai buna
3 aderență la obiectul fizic, o mai mare libertate în alegerea legilor de control.

4 Se dă în continuare un mod de realizare a invenției în legătură cu fig. 1...9, ce
5 reprezintă:

6 - fig. 1, stânga: profil de aripă cu 2 grade de libertate: plonjare, h și încovoiere, α ; EA
7 - axa elastică; $M(t)$ - moment aerodinamic; $L(t)$ - portanta; dreapta: rețea de element finit în
8 jurul profilului aripii, dezvoltată pentru evaluarea interacțiunii fluid-structură în vederea
9 calculului variabilelor $M(t)$ și $L(t)$;

10 - fig. 2, stânga: profil NACA 4412; mijloc: rețea de element finit (FEM) pe profil;
11 dreapta: forma modului de vibrație nr. 4;

12 - fig. 3, fotografii ale aripii inteligente în tunelul aerodinamic. Stânga: ansamblu aripă
13 inteligentă 1, eleronul de comandă 2, generatorul de turbulență 7; dreapta: detaliu cu
14 servoactuatorul electric 4, traductorul unghiular 5 pentru bracaj eleron, accelerometrul 6
15 pentru măsurare deplasare aripă;

16 - fig. 4, conexiunea elementelor în set-up-ul experimental;

17 - fig. 5, caracteristici atenuare-frecvență experimentală $\left| H_{\delta_c, y, \text{exp}}(i\omega_j) \right|$ și identificată $\left| H_{\delta_c, y, \text{idt}}(i\omega_j) \right|$

18 ale transferului de la comandă actuator (grade bracaj eleron $\delta_c = u$) la deplasarea y a aripii,
19 măsurată de accelerometru, viteza aerului: 25 m/s;

20 - fig. 6, performanța de control activ obținută: circa 18 dB, la prima frecvență naturală
21 de 5 Hz, atât cu legea de control stocastic LQG, cât și cu legea de control determinist,
22 robustă și optimală, \mathcal{H}_∞ ; atenuarea de circa 18 dB a frecvenței spectrale de 5 Hz, față de
23 sistemul necontrolat (NC); control activ (CA) \mathcal{H}_∞ stânga și LQG, dreapta, $V=25$ m/s;

24 - fig. 7, stânga: răspunsul în frecvență al momentului de încovoiere al aripii, în
25 prezența unei rafale la 40 m/s, perpendiculară aripii, NC versus CA, atenuare 9 dB; dreapta:
26 același, răspunsul în timp, atenuare 1 dB; trimite la performanța, net mai modestă, de 9 dB,
27 obținută într-un proiect german;

28 - fig. 8, deplasări de vibrație y a aripii, înregistrate în tunel, cu comparația regim de
29 vibrație fără control activ versus regim de vibrație cu control activ pe baza modelului
30 matematic obținut conform cu invenția; stânga: înregistrări temporale a 2 regimuri suprapuse
31 (pentru comparație vizuală) de vibrație în tunel a aripii la $V=25$ m/s, în situația fără control
32 (NC) versus cu control activ (CA) \mathcal{H}_∞ robust; dreapta, similar, dar în regim turbulent generat
33 în TA cu GT;

34 - fig. 9, tablou comparativ al unor regimuri de vibrație supralicitate, NC și CA, urmate
35 de amortizare după stingerea excitației; fără și, respectiv, cu control activ; dreapta: zoom pe
36 figura din stânga.

37 În tabelele 1-4 sunt prezentate cantitativ rezultate ale controlului activ.

38 Validarea metodologiei de identificare descrisă se poate face exclusiv pe un obiect
39 real, fizic, în cazul de față modelul fizic de aripă inteligentă, așa cum este prezentat în fig.
40 3. Experimentele presupun realizarea fizica a unui eșafodaj experimental, în cazul de față
41 cel din fig. 4, care adaugă la elementele din fig. 3 pe cele de achiziție, prelucrare a datelor
42 și implementare a software-ului de control activ (plăci de achiziție) și un calculator PC de
43 interfață cu sistemul aripii.

44 Modelul fizic de aripa este un profil NACA 0012, având un lonjeron tub dreptunghiular
45 din tablă cu dimensiunile 1200x120x25 mm, tabla având o grosime de 1 mm, și este
46 prevăzut cu creștături pentru generarea unei elasticități controlate în sensul similitudinii cu
47 setul de frecvențe uzuale pentru o aripă de avion. Suprafața aerodinamică este realizată din
rășină ROHACELL 71S și lemn.

Deși la scară redusă, modelul fizic al aripii elastice arătat în fig. 1 ar ridica 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 să țină cont și de interacțiunea fluid-structură. De aceea, metoda de modelare matematică conform invenției va trebui să obțină un model matematic eficient și parcimonios (modelul trebuie să fie în același timp reprezentativ, și nu foarte complicat, pentru a face față constrângerilor de calcul numeric și de metodologie matematică), compatibil cu o lege de control adecvată. În cazul de față am considerat că un model matematic cu două grade de libertate, respectiv, cu primele două moduri de vibrație, aici încovoiere și torsiune, este suficient de reprezentativ și nu foarte complicat.

Conform descrierii anterioare a materializării procedurii de control activ al vibrațiilor pe baza metodologiei de identificare experimentală a modelului matematic, procedeul începe cu realizarea simplă a primelor trei secvențe, finalizate cu identificarea funcției de transfer experimentale $H_{\delta_{cy},exp}(i\omega)$. Aceasta se constituie deci din două șiruri de numere reale, de lungime M de ordinul miilor cel puțin, indexate cu valori ale frecvenței circulare ω_j , $j = 1, \dots, 1024$. Secvența următoare comportă estimarea acestei funcții de transfer experimentale printr-o expresie rațională de două polinoame, utilizând pachetul MATLAB; se obține funcția de transfer identificată $H_{\delta_{cy},idt}(i\omega)$ pentru viteza aerului în tunel de 25 m/s. Cele două funcții de transfer, experimentală, $H_{\delta_{cy},exp}(i\omega)$ și identificată, $H_{\delta_{cy},idt}(i\omega)$ sunt reprezentate în graficele din fig. 5. $H_{\delta_{cy},idt}(i\omega)$ 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 două perechi de poli complex-conjugați, corespunzător primelor două frecvențe naturale, de circa $\omega_1 = 2\pi \times 5\text{Hz}$ și de circa $\omega_2 = 2\pi \times 16\text{Hz}$.

$$H_{\delta_{cy},idt}(i\omega) = \frac{611.7s^2 - 4.986 \cdot 10^4 s - 2.533 \cdot 10^6}{s^4 + 94s^3 + 1.327 \cdot 10^4 s^2 + 1.286 \cdot 10^5 s + 1.232 \cdot 10^7} \quad (1)$$

În sfârșit, ultima secvență a algoritmului de identificare a modelului matematic este conversia modelului în frecvență exprimat prin relația (1) în modelul în domeniul timp, prin utilizarea rutinelor specializate din MATLAB:

$$\dot{x} = Ax + B_2u + B_1w, y = C_2x \quad (2)$$

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

Elementele matricei B_1 de influență a perturbației w se stabilesc în funcție de evaluarea prezenței acestuia pe diverse stări ale sistemului, de exemplu pe vitezele modurilor, $B_1 = [0 \ 0 \ 1 \ 1]^T$.

Matricea C_2 se alege considerând că accelerometrul captează influența deplasărilor de încovoiere și de torsiune: $C_2 = [1 \ 1 \ 0 \ 0]$, stările fiind, în ordine, două deplasări și două viteze.

1 Întrucât se are în vedere un control activ al modurilor de vibrație, matricele inițiale A
și B₂ furnizate de subrutina din MATLAB după conversia din domeniul frecvență sunt supuse
3 unei transformări de stare pentru a fi aduse la o formă modală care pune în evidență pentru
A frecvențele proprii (ω_i , și amortizările ζ_i , $i = 1, 2$, așa cum apar în matricele (2')). Cele două
5 frecvențe modale obținute sunt 5.11 Hz și 17.42 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
7 modală fiind cea din matricele (2'). Se remarcă o bună amortizare a modului al doilea, prin
control activ urmând să crească amortizarea primului mod, cu un ordin de mărime mai mică,
9 și acest fapt este vizibil pe fig. 6.

11 Cele două matrice din expresia (2') derivate prin metodologia care face obiectul
invenției de față din modelul fizic de aripă sunt fundamentul matematic cu care operează
legile de control activ LQG și \mathcal{H}_∞ .

13 Detaliile privind structura acestor legi nu fac propriu zis obiectul prezentei invenții, dar
pot fi găsite în următoarele lucrări: I. Ursu, L. Iorga, A. Toader, G. Tecuceanu, “**Active
15 Robust Control of a Smart Plate**”, ICINCO 2011 8th International Conference on
Informatics in Control, Automation and Robotics, Noordwijkerhout, The Netherlands,
28-31 July 2011; I. Ursu, Felicia Ursu, “**Active and semiactive control**” (in Romanian),
17 Publishing House of the Romanian Academy, 2002; L. Iorga, H. Baruh, I. Ursu, “**A
review of \mathcal{H}_∞ robust control of piezoelectric smart structures**”, Transactions of the
19 ASME, Applied Mechanics Reviews, 61, 4, July, 17-31, 2008. Mai multe viteze ale aerului
au fost operate în tunel, de la 5 m/s până la 35 m/s, în cadrul proiectului național de
21 cercetare științifică CONTUR PN-III-P1-1.2-PCCDI-2017-086, “**Emerging technologies to
counteract the effects induced by the turbulent flows offluid media**”, 2018-2021.
23 Rezultate relevante pentru performanța controlului activ, și care validează de fapt
metodologia de identificare a modelului matematic, sunt prezentate în fig. 6, 8, 9 și în
25 Tabelele 1-4. Astfel, fig. 6 atestă o atenuare de circa 18 dB a frecvenței spectrale de 5 Hz,
față de sistemul necontrolat, performanță net superioară celei din fig. 7, care trimite la
27 rezultate obținute în proiectul german "KonTeKst" desfășurat la German Aerospace Center
(DLR), Institute of Aeroelasticity, și Institute of System Dynamics and Control, și care sunt
29 preluate din următoarele referințe: Manuel Pusch, “**Aeroelastic Mode Control using H₂
-optimal Blends for Inputs and Outputs**”, A1AA 2018 Guidance, Navigation, and
31 Control Conference Conference, identificabilă la [https://www.researchmte.net/
publication/322309955](https://www.researchmte.net/publication/322309955) și W. R. Krüger et al., “**Design and wind tunnel test of an
actively controlled flexible wing**”, International Forum on Aeroelasticity and Structural
35 Dynamics IFASD 2019 9-13 June 2019, Savannah, Georgia, USA, IFASD-2019-088). Din
comparație se vede că atenuarea înregistrată în fig. 6 este de două ori mai puternică. Dacă
37 rezultatul din fig. 6 este din domeniul frecvență, rezultatele din fig. 8 și fig. 9 sunt prezentate
în domeniul timp și atestă o vibrație atenuată în cazul sistemului controlat activ.

39 Rezultate ale controlului activ sunt prezentate cantitativ în tabelele 1-4. Coeficienții
de atenuare a vibrației sunt calculați cu relația:

$$C_{ij} = \frac{\text{std. } CA_j - \text{std. } NC_i}{\text{std. } NC_i}$$

41 în care cu std se notează deviația/abaterea standard. Pentru un semnal în deplasare y ca
43 în fig. 9, înregistrat de accelerometru, cu evoluție aleatorie, se utilizează în mod natural
45 cuantificarea dată de relația (3).

RO 135281 B1

Tabelele 1 și 2 consemnează o comparație a atenuării vibrațiilor la 25 m/s din dublă perspectivă: aer curat versus turbulență și regimurile de control activ (CA) \mathcal{H}_∞ versus LQG.	1
În controlul activ \mathcal{H}_∞ ponderile statice 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.	3 5
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. Și, nu în ultimul rând, rezultatele în ansamblu atestă validarea metodologiei emergente care face obiectul invenției.	7 9 11

13

RO 135281 B1

1
3
5
7
9
11
13
15
17
19
21
23
25
27
29
31
33

Revendicare

Procedeu complex de control activ al vibrațiilor modelului fizic de aripă de avion în prezența turbulenței, pe baza unei metodologii emergente de identificare a modelului matematic asociat modelului fizic, **caracterizat prin aceea că** acesta cuprinde următoarele etape:

- realizarea modelului fizic de aripă de avion inteligentă, echipat cu: accelerometru pentru măsurarea deplasării vibratorii a aripii, traductor unghiular pentru măsurarea braccajului eleronului de comandă, servoactuator electric pentru comanda eleronului;

- introducerea modelului fizic al aripii de avion în sufleria subsonică, în prezența în amonte aripii a unui generator de turbulență;

- conectarea modelului fizic al aripii la un sistem complex de achiziție și prelucrare de date;

- introducerea la servoactuatorul electric a unui semnal temporal $\delta_c(t)$ tip "chirp" în banda de frecvență [0 Hz; 50 Hz];

- înregistrarea semnalului temporal de răspuns în deplasare $y(t)$, furnizat de accelerometrul montat pe modelul de aripă;

- calculul (prin împărțirea transformatei Fourier rapide ale celor două semnale temporale experimentale) răspunsului experimental în frecvență asociat funcției de transfer de la semnalul $\delta_c(t)$ la semnalul de deplasare $y(t)$, răspuns definit de caracteristicile atenuare-frecvență și fază-frecvență;

- calculul unei aproximații optime a funcției de transfer experimentale printr-o funcție rațională (numită funcție de transfer identificată) de polinoame în variabila complexă $s = i\omega$;

- calculul modelului matematic în domeniul timp, în variabile de stare, asociat modelului fizic de aripă inteligentă, pe baza funcției de transfer identificate în domeniul frecvență, cu furnizarea serului de matrice (A, B₁, B₂, C), reprezentând modelul matematic în buclă deschisă (adică, în absența controlului) al aripii inteligente, cu eleron și actuator;

- sinteza legilor de control de tip control stocastic optimal LQG și control robust optimal \mathcal{H}_∞ ;

- implementarea legilor de control în sistemul de achiziție și prelucrare a datelor;

- validarea procedurii complex de control activ al vibrațiilor bazat pe metodologia de identificare experimentală, conform invenției, prin teste în sufleria subsonică, la diverse viteze ale aerului.

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}_{∞} 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}_{∞} 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}_{∞} tare		-24.61%
\mathcal{H}_{∞} 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%

(51) Int.Cl.

G05B 13/04 (2006.01),

G01M 9/06 (2006.01)

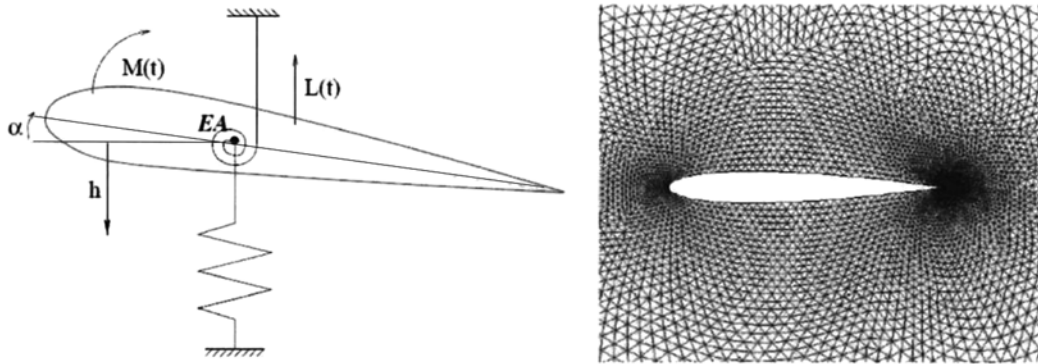


Fig. 1

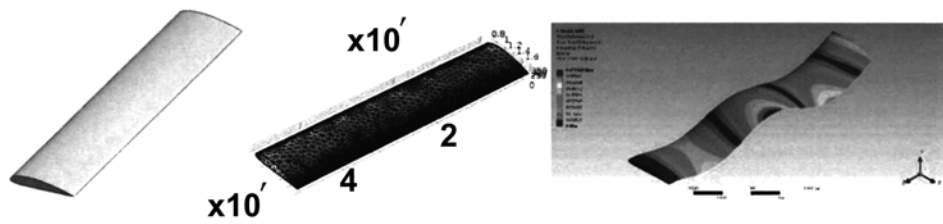


Fig. 2

(51) Int.Cl.

G05B 13/04 (2006.01);

G01M 9/06 (2006.01)

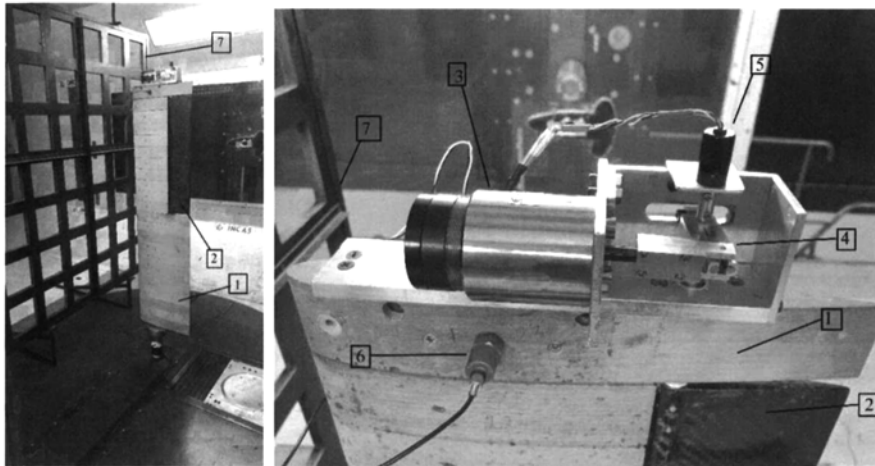


Fig. 3

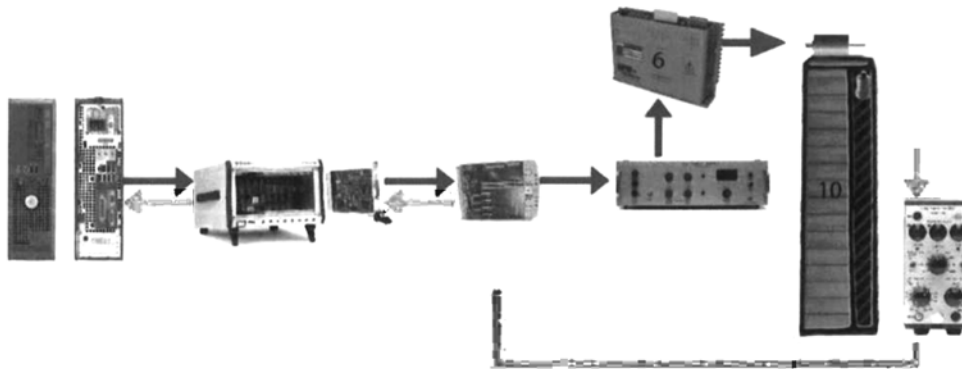


Fig. 4

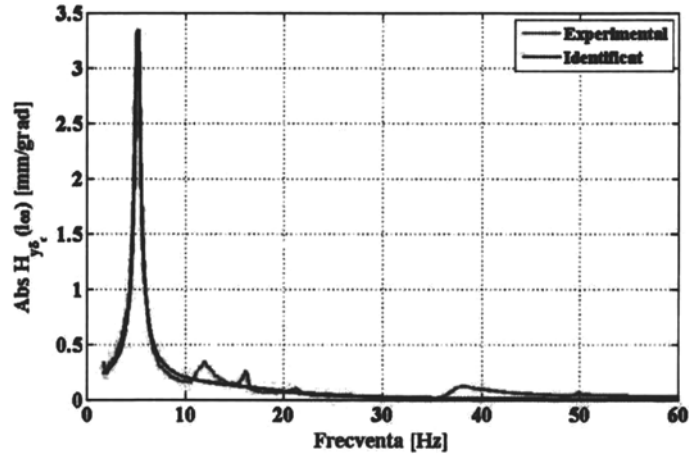


Fig. 5

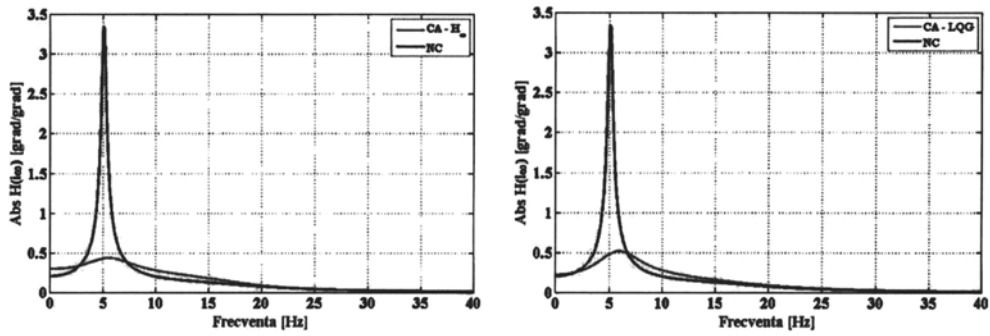


Fig. 6

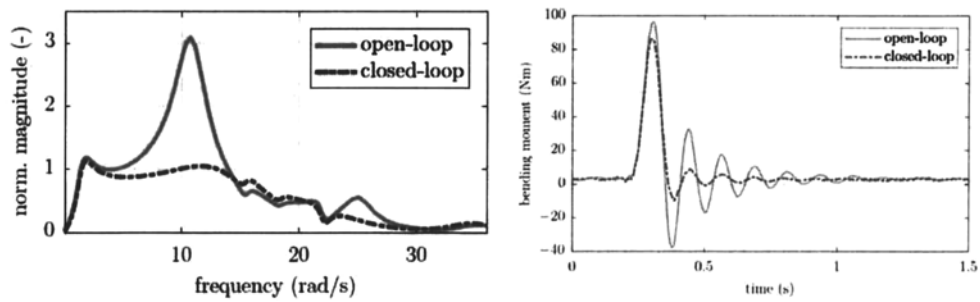


Fig. 7

(51) Int.Cl.

G05B 13/04 (2006.01);

G01M 9/06 (2006.01)

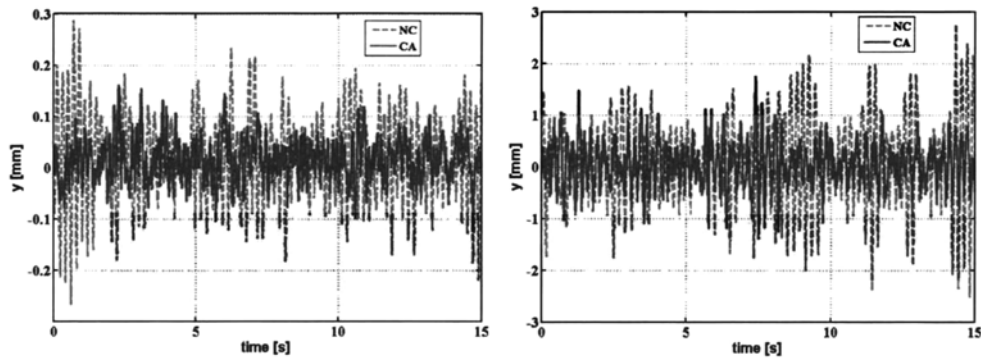


Fig. 8

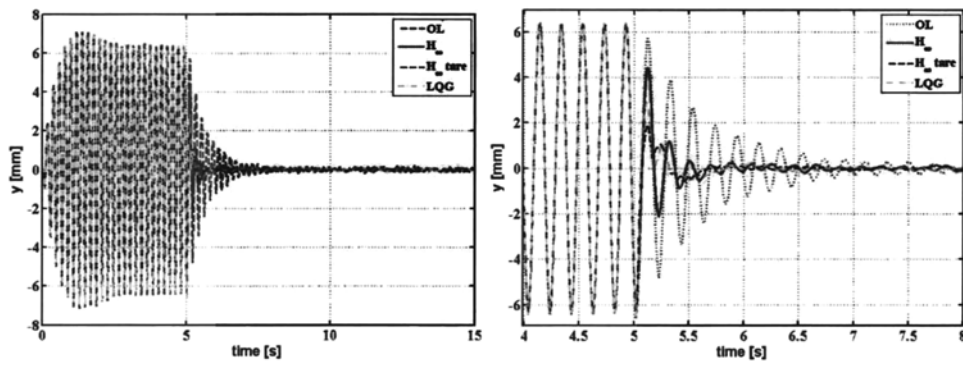


Fig. 9



Editare și tehnoredactare computerizată - OSIM
Tipărit la Oficiul de Stat pentru Invenții și Mărci
sub comanda nr. 149/2024