



Universitatea Politehnică din București

Decizie CSUD UPB nr. 1004 din 16.03.2023

Ing. Ioana-Carmen Bogliș

REZUMAT

TEZĂ DE DOCTORAT

Metode de control adaptiv pentru vehicule lansatoare

COMISIA DE DOCTORAT

Președinte: Prof.dr.ing. Teodor Lucian GRIGORIE

Conducător științific: Prof.dr.ing. Adrian-Mihail STOICA

Referent: Prof.dr.ing. Romulus LUNGU

Referent: CS I dr.mat. Ioan URSU

Referent: Conf.dr.ing. Pericle Gabriel MATEI

București 2023

Cuprins

Lista de Abrevieri.....	xi
Lista de Figuri.....	xiii
Lista de Tabele.....	xxv
1. Introducere.....	1
1.1 Motivație.....	1
1.2 Analiza bibliografică.....	3
1.3 Obiective.....	8
1.4 Organizarea tezei.....	9
2. Analiza misiunii.....	11
2.1 Vehicul lansator Vega.....	12
2.2 Traiectorie.....	14
2.3 Perturbații.....	15
2.4 Restricții specifice sistemelor de control automat aferente lansatoarelor de tip Vega	15
2.5 Concluzii.....	17
3. Modelarea dinamică a vehiculului lansator.....	19
3.1 Dinamica solidului rigid.....	19
3.2 Definiție variabile și parametri.....	26
3.3 Modurile flexibile.....	26
3.4 Concluzii.....	30
4. Proiectare convențională a sistemului de comandă automată pentru mișcarea de tangaj/girație.....	31

4.1	Lege de comandă PD.....	31
4.2	Lege de comandă cu reacție după stare.....	36
4.3	Concluzii.....	38
5.	Proiectarea adaptivă cu model de referință a sistemului de comandă automată a mișcării de tangaj/girație.....	39
5.1	Influența modurilor flexibile.....	45
5.2	Concluzii.....	53
6.	Proiectarea sistemului de comandă automată adaptiv cu configurație multi-model.....	55
6.1	Proiectarea filtrelor Kalman.....	63
6.2	Proiectarea controlerelor prin sinteză robustă - μ	64
6.3	Testarea schemei RMMAC.....	68
6.4	Concluzii.....	101
7.	Proiectarea sistemului de comandă automată adaptiv strict real pozitiv pentru vehicule lansatoare.....	105
7.1	Analiza robusteții legii de comandă adaptive bazate pe SRP.....	112
7.2	Concluzii.....	121
8.	Testare controlere dezvoltate pe model neliniar.....	123
8.1	Testare algoritmi de control adaptivi pe model neliniar- corp rigid.....	126
8.2	Testarea performanțelor de robustețe a algoritmilor de control adaptivi pe model neliniar - corp rigid.....	146
8.3	Testare algoritmi de control adaptivi pe model neliniar la perturbații - corp rigid.....	155
8.4	Testare algoritmi de control adaptivi pe model neliniar– corp flexibil.....	164
8.5	Concluzii.....	173

9.	Rezultate și concluzii.....	175
9.1	Concluzii generale.....	175
9.2	Contribuții.....	177
9.3	Perspectivă de dezvoltare ulterioară.....	179
	Bibliografie.....	181

Cuvinte cheie: control adaptiv, vehicul lansator, control adaptiv cu model de referință, control adaptiv cu configurație multi-model, sistem strict real pozitiv

Capitolul 1. Introducere

Motivație

Sistemele de control ale vehiculelor lansatoare au un rol important în misiunile de livrare a încărcăturii, întrucât influențează atât performanța, cât și operațiunile vehiculului de lansare. În general, pentru astfel de structuri aero-spațiale, controlerele tradiționale nu pot asigura performanțele necesare [1]. Una dintre soluțiile posibile utilizate în ultimii ani este reprezentată de controlul adaptiv.

Studiile recente arată că a existat o creștere a numărului total de vehicule spațiale lansate în spațiu, cu o creștere potențială în următorul deceniu [2], determinată de utilizarea tot mai mare a sateliților de mici dimensiuni în aplicații militare, organizații comerciale sau educaționale. De asemenea, la nivel european, directivele de viitor ale ESA (European Space Agency - Agenția Spațială Europeană) implică dezvoltarea de noi tehnologii pentru a reduce costul, a crește siguranța în zbor și pentru a îmbunătăți performanța transportului spațial [3].

Obiective

Scopul acestei teze de doctorat este de a analiza și dezvolta configurații de control adaptiv pentru sistemele de comandă ale vehiculelor lansatoare.

Organizarea tezei

Pentru atingerea obiectivelor propuse, această lucrare este structurată în 9 capitole, inclusiv această introducere. Capitolul 2 conține o scurtă descriere a lansatorului Vega, o analiză a misiunii de referință, precum și a cerințelor specifice sistemelor de control ale vehiculelor lansatoare. Capitolul 3 prezintă modelul dinamic al unui vehicul de lansare generic. Capitolul 4 este dedicat tehnicilor de control convenționale. În capitolul 5 se studiază arhitectura de control adaptiv cu model de referință. Capitolul 6 prezintă o structură de control adaptiv cu configurație multi-model. În capitolul 7 a fost implementată o structură de control adaptiv strict real pozitiv. Capitolul 8 include testarea arhitecturilor de control studiate pe modelul neliniar al vehiculului lansator VEGA, precum și o analiză asupra performanțelor acestora. Capitolul 9 conține concluziile, contribuțiile personale și direcțiile viitoare de cercetare.

Capitolul 2. Analiza misiunii

Zborul rachetei poate fi împărțit în două faze principale: zborul atmosferic și cel exo-atmosferic. Limita dintre acestea două este situată la aproximativ 120 km, iar forțele atmosferice pot fi neglijate. Având în vedere că pe timpul zborului atmosferic, performanța vehiculului de lansare va fi influențată de mediul său, este necesară modelarea proprietăților atmosferei (temperatură, presiune și densitate) cu aproximații precise. Multe modele atmosferice au fost deja dezvoltate pentru a răspunde nevoilor de proiectare a vehiculelor de lansare și analiza traiectoriei lor [4], [5].

Vehicul lansator Vega

Vega este un lansator format din trei motoare cu combustibil solid (P80, Zefiro 23 și Zefiro 9) care asigură propulsia primelor trei trepte și un motor cu combustibil lichid (Figura 1). Având capacitatea de a plasa pe orbită între 300 și 2500 kg, misiunea de referință a lansatorului Vega este livrarea unei sarcini utile de 1500 kg pe o orbită circulară polară la 700 km altitudine.

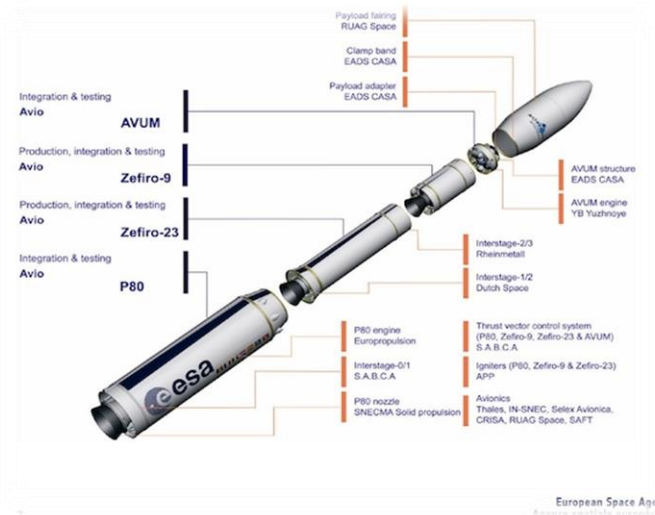


Figura 1: Componenta lansatorului VEGA [<http://www.esa.int/esapub/br/br257/br257.pdf>]

Lansatorul Vega dispune de un sistem de comandă a direcției vectorului de tracțiune (TVC- Thrust Vector Control) [6]. Din cauza gamei largi de configurații și traiectorii de misiune, legile de comandă trebuie să fie actualizate și adaptate pentru fiecare misiune.

Traectorie

O misiune tipică a lansatorului Vega poate fi împărțită în trei faze principale:

- Prima fază presupune ascensiunea vehiculului în orbita eliptică joasă (traectoria sub-orbitală).
- În a doua fază are loc separarea celei de-a treia treaptă și plasarea satelitului pe orbită. În funcție de orbita finală, sunt necesare una sau mai multe arderi ale motorului AVUM, în cazul în care sunt necesare schimbări în planul orbital sau în altitudine.
- În ultima fază a misiunii se efectuează deorbitarea AVUM.

Perturbații

Efectul perturbator al vântului este un factor critic pentru orice fază de lansare în atmosferă. În general, produce o degradare semnificativă a performanței globale a misiunii și induce sarcini structurale care pot cauza pierderea vehiculului.

Restricții specifice sistemelor de control automat aferente lansatoarelor de tip Vega

Subsistemul TVC trebuie să asigure stabilitatea comenzilor de dirijare, satisfăcând în același timp performanțele solicitante și cerințele stricte în prezența tulburărilor externe.

Concluzii

Pe parcursul acestui capitol am urmărit definirea vehiculului lansator pentru care vor fi testate schemele de control proiectate. De asemenea, au fost redate fazele unui zbor tipic, precum și secvența de misiune în cazul zborului de referință a vehiculului Vega. Acestea sunt importante în recrearea cu fidelitate a misiunii de referință astfel încât să fie obținute profilele de atitudine pentru tangaj și rotație.

Capitolul 3. Modelarea dinamică a vehiculului lansator

Dinamica solidului rigid

Pentru proiectarea sistemului de comandă automată a lansatorului este necesar să se determine un model matematic al dinamicii acestuia, denumit și „model de proiectare”. Modelul realizat trebuie să conțină particularitățile caracteristice ale vehiculului, relevante din punctul de vedere al conducerii automate.

Definire variabile si parametri

Pentru proiectarea sistemului de comandă automată, se utilizează un model rigid, simplificat al vehiculului de lansare Vega. Modelul liniarizat utilizat pentru proiectarea AFCS al lansatorului Vega pentru canalul de tangaj, presupunând că acesta este un corp rigid, este dat de ecuațiile de stare:

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Du(t)\end{aligned}\tag{1}$$

$$\text{unde } A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ a_6 & 0 & a_6/v \\ -a_1 & 0 & -a_2 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -k_1 & a_6 \\ -a_3 & a_2v \end{bmatrix}, \quad C = [1 \ 0 \ 0], \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad x^T = [\theta \ \dot{\theta} \ \dot{z}],$$

$$u = \begin{bmatrix} \delta \\ \alpha_w \end{bmatrix} \text{ este alcătuit din comanda } \delta \text{ și } \alpha_w \text{ este unghiul de atac indus de vânt, } y = [\theta \ \dot{\theta} \ \dot{z}]^T$$

este vectorul ieșirilor măsurate.

Modurile flexibile

Modurile flexibile ale lansatorului contribuie la deteriorarea performanțelor de stabilitate ale lansatorului.

Concluzii

Am urmărit pe parcursul acestui capitol să surprind ecuațiile ce descriu mișcarea complexă a vehiculului lansator. Am pornit de la dinamica solidului rigid, modelând ulterior și modurile flexibile ce apar datorită flexibilității structurale. Au fost considerate primele trei moduri flexibile, care, conform literaturii de specialitate, sunt dominante în modelarea dinamicii lansatorului.

Capitolul 4. Proiectare convențională a sistemului de comandă automată pentru mișcarea de tangaj/girație

Lege de comandă PD

Luând modelul rigid complet și neglijând modurile flexibile și filtrele sale, bucla închisă care este utilizată pentru proiectarea sistemului de comandă a mișcării de tangaj, utilizând controlerul Proporțional-Derivativ (PD) este prezentată în Figura 2.



Figura 2: Diagrama bloc a arhitecturii PD

Lege de comandă cu reacție după stare

O altă variantă luată în considerare este aceea în care sistemul de control utilizează o reacție după stare.

Concluzii

În acest capitol s-a arătat că legile de comandă de tip PD pot garanta stabilitatea vehiculului lansator, oferind performanțe bune de urmărire.

Totuși, performanțele acestui tip de sistem de comandă automată sunt limitate dacă se iau în considerare cerințele privind atenuarea efectelor perturbațiilor atmosferice. Legile de comandă de tip PD pot reprezenta o soluție acceptabilă în unele situații datorită simplității implementării. S-a evidențiat faptul că și în cazul evidențierii unei asemenea structuri a legii de comandă, pot fi ameliorate unele performanțe privind robustețea stabilității, atenuarea efectului perturbațiilor atmosferice, dar și limitarea amplitudinii unghiului de incidență și a comenzilor.

Capitolul 5. Proiectarea adaptivă cu model de referință a sistemului de comandă automată a mișcării de tangaj/girație

Printre diferitele legi de control adaptiv, controlul adaptiv augmentativ (AAC- Adaptive Augmentive Control), care este un tip de control adaptiv cu model de referință, este foarte frecvent folosit în configurațiile de comandă.

În cele ce urmează, am introdus, pentru lansatorul VEGA studiat în lucrarea de față, o arhitectura de control adaptiv similară celei propuse în [7]. Această strategie adaptivă a fost utilizată cu succes în testele de zbor pe o aeronavă F/A-18 [8]. Sistemul de control al Space Launch System (SLS) se bazează pe un controler de bază clasic, care este completat de o lege de control adaptiv. Sistemul de control adaptiv augmentativ utilizează o lege multiplicativă.

Pentru condiții nominale de zbor (zona de presiune maximă, fără influența vântului, corp rigid) se va analiza performanța regulatorului PD+AAC, comparativ cu PD (Figura 3).

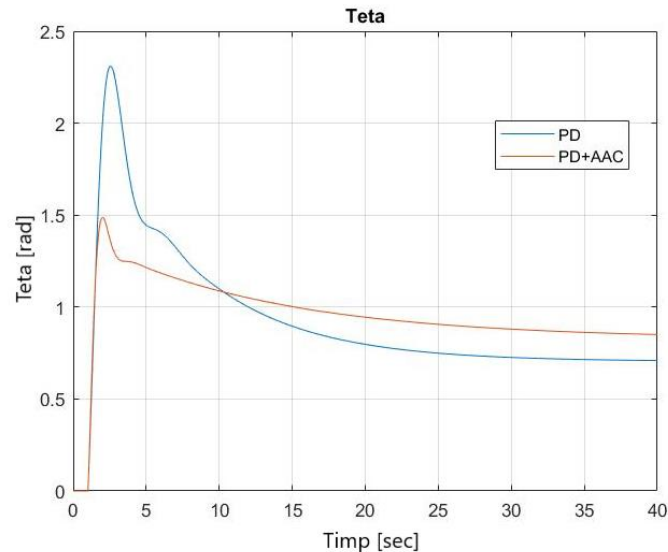


Figura 3: Răspunsul teta la intrare treaptă unitară pentru arhitectura PD și arhitectura adaptivă

Rezultatele simulărilor arată că atât controlerul PD, cât și controlerul adaptiv asigură stabilitatea sistemului nu doar în cazul nominal, ci și pentru dispersii de până la 20% în parametrii modelului. Pentru situațiile extreme, se observă în schimb că regulatorul adaptiv capătă o pondere mult mai mare decât componenta clasică de control, având performanțe mai bune comparativ cu

controlerul clasic PD în ceea ce privește suprareglajul și eroarea staționară. Deși, controlerul adaptiv nu a eliminat în totalitate eroarea staționară, acesta asigură o bună stabilizare a sistemului.

Influența modurilor flexibile

Structura utilizată pentru includerea modurilor flexibile în model este cea propusă de Du [9] și este reprezentată în Figura 4.

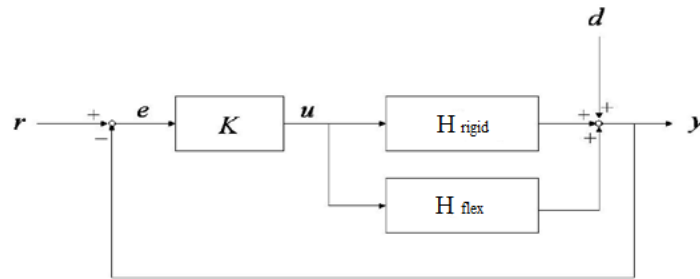


Figura 4: Schema bloc de control a corpului rigid și a modurilor flexibile

unde

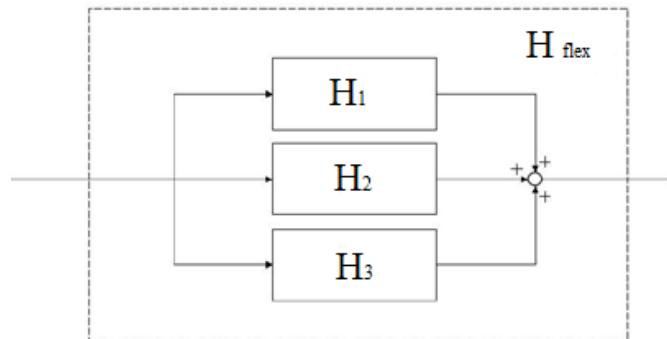


Figura 5: Schema bloc a modurilor flexibile

iar $H_j(s) = \frac{K_j}{s^2 + 2\zeta_j\omega_{n_j}s + \omega_{n_j}^2}$, unde $j = 1...3$ reprezintă indicele modului flexibil, iar K_j , ζ_j și

ω_{n_j} sunt amplificarea, coeficientul de amortizare și pulsația naturală ale modului flexibil corespunzător [9].

Pentru a stabili sistemul, se adaugă un filtru pentru îndepărtarea efectului modurilor flexibile. Au fost luate în considerare două opțiuni: adăugarea unui filtru pentru fiecare mod flexibil, iar a doua opțiune este dată de adăugarea unui filtru pe feedback-ul după θ . Aceasta din

urmă a fost considerată deoarece adăugarea pentru fiecare mod a unui astfel de filtru ar putea interfera cu performanțele sistemului general.

Deoarece a fost nevoie o anumită frecvență pentru a fi atenuată, au fost luate în considerare două tipuri de filtre: un *filtru notch* (de tip oprește bandă) și un *filtru maxim plat* (Butterworth).

Răspunsul la intrare treaptă pentru algoritmul de control care conține filtrul Butterworth arată rezultate bune în toate mai multe cazuri testate, însă, în cazul filtrului de tip notch este necesară proiectarea unui nou filtru pentru fiecare caz în parte.

Concluzii

Utilizând arhitectura adaptivă propusă de Orr [7], o lege de control adaptiv cu model de referință a fost încorporată în sistemul conținând controlerul clasic PD proiectat, pentru a crește performanța și pentru a gestiona cazurile neprăvăzute. Rezultatele simulărilor efectuate arată că amplificarea adaptivă a furnizat o îmbunătățire suficientă a performanței și a evitat pierderea vehiculului atât în situații nominale, cât și în situațiile extreme.

Întrucât vehiculul lansator poate deveni instabil dacă modurile flexibile ale acestuia nu sunt luate în considerare, s-au realizat simulări având în vedere primele trei moduri de încovoiere. Pentru a redobândi stabilitatea vehiculului, sunt propuse două tipuri de filtre de trecere joasă de ordinul doi, un filtru de tip notch și un filtru Butterworth. Rezultatele de simulare arată că sistemul de control adaptiv care conține unul din aceste tipuri de filtre pentru lansatorul Vega poate garanta stabilitatea, fără a afecta performanța sistemului.

Au fost testate câteva cazuri în faza atmosferică a zborului, dovedind robustețea sistemului de control care conține filtrul Butterworth. Pentru a menține stabilitatea sistemului de control folosind filtrul de tip notch, este necesară o reglare suplimentară a coeficienților filtrelor.

Contribuții personale:

- implementarea legii de comandă cu model de referință în cazul lansatorului Vega;
- definirea filtrelor care alcătuiesc legea de control;
- proiectarea filtrelor care să atenueze efectul modurilor flexibile.

Capitolul 6. Proiectarea sistemului de comandă automată adaptiv cu configurație multi-model

Sistemele de control adaptiv multi-model (MMAC) clasic [10] utilizează controlere conectate la scheme de estimare adaptivă multi-model (MMAE) [11], considerând informațiile primite în timp real pentru a decide asupra controlerului cu performanțele cele mai bune în cazul studiat, prin diverși algoritmi sau logici de comutare.

Structura de sistem de reglare RMMAC este o abordare de tip multi-model care calculează și folosește probabilitățile ulterioare ale parametrilor incerti ai modelului pentru a comuta sau combina ieșirile unui set de controlere. Fiecare controler este proiectat pentru un anumit interval de incertitudine, iar subsistemul de identificare utilizează o bancă de filtre Kalman (KF).

Arhitectura de control RMMAC utilizează tehnicile regăsite în structura clasică de control MMAE, cu diferența că filtrele Kalman doar generează reziduuri, nu redau și stările estimate, acționând ca subsistem de identificare.

Testarea schemei RMMAC

La momentul alcătuirii schemei de testare au fost definite unsprezece cazuri astfel încât să fie luate în considerare cele două intervale de incertitudine pentru fiecare parametru incert din modelul liniarizat al lansatorului, plus cazul nominal. Cazul nominal conține valorile nominale ale parametrilor, considerând un interval de incertitudine de $\pm 20\%$ din valoarea acestora.

Pentru testarea schemei RMMAC, parametrii modelului vor primi valori care descriu mișcarea vehiculului și vor fi verificate probabilitățile generate de algoritmul de calcul al probabilităților. Răspunsul sistemului trebuie să fie stabil, corespunzător comenzii controlerului în funcție de modelul identificat.

Simulările au fost realizate în *Matlab/Simulink*, iar structura de control are forma:

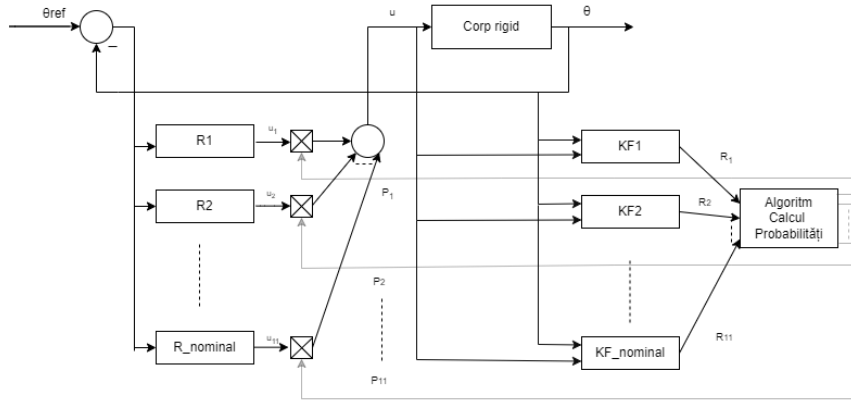


Figura 6: Schema structurală RMMAC

unde R_i corespunde controlerului cazului i , KF_i corespunde filtrului Kalman din cazul i , R_i reprezintă reziduul generat de fiecare filtru Kalman, iar $i = 1 \dots 11$.

Valorile parametrilor pentru cazurile testate au fost alese astfel încât atunci când controlerul proiectat pentru situația nominală nu face față, să intervină controlerul proiectat pentru situația aleasă, precum este exemplificat în următorul caz:

- $a_6 = 2.018$

Probabilitățile obținute cu algoritmul de calcul al probabilităților sunt:

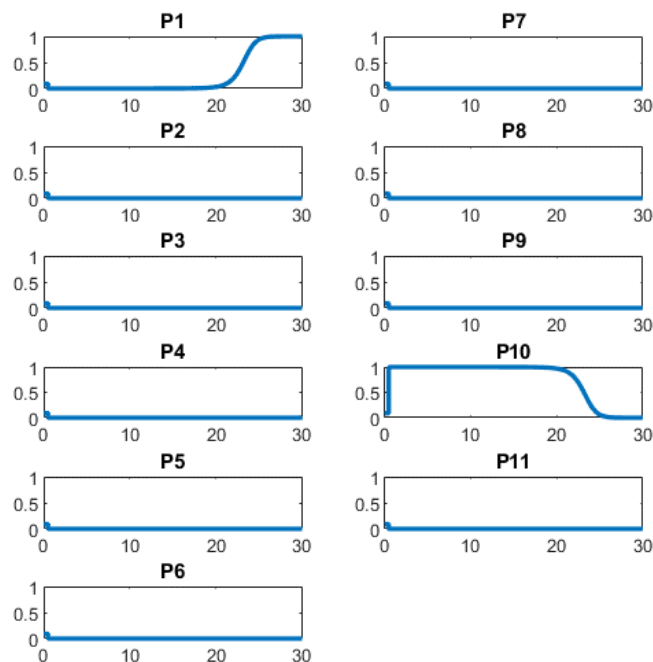


Figura 7: Probabilitățile redactate de algoritmul de calcul (cazul 1)

Se observă că identificarea modelului corespunzător are loc în 21 secunde.

Răspunsul pe canalul de tangaj al lansatorului la comandă treaptă unitate este:

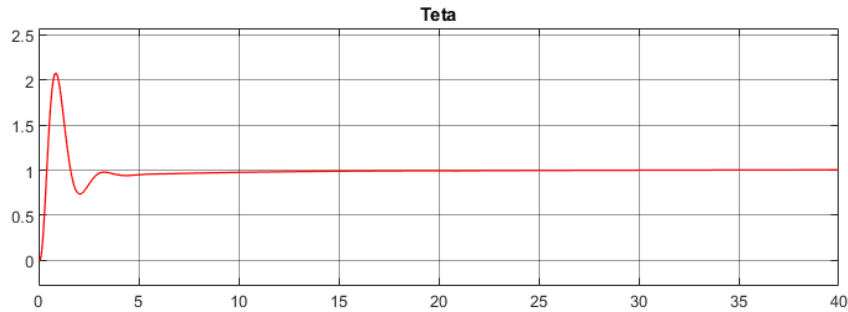


Figura 8: Răspunsul sistemului la intrare treaptă (cazul 1)

Spre deosebire de cazul în care schema de control care conține controlerul proiectat pentru situația nominală, în cazul în care parametrul a_6 ia valori extreme, sistemul devine instabil.

Pentru a crește eficiența algoritmului RMMAC, s-a utilizat un *buffer* pentru stocarea valorilor reziduurilor de la ultimele 10 iterații. Aceste valori sunt utilizate la pasul următor de calcul pentru identificarea modelului corespunzător de control. Identificarea modelului corespunzător se realizează mult mai rapid, timpul de identificare fiind redus cu aproximativ 1 secundă pentru cazurile 6, 8-10, cu 2 secunde în cazul 11, cu 5 secunde pentru cazul 3 și cu peste 12 sec, respectiv 20 sec pentru cazurile 5 și 1.

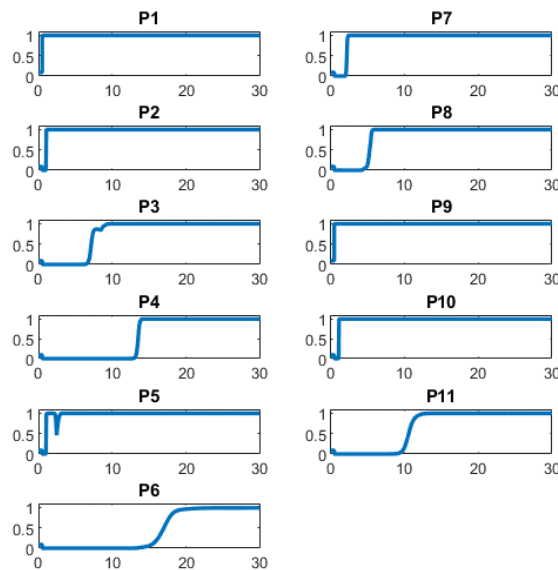


Figura 9: Probabilitățile obținute pentru schema de control RMMAC

Concluzii

Pe parcursul acestui capitol am implementat o structură de control de tip RMMAC pentru lansatorul spațial VEGA. Am studiat unsprezece cazuri, având în vedere o variație de $\pm 40\%$ pentru parametrii incerți care descriu modelul lansatorului. Astfel, am proiectat unsprezece filtre Kalman care să conducă la identificarea cazului corespunzător și unsprezece regulatoare robuste care să asigure stabilitatea și performanța sistemului. Deși, în unele situații, identificarea are loc după 20 secunde, aceasta a fost făcută corect, asigurând posibilitatea implementării de noi cazuri care să acopere situațiile neprevăzute.

Cu scopul de a crește performanța structurii de control RMMAC, am adăugat un buffer, pentru ca algoritmul de calcul al probabilităților să poată prelua mai multe date despre reziduuri. Rezultatele simulărilor au arătat că timpul de identificare a modelului corespunzător a scăzut considerabil.

Întrucât RMMAC folosește mai multe modele, cerințele de performanță determină numărul de modele. Această dependență poate duce la un număr excesiv de modele, care pot îngreuna calculul în timp real al legii de comandă.

Contribuții personale:

- proiectarea filtrelor Kalman necesare în alcătuirea schemei de control adaptiv multi model;
- proiectarea controlerelor prin μ -sinteză;
- implementarea legii de comandă adaptive RMMAC în cazul vehiculului lansator Vega;
- modificarea legii de comandă adaptive RMMAC pentru îmbunătățirea rezultatelor, prin adăugarea unui *buffer* ce conține un istoric al datelor reziduale, conducând la identificarea modelului corespunzător într-un timp mai rapid.

Capitolul 7. Proiectarea sistemului de comandă automată adaptiv strict real pozitiv pentru vehicule lansatoare

În prezentul capitol se analizează posibilitatea proiectării unui sistem de comandă *adaptiv strict real pozitiv* pentru dinamica de tangaj/girație a vehiculului lansator.

Interesul pentru această clasă de sisteme este determinat de proprietățile de robustețe a stabilității sistemelor strict real pozitive și pe unele rezultate teoretice demonstrate în [12].

Pornind de la proprietățile sistemelor strict real pozitive, precum și Lema real pozitivității [12], [13], se consideră următoarea configurație de reglare prin reacție după ieșirea măsurată.

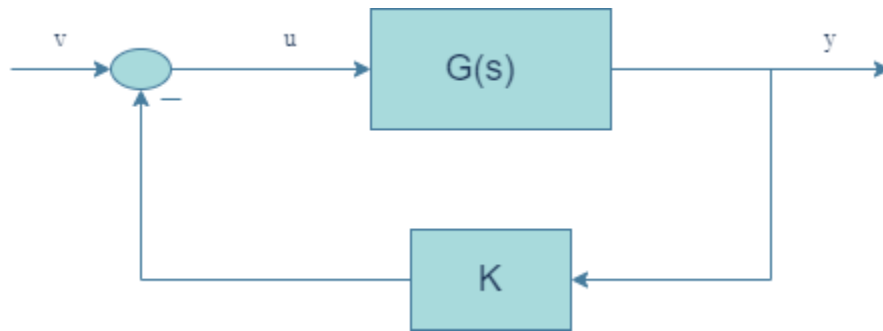


Figura 10: Sistem cu reacție după ieșire

în care K reprezintă o amplificare ce urmează a fi determinată, iar $G(s)$ este funcția de transfer a sistemului linear, descris de ecuațiile de stare:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \quad (2)$$

unde $x \in \mathbb{R}^n$ este vectorul de stare, $u, y \in \mathbb{R}^m$ sunt vectorul de comandă, respectiv de ieșire, iar $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$, $B \in \mathbb{R}^{n \times m}$, $C \in \mathbb{R}^{m \times n}$ sunt matrici constante, astfel încât perechea (A, B) este controlabilă, iar (C, A) este observabilă.

Sistemul echivalent al sistemului în buclă închisă descris în Figura 10 poate fi exprimat astfel:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = A_K x(t) + Bv(t) \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \quad (3)$$

unde $A_K = A - BKC$.

Conform lemei real pozitivității, funcția de transfer $T(s) = C(sI_n - A_K)^{-1}B$ a sistemului rezultat (3) este strict real pozitivă dacă există o matrice $P = P^T > 0$ astfel încât următoarele relații să fie simultan îndeplinite:

$$PA_K + A_K^T P < 0 \quad (4)$$

$$PB = C^T \quad (5)$$

Următorul rezultat, al cărui demonstrație poate fi regăsită în [12], dă condiții de existență a unei reacții după ieșire astfel încât funcția de transfer echivalentă a sistemului rezultat din Figura 10 să fie strict real pozitivă.

Teorema 1 [12]: Există o matrice constantă K astfel încât sistemul în buclă închisă $T(s)$ este strict real pozitiv dacă și numai dacă:

$$B^T C^T = CB > 0 \quad (6)$$

Și dacă există o matrice pozitiv definită X astfel încât:

$$C_{\perp}^T \text{herm}\{B_{\perp} X B_{\perp}^T A\} C_{\perp} < 0 \quad (7)$$

unde M_{\perp} reprezintă o bază a spațiului nul ortonormat al matricii M , adică M_{\perp} satisface condițiile $M_{\perp}^T M = 0$ și $M_{\perp}^T M_{\perp} = I$, unde I reprezintă matricea unitate.

Conform [12], dacă condițiile Teoremei 1 sunt îndeplinite, există o matrice constantă K^* astfel încât funcția de transfer a sistemului rezultat din Figura 10 să fie SRP.

Pentru a putea aplica o lege de comandă adaptivă bazată pe rezultatele prezentate mai sus, s-a urmărit satisfacerea condițiilor Teoremei 1. Astfel, este necesar în primul rând ca numărul de

comenzi să coincidă cu numărul ieșirilor. În acest scop s-a aplicat în prealabil o lege de comandă de tip PD care stabilizează dinamica lansatorului la condițiile nominale de zbor considerate.

Utilizând tehnicile de programare dinamică semidefinită implementate în pachetul software MATLAB, este demonstrat că sunt respectate condițiile unui sistem strict real pozitiv.

Astfel legea de comandă adaptivă poate stabiliza sistemul. În continuare, se vor prezenta rezultatele simulărilor obținute cu legea de comandă adaptivă, pentru un semnal de intrare nul, și se poate observă că simulările efectuate în Matlab/Simulink confirmă aceste rezultate.

În Figura 11 este prezentat răspunsul în timp al dinamicii liniarizate a lansatorului la o condiție inițială nenulă, $x = [0.03 \ 0.03 \ 0]^T$, considerând $\Gamma = 1000$. Se observă că sistemul este stabil, având un timp de creștere mic. Pentru aceste simulări s-a considerat condiția nominală de zbor (zona de presiune maximă, fără influența vântului și a modurilor flexibile).

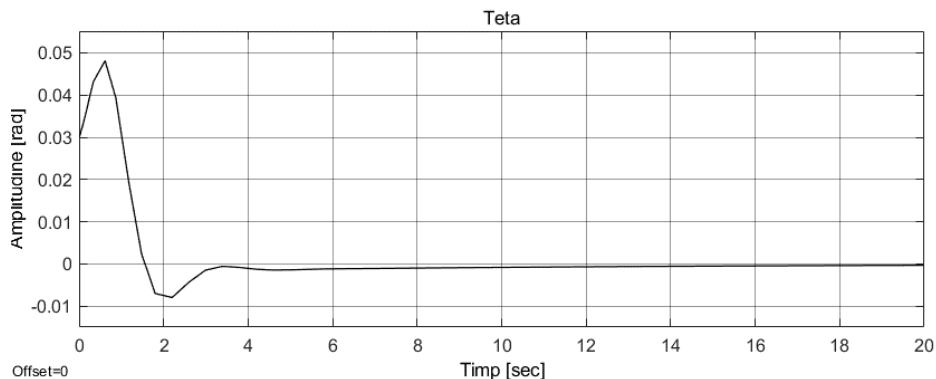


Figura 11: Răspuns teta la semnal de referință $\theta_{ref} = 0 \text{ rad}$ și $\theta_0 = 0.03 \text{ rad}$

Pentru a analiza influența vântului asupra lansatorului spațial, s-a determinat răspunsul în timp al unghiului de tangaj, pentru $\alpha_\omega = 0.025 \text{ rad}$, considerând viteza vântului de 14 m/sec . Această valoare a fost aleasă corespunzător momentului de timp la care a fost făcută liniarizarea modelului dinamic al lansatorului, din profilul de viteze prezentat în [15]. Legea de comandă adaptivă dedusă mai sus asigură stabilitatea lansatorului, iar valorile vitezei laterale și a unghiului de incidență se încadrează în limitele maxime admisibile ($\dot{z} < 15 \text{ m/sec}$ și $\alpha < 3^\circ$ pentru lansatorul Vega [16]).

Pentru a analiza influența modurilor flexibile, se va utiliza structura propusă în [9]. S-au considerat primele trei moduri flexibile, pentru condiția de zbor nominală.

Analiza robusteții legii de comandă adaptive bazate pe SRP

Pentru a putea asigura robustețea legii de comandă, se va verifica, dacă pentru perturbări ale elementelor matricelor A , B și C , dacă sunt îndeplinite în continuare condițiile SRP.

Având în vedere faptul că sunt respectate în continuare cele două condiții care asigură că sistemul este strict real pozitiv, legea de comandă asigură stabilitatea, după cum poate fi observat în Figura 12.

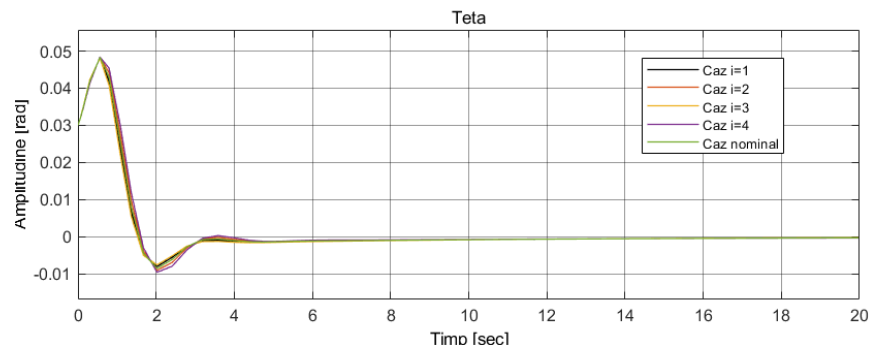


Figura 12: Răspuns teta la semnal de referință $\theta_{ref} = 0$ rad și $\theta_0 = 0.03$ rad

Întrucât legea de comandă adaptivă nu asigură reglarea unghiului de tangaj, pentru soluționarea acestui dezavantaj, s-a introdus un element integrator. Cu acest element integrator, eroarea staționară tinde spre zero, dar cu un suprareglaj mare.

Pentru a putea îmbunătăți suprareglajul unghiului de tangaj, s-a analizat și o schemă cu un model de referință, care reprezintă dinamica dorită a sistemului. Modelul de referință este cel utilizat în cazul algoritmului de control prezentat în [17]. Acesta este implementat în Simulink sub

forma unei funcții de transfer de ordin 2, $H_{ref}(s) = \frac{\omega_{ref}^2}{s^2 + 2\zeta_{ref}\omega_{ref}s + \omega_{ref}^2}$, pentru care s-au folosit

următoarele valori: $\zeta_{ref} = 0.8$ și $\omega_{ref} = 0.942$. Astfel, legea de comandă adaptivă va fi ajustată pe baza erorii dintre ieșirea sistemului condus și a ieșirii modelului de referință.

Răspunsul sistemului în cazul utilizării legii de control adaptive cu model referință, la comandă cu amplitudine zero și condiții inițiale nenule, este ilustrat în Figura 13. Se observă că stabilitatea este în continuare menținută.

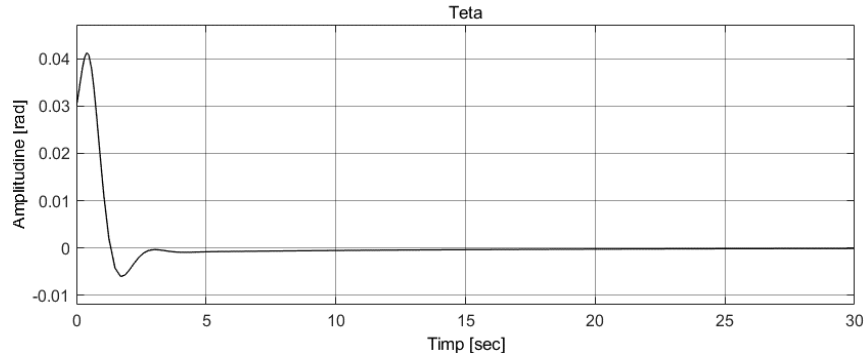


Figura 13: Răspuns teta la semnal de referință $\theta_{ref} = 0 \text{ rad}$ și $\theta_0 = 0.03 \text{ rad}$

Pentru valoare comandată de 0.1 rad a unghiului de tangaj, sunt prezentate comparativ răspunsurile sistemelor în cazul legii adaptive inițiale și în cazul configurației cu model de referință.

Se observă că răspunsul în al doilea caz are performanțe mult mai bune privind suprareglajul unghiului de tangaj, dovedind eficiența algoritmului de control adaptiv SRP cu model de referință.

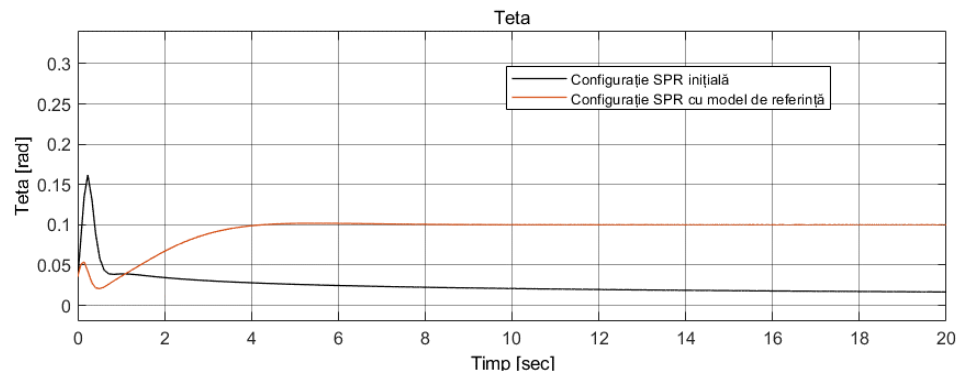


Figura 14: Răspuns teta la semnal de referință $\theta_{ref} = 0.1 \text{ rad}$ și $\theta_0 = 0.03 \text{ rad}$

Se observă astfel că pentru toate cazurile testate, stabilitatea sistemului este menținută, iar viteza laterală și unghiul de incidență au valori care se încadrează în intervalele prestabilite.

Concluzii

Pe parcursul acestui capitol am implementat o structură de control adaptiv bazat pe proprietățile de pozitivitate a matricei de transfer, considerând ca studiu de caz lansatorul Vega. Întrucât pentru a putea aplica legea de comandă vehicului lansator, este necesar ca acesta să respecte condiții aplicabile unui sistem real pozitiv, a fost necesară asigurarea condițiilor SRP.

Aceasta s-a realizat prin modificarea ieșirii sistemului, utilizând coeficienții controlerului clasic PD, proiectat anterior. S-a demonstrat că, astfel, sistemul devine real pozitiv și că structura de control proiectată asigură stabilitatea atât pentru corp rigid, cât și pentru cazul în care vibrația acestuia este luată în considerare (s-au utilizat primele trei moduri flexibile). S-a testat stabilitatea sistemului când coeficienții care descriu mișcarea lansatorului variază, demonstrând că sunt în continuare respectate condițiile de sistem real pozitiv și în aceste cazuri.

Întrucât pentru diferite valori ale semnalului de intrare, există eroare staționară considerabilă, s-a luat în considerare introducerea unei componente integrale pe bucla directă, astfel încât să reducă această eroare. De asemenea, a fost propusă o configurație cu model de referință pentru care a fost demonstrat, prin rezultatele simulărilor efectuate în Simulink, că asigură stabilitatea sistemului și performanțele acestuia sunt satisfăcătoare.

Contribuții personale:

- Analiza schemei de control adaptiv din punctul de vedere al sistemelor strict real pozitive;
- Asigurarea condițiilor de SRP pentru canalul de tangaj al lansatorului;
- Aplicarea unei legi de comandă adaptive SRP vehiculului lansator;
- Aplicarea relației de sistem strict real pozitiv pentru analiza robusteții;
- Propunerea a două noi configurații de lege de comandă adaptivă (prin adăugarea elementului integrator și adăugarea unui model de referință) pentru eliminarea erorii staționare.

Capitolul 8. Testare controlere dezvoltate pe model neliniar

Algoritmii de control au fost testați cu succes pe un model liniarizat în zona de presiune dinamică maximă, fiind zona cea mai sensibilă. Cu toate acestea, sunt necesare testări ale controlerelor dezvoltate pe tot parcursul zborului, pentru a putea confirma rezultatele obținute. Pentru aceasta, s-a utilizat modelul neliniar al lansatorului Vega importat din ASTOS, în Matlab/Simulink, acesta din urmă fiind programul de lucru folosit în implementarea și testarea algoritmilor de control.

ASTOS (Analysis, Simulation and Trajectory Optimization Software) este un mediu de simulare și optimizare pentru a simula și optimiza traiectorii pentru o varietate de probleme complexe de control optim în mai multe faze. Acesta oferă o funcție *s* (s-function) în Simulink care îi permite să acționeze ca bloc de mediu și dinamică în interiorul unui mediu GNC (Guidance, Navigation and Control) în cadrul Simulink [19].

Pentru ca testarea algoritmilor de control să aibă loc în aceleași condiții, s-a păstrat misiunea de referință a lansatorului Vega.

Testare algoritmi de control adaptivi pe model neliniar- corp rigid

În continuare, considerând modelul neliniar exportat din ASTOS (scenariul nominal), vor fi testate cele trei scheme de control adaptiv, pe canalul de tangaj. Porțiunea de zbor considerată va fi până la 106,8 secunde, acesta fiind momentul când are loc desprinderea primei trepte. Parametrii care descriu mișcarea lansatorului se modifică considerabil după acest moment, fiind necesară astfel și ajustarea componentelor algoritmilor de control.

În următoarea figură este prezentată implementarea sistemului de comandă utilizat pentru controlul mișcării lansatorului:

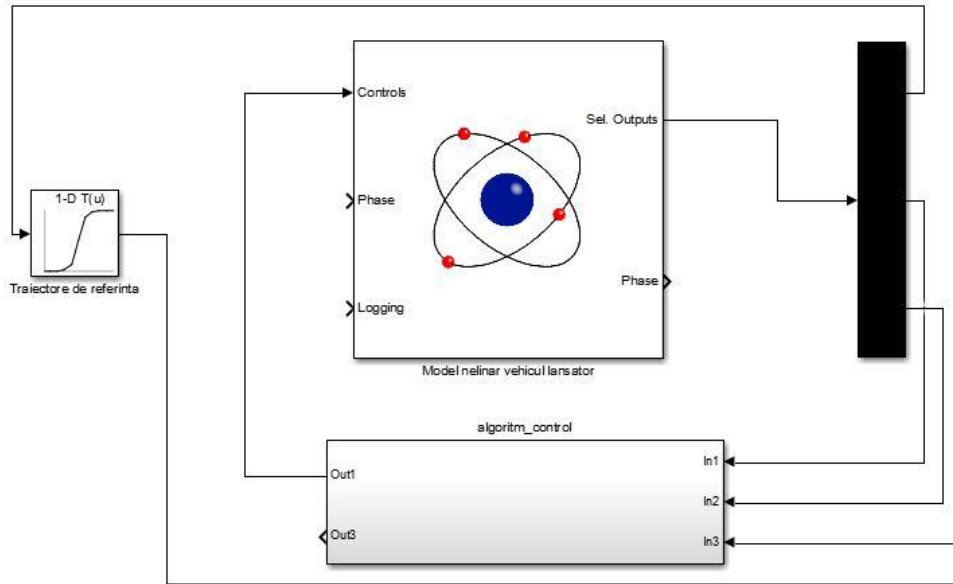


Figura 15: Testare algoritm de control în Simulink

Rezultatele simulărilor arată că algoritmi de control adaptiv cu model de referință, cu configurație multi-model și strict real pozitiv cu element integrator și strict real pozitiv cu model de referință asigură stabilitatea lansatorului, oferind rezultate satisfăcătoare.

Testarea performanțelor de robustețe a algoritmilor de control adaptivi pe model neliniar - corp rigid

Pentru a testa robustețea sistemului, au fost modificați parametri care caracterizează lansatorul Vega. Astfel, au fost rulate 100 de simulări pentru fiecare algoritm de control, prin intermediul instrumentului de lucru Batch-Mode Inspector disponibil în ASTOS, având ca variabile forța de tracțiune a motorului P80 și masa structurală a primei trepte, acestea primind valori aleatorii în intervalul $\pm 10\%$ față de valorile nominale.

Testare algoritmi de control adaptivi pe model neliniar la perturbații - corp rigid

Pentru a studia influența vântului asupra vehiculului lansator, s-a considerat profilul nominal de vânt regăsit în [21]. A fost selectat acest profil întrucât astfel de modele sunt utilizate pentru proiectarea și evaluarea controlului vehiculelor de lansare.

Testare algoritmi de control adaptivi pe model neliniar– corp flexibil

În continuare, se vor evalua algoritmi de control pentru care au fost obținute rezultate mulțumitoare în cazul testării pe modelul neliniar al lansatorului considerat corp rigid, pe modelul neliniar al lansatorului, pentru care sunt adăugate și modurile flexibile.

Pentru aceste simulări s-a utilizat caracteristica MBS (Multibody dynamics) prezentă în ASTOS. Aceasta permite simularea flexibilității vehiculului, prin utilizarea LFD (Linearised Flexible Dynamics). Această abordare ia în considerare flexibilitatea vehiculului în ansamblu și numai în termeni de frecvențe și moduri de vibrație. Flexibilitatea vehiculului este reprezentată de o serie de ecuații de mișcare de ordinul 2 [22].

Sunt prezentate comparativ rezultatele simulărilor efectuate cu cele patru tipuri de configurație adaptivă: cu model referință, SRP cu element integrator, SRP cu model de referință și multi-model considerând vehiculul lansator rigid, respectiv flexibil. Se poate concluziona că aceste arhitecturi de control păstrează performanțele din cazul testării pe corp rigid și în cazul flexibil.

Concluzii

Pe parcursul acestui capitol am analizat performanțele arhitecturilor de control adaptiv cu model de referință, multi-model și SRP, dezvoltate anterior prin intermediul Matlab/Simulink și ASTOS. Acest mediu de lucru a permis testarea pe modelul neliniar al lansatorului, considerând misiunea de referință, până la momentul desprinderii primei trepte.

S-a considerat simularea până în acest moment întrucât desprinderea primei trepte modifică considerabil coeficienții care descriu mișcarea lansatorului și este necesară modificarea parametrilor sistemului de control.

În urma analizei pe modelul neliniar, considerând lansatorul corp rigid și condițiile nominale, s-a constatat că rezultatele sunt mulțumitoare în cazul sistemelor de control adaptiv cu model de referință, de control adaptiv SRP cu element integrator, control adaptiv SRP cu model de referință și control adaptiv multi-model.

Pentru a putea verifica influența modurilor flexibile, au fost considerate primele trei stagii flexibile și s-a modelat flexibilitatea vehiculului lansator prin intermediul ASTOS și MBS. S-a observat că stabilitatea este menținută pe parcursul celor 106,8 secunde, iar performanțele nu sunt diminuate.

Întrucât sistemul de comandă trebuie să facă față incertitudinilor care pot apărea pe timpul zborului, au fost realizate simulări considerând o variație aleatoare a valorilor parametrilor care descriu prima treaptă a lansatorului. Astfel, în urma a 100 de simulări, s-a constatat că arhitecturile de control dezvoltate asigură performanțe satisfăcătoare.

De asemenea, pentru a testa influența perturbațiilor, a fost adăugat un profil de vânt utilizat pentru testarea controlului în faza de proiectare a vehiculelor lansatoare, constându-se că nu influențează traiectoria, la fel ca în cazul testărilor realizate pe modelul liniar, rezultatele fiind satisfăcătoare în cazul configurației adaptive cu model de referință și configurației adaptive multi model. În cazul configurației adaptive SRP este necesară ajustarea coeficienților.

Contribuții personale:

- Implementarea schemelor de control dezvoltate cu modelul neliniar al lansatorului modelat prin intermediul ASTOS;
- Analiza schemelor de control pe model neliniar - corp rigid;
- Analiza robusteții schemelor de control pe model neliniar - corp rigid;
- Analiza răspunsului la perturbații a sistemelor de control testate pe model neliniar-corp rigid;
- Analiza schemelor de control pe model neliniar - corp flexibil.

Capitolul 9. Rezultate și concluzii

Concluzii generale

Pentru îndeplinirea celor nouă obiective propuse, am structurat teza în nouă capitole, fiind inclus un capitol introductiv pentru familiarizarea cu problematica sistemelor de control adaptiv pentru vehiculele lansatoare, precum și un capitol final în care am descris rezultatele și concluziile, evidențiind și principalele contribuții ale autorului.

Contribuții

Contribuțiile personale sunt prezentate succint, pe capitole, astfel:

Capitolul 1:

- Sintetizarea din literatura de specialitate a informațiilor referitoare la sistemele de control moderne utilizate pentru vehiculele spațiale.

Capitolul 2:

- Prezentarea etapelor creării unui sistem de control;
- Prezentarea unei misiuni tipice pentru vehiculele spațiale;
- Evidențierea caracteristicilor lansatorului Vega ca etalon industrial, precum și prezentarea misiunii de referință.

Capitolul 3:

- Determinarea modelului matematic ce descrie mișcarea vehiculului lansator considerat corp rigid;
- Modelarea modurilor flexibile;
- Definirea modelului de proiectare a AFCS.

Capitolul 4:

- Analiza metodei de proiectare PD în cazul vehiculelor spațiale;
- Analiza metodei de proiectare cu reacție după stare în cazul vehiculelor spațiale.

Capitolul 5:

- Implementarea unei arhitecturi adaptive cu model de referință în cazul vehiculului

Vega;

- Definirea filtrelor care alcătuiesc legea de control;
- Proiectarea filtrelor care să atenueze efectul modurilor flexibile.

Capitolul 6:

- Proiectarea filtrelor Kalman necesare în alcătuirea schemei de control adaptiv multi model;
- Proiectarea controlerelor prin μ -sinteză;
- Implementarea legii de comandă adaptive MMAC în cazul vehiculului lansator Vega;
- Modificarea legii de comandă adaptive MMAC pentru îmbunătățirea rezultatelor.

Capitolul 7:

- Analiza schemei de control adaptiv din punctul de vedere al sistemelor strict real pozitive;
- Asigurarea condițiilor de SRP pentru canalul de tangaj al lansatorului;
- Aplicarea unei legi de comandă adaptive SRP vehiculului lansator;
- Aplicarea relației de sistem strict real pozitiv pentru analiza robusteții;
- Propunerea a două noi configurații de lege de comandă adaptivă (prin adăugarea elementului integrator și adăugarea unui model de referință) pentru eliminarea erorii staționare.

Capitolul 8:

- Implementarea schemelor de control dezvoltate cu modelul neliniar al lansatorului modelat prin intermediul ASTOS;
- Analiza schemelor de control pe model neliniar - corp rigid;
- Analiza robusteții schemelor de control pe model neliniar - corp rigid;
- Analiza răspunsului la perturbații a sistemelor de control testate pe model neliniar-corp rigid;
- Analiza schemelor de control pe model neliniar - corp flexibil.

Perspectivă de dezvoltare ulterioară

Având în vedere că pe parcursul tezei a fost studiat momentul de zbor până la desprinderea primei trepte, cele trei configurații de sisteme de comandă adaptive vor fi aplicate și analizate pe celelalte porțiuni de traiectorie. De asemenea, complexitatea cazului testat poate fi crescută prin adăugarea unor modele de atmosferă, aerodinamică, de vânt etc. mai detaliate sau cu date preluate din misiuni reale ale lansatorului.

Misiunea de referință a lansatorului poate fi extinsă, astfel încât să fie creat un cadru comun de proiectare pentru întregul set de misiuni VEGA.

Bibliografie selectivă

- [1] V. Kadam, „Practical Design of Flight Control System for Launch Vehicles and Missiles,” *New Delhi, India: Allied Publishers*, 2009.
- [2] Serdata, World launcher review 2015-16, tech. rep.: Commercial Space Technologies Limited, Serdata Limited, 2015.
- [3] h. Space_Transportation/Future_space_transportation. [Interactiv].
- [4] National Oceanic Atmospheric Administration, Department of the Air Force, and NASA, U.S. Standard Atmosphere, 1976.
- [5] F. Leslie și C. and Justus, The NASA/MSFC Global Reference Atmospheric Model-2010 Version, Marshall Space Flight Center, AL: NASA/TM—2011–216467, June 2011.
- [6] C. R. Roux and I. Cruciani, “Scheduling schemes and control law robustness in atmospheric VEGA,” in *Proceedings of the International ESA-GNC Conference*, 2008.
- [7] J. Orr and T. V. Zwieten, “Robust, Practical Adaptive Control for Launch Vehicles,” *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, August, 2012.
- [8] T. S. VanZwieten, E. T. Gilligan and J. H. Wall, “Adaptive Augmenting Control Flight Characterization Experiment,” NASA AAS 17-126, 2017.
- [9] W. Du, Dynamic modeling and ascent flight control of Ares-I Crew Launch Vehicle, Graduate Theses and Dissertations.Paper 11540, 2010.
- [10] K. Narendra and A. Annaswamy, Stable Adaptive Systems, Englewood Cliffs, NJ; Prentice Hall Inc., 1989.
- [11] B. D. O. Anderson and J. B. Moore, Optimal Filtering, NJ, USA: Prentice-Hall, 1979.
- [12] C.-H. Huang, P. A. Ioannou, J. Maroulas and M. G. Safonov, “Design of Strictly Positive Real Systems Using Constant Output Feedback,” *IEEE Trans. on Auto. Con.*, vol. 44, no. 3, 1999.
- [13] H. Khalil, Nonlinear systems, third edition, Prentice-Hall, 2002.
- [14] C.-I. BOGLIȘ, A. BELEGA and A. NEGRU, “Comparative Analysis of Flight Control Systems for Launching Vehicles,” *JOURNAL OF MILITARY TECHNOLOGY*, vol. 2, no. 1, 2019.
- [15] E. Geissler, WIND EFFECTS ON LAUNCH VEHICLES, AGARDograph No. 115, 1970.
- [16] D. Navarro-Tapia, A. Marcos, S. Bennani and C. Roux, “Performance and robustness trade-off capabilities for the VEGA launcher TVC system,” in *Paper presented at European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Madrid, Spain, 2019.

- [17] I.-C. Bogliş and A. M. Stoica, "Model Reference Adaptive Control Design for the VEGA Launch Vehicle," in *IEEE International Conference on e-Health and Bioengineering EHB*, Iasi, 2019.
- [18] I.-C. Bogliş and A. M. Stoica, "Attenuation of the effects produced by the bending modes of a flexible launch vehicle using second order filters," *Technium*, vol. 2, no. 1, pp. 48-55, 2020.
- [19] F. Cremaschi, S. Winter, V. Rossi and A. Wiegand, "Launch vehicle design and GNC sizing with ASTOS," *CEAS Space J*, vol. 10, pp. 51-62, 2018.
- [20] A. S. GmbH, ASTOS 9 Conventional Launcher Tutorial, 2021.
- [21] S. I. Adelfang, O. E. Smith and G. W. Batts, "Ascent Wind Model for Launch Vehicle Design," *JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS*, vol. 31, no. 3, 1994.
- [22] A. S. GmbH, ASTOS 9 Multibody and Flexible Dynamics, 2022.
- [23] U. S. Smrithi and V. Brinda, "Augmentation of Classical and Adaptive Control for Second Generation Launch Vehicles," *International Journal of Engineering Research and Technology*, p. Vol. 5 Issue 04, April-2016.
- [24] L. Xie, M. Fu and H. Li, "Passivity analysis and passification for uncertain signal processing systems," *IEEE Transactions on Signal Processing*, vol. 46, no. 9, pp. 2394-2403, 1998.
- [25] J. Willems, "Dissipative dynamical systems part I: General theory," *Arch. Rational Mech. Anal.* 45, pp. 321-351, 1972.
- [26] M. Safonov and T.-C. Tsao, "The unfalsified control concept and learning," *IEEE Transactions on Automatic Control*, pp. 843-847, June 1997.
- [27] P. H. Zipfel, *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, Third Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2014.
- [28] R. S. M. Wang, "Stability of unfalsified adaptive control using multiple controllers," in *Proceedings of the American Control Conference*, 2005.
- [29] M. a. C. C. Athans, *Adaptive Estimation and Parameter Identification Using Multiple Model Estimation Algorithm*, 1976.
- [30] "On Hurwitz stable polynomials and strictly positive real functions," *IEEE Trans. Circuits and system*, vol. 48, nr. 1, pp. 127-128, 2001.
- [31] M. Athans and C. Chang, "Adaptive estimation and parameter identification using multiple-model estimation," 1976.
- [32] M. Athans, S. Fekri and A. Pascoal, "Issues on robust adaptive feedback control," *Preprints of the 16th IFAC World Congress*, pp. 9-39, 2005.
- [33] A. Betser and E. Zeheb, "Design of robust strictly positive real transfer functions," *IEEE Trans. Circuits and system*, vol. 40, no. 9, pp. 573-580, 1993.

- [34] N. Bletsos, „Launch vehicle guidance, navigation, and control. Crosslink 5,” pp. 30-33, 2004.
- [35] P. J. M. a. M. S. C.-H. Huang, „Design of strictly positive real systems using constant output feedback,” *IEEE Trans. Autom. Contr.*, vol. 44, nr. 3, pp. 569-573, 1999.
- [36] C. Charbonnel, „ H_∞ controller design and miu- analysis: Powerful tools for flexible satellite attitude control,” in *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, August 2010.
- [37] E. G. Diaz, Design of a robust controller for the VEGA TVC using the μ -synthesis technique, Noordwijk: Master thesis, 2011.
- [38] J. C. Doyle, „Synthesis of robust controllers and filters,” *Proc. of the 22nd IEEE Conference on Decision and Control*, vol. 22, pp. 109-104, 1983.
- [39] D. Enns, „Rocket Stabilization as a Structured Singular Value Synthesis Design Example,” in *IEEE Control Systems*, Vol. 11, No. 4, 1991.
- [40] E. T. FALANGAS, PERFORMANCE EVALUATION AND DESIGN OF FLIGHT VEHICLE CONTROL SYSTEMS, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, 2016.
- [41] S. Fekri, M. Athans and A. Pascoal, “Robust multiple model adaptive control (RMMAC): A case study,” *Int. Journal of Adaptive Control and Signal Processing 21(1)*, pp. 1-30, 2006.
- [42] J. Krause, M. Athans, S. S. Sastry and L. Valavani, “Robustness studies in adaptive control,” in *Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control*, December 1983.
- [43] A.-M. Stoica and C.-E. Constantinescu, “An H_∞ State Feedback Control Law for Launch Vehicles,” in *ICMERA*, Bucharest, 24-27 October 2014.
- [44] G. P. Sutton, Rocket Propulsion Elements, John Wiley & Sons, 2016.
- [45] A. Tewari, Advanced Control of Aircraft, Spacecraft and Rockets, Wiley, 2004.
- [46] J. D. Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, New York, 1985.
- [47] P. Y. C. H. R. G. Brown, Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering with Matlab Exercises, 4th Edition, Wiley, February 2012.
- [48] C. Byrnes, A. Isidori and J. Willems, “Passivity, feedback equivalence, and the global stabilization of minimum phase nonlinear system,” *IEEE Trans. Automat. Control*, vol. 36, pp. 1228-1240, 1991.
- [49] L. V. M. A. a. G. S. C. Rohrs, „Robustness of continuous-time adaptive control algorithms in the presence of unmodeled dynamics,” *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 30, nr. 9, pp. 881-889, September 1985.
- [50] F. & S. M. Cabral, „Unfalsified model reference adaptive control using the ellipsoid algorithm,” *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing 18*, p. 683–696, 2004.

- [51] G. D. Enrique, Design of a robust controller for the VEGA TVC using the mu – synthesis technique, Noordwijk, 2011.
- [52] J. R. French, Launch Vehicle Design, Encyclopedia of Aerospace Engineering, 2010.
- [53] P. Gahinet and P. Apkarian, “Structured H_∞ synthesis in matlab,” in *Proceedings of the IFAC World Congress*, 2011.
- [54] A. L. Greensite, Control theory: Volume II- Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control System, London, UK: Spartan Books & Co. Ltd., 1970.
- [55] P. A. Ioannou and J. Sun, Robust Adaptive Control, New Jersey: Prentice-Hall, Upper Saddle River, 1995.
- [56] S. S. Kumar, C. Shreesha and N. Philip, “Robust PID controller design for rigid uncertain spacecraft,” *International Journal of Engineering & Technology*, pp. 9-14, 2018.