



Universitatea Politehnica din București  
Școala Doctorală de Inginerie Aerospațială



## **Rezumat teză de doctorat**

# **Detectarea și izolarea defectelor accidentale din cadrul sistemului de comandă pentru vehicule spațiale**

**Coordonator științific: Prof. Dr. Ing. Stoica Adrian-Mihail**

**Student doctorand: Ing. Stancu Florin-Adrian**

**București**

**2023**

## CUPRINS

1. INTRODUCERE .....	3
2. MISIUNEA HERA ȘI CONFIGURAȚIA SATELITULUI JUVENTAS.....	6
3. DINAMICA VEHICULELOR SPAȚIALE .....	9
4. SISTEMUL DE COMANDĂ.....	10
5. ESTIMATOARE DE STARE CU MOD ALUNECĂTOR PENTRU SATELITUL JUVENTAS.....	12
6. BANCA ESTIMATOARELOR DE STARE FDI .....	19
7. SIMULĂRI FDI.....	24
8. IMPLEMENTAREA SW A SISTEMULUI FDI CU ESTIMATOARE DE STARE CU MOD ALUNECĂTOR .....	34
9. CONCLUZII FINALE .....	40
10. BIBLIOGRAFIE.....	48

## Abstract

Rezumatul tezei propune un sistem de detecție și izolare al defectelor (FDI) din cadrul sistemului de comandă al unui satelit de tip CubeSat bazat pe model matematic având la bază estimatorul de stare cu mod alunecător (SMO). Sistemul FDI SMO se bazează pe evaluarea semnalului echivalent de injecție pentru a detecta și izola defectele apărute în sistem folosind o bancă de estimatoare SMO, estimatoare ce sunt proiectate specific pentru diferite tipuri de defecte. Cu scopul de a evita fenomenul de oscilație de înaltă frecvență (cauzat de utilizarea funcției signum și cunoscut sub denumirea de *chattering*) și a obține o caracteristică netezită a semnalului de injecție este propusă o aproximare continuă bazată pe funcția sigmoidă.

Detecția defectului este realizată prin evaluarea cuplului echivalent (bazat pe semnalul echivalent de injecție) furnizat de către estimatorul SMO global. Pentru a predetermina natura defectului sunt estimate componentele vitezei unghiulare ale satelitului aproximând profilul acestora cu ajutorul unei regresii liniare, obținându-se reziduul dintre viteza unghiulară măsurată și cea estimată. Această informație este utilizată de către banca estimatoarelor de stare cu scopul de a realiza funcția de izolare prin evaluarea cuplului echivalent. Pentru a reduce la minim alarmele false este propus conceptul de prag variabil FDI, fapt care îmbunătățește considerabil numărul de alarme false și scade semnificativ timpul de detecție și izolare al defectului.

Cu scopul de a crește reprezentativitatea simulărilor este propusă configurația HW a satelitului Juventas pentru sistemul de comandă, remarcându-se propunerea unui giroscop optic pentru a măsura viteza unghiulară a satelitului, datorită zgomotului de măsurare redus. Sistemul FDI SMO este testat într-o vastă campanie Monte Carlo în ipoteza următoarelor scenarii: orientarea panourilor solare către Soare, faza SSTO, procesul de desaturare al roților de reacție cu ajutorul elementelor de execuție cu jet. Sistemul FDI SMO dezvoltat în Simulink este transpus în limbajul de programare C cu ajutorul procesului de autocodare. În final codul este implementat într-un sistem HW reprezentativ și testat pentru a evalua performanțele de execuție, utilizând placa de dezvoltare ZC702. Sistemul de operare utilizat pentru a rula codul pe placa de dezvoltare ZC702 este unul de tip *embedded* Linux.

*Cuvinte cheie: detecția și izolarea defectelor, estimator de stare cu mod alunecător, semnal echivalent de injecție, CubeSat*

# 1. INTRODUCERE

Sistemul FDI bazat pe estimatorul de stare cu mod alunecător este dezvoltat, proiectat și implementat cu scopul de a supraveghea modul de funcționare al sistemului de comandă compus din elemente de execuție și senzori de măsurare a vitezei unghiulare. Dezvoltările teoretice privind sistemul FDI sunt ilustrate, analizate și validate folosind modelul satelitelui CubeSat denumit Juventas. Astfel, principalul obiectiv este reprezentat de dezvoltarea unei metode inovatoare de monitorizare a sistemului de comandă privind detectarea și izolarea defectelor, proces realizat într-un mod autonom fără intervenția centrului de comandă aflat la sol. Studiile efectuate în literatura de specialitate [17], arată faptul că, din cauza complexității, sistemul AOCS/ADCS/GNC este unul dintre sistemele cele mai predispuse la apariția defectelor, având o rată de eșec de aproximativ 32%. Sistemul FDI este necesar atunci când sistemul de comandă funcționează în mod autonom, fără intervenția operatorului uman. Sistemul FDI SMO este proiectat astfel încât performanțele sale să permită identificarea defectelor într-un mod eficient. În acest scop, se pot identifica patru criterii ce trebuie îndeplinite de sistemul FDI SMO:

- Promptitudinea: acest aspect se referă la timpul necesar pentru detectarea defectului. Timpul de detecție se determină ca fiind timpul de la care a apărut defectul până la detectarea acestuia de către sistem;
- Sensibilitate: pragul minim peste care sistemul consideră apariția unui defect;
- Robustețea: capacitatea sistemului de a furniza cât mai puține alarme false. În această funcție sunt incluse robustețea la: incertitudinile sistemului, zgomotul și perturbațiile exterioare;
- Exactitatea: identificarea corectă a defectului.

În consecință, datorită faptului că probabilitatea apariției unui defect în cadrul sistemului de comandă este considerabilă, dezvoltarea unui sistem FDI reprezintă o direcție de cercetare importantă în industria spațială.

Pentru a îndeplini scopul principal, anume dezvoltarea unui sistem FDI robust, se propun următoarele obiective ce sunt atinse pe parcursul lucrării:

<i>Acronim</i>	<i>Obiectiv</i>
<b>O1</b>	Dezvoltarea unui sistem FDI robust la perturbații și incertitudini de modelare mărginite
<b>O2</b>	Analiza metodelor moderne de proiectare a sistemelor FDI aplicabile misiunilor spațiale pentru a decide direcția de cercetare
<b>O3</b>	Stabilirea unei misiuni spațiale și definirea configurației satelitului
<b>O4</b>	Definirea modelului dinamic și cinematic al satelitului
<b>O5</b>	Proiectarea unui sistem de comandă a atitudinii
<b>O6</b>	Dezvoltarea și proiectarea estimatoarelor de stare cu mod alunecător
<b>O7</b>	Dezvoltarea unei arhitecturi robuste a sistemului FDI bazat pe estimatorul de stare cu mod alunecător
<b>O8</b>	Dezvoltarea unui simulator Matlab/Simulink de testare a sistemului FDI
<b>O9</b>	Validarea și verificarea prin simulări numerice de tip Monte Carlo pentru a detecta performanțele de detecție și izolare a sistemului FDI
<b>O10</b>	Generarea codului de zbor a sistemului FDI bazat pe estimatorul de stare cu mod alunecător
<b>O11</b>	Validarea și verificarea sistemului FDI în configurație cod în buclă
<b>O12</b>	Validarea și verificarea sistemului FDI în configurație procesor în buclă și evaluarea fezabilității implementării sistemului utilizând un procesor spațial dedicat
<b>O13</b>	Proiectarea sistemului FDI SMO urmând standardul ECSS-E-ST-60-30C
<b>O14</b>	Generarea, validarea și verificarea codului de zbor specific sistemului FDI SMO urmând standardele SW: ECSS-Q-ST-80C, ECSS-E-ST-40C și ECSS-E-HB-40A

Tabel 1-1 Obiectivele lucrării

În urma studiului efectuat analizând literatura de specialitate, privind sistemul FDI, este aleasă și propusă o metodă FDI bazată pe model matematic, fiind una dintre cele mai fezabile metode de implementat în domeniul spațial, deoarece se dorește reducerea masei satelitelui prin renunțarea la componente redundante. Această strategie prezintă avantajul reducerii masei satelitelui ce satisface cerințele standardului CubeSat. Din categoria modelului matematic este selectat estimatorul bazat pe metoda modului alunecător, datorită robusteții crescute la incertitudini parametrice și perturbații exterioare. Aceste performanțe cheie sunt de interes datorită incertitudinilor parametrice ce sunt prezente în cadrul dinamicii satelitelui, dar și variația matricei de inerție în timpul misiunii datorită consumului de combustibil. Perturbațiile exterioare pot fi approximate la sol, însă nu pot fi cunoscute precis, astfel este de dorit ca metoda să fie robustă la această clasă de necunoscute. Mai mult, chiar dacă teoria modului alunecător este disponibilă de la începutul anilor 1960, utilizarea acesteia în domeniul sistemelor FDI este recentă, metoda fiind trecută cu vederea (din cauza robusteții sale crescute) până la propunerea realizării detecției pe baza semnalului echivalent de injecție. Reconstrucția defectului pe baza semnalului echivalent de injecție este considerat un element de interes, fiind specific estimatoarelor de stare cu mod alunecător.

Sistemul FDI SMO are la bază implementarea clasică a sistemului de detecție și izolare a defectelor prezentată în Fig. 1-1, cu comentariul că detecția și izolarea se realizează pe baza cuplului echivalent (obținut cu ajutorul semnalului echivalent de injecție):

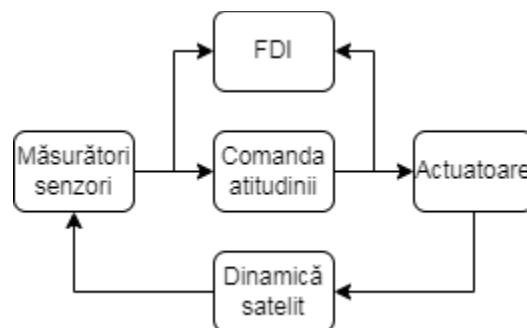


Fig. 1-1: Schemă comandă atitudine satelit cu FDI în buclă

Procesul de detecție și izolare a defectelor presupune trei etape principale, prezentate în Fig. 1-2 :

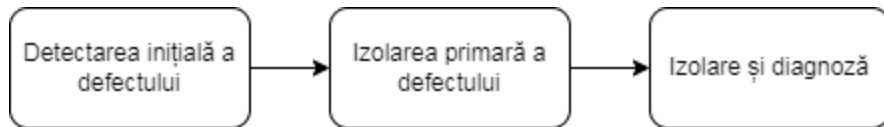


Fig. 1-2: Proces funcționare FDI SMO

Conform Fig. 1-2 prima etapă din cadrul sistemului FDI SMO este detectarea defectului apărut în cadrul sistemului de comandă. În această etapă nu există informații suplimentare asupra defectului, deoarece este detectat pe baza unui prag determinat statistic. Depășirea pragului stabilit conduce către declararea unui defect în cadrul sistemului. A doua etapă presupune izolarea parțială a defectului cu scopul de a identifica natura defectului. În cea de-a treia etapă se încearcă identificarea componentelor defecte.

## 2. MISIUNEA HERA ȘI CONFIGURAȚIA SATELITULUI JUVENTAS

HERA este o misiune de apărare planetară privind posibilitatea devierii asteroizilor cu scopul de a evita coliziunea cu Pământul. Juventas este unul dintre sateliții de tip CubeSat ce se află la bordul navei HERA, fiind ales pentru a proiecta, implementa și analiza performanțele sistemului FDI SMO. Cu scopul de a crește reprezentativitatea simulărilor și a proiecta sistemul FDI SMO este propusă configurația satelitului CubeSat.

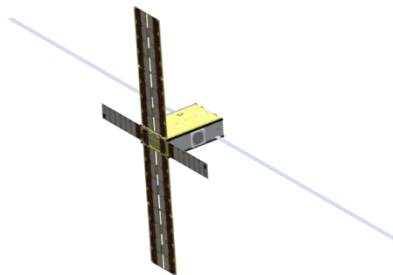


Fig. 2-1: Configurație Juventas, [81]

Satelitul Juventas are o dimensiune de 6U conform standardului CubeSat și o masă totală de 12 kg.

Având în vedere restricțiile standardului CubeSat este necesară alegerea unor elemente de execuție și senzori ce prezintă o masă și volum scăzut, cu performanțe cât mai bune, astfel încât

să fie îndeplinite cerințele misiunii. Privind senzorii de măsurare a vitezelor unghiulare este propus giroscopul optic VG1703 [91]. Acest senzor are un zgomot redus de măsurare a vitezei unghiulare a satelitelui, fapt ce avantajează detecția și izolarea defectelor cu precizie ridicată. Acesta este pretabil pentru utilizarea și dezvoltarea sistemelor de navigație, iar datorită performanțelor bune și dimensiunilor reduse este posibilă integrarea în cadrul configurațiilor de tip CubeSat. VG1703 are o masă de 35 gr., o dimensiune de  $\varnothing 40 \times 19$  mm și este construit din aluminiu.



Fig. 2-2: Giroscop optic VG1703, [92]

Giroscopul VG1703 prezintă o singură axă de sensibilitate, fapt ce impune folosirea unui număr de trei unități VG1703, unul pentru fiecare axă de rotație a satelitelui și considerate a fi montate în centrul de masă al satelitelui Juventas.

Sistemul de acționare al satelitelui Juventas este format din trei roți de reacție ca elemente de execuție principale pentru asigurarea atitudinii dorite și șase elemente de execuție cu jet utilizate în timpul procesului de desaturare al roților de reacție. Modelul ales este reprezentat de NanoTorque GSW-600, fiind o roată de reacție performantă dezvoltată de către GomSpace, special pentru sateliți de tip CubeSat 6U și 12U, [58].



Fig. 2-3: Element de execuție NanoTorque GSW-600, [58]



Elementul de execuție NanoTorque GSW-600 are o greutate de 180 gr. cu o dimensiune de 44x44x27 mm. Configurația sistemului de acționare este formată din trei roți de reacție dispuse câte una pe fiecare axă și considerate a fi montate în centrul de masă al satelitului Juventas.

Privind elementele de execuție cu jet, modelul ales este NanoProp 6DOF, fiind un element de execuție dezvoltat de către GomSpace în cadrul misiunii ESA RACE. Elementele de execuție cu jet au o configurație ce asigură propulsia necesară pe toate cele șase grade de libertate. NanoProp 6DOF este destinat sateliților de tip Cubesat [66].

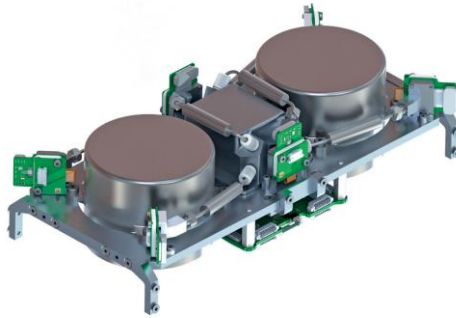


Fig. 2-4: Elementul de execuție NanoProp 6DOF, [66]

Dimensiunea modulului NanoProp 6DOF este 200x100x55 mm cu o masă totală de 682 gr. și poate să asigure o propulsie nominală de 10 mN, valvele fiind considerate a fi montate la 10 cm față de centrul de masă al satelitului.

Calculatorul de bord ales este NanoMind Z7000, fiind compus dintr-un CPU tip Dual ARM Cortex A9 MPCore și un FPGA tip Xilinx Zynq7030, destinate aplicațiilor spațiale. Acest model este validat în zbor spațial și datorită dimensiunilor reduse, 65x40x6.5 mm, poate fi integrat cu ușurință în sateliți de tip CubeSat. NanoMind Z7000 are o masă de 28.7 gr. sau 76.8 gr. cu protecție.

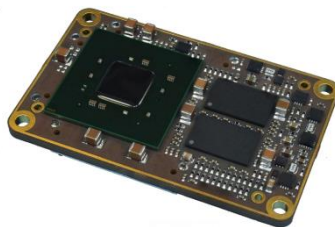


Fig. 2-5: NanoMind Z7000, [76]

### 3. DINAMICA VEHICULELOR SPAȚIALE

Pornind de la configurația satelitelui propusă anterior sunt detaliate ecuațiile dinamice și cinematice cu scopul de a modela matematic mișcarea de rotație a satelitelui Juventas. Mișcarea unui corp în spațiul cosmic, și nu numai, poate fi descrisă prin mișcare de translație și rotație într-un triedru de referință. Sistemul de referință principal utilizat pentru reprezentarea corpurilor din Sistemul Solar este sistemul J2000. Astfel, având în vedere caracterul interplanetar al misiunii Juventas, este naturală utilizarea sistemelor de referință reprezentate în sistemul binar Didymos:

1. Sistemul de referință ecliptic J2000 Didymain, cu originea în centrul de masă al asteroidului principal Didymain, axa pozitivă Z perpendiculară pe planul ecliptic la data epocii J2000, direcția axei pozitive X este dată de intersecția planului ecuatorial cu echinocțiul de primăvară (intersecția planului ecuatorial al Pământului cu planul ecliptic) la data epocii J2000, iar axa pozitivă Y completează triedrul drept.
2. Sistemul de referință al satelitelui Juventas, cu originea în centrul de masă al satelitelui, direcția axei pozitive Z către Didymain, planul Y perpendicular pe direcția Soarelui, iar axa X completează triedrul drept.

Satelitul este modelat în ipoteza unui corp rigid fără componente în mișcare ([2] și [29]), ce prezintă șase grade de libertate, dintre care trei reprezentând mișcări de rotație și celelalte trei mișcări de translație. Ecuațiile dinamice sunt modelate pornind de la legea a doua de mișcare a lui Newton:

$$\dot{\omega}_{bi}^b = I_b^{-1} \left( -\omega_{bi}^b \times (I_b \omega_{bi}^b + h_r) + T_c + T_d \right) \quad (3.1)$$

unde:

- $I_b$  este matricea de inerție a vehiculului spațial;
- $\omega_{bi}^b$  reprezintă componentele vitezei unghiulare ale satelitelui față de sistemul inerțial reprezentate în triedrul satelitelui;
- $I_r$  – matricea de inerție a roților de reacție;
- $\omega_r$  – vitezele unghiulare ale roților de reacție;
- $T_d$  – cuplu perturbator;

$-T_c = T_r + T_t$  – cuplu de comandă;

$-T_t$  – cuplu generat de elementele de execuție cu jet;

$-T_r$  – cuplu generat de roțile de reacție.

Ecuția cinematică modelează atitudinea vehiculului spațial și descrie relația dintre atitudinea și viteza unghiulară a vehiculului spațial utilizând parametrizarea cu ajutorul cuaternionilor, unde primul element al cuaternionului reprezintă partea scalară.

În [2] și [29] ecuația cinematică de mișcare a satelitelui este exprimată ca o ecuație diferențială de ordinul întâi specificând evoluția în timp a parametrilor de atitudine. Ecuțiile cinematice descriu mișcarea unui vehicul spațial, indiferent de forțele care provoacă mișcarea. Pornind de la [84] pentru a descrie ecuația de mișcare cinematică, se definește cuaternionul  $q_{bi}(t)$  ce reprezintă orientarea unui sistem de referință față de alt sistem la un moment de timp:

$$\dot{q}_{bi} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{bi}^b \end{bmatrix} \otimes q_{bi} \quad (3.2)$$

unde  $\otimes$  reprezintă produsul cuaternionilor, iar  $q_{bi}$  reprezintă rotația din triedrul inerțial în triedrul de referință al vehiculului spațial.

## 4. SISTEMUL DE COMANDĂ

Conform [28], în ipoteza perturbațiilor în jurul condițiilor de echilibru dinamica satelitelui se poate aproxima cu un element dublu integrator, reglarea atitudinii obținându-se fără termenul integrator. În Fig. 4-1 este prezentată schema de principiu pentru reglarea atitudinii satelitelui în care sistemul de reglare PD are funcția de transfer:

$$H_{PD}(s) = K_p + K_d \frac{s}{\tau s + 1} \quad (4.1)$$

amplificările  $K_p$  și  $K_d$  determinându-se în funcție de performanțele dorite pentru regimul tranzitoriu, iar  $\tau$  reprezintă o constantă de timp.

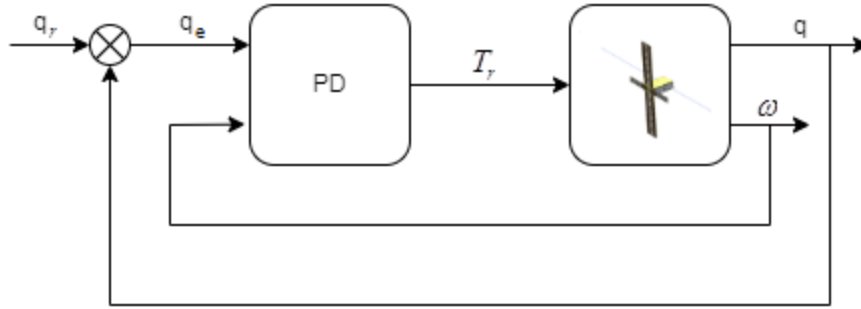


Fig. 4-1: Schema de reglare a atitudinii satelitelui

Pornind de la cuaternionul de referință  $q_r$ , ce este comparat cu cuaternionul  $q$  (fiind chiar atitudinea satelitelui la un moment dat) se obține cuaternionul de eroare  $q_e$ . Cu ajutorul cuaternionului de eroare și a vitezei unghiulare a satelitelui se construiește comanda necesară de tip PD.

Cuaternionul de eroare necesar sistemului PD pentru a determina comanda se definește astfel:

$$q_e = q \otimes q_r^* \quad (4.2)$$

unde  $*$  reprezintă conjugatul cuaternionului.

Având în vedere expresia (4.2) a cuaternionului de eroare rezultă legea de comandă proporțional-derivativă:

$$T_r = -K_p q_{e1:3} - K_d \omega_{bi}^b \quad (4.3)$$

unde  $T_r$  reprezintă cuplul de comandă ce se realizează cu ajutorul elementelor de acționare de tip roată de reacție prezente pe fiecare axă a satelitelui. Amplificările  $K_p$  și  $K_d$  sunt alese prin metoda *trial and error* astfel încât cerințele misiunii de reglare a atitudinii să fie respectate.

Considerând legea de comandă (4.3) și dinamica simplificată fără efectul giroscopic al roților de reacție, rezultă:

$$\dot{\omega} = -I_b^{-1} \left( \omega_{bi}^b \times (I_b \omega_{bi}^b) + K_p q_{e1:3} + K_d \omega \right) \quad (4.4)$$

Se remarcă faptul că în (4.4) se renunță la notațiile triedrelor de referință pentru a facilita manipularea indicilor privind analiza de stabilitate.

Pentru a demonstra stabilitatea în buclă închisă este propusă candidata Lyapunov definită în [84]:

$$V = \frac{1}{4} \omega^T I_b \omega + \frac{1}{2} K_p q_{e1:3}^T q_{e1:3} + \frac{1}{2} K_p (1 - q_{e0})^2 \geq 0 \quad (4.5)$$

Se observă faptul că primele două condiții sunt satisfăcute de candidata Lyapunov:

1.  $V$  este zero în punctul de echilibru:  $q_e = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$  și  $\omega_0 = [0 \ 0 \ 0]^T$ ;
2.  $V$  este o funcție continuă,  $V > 0$  deoarece  $K_p > 0$ ;
3. Deriva candidatei Lyapunov are forma:

$$\dot{V} = -\frac{1}{2} K_d \omega^T \omega \leq 0, \quad (4.6)$$

deoarece  $K_d > 0$ .

Egalitatea (4.6) asigură faptul că sistemul în buclă închisă are punctul de echilibru stabil. Se observă faptul că (4.6) este semi-pozitiv definită datorită lipsei termenului  $q_e$ . Pentru a demonstra stabilitatea asimptotică este utilizat principiul La Salle, [97].

Desaturarea continuă a roților de reacție se obține din legea conservării momentului. Atunci când momentul cinetic al roții inerțiale este prea mare, un moment exterior este aplicat satelitului în direcția opusă cu ajutorul elementelor de execuție cu jet.

Cuplul necesar descărcării momentului cinetic este generat după cum urmează, [1]:

$$T_{desat} = -K_{desat} (h_r - h_{rd}) \quad (4.7)$$

unde:

- $K_{desat}$  – amplificarea de comandă pentru descărcarea momentului;
- $h_r$  – vectorul moment cinetic al roții;
- $h_{rd}$  – vectorul moment cinetic nominal (dorit), bazat pe viteza unghiulară dorită a roților de reacție  $\omega_{rd}$  definită prin proiectare.

## **5. ESTIMATOARE DE STARE CU MOD ALUNECĂTOR PENTRU SATELITUL JUVENTAS**

Metoda modului alunecător stă la baza dezvoltării matematice a estimatorului de stare cu mod alunecător utilizat pentru detecția și izolarea defectelor satelitului, astfel estimatorul

moștenește performanțele metodei. Estimatorul de stare cu mod alunecător, cât și metoda modului alunecător, se remarcă prin robustețea crescută la incertitudini de modelare parametrică și perturbații, datorită prezenței funcției de comutare ce asigură convergența traiectoriilor stărilor sistemului către suprafața de alunecare proiectată, (5.1):

$$\Sigma = \{x \in \mathbb{R}^n : \sigma(t) = 0\} \quad (5.1)$$

unde  $\sigma$  reprezintă funcția de comutare.

Pentru a dezvolta sistemul FDI SMO este propus estimatorul de stare cu mod alunecător pentru a estima viteza unghiulară a unui satelit considerând ca referință metoda propusă în [17] și adaptată configurației satelitului Juventas. Estimatorul este proiectat astfel încât eroarea dintre viteza unghiulară măsurată și cea estimată să tindă către 0 (reprezentând suprafața de alunecare definită) în prezența perturbațiilor, incertitudinilor și a defectelor apărute în cadrul sistemului,  $\sigma = e_\omega = \bar{\omega}_{bi}^b - \hat{\omega}_{bi}^b$ . Astfel, este propusă următoarea formă a estimatorului de stare cu mod alunecător:

$$\dot{\hat{\omega}}_{bi}^b = I_b^{-1} \left( -\hat{\omega}_{bi}^b \times (I_b \hat{\omega}_{bi}^b + h_r) + T_{ce} \right) + \rho \operatorname{sgn}(e_\omega) \quad (5.2)$$

unde :

- $\hat{\omega}_{bi}^b$  viteza unghiulară estimată a satelitului;
- $\bar{\omega}_{bi}^b$  viteza unghiulară măsurată a satelitului;
- $\rho$  amplificare suficient de mare pentru a asigura mișcarea de alunecare, iar:

$$\operatorname{sgn}(e_\omega) = \begin{cases} -1 & e_\omega < 0 \\ 0 & e_\omega = 0 \\ 1 & e_\omega > 0 \end{cases} \quad (5.3)$$

### **5.1. Estimarea perturbațiilor și a defectiunilor sistemului de acționare a satelitului folosind estimatoare de stare cu mod alunecător**

Estimatorul de stare cu mod alunecător este utilizat pentru a realiza funcția de detecție și izolare a defectelor pentru elementele de execuție ale satelitului Juventas. În acest scop este utilizată forma estimatorului propusă în (5.2), iar dimensionarea termenului  $\rho$  se realizează astfel

încât să se asigure convergența  $e_\omega$  către zero într-un timp finit și menținerea erorii în jurul suprafeței de alunecare. În acest scop este utilizat criteriul de accesibilitate a suprafeței de alunecare  $\eta$  *reachability*, ce se regăsește în literatura de specialitate sub următoarea formă:

$$\sigma^T \dot{\sigma} \leq -\eta \|\sigma\| \quad (5.4)$$

Pentru a aplica condiția (5.4) este necesară viteza unghiulară măsurată a satelitelui ce satisface ecuația diferențială:

$$\dot{\bar{\omega}}_{bi}^b = I_b^{-1} \left( -\bar{\omega}_{bi}^b \times (I_b \bar{\omega}_{bi}^b + h_r) + T_c + T_d + T_f \right) \quad (5.5)$$

unde  $\|T_d\| \leq \zeta_d \in \mathbb{R}^3$  este o perturbație mărginită, iar  $\|T_f\| \leq \zeta_f \in \mathbb{R}^3$  reprezintă efectul datorat defectului apărut în cadrul sistemului de acționare. Derivata erorii de estimare are forma  $\dot{e}_\omega = \dot{\bar{\omega}}_\omega - \dot{\hat{\omega}}_\omega$ :

$$\dot{e}_\omega = \bar{f} + \hat{f} - \rho \operatorname{sgn}(e_\omega) \quad (5.6)$$

unde  $\bar{f} = -I_b^{-1} \left( \bar{\omega}_{bi}^b \times (I_b \bar{\omega}_{bi}^b + h_r) \right) + I_b^{-1} T_d + I_b^{-1} T_f$  și  $\hat{f} = I_b^{-1} \left( \hat{\omega}_{bi}^b \times (I_b \hat{\omega}_{bi}^b + h_r) \right)$ . Ultima egalitate se obține pentru  $T_{ce} \simeq T_c$ . În continuare se aplică condiția de accesibilitate a suprafeței (5.4):

$$\begin{aligned} e_{\omega,i} \dot{e}_{\omega,i} &= e_{\omega,i} \left( (\bar{f}_i + \hat{f}_i) - \rho \operatorname{sgn}(e_{\omega,i}) \right) \\ &\leq -|e_{\omega,i}| \left( -|\bar{f}_i + \hat{f}_i| + \rho \right), \quad i=1,2,3 \end{aligned} \quad (5.7)$$

în care “ $i$ ” reprezintă componentele vectorilor  $\bar{f}$  și respectiv  $\hat{f}$ .

Astfel, se alege amplificarea  $\rho$  suficient de mare astfel încât să asigure mișcarea de alunecare:

$$\rho > \eta + |\bar{f}_i + \hat{f}_i| \quad (5.8)$$

Din (5.7) și având în vedere inegalitatea (5.8) se obține condiția de accesibilitate a suprafeței:

$$e_{\omega,i} \dot{e}_{\omega,i} < -\eta |e_{\omega,i}| \quad (5.9)$$

Se observă faptul că estimatorul de stare cu mod alunecător definit în (5.2) asigură convergența  $e_\omega \rightarrow 0$  într-un interval de timp finit atunci când  $\rho$  este o amplificare relativă mare pentru a asigura îndeplinirea condiției (5.8).

Pentru a evita fenomenul de *chattering* se utilizează funcția de pseudo-alunecare:

$$v_\varepsilon = \rho \frac{e_\omega}{\|e_\omega\| + \varepsilon} \quad (5.10)$$

unde  $v_\varepsilon \in \mathbb{R}^3$ , iar  $\varepsilon$  este un scalar cu proprietatea  $\varepsilon \approx 0$ .

Prin înlocuirea funcției de pseudo-alunecare în (5.2) se obține noul estimator de stare sub următoarea formă:

$$\dot{\hat{\omega}}_{bi}^b = I_b^{-1} \left( -\hat{\omega}_{bi}^b \times (I_b \hat{\omega}_{bi}^b + h_r) + T_{ce} \right) + v_\varepsilon \quad (5.11)$$

Forma funcției (5.10) asigură o mișcare de pseudo-alunecare datorită caracterului său liniar. Un avantaj important al funcției (5.10) este faptul că este evitat fenomenul de oscilație în semnalul de injecție  $v_\varepsilon$ .

### 5.1.1. Reconstrucția perturbației

Estimatorul de stare cu mod alunecător oferă posibilitatea reconstrucției perturbațiilor ce acționează asupra satelitului utilizând semnalul echivalent de injecție. Reconstrucția perturbației se realizează atunci când nu există un defect în sistem. În ipoteza rezultatului (5.9), estimatorul de stare cu mod alunecător asigură  $e_\omega \rightarrow 0$  într-un interval de timp finit. Acest lucru implică faptul că suprafața de alunecare este atinsă, iar pe parcursul mișcării de alunecare  $\dot{e}_\omega = e_\omega = 0$  perturbația estimată  $\hat{T}_d$  se poate reconstrui pe baza semnalului echivalent de injecție după cum urmează:

$$\hat{T}_d = I_b v_{\varepsilon e} \quad (5.12)$$

unde  $v_{\varepsilon e}$  reprezintă semnalul echivalent de injecție. Este important de remarcat faptul că reconstrucția (5.12) este validă atunci când satelitul funcționează în parametrii nominali.

### 5.1.2. Reconstrucția defectelor apărute în cadrul sistemului de comandă

Un alt aspect important al estimatorului de tip mod alunecător este reprezentat de posibilitatea reconstrucției defectelor apărute în sistem pe baza semnalului echivalent de injecție. Având în vedere perturbația radiației solare de amplitudine mică, pentru reconstrucția defectelor



apărute în cadrul elementelor de execuție  $T_d$  poate fi neglijată. Utilizând rezultatul (5.9), estimatorul de stare cu mod alunecător asigură  $e_\omega \rightarrow 0$  într-un interval de timp finit. Acest lucru implică faptul că suprafața de alunecare este atinsă, iar pe parcursul mișcării de alunecare  $\dot{e}_\omega = e_\omega = 0$  defectul  $\hat{T}_f$  se poate reconstrui pe baza semnalului echivalent de injecție după cum urmează:

$$\hat{T}_f = I_b v_{ee} \quad (5.13)$$

Se remarcă din (5.13) faptul că pe baza termenului  $v_e$  se poate realiza detecția unui defect apărut în cadrul satelitelui Juventas, rezultat ce stă la baza detecției defectului în sistemul FDI SMO:

$$\hat{T}_f > p_f \quad (5.14)$$

unde  $p_f$  reprezintă un prag de detecție al defectului.

## 5.2. Detecția defecțiunilor unităților de măsurare a vitezei unghiulare a satelitelui folosind estimatoare de stare cu mod alunecător

Estimatorul de stare cu mod alunecător este utilizat pentru a realiza funcția de detecție și izolare a defectelor pentru unitățile de măsurare a vitezei unghiulare a satelitelui Juventas. În acest scop este utilizată forma estimatorului propusă în (5.2), iar dimensionarea termenului  $\rho$  se realizează astfel încât să se asigure convergența  $e_\omega$  către zero într-un timp finit și menținerea erorii în jurul suprafeței de alunecare. Viteza unghiulară măsurată se rescrie în ipoteza prezenței zgomotului și a defectelor de măsurare:

$$\bar{\omega}_{bi}^b = \omega_{bi}^b + n + f \quad (5.15)$$

unde  $\|n\| \leq \zeta_n \in \mathbb{R}^3$  reprezintă zgomotul de măsurare a vitezei unghiulare și  $\|f\| \leq \zeta_{sf} \in \mathbb{R}^3$  reprezintă defectele de măsurare ce acționează asupra senzorilor. Pornind de la relația (5.15), viteza unghiulară măsurată satisface ecuația diferențială de forma:

$$\dot{\bar{\omega}}_{bi}^b = I_b^{-1} \left( -\bar{\omega}_{bi}^b \times (I_b \bar{\omega}_{bi}^b + h_r) + T_c \right) + \zeta(\bar{\omega}_{bi}^b, n, f) \quad (5.16)$$

unde:

$$\begin{aligned} \zeta(\bar{\omega}_{bi}^b, n, f) = & I_b^{-1} \left( (n+f) \times (I_b(n+f)) \right) - I_b^{-1} \left( \bar{\omega}_{bi}^b \times (I_b(n+f)) \right) \\ & - I_b^{-1} \left( (n+f) \times (I_b \bar{\omega}_{bi}^b) \right) + \dot{n} + \dot{f} \end{aligned} \quad (5.17)$$

Derivata erorii de estimare are forma  $\dot{e}_\omega = \dot{\bar{\omega}}_\omega - \dot{\hat{\omega}}_\omega$ :

$$\dot{e}_\omega = \bar{f} + \hat{f} - \rho \operatorname{sgn}(e_\omega) \quad (5.18)$$

unde  $\bar{f} = -I_b^{-1} \bar{\omega}_{bi}^b \times (I_b \bar{\omega}_{bi}^b + h_r) + \zeta(\bar{\omega}_{bi}^b, n, f)$  și  $\hat{f} = I_b^{-1} \hat{\omega}_{bi}^b \times (I_b \hat{\omega}_{bi}^b + h_r)$ . Ultima egalitate se obține pentru  $T_{ce} \simeq T_c$ . În continuare se aplică condiția de accesibilitate a suprafeței (5.4):

$$\begin{aligned} e_{\omega,i} \dot{e}_{\omega,i} = & e_{\omega,i} \left( (\bar{f}_i + \hat{f}_i) - \rho \operatorname{sgn}(e_{\omega,i}) \right) \\ \leq & -|e_{\omega,i}| \left( -|\bar{f}_i + \hat{f}_i| + \rho \right), \quad i = 1, 2, 3 \end{aligned} \quad (5.19)$$

în care “ $i$ ” reprezintă componente ale vectorilor  $\bar{f}$  și respectiv  $\hat{f}$ .

Astfel, se alege amplificarea  $\rho$  suficient de mare astfel încât să asigure mișcarea de alunecare:

$$\rho > \eta + |\bar{f}_i + \hat{f}_i| \quad (5.20)$$

Din (5.19) și având în vedere inegalitatea (5.20) se obține condiția de accesibilitate a suprafeței:

$$e_{\omega,i} \dot{e}_{\omega,i} < -\eta |e_{\omega,i}| \quad (5.21)$$

Se observă faptul că estimatorul de stare cu mod alunecător definit în (5.2) asigură convergența  $e_\omega \rightarrow 0$  într-un interval de timp finit atunci când  $\rho$  este o amplificare relativă mare pentru a asigura îndeplinirea condiției (5.20).

Pentru a evita fenomenul de *chattering* se utilizează funcția de pseudo-alunecare (5.10), astfel propunându-se un estimator de stare cu mod alunecător sub forma (5.11).

### 5.2.1. Semnalul echivalent de injecție în prezența defectelor apărute în cadrul senzorilor

Semnalul echivalent de injecție în ipoteza defectului apărut în cadrul senzorilor se obține pentru  $T_f = 0$ . Pe baza rezultatului (5.21), estimatorul de stare cu mod alunecător asigură  $e_\omega \rightarrow 0$  într-un interval de timp finit. Acest lucru implică faptul că suprafața de alunecare este atinsă, iar pe parcursul mișcării de alunecare  $\dot{e}_\omega = e_\omega = 0$ , moment în care semnalul echivalent de injecție are forma:

$$v_{\varepsilon e} = \zeta(\bar{\omega}_{bi}^b, n, f) \quad (5.22)$$

Din (5.22) se observă faptul că reconstrucția defectului apărut în cadrul senzorului nu este una directă precum în cazul reconstrucției defectului apărut în cadrul sistemului de comandă. Acest lucru se datorează complexității termenului  $\zeta$ , fiind necesare informații detaliate privind zgomotul  $n$  și defectul  $f$ , dar și derivatele acestora.

### 5.2.2. Detectia defecțiunilor unităților de măsurare a vitezei unghiulare a satelitelui

Pe baza estimatorului de forma (5.11) se pot detecta defecte apărute în cadrul sistemului de acționare, cât și al senzorilor. Estimatorul proiectat pentru a detecta defectul poartă denumirea de estimator de stare global. Termenul  $v_\varepsilon$  reprezintă semnalul de injecție, termen ce este proiectat astfel încât să asigure mișcarea de alunecare în prezența defectelor. Din forma estimatorului (5.11) se remarcă faptul că termenul  $v_\varepsilon$  conține informații privind amplitudinea defectului, însă natura sa nu poate fi determinată. Cu scopul de a determina tipul defectului, anume defect al elementului de execuție sau al giroscopului, este propusă estimarea vitezei unghiulare a satelitelui, utilizând o regresie liniară bazată pe metoda celor mai mici pătrate, similar metodei propuse în [17]. În consecință, este propusă aplicarea metodei pe un eșantion redus al vitezei unghiulare măsurate, astfel încât la fiecare moment de timp profilul vitezei unghiulare este aproximat cu o funcție liniară (o funcție pentru fiecare componentă a vitezei unghiulare în parte). Pe baza măsurătorilor precedente este construită funcția liniară, care reduce la minim erorile dintre setul măsurătorilor și funcția liniară:

$${}^k \hat{\omega}_{ls} = m_k t + b_k \quad (5.23)$$

unde  ${}^k\hat{\omega}_{ls}$  reprezintă componenta  $k=1:3$  a vitezei unghiulare estimate,  $m_k$  reprezintă panta dreptei pentru componenta  $k$ ,  $b_k$  este termenul liber pentru componenta  $k$ , iar  $t$  este timpul ce este comun pentru toate componentele vitezei unghiulare. Pentru a determina parametrii  $m_k$  și  $b_k$  ai regresiei liniare este considerată metoda propusă în lucrarea [93], obținându-se:

$$m_k = \frac{n \sum_{i=1}^n t_i {}^k\bar{\omega}_{bi,i} - \sum_{i=1}^n t_i \sum_{i=1}^n {}^k\bar{\omega}_{bi,i}}{n \sum_{i=1}^n t_i^2 - 2 \sum_{i=1}^n t_i} \quad (5.24)$$

$$b_k = \frac{\sum_{i=1}^n t_i \sum_{i=1}^n {}^k\bar{\omega}_{bi,i} - \sum_{i=1}^n t_i^2 \sum_{i=1}^n {}^k\bar{\omega}_{bi,i}}{2 \sum_{i=1}^n t_i - n \sum_{i=1}^n t_i^2}$$

Cunoscând viteza unghiulară măsurată se poate determina reziduul:

$$re = abs\left({}^k\bar{\omega}_{bi} - {}^k\hat{\omega}_{ls}\right) \quad (5.25)$$

ce este comparat cu pragul  $p_{reo}$ , astfel:

$$re > p_{reo} \quad (5.26)$$

cu scopul de a decide natura defectului raportat pe baza condiției (5.14).

## 6. BANCA ESTIMATOARELOR DE STARE FDI

Pentru realizarea funcției FDI se va utiliza o bancă de estimatoare de stare. În acest scop sunt dezvoltate estimatoare de stare tip mod alunecător pentru fiecare scenariu de defect în parte, astfel încât să se realizeze detecția și izolarea defectului. Defectele considerate sunt defecte apărute în sistemul de acționare (format din elemente de execuție) sau în măsurarea vitezei unghiulare a satelitului.

Arhitectura băncii este formată din 10 estimatoare organizate astfel:

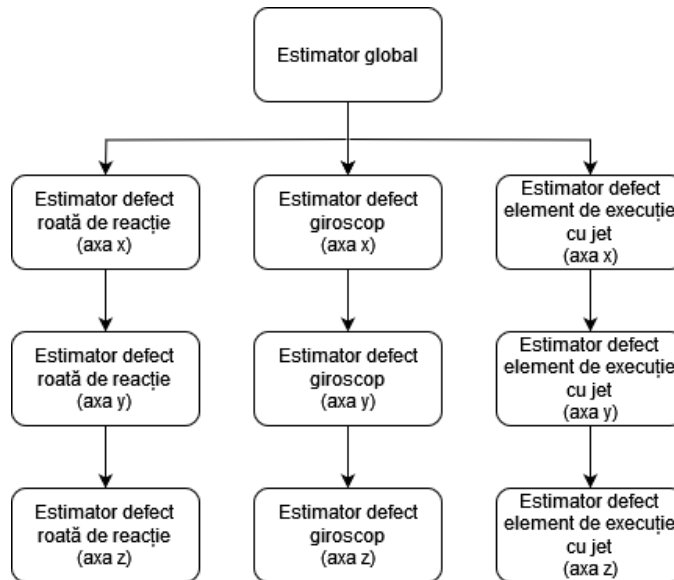


Fig. 6-1: Banca estimatoarelor de stare cu mod alunecător

Din Fig. 6-1 se observă faptul că banca estimatoarelor de stare este formată dintr-un estimator global ce este proiectat corespunzător funcționării normale a senzorilor și a elementelor de execuție. În timpul funcționării normale semnalul echivalent de injecție este minim. În cazul apariției unui defect, estimatorul global sesizează eroarea fără a fi capabil să o izoleze. Declarația unui defect este realizată în momentul în care, pe baza semnalului echivalent de injecție se detectează depășirea unui prag prestabilit. În acest moment defectul fiind declarat este analizată banca estimatoarelor de izolare (configurație ce diferă în funcție de scenariul testat) ce rulează în paralel.

În funcție de scenariul testat sunt folosite anumite estimatoare din bancă:

- Manevră achiziție Soare: estimatoarele pentru defect roată de reacție și estimatoarele pentru defect viteză unghiulară;
- Fază SSTO: estimatoarele pentru defect roată de reacție;
- Desaturarea roților de reacție: estimatoarele pentru defect roată de reacție și estimatoarele pentru defect element de execuție cu jet.

Cu scopul de a realiza izolarea defectului este evaluat semnalul echivalent de injecție produs de estimatoare.

Pentru a beneficia de partajarea clară a matricelor de comandă și a matricei ieșirilor, este propusă implementarea estimatoarelor de stare utilizând scrierea echivalentă:

$$\dot{\hat{\omega}}_{bi}^b = -I_b^{-1} \left( \hat{\omega}_{bi}^b \times (I_b \hat{\omega}_{bi}^b + h_r) \right) + B_r (I_b^{-1} T_r) + B_t (I_b^{-1} T_t) + v_\varepsilon \quad (6.1)$$

Estimatorul global (0) este proiectat considerând:

$$B_r = I_3, B_t = I_3, C = I_3 \quad (6.2)$$

Estimatorul 1 este proiectat considerând un defect al elementului de execuție pe axa x:

$$B_r = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, B_t = I_3, C = I_3 \quad (6.3)$$

Estimatorul 2 este proiectat considerând un defect al elementului de execuție pe axa y:

$$B_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, B_t = I_3, C = I_3 \quad (6.4)$$

Estimatorul 3 este proiectat considerând un defect al elementului de execuție pe axa z:

$$B_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B_t = I_3, C = I_3 \quad (6.5)$$

Estimatorul 4 este proiectat considerând un defect pe canalul x al vitezei unghiulare:

$$B_r = I_3, B_t = I_3, C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6.6)$$

Estimatorul 5 este proiectat considerând un defect pe canalul y al vitezei unghiulare:

$$B_r = I_3, B_t = I_3, C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6.7)$$

Estimatorul 6 este proiectat considerând un defect pe canalul z al vitezei unghiulare:

$$B_r = I_3, B_t = I_3, C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (6.8)$$

Estimatorul 7 este proiectat considerând un defect al elementului de execuție cu jet pe axa

x:

$$B_r = I_3, B_t = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, C = I_3 \quad (6.9)$$

Estimatorul 8 este proiectat considerând un defect al elementului de execuție cu jet pe axa y:

$$B_r = I_3, B_t = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, C = I_3 \quad (6.10)$$

Estimatorul 9 este proiectat considerând un defect al elementului de execuție cu jet pe axa z:

$$B_r = I_3, B_t = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, C = I_3 \quad (6.11)$$

## 6.1. Detecția și izolarea defectelor

Detecția și izolarea defectelor se bazează pe interpretarea semnalelor echivalente de injecție produse de către cele 10 estimatoare de stare. Cu scopul de a realiza funcția de detecție și izolare este propusă următoarea arhitectură a sistemului FDI:

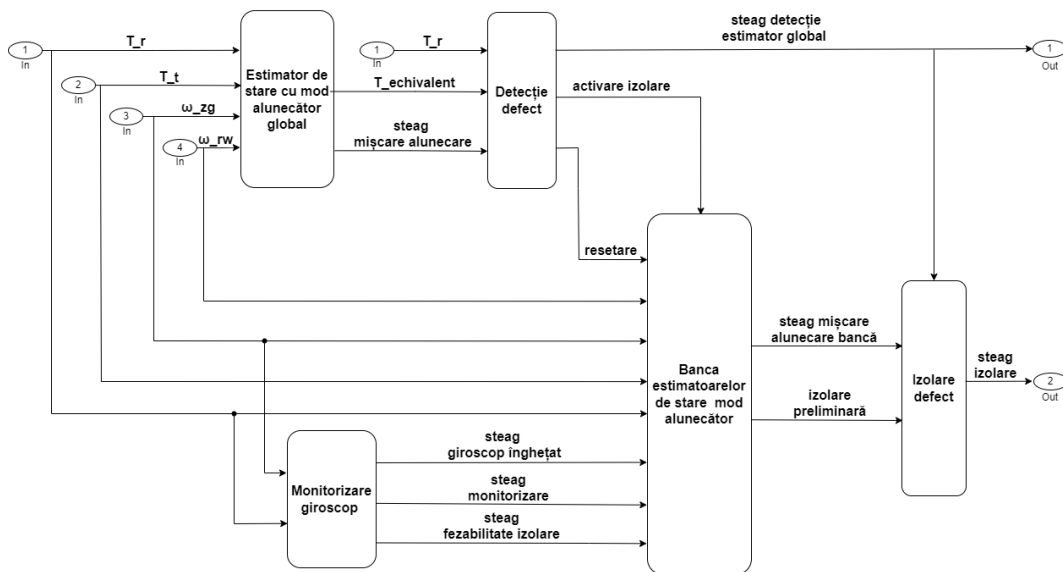


Fig. 6-2: Arhitectura sistemului FDI SMO

În Fig. 6-2 se observă faptul că sistemul FDI SMO este compus din cinci funcționalități principale reprezentate de:

<b>Funcționalitate FDI SMO</b>	<b>Descriere funcționalitate</b>
Estimator global	Estimatorul global funcționează continuu și are rolul de a genera semnalul echivalent de injecție pe baza căruia se decide ulterior apariția unui defect.
Deteție defect	<p>Deteția defectului are rolul de a decide apariția unui defect. Pentru a atribui o semnificație fizică semnalului echivalent de injecție acesta este manipulat sub forma cuplului echivalent, <math>T_{ech} = I_b V_{\varepsilon}</math>. În cadrul acestei funcționalități semnalul echivalent de injecție, sub forma cuplului echivalent, este furnizat de către estimatorul global. Cu scopul de a reduce numărul alarmelor false este aplicat un filtru de mediere a cuplului echivalent considerând o fereastră mobilă cu lungimea de 3 secunde, astfel obținându-se cuplul echivalent mediu, <math>T_{echm}</math>. Deteția este declarată atunci când cuplul echivalent mediu depășește un prag predefinit, fie fix sau variabil în funcție de configurația aleasă de către utilizator: <math>T_{echm} &gt; p_{ech}</math> unde <math>p_{ech}</math> reprezintă pragul cuplului echivalent mediu. Pragul variabil este specific sistemului FDI SMO dezvoltat și are rolul de a îmbunătăți timpul de deteție în prezența incertitudinilor parametrice și al perturbațiilor, dar și în cazurile în care viteza unghiulară a satelitului este redusă. Profilul pragului variabil este proiectat anterior pe baza ecuației parabolice. Funcția de deteție comandă banca estimatoarelor de stare prin semnalul de resetare și activare a izolării, astfel izolarea este executată doar atunci când este detectat un defect.</p>
Monitorizare giroscop	<p>Funcția de monitorizare a giroscopului are rolul de a oferi informații asupra naturii defectului. Se remarcă trei verificări ale vitezei unghiulare:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Fezabilitatea izolării - dacă mediile componentelor vitezei unghiulare a satelitului calculate pe ultimele două secunde sunt mai mici decât un prag prestabilit, atunci este declarat faptul că izolarea nu este fezabilă;</li> <li>• Giroscop înghețat - dacă mediile componentelor vitezei unghiulare a satelitului calculate pe ultimele două secunde sunt identice, atunci este declarată o măsurătoare înghețată;</li> <li>• Natura defectului - dacă reziduul componentelor vitezei unghiulare a satelitului estimate utilizând regresia liniară pe ultimele două secunde este mai mare decât un prag prestabilit este indicat un posibil defect în cadrul senzorilor.</li> </ul>



<p style="text-align: center;">Banca estimatoarelor</p>	<p>Executarea băncii estimatoarelor urmează etapei de detecție și se bazează pe evaluarea cuplului echivalent generat de către estimatoarele de stare construite pentru a izola defectul. Pentru a izola componenta defectă este utilizată informația privind natura defectului cu scopul de a decide/selecta estimatoarele de stare proiectate pentru defecte ale senzorilor sau ale elementelor de execuție. Condiția inițială a estimatoarelor de stare din cadrul băncii este calculată utilizând o fereastră mobilă a ultimelor măsurători considerate valide: <math>\omega_m = \frac{1}{n} \sum_w^{w+n} \omega_w</math>. În final este identificat estimatorul ce furnizează cuplul echivalent minim: <math>T_{\min} = \min \left( \sum_{i=1}^3 T_{ech,i,l,k} \right)</math> unde <math>k</math> este numărul de estimatoare, iar <math>i</math> reprezintă componenta vectorului <math>T_{ech}</math>. Această informație este trimisă funcției de izolare a defectului.</p>
<p style="text-align: center;">Izolare defect</p>	<p>Funcția de izolare a defectului se realizează pe baza informațiilor transmise de către funcționalitatea monitorizare giroscop și banca estimatoarelor de stare. Pentru a identifica componenta defectă se urmărește faptul că sunt trimise declarații identice pe parcursul a 5 secunde. Declarațiile urmărite sunt :</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Fezabilitate izolare;</li> <li>• Giroscop înghețat;</li> <li>• Estimator de stare cu mod alunecător izolat din bancă.</li> </ul> <p>La finalul acestui proces defectul este considerat a fi detectat și identificat, utilizatorului fiindu-i furnizate informații precum: timpul apariției defectului și natura defectului.</p>

Tabel 6-1 Arhitectura sistemului FDI SMO

## 7. SIMULĂRI FDI

Sistemul FDI mod alunecător este testat printr-o vastă campanie de testare considerând diverse scenarii cu scopul de a evalua performanțele de detecție și izolare a defectelor:

- manevra de orientare a panourilor solare către Soare;
- comanda recursivă a atitudinii pe parcursul orbitei SSTO;
- procesul de desaturare al roților de reacție.

## 7.1. Dezvoltare simulator Matlab/Simulink

Procesul de dezvoltare și testare al sistemului GNC în industria spațială europeană este supervizat de următorul standard: Space Engineering – Satellite attitude and orbit control system (AOCS) requirements, cod ECSS-E-ST-60-30C, standard ce este urmat pentru a dezvolta simulatorul Matlab/Simulink. Pentru a testa și verifica performanțele sistemului FDI mod alunecător este necesară dezvoltarea unui simulator reprezentativ din punct de vedere funcțional, ce asigură comanda atitudinii în condiții nominale atunci când defectele nu sunt prezente în cadrul sistemului.

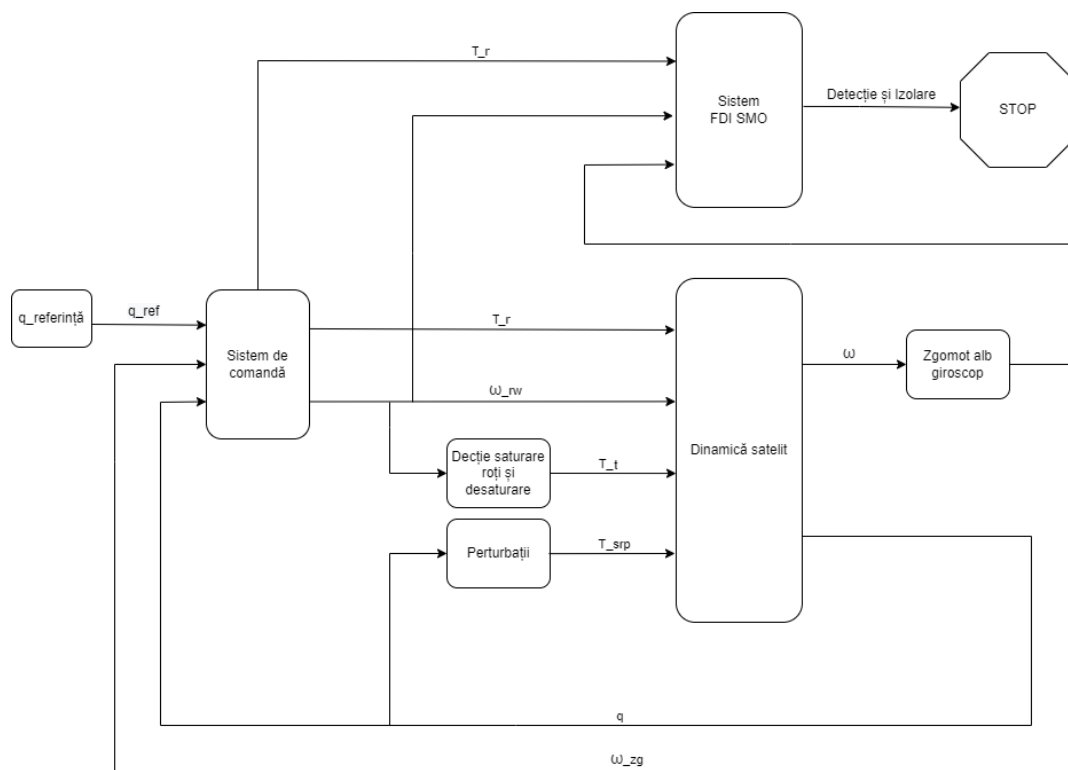


Fig. 7-1: Simulator Matlab/Simulink

Acest simulator este dezvoltat în Matlab/Simulink și este compus din următoarele funcționalități generale:

- Sistemul de comandă;
- Dinamica satelitului;
- Dectecția saturării roților de reacție și desaturarea acestora;

- Presiunea radiației solare;
- Zgomot giroscop;
- Sistemul FDI SMO.

## 7.2. Manevră achiziție Soare

Primul caz analizat este cel privind manevra de orientare a panourilor solare către Soare, manevră ce este necesară pentru a asigura energia electrică a satelitului pe parcursul misiunii. Astfel, este considerată o rotație inițială ZYX de  $20^\circ$ ,  $25^\circ$  și respectiv  $20^\circ$  față de orientarea dorită (rotație din triedrul de referință al satelitului în triedrul inerțial). Manevra de achiziție a Soarelui este considerată a fi scenariul nominal.

### 7.2.1. Semnalul echivalent de injecție (estimator global)

Un aspect important privind performanțele estimatorului SMO este reprezentat de proiectarea funcției de pseudo-alunecare (5.10), astfel încât să fie îndeplinite condițiile (5.8) și (5.20). Proiectarea funcției de pseudo-alunecare pentru estimatorul global (și nu numai) se realizează pornind de la cazul ideal, cu scopul de a evalua performanțele estimatorului prin analiza reconstrucției perturbației SRP, reconstrucția defectului apărut în cadrul elementului de execuție pe axa x și în final evaluarea semnalului echivalent de injecție în cazul unui defect al giroscopului pe axa x. Primul termen evaluat este influența amplificării  $\rho$  în caz nominal și apoi în cazul unui defect apărut în sistem. Obiectivul este determinarea unei configurații ce poate fi utilizată pentru întreaga bancă de estimatoare SMO. Dimensionarea termenului  $\rho$  este realizată ținând cont de performanțele, perturbația dată de presiunea radiației solare și incertitudinile considerate în sistem:

<i>Parametru evaluat</i>	<i>Valoare</i>
$T_r$ (valoare maximă)	$0.0015 [Nm]$
$T_{SRP}$	$3 \cdot 10^{-7} [Nm]$

(valoare estimată maximă)	
Incertitudine $I_b$	20%
Incertitudine $I_r$	5%

Tabel 7-1 Lista parametrilor ce influențează  $\rho$

După cum se observă în Tabel 7-1 datorită incertitudinilor furnizate în procente, o valoare precisă nu poate fi calculată, însă furnizează un punct de plecare pentru dimensionarea termenului  $\rho$ . Conform (5.8) și (5.20)  $\rho$  este o amplificare relativ mare pentru a asigura robustețea la perturbații și incertitudini mărginite. Cu scopul de a observa efectul configurației funcției de pseudo alunecare este propusă evaluarea reconstrucției perturbației SRP, reconstrucției defectului în cazul unui defect al roții de reacție de pe axa x, efectul de netezire al semnalului echivalent de injecție și în final timpul de detecție al defectului. În urma unei analize ample sunt propuse valorile  $\rho = 0.01$  și  $\varepsilon = 0.01$ , configurație ce asigură performanțe de detecție și izolare a defectului bune, dar și o reconstrucție a perturbațiilor/defectelor cu o precizie ridicată.

## 7.2.2. Proiectarea pragului variabil FDI

Pragul variabil este propus cu scopul de a îmbunătăți performanțele de detecție în faza finală a manevrei, moment în care cuplul de comandă cât și viteza unghiulară a satelitului sunt reduse, dar și pentru reducerea la minim a alarmelor false. Astfel, este utilizat un profil parabolic, limitat de un prag FDI superior ce reprezintă vârful parabolei și un prag FDI inferior:

$$(x-h)^2 = 4f(y-k) \quad (7.1)$$

unde  $x$ ,  $y$  reprezintă coordonate în reperul cartezian,  $h$  și  $k$  vârful parabolei. Evoluția pragului în funcție de cuplul comandat este manipulat prin termenul  $f$ , iar vârful parabolei este reprezentat de pragul superior. Pragurile FDI sunt decise prin aplicarea perturbațiilor și incertitudinilor estimatorului SMO prezentate în Tabel 7-1, cu scopul de a reduce pe cât de mult posibil detecțiile false. Pragurile de detecție superioare și inferioare sunt aplicate cuplului echivalent mediu, iar pentru proiectarea pragului variabil FDI sunt considerate următoarele valori:

<i>Parametru</i>	<i>Valoare</i>
$p_{ech}$ (superior)	$3.5 \cdot 10^{-4}$ [Nm]
$p_{ech}$ (inferior)	$0.5 \cdot 10^{-4}$ [Nm]
$T_r$ (max)	$1.5 \cdot 10^{-3}$ [Nm]
$f$	-0.0018

Tabel 7-2 Proiectare prag  $p_{ech}$

Profilul pragului prezentat în Tabel 7-2 este proiectat considerând o incertitudine asupra  $I_b$  de 20%. Similar, pragurile variabile sunt aplicate și vitezei unghiulare estimate obținută utilizând regresia liniară. Pentru proiectarea pragului variabil FDI utilizând detecția defectului bazat pe regresia liniară sunt considerate următoarele valori:

<i>Parametru</i>	<i>Valoare</i>
$p_{re\omega}$ (superior)	$2 \cdot 10^{-3}$ [rad/s]
$p_{re\omega}$ (inferior)	$0.25 \cdot 10^{-3}$ [rad/s]
$T_r$ (max)	$1.5 \cdot 10^{-3}$ [Nm]
$f$	-0.00031

Tabel 7-3 Proiectare prag  $p_{re\omega}$

Pentru a observa efectul pragului variabil FDI este utilizat cazul ideal considerând o incertitudine maximă asupra lui  $I_b$  de 20%:

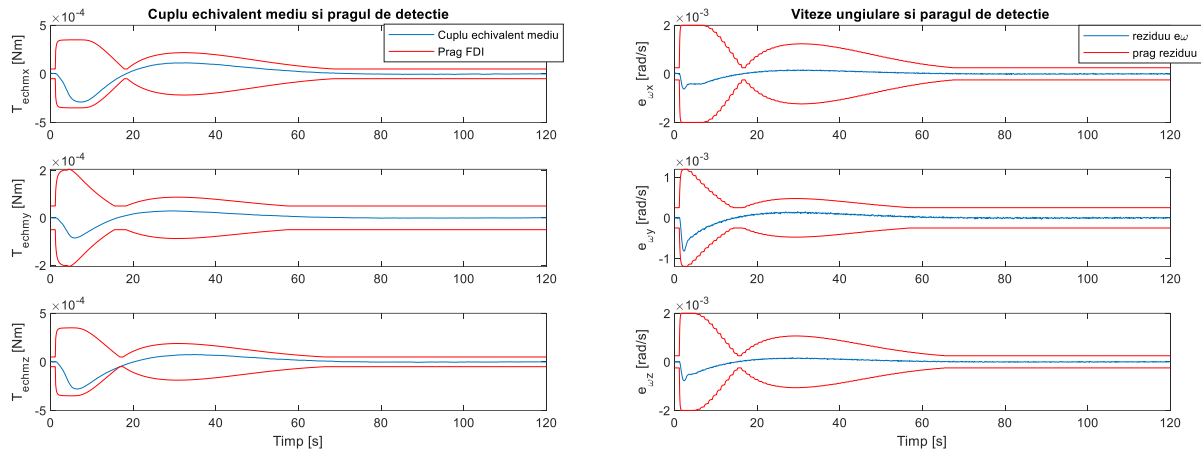


Fig. 7-2: Profil prag  $T_{echm}$  și profil reziduu viteze unghiulare

Beneficiile reale ale pragului se regăesc în reducerea timpului de detecție, astfel este simulat un defect al roții de reacție responsabilă cu generarea cuplului de comandă pe axa x:

<i>Prag FDI</i>	<i>Apariție defect</i>	<i>Timp detecție defect</i>
fix	75 [s]	193 [s]
variabil	75 [s]	98.2 [s]

Tabel 7-4 Performanțe detecție prag FDI

### 7.2.3. Simulări defecte

În următoarele subcapitole sunt realizate simulări considerând defectele:

- Defect total al roții de reacție unde aceasta nu mai este comandată, iar informația despre viteza unghiulară a roții nu mai este disponibilă;
- Defect total al giroscopului optic;
- Măsurătoare înghețată a unui giroscop.

#### **7.2.4. Robuștețea sistemului FDI SMO la incertitudini parametrice**

Cu scopul de a evalua robuștețea sistemului FDI SMO la incertitudini parametrice este propusă o campanie de testare MC pornind de la condițiile inițiale, unde  $I_b$  este variat cu maxim 20% (între  $0.8 \cdot I_b$  și  $1.2 \cdot I_b$ ), iar  $I_r$  este menținut la incertitudinea maximă de 5%. Pentru fiecare defect prezentat în 7.2.3 sunt simulate 41 de cazuri, astfel campania de testare conține un număr de 410 cazuri testate. Defectul apare începând cu secunda 5 a simulării pentru toate scenariile considerate.

Rezultatele simulărilor arată faptul că sistemul FDI SMO reușește să detecteze și să izoleze defectul într-un procent de 100%, în prezența incertitudinilor parametrice cu o medie a timpului de detecție de 1.3 s și o medie a timpului de izolare de 6.52 s, medii calculate pentru întreaga campanie MC.

#### **7.2.5. Robuștețea sistemului FDI SMO la perturbații**

Cu scopul de a evalua robuștețea sistemului FDI SMO la perturbații mărginite (SRP) este propusă o campanie de testare MC pornind de la condițiile inițiale, unde  $r$  (diferența dintre centrul de presiune și centrul de masă) este variat între 0.01 m și 0.1 m. Pentru fiecare defect prezentat în 7.2.3 sunt simulate 10 cazuri, iar în final campania MC conține 100 cazuri testate. Pentru fiecare caz defectul apare începând cu secunda 5 a simulării.

Rezultatele simulărilor arată faptul că sistemul FDI SMO reușește să detecteze și să izoleze defectul cu un procent de 100% în prezența perturbațiilor SRP cu o medie a timpului de detecție de 1.34 s și o medie a timpului de izolare de 6.51 s, medii calculate pentru întreaga campanie MC.

#### **7.2.6. Robuștețea sistemului FDI SMO la timpul de apariție al defectului**

Pentru a evalua robuștețea sistemului FDI SMO la apariția momentului de timp în care apare defectul este propusă o campanie de testare MC pornind de la condițiile inițiale și pragul FDI variabil. Timpul de apariție al defectului este variat considerând faza incipientă a comenzii în intervalul 5-55 s iar în faza finală între 60-120 s, considerând un pas de 5 secunde. Pentru fiecare defect sunt simulate 24 de cazuri, iar în final campania MC conține 240 cazuri testate.

Rezultatele simulărilor în faza incipientă arată faptul că sistemul FDI SMO reușește să detecteze și izoleze defectul într-un procent de 100%, unde se observă variația timpului de detecție și izolare (acesta fiind dependent de variațiile vitezei unghiulare și a cuplului de comandă aplicat) cu o medie a timpului de detecție de 14.21 s și o medie a timpului de izolare de 18.54 s. În faza finală se observă o scădere a performanțelor FDI, unde în urma evaluării rezultatelor se remarcă faptul că timpul de detecție crește considerabil după secunda 90-100 a simulării ce corespunde stabilizării satelitului pe atitudinea comandată. FDI SMO reușește să detecteze defectul într-un procent de 94.87%, iar izolarea corectă într-un procent de 67.52%, cu o medie a timpului de detecție de 355.88 s și o medie a timpului de izolare de 208.34 s. Un alt caz important este reprezentat de singura izolare greșită pentru defectul apărut în cadrul giroscopului pe axa x, simulare ce corespunde unui defect apărut la secunda 60. În urma evaluării cazului ideal se observă faptul că viteza unghiulară a satelitului prezintă la secunda 60 a simulării o trecere a valorii de zero, fapt ce conduce către o izolare incorectă.

### **7.2.7. Robuștețea sistemului FDI SMO la variația inițială a stărilor sistemului**

Evaluarea robusteții sistemului FDI SMO la variația atitudinii și vitezei unghiulare inițiale a satelitului se realizează pornind de la condițiile inițiale cu prag FDI variabil, în ipoteza unor incertitudini parametrice și perturbații maxime ( $I_b$  cu o incertitudine de 20%,  $I_r$  cu o incertitudine de 5% și  $r$  maxim 0.1 m). Asupra vitezelor unghiulare este aplicată o variație de 20%, iar atitudinea inițială este variată aplicând rotații între 2.5-20 grade. Pentru fiecare defect sunt simulate 57 de cazuri, iar în final campania MC conține 570 cazuri testate, unde pentru fiecare caz defectul apare începând cu secunda 5 a simulării.

Rezultatele simulărilor arată faptul că sistemul FDI SMO reușește să detecteze și să izoleze defectul cu un procent de 100% cu o medie a timpului de detecție de 3.37 s și o medie a timpului de izolare de 6.53 s, medii calculate pentru întreaga campanie MC.

### **7.3. Comanda atitudinii în timpul fazei SSTO**

Al doilea caz evaluat este cel privind menținerea atitudinii dorite în timpul orbitei SSTO. Faza SSTO este reprezentată de o dinamică lentă, proiectată astfel încât să contracareze



perturbațiile gravitaționale cu cele date de către perturbația radiației solare. Orbita SSTO este proiectată considerând o altitudine de 3 km, asigurând astfel necesitățile misiunii privind caracterizarea sistemului binar Didymos.

### **7.3.1. Simulări defecte**

În următoarele subcapitole sunt realizate simulări considerând defectele propuse în cadrul prezentei lucrări:

- Defect total al roții de reacție unde aceasta nu mai este comandată, iar informația despre viteza unghiulară a roții nu mai este disponibilă;
- Defect total al giroscopului optic;
- Măsurătoare înghețată a unui giroscop.

### **7.3.2. Performanța sistemului FDI SMO în faza SSTO**

În acest subcapitol este testată doar funcția de detecție a sistemului FDI SMO. Având în vedere caracterul stabil al orbitei SSTO este propusă evaluarea performanțelor sistemului FDI SMO în prezența incertitudinilor parametrice printr-o campanie de testare MC, unde  $I_b$  este variat cu maxim 20% (între  $0.8 \cdot I_b$  și  $1.2 \cdot I_b$ ), iar pragul FDI este fix. Pentru fiecare defect sunt simulate 41 de cazuri, iar în final campania MC conține 410 cazuri testate unde defectul apare începând cu secunda 10 a simulării.

Rezultatele simulărilor arată faptul că defectele simulate au fost detectate într-un procent de 100% cu o medie a timpului de detecție 958.38 s medie calculată pentru întreaga campanie MC. Din cauza vitezei unghiulare scăzute a satelitului funcția de izolare nu este realizată, sistemul FDI SMO fiind propus ca un element de precauție, ce rulează pe parcursul fazei SSTO pentru a detecta eventualele evenimente ce pot pune în pericol siguranța satelitului.

## 7.4. Desaturarea roților de reacție

Al treilea caz evaluat este cel privind desaturarea roților de reacție asigurând menținerea atitudinii dorite în timpul orbitei SSTO. Scenariul considerat este cel bazat pe orbita SSTO, unde sunt evaluate diverse scenarii, defecte ce pot să apară pe parcursul procesului de desaturare, anume: defectul total al unei roți de reacție sau defectul total al unui element de execuție cu jet (complet închis). Având în vedere faptul că pe parcursul acestei faze viteza unghiulară a satelitului Juventas este redusă, detecția și izolarea defectelor pentru căderea unităților de măsurare a vitezei unghiulare nu este realizată.

### 7.4.1. Simulări defecte

În următoarele subcapitole sunt realizate simulări considerând defectele propuse în cadrul prezentei lucrări:

- Defect total al roții de reacție unde aceasta nu mai este comandată, iar informația despre viteza unghiulară a roții nu mai este disponibilă;
- Defect element de execuție cu jet, supapă complet închisă.

### 7.4.2. Performanța sistemului FDI SMO în timpul procesului de desaturare

Sistemul FDI SMO este evaluat în prezența incertitudinilor parametrice printr-o campanie de testare MC, unde  $I_b$  este variat cu maxim 20% (între  $0.8 \cdot I_b$  și  $1.2 \cdot I_b$ ), pornind de la condițiile inițiale, unde pragul FDI este variabil. Pentru fiecare defect sunt simulate 41 de cazuri, iar în final campania MC conține 369 cazuri testate, unde defectul apare începând cu secunda 10 a simulării.

Rezultatele simulărilor arată faptul că defectele simulate au fost detectate într-un procent de 100% în prezența incertitudinilor parametrice, atât în cazul defectelor în cadrul roților de reacție, cât și al elementelor de execuție cu jet, cu o medie a timpului de detecție de 2.63 s și o medie a timpului de izolare de 5.29 s, medii calculate pentru întreaga campanie MC.

## 8. IMPLEMENTAREA SW A SISTEMULUI FDI CU ESTIMATOARE DE STARE CU MOD ALUNECĂTOR

Sistemul FDI SMO este implementat în limbajul de programare C cu ajutorul procesului de autocodare Matlab/Simulink. Procedura de dezvoltare SW poartă denumirea de „ciclul SW V” și este compusă din următorii pași:

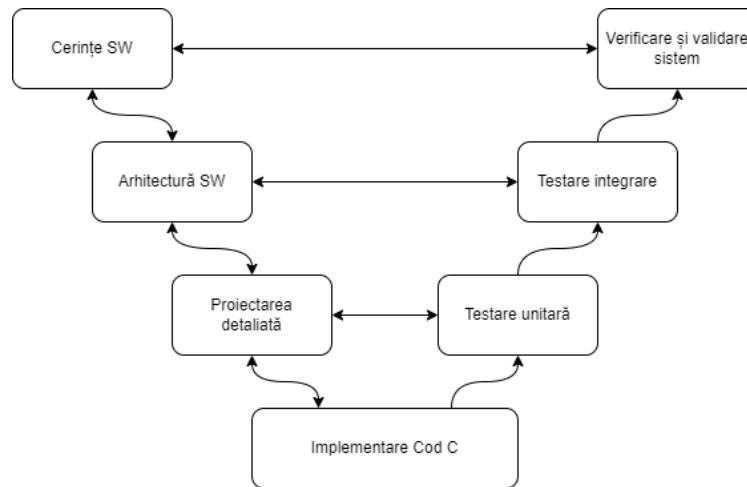


Fig. 8-1: Ciclul de dezvoltare SW, simplificat după [74]

Ciclul de dezvoltare SW este susținut de următoarele modele de testare, [74] :

- Model în buclă – sistemul este dezvoltat și testat în Simulink pentru a evalua performanțele în conformitate cu cerințele funcționale;
- Cod în buclă – sistemul este autocodat în C și testat în Simulink, prin intermediul S-Function în Matlab/Simulink;
- Procesor în buclă – sistemul autocodat este implementat pe HW-ul dedicat pentru a verifica performanțele de execuție (timp de execuție și memorie alocată).

Procesul de implementare software propus este supervizat de următoarele standarde, specifice industriei spațiale europeană:

- Space Engineering – Software, cod ECSS-E-ST-40C;
- Space Product Assurance – Software product assurance, cod ECSS-Q-ST-80C;

- Space Engineering – Software engineering handbook, cod ECSS-E-HB-40A.

## **8.1. Autocodare**

Procesul de autocodare este alcătuit din 6 pași: documentare, pregătire model Simulink, configurare model Simulink, executare model Simulink, generare cod și compilare cod. Procesul de documentare presupune familiarizarea utilizatorului cu procesul de autocodare, cu scopul de a acumula cunoștințele necesare pregătirii modelului Simulink pentru autocodare, cât și înțelegerea acestuia. Pregătirea modelului Simulink presupune respectarea unor reguli de programare (programare text sau vizuală) pe care utilizatorul trebuie să le respecte. Regulile de programare pleacă de la stabilirea arhitecturii sistemului până la reguli de codare (ca exemplu, utilizarea unei nomenclaturi privind denumirea funcțiilor și a variabilelor). Configurarea modelului Simulink presupune setarea funcționalității de autocodare astfel încât codul generat să asigure cerințele proiectului, remarcându-se: setarea sistemului ert.tlc (embedded coder) și limbajul C. Executarea modelului Simulink este necesară pentru a asigura funcționalitatea modelului. Generarea automată a codului poate fi executată dacă etapele anterioare au fost realizate cu succes. În urma acestui proces de autocodare codul C este obținut. Compilarea codului reprezintă procesul prin care codul este transferat în cod mașină.

## **8.2. Cod în buclă**

Validarea codului în buclă (CIB) se realizează în Matlab/Simulink utilizând modelul dezvoltat în Simulink și codul generat (bloc SIL). Cele două modele sunt puse în paralel astfel încât datele de intrare să fie identice. Modelul astfel creat este rulat, iar rezultatele fiecărui model sunt comparate. În Fig. 8-2 este prezentat procesul de validare al codului C:

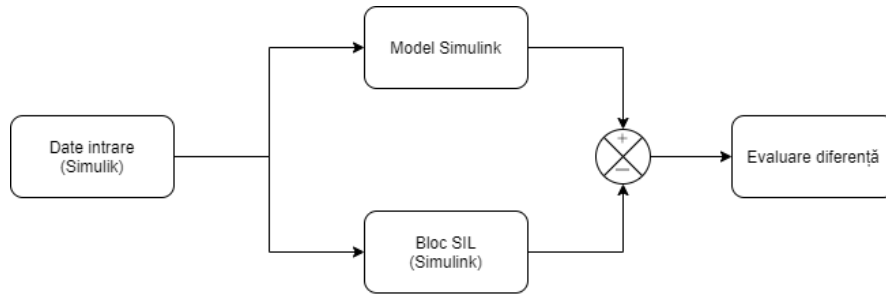


Fig. 8-2: Validare cod în buclă

Pentru a considera testul trecut diferența minimă acceptată este de  $10^{-8}$ , cu scopul de a compensa diferențele generate de către compilator, în special în cadrul tipurilor de dată reprezentate în virgulă mobilă.

### 8.2.1. Testare cod în buclă

Implementarea simulatorului de testare Matlab/Simulink este realizată ținând cont de aspectele subcapitolul 8.1, astfel asigurându-se un model autocodabil al blocului Simulink denumit FDI SMO. După configurarea corectă a modelului Simulink, procesul de autocodare devine automat, codul C devine disponibil utilizatorului, iar blocul SIL este generat cu scopul de a fi integrat în simulatorul de testare în locul modelului FDI SMO. În urma acestui proces s-a obținut blocul SIL FDI SMO.

Pentru a testa codul autogenerat este considerat cazul nominal, blocul SIL fiind introdus în simulator și legat la intrările necesare. În urma simulărilor s-a obținut un timp de detecție și izolare identic cu modelul Simulink, fapt ce indică comportamentul corect al codului C:

	<i>Detecție defect</i>	<i>Izolare defect</i>
Model Simulink	6.5 [s]	11.5 [s]
CIB	6.5 [s]	11.5 [s]

Tabel 8-1 Rezultate CIB comparate cu modelul Simulink

### 8.3. Procesor în buclă

Obiectivele principale al testului procesor în buclă (PIB) sunt demonstrarea faptului că autocodul generat poate să fie executat pe HW-ul ales și evaluarea timpului de execuție, memoria utilizată dar și performanțele funcționale ale sistemului.

Validarea sistemului în buclă se realizează în Matlab/Simulink utilizând modelul dezvoltat în Simulink și implementarea codului autogenerat pe procesor. Rezultatele PIB sunt comparate cu rezultatele modelului de referință Simulink . În Fig. 8-3 este prezentat procesul de validare PIB:

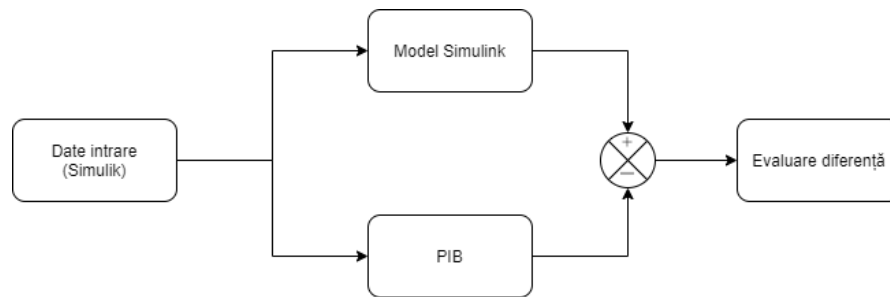


Fig. 8-3: Validare procesor în buclă

Pentru a considera testul trecut diferența minimă acceptată este de  $10^{-8}$ , cu scopul de a compensa diferențele generate de către compilator, în special în cadrul tipurilor de dată reprezentate în virgulă mobilă.

#### 8.3.1. Testare procesor în buclă

Având în vedere costul ridicat de achiziție al calculatorului de bord NanoMind Z7000 este aleasă pentru implementarea sistemului FDI SMO, o placă de dezvoltare de laborator Zynq-7000 AP SoC ZC702 Evaluation Kit, [94]. Această placă conține procesorul Dual ARM Cortex A9 MpCore, fiind un HW similar calculatorului de bord NanoMind Z7000, detalii suplimentare fiind disponibile în cadrul paginii web a producătorului [94].

Sistemul de operare ales este Linux, modificat pentru sisteme de timp *embedded*. Utilizarea sistemului de operare de tip *embedded* Linux reprezintă o tendință nouă în dezvoltarea sateliților cu cost redus. Având în vedere caracterul de noutate privind utilizarea sistemului de operare *embedded* Linux și pentru a asigura un sistem de operare similar calculatorului de bord NanoMind

Z7000 este propus nucleul Linux 5.10, dezvoltat și adaptat pentru kitul de dezvoltare ZC702, având la bază compilatorul GCC 10.2 (detalii suplimentare se regăsesc în [95]).

Pentru a executa sistemul FDI SMO utilizând placa de dezvoltare ZC702 este necesară definirea configurației HW:

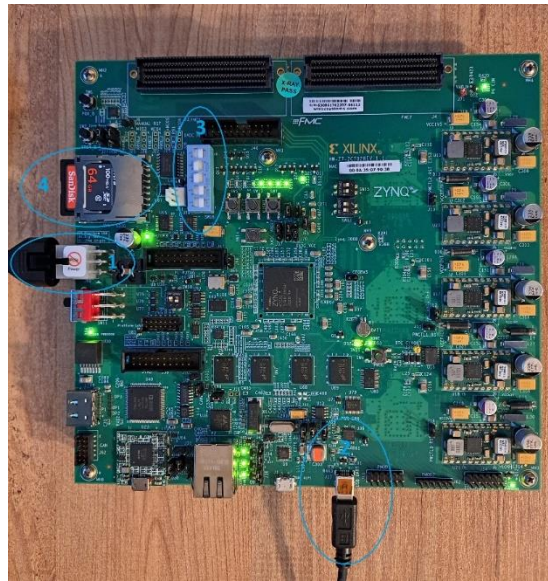


Fig. 8-4: Configurație ZC702

unde: 1 - reprezintă sursa de alimentare, 2 - reprezintă conexiunea serială UART, 3 - reprezintă pini de configurație SW16 ai plăcii pentru a porni sistemul utilizând sistemul de operare instalat pe cardul SD, 4 - cardul SD ce conține sistemul de operare embedded Linux și aplicația FDI SMO compilată.

În cadrul acestui test este aleasă conexiunea serială UART pentru a realiza comunicarea între placa de dezvoltare ZC702 și calculatorul de lucru. Aplicația Tera Term reprezintă intermediul prin care utilizatorul interacționează cu Linux-ul instalat pe placa de dezvoltare. Se remarcă faptul că s-a ales pornirea sistemului (*boot*) de pe cardul SD. Procesorul Dual ARM Cortex A9 Mpcore prezent pe placa de dezvoltare ZC702 este configurat la frecvența nominală de 667 MHz.

Prin aplicație FDI SMO se înțelege versiunea compilată pentru procesorul Dual ARM Cortex A9 MpCore, conținând cel puțin codul autogenerat, codul necesar asigurării datelor de intrare din fișierele .txt și codul scrierii datelor de ieșire în fișiere .txt. Dezvoltarea aplicației FDI SMO este realizată pornind de la codul C auto generat. Codul astfel obținut este integrat în Xilinx

SDK 2019.1 unde este creat un proiect. Rezultatul procesului de compilare este aplicația fdi\_smo.elf, având dimensiunea:

<i>Text</i>	<i>Data</i>	<i>bss</i>
<i>[B]</i>	<i>[B]</i>	<i>[B]</i>
19863	656	4088

Tabel 8-2 Dimensiunea aplicației fdi\_smo.elf

Datele de intrare ale aplicației FDI SMO sunt asigurate prin intermediul fișierelor .txt, generate în Matlab preliminar pentru fiecare pas în parte, unde sunt scrise datele de intrare necesare (date generate cu ajutorul modelului Simulink). Parametrii configurabili sunt generați automat prin procesul de autocodare și sunt inițializați în debutul aplicației, mecanismul fiind suficient pentru testul propus.

În urma simulărilor s-a obținut un timp de detecție și izolare identic cu modelul Simulink, fapt ce indică comportamentul corect al codului C:

	<i>Detecție defect</i>	<i>Izolare defect</i>
Model Simulink	6.5 [s]	11.5 [s]
PIB	6.5 [s]	11.5 [s]

Tabel 8-3 Rezultate PIB comparate cu modelul Simulink

Un alt aspect important analizat în acest subcapitol este reprezentat de timpul de execuție al aplicației FDI SMO utilizând procesorul Dual ARM Cortex A9 Mpcore pentru a analiza fezabilitatea implementării. Frecvența nominală de execuție a sistemului FDI SMO decisă în timpul proiectării este de 10 Hz. Acest lucru implică faptul că aplicația FDI trebuie să ruleze pe HW-ul ales în maxim 80 ms ( reprezentând bugetul SW, conform standardului ECSS-E-ST-40C), restul de 20 ms reprezentând bugetul SW de siguranță (20%) impus prin standardul ECSS-E-ST-40C. Pentru a obține timpul de execuție este necesară măsurarea timpului în care este executat fiecare pas de execuție al aplicației FDI SMO, considerând cazul utilizat anterior în Tabel 8-3. Timpul de execuție este măsurat utilizând placa de dezvoltare ZC702. Din Tabel 8-4 se observă faptul că aplicația FDI SMO nu cauzează probleme privind timpul de execuție, timpul mediu, cât și maxim de execuție fiind mult inferior limitei stabilite de 80 ms.



<i>Timp de execuție mediu [ms]</i>	<i>Timp de execuție maxim [ms]</i>
0.1023	0.1159

Tabel 8-4 Timp de execuție mediu și maxim

În concluzie, este demonstrată fezabilitatea implementării sistemul FDI SMO utilizând procesorul Dual ARM Cortex A9 Mpcore, consumând resurse SW neglijabile atât din punct de vedere al dimensiunilor prezentate în Tabel 8-2, dar și al timpului de execuție prezentat în Tabel 8-4. Bugetul SW rămas disponibil poate fi utilizat pentru alte activități critice ale misiunii. Aceste performanțe SW remarcabile ale sistemului FDI SMO asigură implementarea sa cu ușurință cu alte sisteme, nefiind necesară renunțarea la anumite funcționalități pentru a executa detecția și izolarea defectelor.

## 9. CONCLUZII FINALE

### 9.1. Publicații

Pe parcursul acestui studiu efectuat cu scopul de a dezvolta un sistem FDI cu mod alunecător pentru sateliți de tip CubeSat, se remarcă următoarea lista cu publicații:

1. Florin-Adrian Stancu, Adrian-Mihail Stoica: Satellites FDI system design using sliding mode observers, INCAS Bulletin, Vol.14, Issue 1, pp.197-207, <https://doi.org/10.13111/2066-8201.2022.14.1.16>, 2022
2. Florin-Adrian Stancu, Adrian-Mihail Stoica: Actuator fault reconstruction using FDI system based on sliding mode observers, INCAS Bulletin, Vol.14, Issue 4, pp.157-165, <https://doi.org/10.13111/2066-8201.2022.14.4.13>, 2022
3. Florin-Adrian Stancu, Victor Manuel Moreno Villa, Carlos Dominguez Sanchez, Andrei Valentin Plămădeală, Daniel Ovejero Provencio: Visual based GNC system from prototype to flight software, INCAS Bulletin, Vol.15, Issue 1, pp 97-106, <https://doi.org/10.13111/2066-8201.2023.15.1.9>, 2023

4. Florin-Adrian Stancu, Adrian-Mihail Stoica: Variable fault detection and isolation threshold based on sliding mode observers, trimis spre publicare către UPB Scientific Bulletin
5. P. Bajanaru, R. Domingo Torrijos, D. Gonzalez-Arjona, F. A. Stancu, C. Onofrei, M. Marugan Borelli, R. Chamoso Rojo, C.G. Mihalache: Reconfigurable Co-Processor for Spacecraft Autonomous Navigation, OBDP2021- 2nd European Workshop on On-Board Data Processing (OBDP2021), 14-17 June 2021, Session 8, DOI: 10.5281/zenodo.5517286
6. D. Gogu, F. Stancu, A. Pastor Gonzalez, D. Fortun Sanchez, D. Gonzalez-Arjona, O. Muller, M. Barbelian, V. Pana: Boosting Autonomous Navigation Solution based on Deep Learning using new rad-tol Kintex Ultrascale FPGA, OBDP2021- 2nd European Workshop on On-Board Data Processing (OBDP2021), 14-17 June 2021, Session 3, DOI: 10.5281/zenodo.5520545
7. F. A. Stancu, J. R. Garcia, A. Pellacani, D. Gonzalez Arjona: Validation process from models to HW avionics in the frame of HERA autonomous navigation, DASIA(Data system in aerospace) 2021, [eurospace.org/wp-content/uploads/2021/06/dasia-2021-programme-19-09-2021-21h45-final.pdf](https://eurospace.org/wp-content/uploads/2021/06/dasia-2021-programme-19-09-2021-21h45-final.pdf)

## 9.2. Concluzii

Activitatea prezentată are ca rezultat dezvoltarea unui sistem FDI bazat pe estimatoare de tip mod alunecător cu scopul de a detecta și izola defecte ce pot să apară în sistemul de comandă al satelitelui Juventas. Pentru a dezvolta sistemul FDI SMO sunt îndeplinite total obiectivele prezentate în Tabel 1-1.

Alegerea dezvoltării unui sistem FDI pentru sistemul de comandă este motivată de faptul că menținerea orientării satelitelui reprezintă un element critic în reușita misiunii spațiale, iar din literatura de specialitate reiese faptul că rata de apariție a unui defect în cadrul sistemului GNC este de 32%.

În urma studiului privind literatura de specialitate se remarcă sistemele FDI bazate pe model matematic utilizând estimatoare de stare cu mod alunecător datorită robusteții crescute la

incertitudini parametrice și perturbații mărginite. În plus, utilizarea estimatoarelor de stare cu mod alunecător permite reconstrucția defectului pe baza semnalului echivalent de injecție. Astfel, este stabilită direcția de cercetare a lucrării, anume dezvoltarea unui sistem FDI bazat pe estimatoare de stare cu mod alunecător.

Sistemul FDI SMO este dezvoltat, analizat și validat pe baza misiunii HERA utilizând modelul satelitului Juventas. Astfel, este propusă configurația sistemului de comandă, formată din elemente de execuție și senzori, fiind atent stabilită în urma unei analize privind disponibilitatea componentelor pe piață, dar și fezabilitatea integrării acestora în cadrul satelitului. În final este propusă următoarea configurație:

- GiroSCOape optice VG1703;
- Roți de reacție NanoTorque GSW-600;
- Element de execuție cu jet Nanoprop 6 DOF;
- Calculator de bord NanoMind Z7000.

Pentru dezvoltarea estimatorului de stare SMO este necesară dezvoltarea ecuațiilor dinamice și cinematice ale vehiculelor spațiale în ipoteza unui corp rigid cu 6 grade de libertate. Sunt definite sistemele de referință utilizate pentru a reprezenta poziția și atitudinea satelitului Juventas, anume sistemul de referință ecliptic J2000 Didymain și sistemul de referință al satelitului Juventas. Dinamica satelitului este dezvoltată ținând cont de configurația sistemului de acționare, remarcându-se prezența efectului giroscopic generat de către roțile de reacție. Cuplul de comandă este reprezentat în ecuația dinamică prin cuplul generat de către roțile de reacție sau de către elementele de execuție cu jet. Ecuația cinematică este o ecuație diferențială de ordin întâi ce descrie atitudinea satelitului. Reprezentarea atitudinii este realizată cu ajutorul cuaternionului cu scopul de a evita singularitățile Euler de rotație.

Sistemul de comandă pentru reglarea atitudinii este bazat pe o lege de comandă de tip PD, ce este construită pe baza erorii de atitudine și a vitezei unghiulare a satelitului. Comanda PD este executată cu ajutorul roților de reacție. Având în vedere fenomenul de saturare al roților de reacție (anume atingerea vitezei unghiulare maxime constructive a roții de reacție) este propus procesul de desaturare. Legea de comandă a procesului de desaturare se bazează pe momentul cinetic al roților de reacție, cu scopul de a obține cuplul necesar de desaturare ce reduce, datorită reacției legii de comandă PD, vitezele unghiulare ale roților de reacție către valoarea de referință. Cuplul astfel obținut este executat cu ajutorul elementelor de execuție cu jet.

Pe baza modelului ecuațiilor dinamice este propus estimatorul de stare cu mod alunecător pentru viteza unghiulară utilizând dinamica neliniară a satelitului Juventas, unde pentru a evita fenomenul de *chattering* este utilizată funcția de pseudo-alunecare. Obiectivul principal al estimatorului de stare este minimizarea erorii  $e_\omega$  ce reprezintă chiar suprafața de alunecare definită. Stabilitatea estimatorului de stare cu mod alunecător este evaluată utilizând criteriul de accesibilitate al suprafeței de alunecare  $\eta$  în prezența perturbațiilor și defectelor mărginite. Rezultatul analizei indică faptul că pentru o amplificare  $\rho$  suficient de mare condiția de accesibilitate a suprafeței de alunecare este îndeplinită, ceea ce implică faptul că estimatorul de stare cu mod alunecător asigură convergența  $e_\omega \rightarrow 0$  într-un interval de timp finit. O particularitate a estimatorului este reprezentată de posibilitatea reconstrucției perturbațiilor și al defectelor elementelor de execuție pe baza semnalului echivalent de injecție. Acest lucru este posibil atunci când suprafața de alunecare este atinsă și mișcarea de alunecare este menținută. Totodată, pe baza reconstrucției defectului este propusă condiția preliminară de detecție a defectului, ce este mai târziu dezvoltată sub denumirea de cuplu echivalent. Deoarece semnalul echivalent de injecție conține doar informații asupra amplitudinii defectului, pe baza acestuia se poate realiza detecția, însă natura defectului rămâne necunoscută. Pentru a determina natura defectului (defect element de execuție sau defect giroscop) este propusă estimarea vitezei unghiulare a satelitului utilizând regresia liniară pe un eșantion redus de măsurători al vitezei unghiulare anterioare. Astfel, profilul vitezei unghiulare pe componente este aproximat utilizând trei funcții liniare ce sunt actualizate la fiecare moment de timp, procedură pe baza căreia este obținută viteza unghiulară estimată  $\hat{\omega}_{ls}$ , folosită pentru a calcula reziduul. În cazul în care reziduul depășește un prag predefinit este indicată posibilitatea unui defect în cadrul senzorilor.

Dezvoltarea completă a sistemului FDI SMO este bazată pe banca estimatoarelor ce este compusă din 10 estimatoare de stare cu mod alunecător, dintre care unul global cu rol de a detecta defectul și 9 estimatoare construite considerând scenariile de defect utilizate pentru a izola defectul:

- Defect total al unei roți de reacție;
- Defect total al unui giroscop;
- Defect total al unui giroscop și defect de tip valvă blocată închisă al unui element de execuție cu jet.

Arhitectura sistemului FDI SMO este definită de următoarele funcționalități principale:

- Estimator global – generează semnalul echivalent de injecție;
- Detecția defectului – detectează un defect, generează pragul FDI variabil și comandă banca estimatoarelor de stare;
- Monitorizare giroscop – verifică fezabilitatea izolării, verifică dacă un giroscop este înghețat și oferă informații asupra naturii defectului;
- Banca estimatoarelor de stare – conține estimatoarele de stare cu mod alunecător și furnizează informații privind izolarea defectului;
- Izolare defect – pe baza informațiilor furnizate de către detecția defectului, monitorizarea giroscopului și a bancii estimatoarelor de stare declară defectul și izolarea acestuia.

Utilizând simulatorul Matlab și sistemul FDI SMO sunt propuse trei scenarii de bază pentru testare: manevra de orientare a panourilor solare către Soare, faza SSTO și desaturarea roților de reacție.

Defectele propuse pentru a fi detectate și izolate sunt:

- Defect total al roții de reacție unde aceasta nu mai este comandată, iar informația despre viteza unghiulară a roții nu mai este disponibilă;
- Defect element de execuție cu jet supapă complet închisă;
- Defect total al giroscopelor optice;
- Măsurătoare înghețată a unui giroscop.

Precum a fost specificat anterior, estimatorul de stare cu mod alunecător utilizează funcția de pseudo-alunecare pentru a reduce efectul de *chattering* și a obține un semnal de injecție interpretabil, cu obiectivul de a decide apariția unui defect. Funcția de pseudo-alunecare este configurată astfel încât estimatorul de stare cu mod alunecător să prezinte robustețe crescută la incertitudini parametrice de până la 20% și perturbații generate de presiunea radiației solare. În final este propusă configurația  $\varepsilon = 0.01$  și  $\rho = 0.01$  pentru întreaga bancă a estimatoarelor de stare. Un element de noutate este reprezentat de propunere pragului variabil FDI pe baza profilului parabolic, limitat de un prag FDI superior ce reprezintă vârful parabolei și un prag FDI inferior. Pragurile FDI sunt decise prin simulări Monte Carlo în ipoteza perturbațiilor și incertitudinilor

maxime prevăzute în Tabel 7-1. Pentru proiectarea profilului pragului variabil FDI, aplicabil cuplului echivalent mediu, sunt considerate valorile prezentate în Tabel 7-2. Pentru proiectarea profilului pragului variabil FDI, aplicabil vitezei unghiulare approximate, utilizând regresia liniară sunt considerate valorile Tabel 7-3.

În continuare, sistemul FDI SMO este testat utilizând primul scenariu privind manevra de achiziție a Soarelui, cu ajutorul simulatorului Matlab/Simulink, într-o vastă campanie de testare Monte Carlo, unde sunt variate incertitudinile parametrice într-un procent de 20%, variate perturbațiile considerând o poziție a centrului de presiune ce se modifică față de centrul de masă între 0.01-0.1 m. De asemenea, sunt testate variații ale timpului de apariție a defectului între 5-120 secunde. În final, este testată variația atitudinii inițiale între 2.5-20 grade și o variație a vitezelor unghiulare de 20%. Mai mult, se observă faptul că detecția defectului este dependentă de amplitudinea și variația vitezei unghiulare, dar și a cuplului comandat. Al doilea scenariu considerat este reprezentat de faza SSTO, ce presupune o orbită stabilă în jurul asteroidului Didymain. Este de remarcat faptul că faza SSTO presupune utilizarea sistemului FDI SMO doar în configurația de detecție datorită vitezei unghiulare reduse a satelitului. Concluzia analizei este reprezentată de faptul că sistemul FDI SMO este propus ca un element de precauție ce rulează pe parcursul fazei SSTO pentru a detecta eventualele evenimente ce pot pune în pericol siguranța satelitului. Al treilea scenariu considerat este reprezentat de procesul de desaturare al roților de reacție. Similar, scenariul procesului de desaturare prezintă o viteză unghiulară redusă a satelitului, fapt ce implică utilizarea sistemului FDI SMO în configurația de detecție și izolare doar pentru elementele de execuție: roți de reacție și elemente de execuție cu jet.

Rezultatele campaniei Monte Carlo cumulate, considerând toate scenariile, denotă performanțe remarcabile:

- 99.23% privind detecția corectă;
- 94.27% privind izolarea corectă;
- o izolare incorectă.

Cu scopul de a obține o implementare a sistemului FDI SMO în limbajul C este propus ciclul de dezvoltare SW V. Procesul de implementare software este supervizat de următoarele standarde: ECSS-E-ST-40C, ECSS-Q-ST-80C și ECSS-E-HB-40A. Se remarcă trei pași de dezvoltare:

- model în buclă – sistemul FDI SMO este proiectat și testat în Simulink;
- cod în buclă – blocul Simulink ce conține sistemul FDI SMO este autocodat și mai apoi testat în Simulink utilizând varianta compilată a codului sursă C;
- procesor în buclă – codul sursă obținut în urma autocodării este implementat pe HW-ul dedicat.

Modelul simulink FDI SMO este dezvoltat respectând regulile de autocodare. Codul autogenerat este integrat în simulatorul Matlab/Simulink cu ajutorul blocului S-function (ce conține codul autogenerat compilat și pregătit pentru a rula în Simulink). Pentru testare este considerat cazul nominal, anume manevra de achiziție a Soarelui în prezența unui defect apărut în cadrul roții de reacție pe axa x. Din Tabel 8-1 se observă faptul că testele în configurație CIB generează un timp de detecție și izolare identic cu modelul Simulink, fapt ce confirmă funcționalitatea corectă. În continuare este considerată configurația PIB, astfel este identificat calculatorul de bord NanoMind Z7000 bazat pe procesorul Dual ARM Cortex A9 MpCore. Din cauza costului ridicat de achiziție este propusă alternativa unei plăci de dezvoltare ZC702 ce conține un HW similar. Sistemul de operare ales este de tip *embedded* Linux, ce reprezintă o nouă tendință în industria spațială. Versiunea autocodului integrată pentru testarea PIB poartă denumirea de aplicație FDI SMO, aplicație ce este încărcată împreună cu sistemul de operare Linux pe placa de dezvoltare ZC702 prin intermediul cardului SD. Pentru testare este considerat cazul nominal, anume manevra de achiziție a Soarelui în prezența unui defect apărut în cadrul roții de reacție pe axa x. Din Tabel 8-3 se observă faptul că testul realizat în configurație PIB generează un timp de detecție și izolare identic cu modelul Simulink, fapt ce confirmă funcționalitatea corectă. În final, pentru a evalua fezabilitatea implementării aplicației FDI SMO pe procesorul Dual ARM Cortex A9 MpCore este determinată dimensiunea aplicației compilate și timpul de execuție. Din Tabel 8-2 se observă faptul că memoria necesară nu impune probleme de integrare, iar din Tabel 8-4 se observă faptul că timpul maxim de execuție pe un singur pas al aplicației FDI SMO este de 0.1159 ms. Având în vedere aceste aspecte este concluzionat faptul că aplicația FDI SMO consumă resurse SW neglijabile, astfel demonstrându-se fezabilitatea integrării acesteia pe calculatorul de bord.

### 9.3. Contribuții personale

În următoarea listă se remarcă o selecție a celor mai importante contribuții personale:

- Propunerea spre rezolvare a problemei de detecție și izolare a defectului utilizând un estimator de stare cu mod alunecător;
- Definierea configurației satelitului;
- Alegerea giroscopului optic VG1730 pentru a măsura viteza unghiulară a satelitului;
- Proiectarea sistemului de reglare a atitudinii și desaturare pentru satelitul Juventas;
- Proiectarea estimatoarelor de stare cu mod alunecător considerând dinamica neliniară a satelitului Juventas;
- Propunerea funcției de pseudo-alunecare cu scopul de a obține direct semnalul echivalent de injecție pe baza căruia se poate realiza detecția unui defect;
- Propunerea realizării detecției unui defect utilizând estimatorul global, evaluând cuplul echivalent determinat pe baza semnalului echivalent de injecție;
- Proiectarea detecției preliminare a defectelor apărute în unitățile de măsurare a vitezei unghiulare prin estimarea vitezei unghiulare utilizând aproximarea cu o regresie liniară aplicând metodata celor mai mici pătrate;
- Propunerea și proiectarea băncii estimatoarelor de stare cu mod alunecător;
- Proiectarea estimatoarelor de stare cu mod alunecător considerând dinamica neliniară a satelitului Juventas;
- Proiectarea unei arhitecturi FDI SMO hibride ce este robustă la perturbații externe și incertitudini parametrice;
- Introducerea conceptului de prag variabil proiectat cu ajutorul ecuației parabolice;
- Dezvoltarea simulatorului Matlab/Simulink cu scopul de a testa sistemul și a crește reprezentativitatea simulărilor;
- Dimensionarea funcției de pseudo-alunecare pentru estimatorul global și banca estimatoarelor de stare;
- Dimensionarea pragurilor variabile FDI pe baza incertitudinilor de modelare și al perturbațiilor mărginite;
- Executarea unei vaste campanii de testare Monte Carlo;



- Implementarea, validarea și verificarea sistemului FDI SMO urmând standardul ECSS-E-ST-60-30C;
- Implementarea SW a sistemului FDI SMO pe baza conceptului denumit „ciclul SW V”;
- Verificarea și validarea aplicației FDI SMO în configurație CIB și PIB;
- Implementarea, validarea și verificarea aplicației FDI SMO urmând standardele ECSS-Q-ST-80C, ECSS-E-ST-40C și ECSS-E-HB-40A;
- Demonstrarea fezabilității implementării aplicației FDI SMO utilizând un procesor de tip Dual ARM Cortex A9 MpCore.

#### **9.4. Direcții viitoare de cercetare**

Privind direcțiile de cercetare viitoare se remarcă:

- Extinderea băncii estimatoarelor de stare considerând scenarii de defect suplimentare: pierderea eficienței de generare a cuplului de comandă datorită uzurii mecanice a elementelor de execuție și pierderea preciziei de măsurare a senzorului;
- Utilizarea unui număr de patru roți de reacție dispuse în configurație piramidală ce permite reconfigurarea sistemului de comandă;
- Optimizarea funcțională a implementării modelului Simulink FDI SMO, cu scopul de a reduce la minim timpul de execuție utilizând procesorul Dual ARM Cortex A9.

## **10. BIBLIOGRAFIE**

- [1] M. J. Sidi – *Spacecraft Dynamics and Control* , Cambridge University Press, 1997
- [2] J. R. Wertz – *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Publishers, 1990
- [3] I. Făgărășan – *Diagnoza sistemelor tehnice*, 2009-2010
- [4] <http://en.wikipedia.org/wiki/Spaceflight>, accesat 2017
- [5] <https://www.universetoday.com/42198/how-many-satellites-in-space>, accesat 2017

- [6] <http://www2.rosa.ro/index.php/ro/esa>, accesat 2017
- [7] F. Pirmoradi – *Fault Detection and Diagnosis in a Spacecraft Attitude Determination System*, 2005
- [8] J. N. Schreiner – *A Neural Network Approach to Fault Detection in Spacecraft Attitude Determination and Control Systems*, 2015
- [9] J. A. Larsen, R. Amini, R. Izadi-Zamanabadi – *Advanced Attitude Control of Pico Sized Satellites*, 2005
- [10] N. Abreu – *Fault Diagnosis with Adaptive Kalman Filters and CMG Design for Picosatellite ACS*, 2011
- [11] A. B. Borchersen, B. Eskildsen, K. W. Foged, J. Lauridsen – *Attitude Control and Fault Detection for AAUSAT3*, 2010
- [12] D. R. Pedersen, J. D. Grunnet, J. A. Larse, K. K. Laursen, E. Kolakowska, I. P. Amo, R. Izadi-Zamanabadi, R. Wisniewski – *Attitude Control System for AAUSAT-II*, 2004
- [13] C. Svard – *Methods for Automated Design of Fault Detection and Isolation Systems with Automotive Applications*, 2012
- [14] F. Holzapfel, S. Theil – *Advances in Aerospace Guidance Navigation and Control*, 2011
- [15] S. Indra – *A Decentralized Fault Detection and Isolation Scheme for Spacecraft: Bridging the Gap Between Model-based Fault Detection and Isolation Research Practice*, 2013
- [16] G. N. Ashtiani – *Fault Detection and Isolation in Spacecraft Attitude Control System Using Parity Space Method*, 2007
- [17] I. Nagesh – *Fault Diagnosis for a Satellite System Using Sliding Mode Observers*, 2014
- [18] S. Indra, L. Trave-Massuyes, E. Chanthery – *Decentralized Diagnosis with Isolation on Request for Spacecraft*, 2012
- [19] J. D. Carl, D. L. C. Mack, A. Tantawy, G. Biswas, X. D. Koutsoukos – *Fault Isolation for Spacecraft Systems: An Application to a Power Distribution Testbed*, 2012
- [20] R. Fonod, D. Henry, E. Bornschlegl, C. Charbonnel – *Thruster Fault Detection, Isolation and Accommodation for an Autonomous Spacecraft*, 2014
- [21] T. Kobayashi – *Aircraft Engine On-Line Diagnostics Through DualChannel Sensor Measurements Development of an Enhanced System*, 2008
- [22] A. Jochen – *Fault Diagnosis of Nonlinear Systems Using Structured Augmented State Models*, 2007

- [23] E. S. Tehrani – *Fault Detection, Isolation and Identification for Linear Systems Using a Hybrid Approach*, 2008
- [24] S. S. Nasrolahi – *Analytical Fault Detection and Isolation Algorithms Based on Rotation Matrices for a Three Axis Stabilized Satellite*, 2014
- [25] R. Seidel, H-J. Herpel, R. Forstner – *Innovative Fault Detection, Isolation and Recovery – Project Description*, 2013
- [26] A. Wander, R. Forstner – *Innovative Fault Detection, Isolation and Recovery Strategies On-Board Spacecraft: State of the Art and Research Challenges*, 2012
- [27] European Cooperation for Space Standardization: *Space Engineering – Space Segment Operability*, ECSS-E-ST-70-11C (31 July 2008)
- [28] Nasa – *Fundamentals of Spacecraft Attitude Control*, 2012
- [29] G. A. Thopil – *An Attitude and Orbit Determination and Control System for a small Geostationary Satellite*, 2006
- [30] J. Gießelmann – *Development of an Active Magnetic Attitude Determination and Control System for Picosatellites on Highly Inclined Circular Low Earth Orbits*, 2006
- [31] D. Pedersen, J. Grunnet, J. Larsen, K. Laursen, E. Kolakowska, I. Amo – *Attitude Control System for AAUSAT-2*, 2004
- [32] K. J. Astrom – *Control System Design: Ch 6 PID Control*, 2002
- [33] G. Brathen – *Design of Attitude Control System of a Double CubeSat*, 2013
- [34] K. F. Jensen, K. Vinther – *Attitude Determination and Control System for AAUSAT3*, 2010
- [35] Universita Degli Studi di Cagliari – *A Quick Introduction to Sliding Mode Control*, <http://www.diee.unica.it>
- [36] V. I. Utkin – *Variable Structure Systems with Sliding Modes*, 1977
- [37] A. Bemporad – *State Estimation and Linear Observers*, power point, 2010-2011
- [38] B. Bandyopadhyay, S. Janardhanan, S. K. Spurgeon – *Advances in Sliding Mode Control*, Springer 2013
- [39] C. Edwards, S. K. Spurgeon, R. J. Patton, P. Klotzek – *Sliding Mode Observers for Fault Detection*, 1997
- [40] A. Charles, M. Nandhini, A. Sakthivel – *A Comparative Study of Sliding Mode Observers*, 2015
- [41] B-Z. Guo, Z-L. Zhao – *Extended State Observer for Nonlinear System with Uncertainty*, 2011

- [42] S. Hui, S. H. Zak – *Observer Design for Systems with Unknown Inputs*, 2005
- [43] A. J. Krener – *Nonlinear Observers*, 2009
- [44] *Estimarea starii. Compensarea cu estimator*, <http://www.automation.ucv.ro>, accesat 2017
- [45] S. K. H. Ar-Ramahi – *PID Controller Design for the Satellite Attitude Control System*, 2009
- [46] H. Brandtstadter – *Sliding Mode Control of Electromechanical Systems*, 2009
- [47] S. V. Drakunov – *Sliding-Mode Observer Based on Equivalent Control Method*, 2015
- [48] A. Charles, M. Nandhini, A. Sakthiel – *A Comparative Study of Sliding Mode Observers*, 2015
- [49] V. I. Utkin – *Sliding mode control and Optimisation*, Springer 1992
- [50] C. Edwards, S. K. Spurgeon – *Sliding Mode Control Theory And Applications*, CRC Press, 1998
- [51] E. Fresk, G. Nikolakopoulos – *Full Quaternion Based Attitude Control for a Quadrotor*, 2013
- [52] H. Alwi – *Fault Tolerant Sliding Mode Control Schemes with Aerospace Applications*, 2008
- [53] J. Zenteno-Torres, J. Cieslak, J. Davila, D. Henry – *Sliding Mode Control with Application to Fault-Tolerant Control: Assessment and Open Problems*, 2021
- [54] Y. Shtessel, C. Edwards, L. Fridman, A. Levant – *Sliding Mode Control and Observation*, Springer 2014
- [55] N. N. Kamran – *Sliding Mode Observers for Distributed Parameter: Theory and Applications*, 2016
- [56] J. Diebel – *Representing Attitude Euler Angles, Unit Quaternion, and Rotation Vectors*, 2006
- [57] G. Hanon, G. Vanhalst – *A Study of the Landing Phase of the Juventas CubeSat on the Moon of the Binary Asteroid System Didymos*, 2020
- [58] GOMspace NanoTorque GSW-600 datasheet, 2018
- [59] O. J. Woodman – *An Introduction to Inertial Navigation*, 2007
- [60] M. Tolstoj – *Analysis of Disturbance Torques on Satellites in Low-Earth Orbit Based upon Grace*, 2017
- [61] S. A. Ibrahim, E. Yamaguchi – *Comparison of Solar Radiation Torque and Power Generation of Deployable Solar Panel Configurations on Nanosatellites*, 2019
- [62] P. W. Kenneally – *High Geometric Fidelity Solar Radiation Pressure Modeling via Graphics Processing Unit*, 2010

- [63] L. Zardain, A. Farres, A. Puig – *High-Fidelity Modeling and Visualizing of Solar Radiation Pressure Analysis*, 2020
- [64] <https://naif.jpl.nasa.gov/naif/index.html>, accesat septembrie 2021
- [65] <https://www.cosmos.esa.int/web/spice/spice-for-hera>, accesat septembrie 2021
- [66] <https://gomspace.com/shop/subsystems/attitude-orbit-control-systems/nanoprop-6u-propulsion.aspx>, accesat septembrie 2021
- [67] [https://www.esa.int/ESA\\_Multimedia/Images/2018/06/Didymos\\_asteroid\\_system](https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2018/06/Didymos_asteroid_system), accesat septembrie 2021
- [68] [https://www.esa.int/Safety\\_Security/Hera/Target\\_asteroid](https://www.esa.int/Safety_Security/Hera/Target_asteroid), accesat septembrie 2021
- [69] <https://www.nasa.gov/planetarydefense/dart>, accesat septembrie 2021
- [70] P. Z. Schulte, D. A. Spencer – *Development of an Integrated Spacecraft Guidance, Navigation, & Control Subsystem for Automated Proximity Operations*, 2019
- [71] J. S. Freudenberg – *Simulink Models for Autocode Generation*, 2008
- [72] J. Molina – *Auto Code Generation for Simulink-Based Attitude Determination Control System*, 2012
- [73] J. C. M. Fraticelli – *Simulink Code Generation – Tutorial for Generating C Code from Simulink Models Using Simulink Coder*, 2012
- [74] A. Pellacani, M. Graziano, M. Suatoni – *Design, Development, Validation and Verification of GNC Technologies*, 2019
- [75] M. Melara, F. Pace, C. Dominguez, L. Cercos et al. – *MIURA 1 Avionics Development and Qualification*, 2019
- [76] <https://gomspace.com/shop/support/nanomind-z7000.aspx>, accesat septembrie 2021
- [77] [https://global.epson.com/products\\_and\\_drivers/sensing\\_system/imu/g370/](https://global.epson.com/products_and_drivers/sensing_system/imu/g370/), accesat septembrie 2021
- [78] <https://www.nasa.gov/content/what-are-smallsats-and-cubesats>, accesat septembrie 2021
- [79] L. Moysis, M. Tsiaousis et al. – *An introduction to Control Theory Application with Matlab*, 2015
- [80] <https://gomspace.com/news/gomspace-luxembourg-landing-workshop-for-the-juven.aspx>, accesat septembrie 2021
- [81] [https://www.esa.int/ESA\\_Multimedia/Images/2019/01/Juventas\\_CubeSat](https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2019/01/Juventas_CubeSat), accesat septembrie 2021

- [82] H. R. Goldberg et al. – *The Juventas CubeSat in Support of ESAs Hera Mission to the Asteroid Didymos*, 2019
- [83] J. L. V. Garcia – *Introduction to SPICE*, COSPAR Workshop on Planetary Science, 2007
- [84] F. L. Markley, J. L. Crassidis – *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, Springer 2014
- [85] M. R. Ștefănescu, C. L. Prioroc – *Automatic Control System for ESMO Satellite Using LQR Control Strategy*, 2012
- [86] N. Jovanovic – *Aalto-2 Satellite Attitude Control System*, 2014
- [87] Z. Gajic – *Introduction to Linear and Nonlinear Observers*, Rutgers university, 2003
- [88] S. Drakunov, V. Utkin – *Sliding mode Observers.Tutorial, Conference on Decision & Control*, 1995
- [89] S. Kamal – *EE-568:Lecture - 24 (Sliding Mode Control and its Application): Sliding Mode Observers*, 2021
- [90] J. R. Wertz, W. J. Larson – *Space mission analysis and design*, Third Edition, 1999
- [91] [https://fizoptika.com/docs/fiber\\_optic\\_gyro\\_specification\\_vg1703.pdf](https://fizoptika.com/docs/fiber_optic_gyro_specification_vg1703.pdf), accesat decembrie 2022
- [92] [https://fizoptika.com/docs/fiber\\_optic\\_gyroscope\\_manual\\_VG1703\\_series.pdf](https://fizoptika.com/docs/fiber_optic_gyroscope_manual_VG1703_series.pdf), accesat ianuarie 2023
- [93] S. J. Miller – *The Method of Least Squares*, Department of Mathematics and Statistics, Williams College, 2015
- [94] <https://www.xilinx.com/products/boards-and-kits/ek-z7-zc702-g.html>, accesat ianuarie 2023
- [95] <https://xilinx-wiki.atlassian.net/wiki/spaces/A/pages/1884029195/2021.1+Release>, accesat ianuarie 2023
- [96] M. Lungu, R. Lungu – *Full-Order Observer Design for Linear Systems with Unknown Inputs*, Faculty of Electrical Engineering, University of Craiova, 2012
- [97] H. K. Khalil – *Nonlinear Systems*, Second Edition, Prentice Hall, 1996
- [98] J. Bals, K. H. Kienitz – *A Comprehensive Approach to Pulse Modulation for Attitude Control with Thrusters Subject to Switching Restriction*, DRL – German Aerospace Center, Institute of Robotics and Mechatronics, 2005

- [99] [www.math.md/stireal/matematica/candidat/parabola.pdf](http://www.math.md/stireal/matematica/candidat/parabola.pdf), accesat martie 2023
- [100] B. Wie, P. M. Barba – *Quaternion Feedback for Spacecraft Large Angle Maneuvers*, 1985
- [101] European Cooperation for Space Standardization: *Space Engineering – Software*, ECSS-E-ST-40C (06 March 2009)
- [102] European Cooperation for Space Standardization: *Space Product Assurance – Software Product Assurance*, ECSS-Q-ST-80C Rev.1 (15 February 2017)
- [103] European Cooperation for Space Standardization: *Space Engineering – Software Engineering Handbook*, ECSS-E-HB-40A (11 December 2013)
- [104] European Cooperation for Space Standardization: *Space Engineering – Satellite Attitude and Orbit Control System (AOCS) Requirements*, ECSS-E-ST-60-30C (30 August 2013)
- [105] J. J. Gertler – *Fault Detection and Diagnosis in Engineering Systems*, CRC Press 1998
- [106] L. H. Chiang, E. L. Russell, R. D. Braatz – *Fault Detection and Diagnosis in Industrial Systems*, Springer 2001
- [107] R. Martinez-Guerra, J. L. Mata-Machuca – *Fault Detection and Diagnosis in Nonlinear Systems – A Differential and Algebraic Viewpoint*, Springer 2014
- [108] H. Alwi, C. Edwards, C. P. Tan – *Fault Detection and Fault-Tolerant Control Using Sliding Modes*, Springer 2011