



FONDUL SOCIAL EUROPEAN

Investește în oameni !

Programul Operațional Sectorial Dezvoltarea Resurselor Umane 2007 – 2013

Proiect POSDRU/159/1.5/S/137070 - *Creșterea atractivității și performanței programelor de formare doctorală și postdoctorală pentru cercetători în științe ingineresti - ATTRACTING*



UNIVERSITATEA POLITEHNICA DIN BUCUREȘTI

Facultatea de Inginerie Mecanică și Mecatronica

Departamentul de Mecatronica și Mecanică de Precizie

Nr. Decizie Senat 44 din 21.12.2016

TEZĂ DE DOCTORAT - REZUMAT

***Cercetări privind realizarea unui sistem mecatronic modular
destinat nanosateliților pt. orbite - zona 200-2500km***

***Research on manufacturing a modular mechatronic system for
nanosatellites of 200-2500km orbits***

Autor: Ing. Mihai TOTU

Conducător Științific: Prof. dr. ing. Octavian DONȚU

COMISIA DE DOCTORAT

Președinte	Prof.dr.ing. Alexandru Dobrovicescu	de la	UPB
Conducător de doctorat	Prof. dr. ing. Octavian Donțu	de la	UPB
Referent	Prof. dr. ing. Stergios Ganatsios	de la	Univ. West-Macedonia TEI Kozani, Grecia
Referent	Prof. dr. ing. Cătălin Alexandru	de la	UTBV Brașov
Referent	Prof. dr. ing. Daniel Comeagă	de la	UPB

București 2017

Cuprins

I.	Cuvânt înainte.....	1
II.	Cuprinsul Tezei de Doctorat.....	2
III.	Rezumatul capitolelor.....	6
IV.	Bibliografie selectivă.....	53

I. Cuvânt înainte

Lucrarea de față constituie o contribuție la cercetările teoretice și experimentale în domeniul mecatronicii aplicate. Aceste cercetări s-au desfășurat în cadrul Departamentului Mecatronică și Mecanică de Precizie - Universitatea Politehnica din București, iar la elaborarea lor au contribuit într-o anumită măsură, direct sau indirect, unii dintre membrii acestuia, cărora doresc să le mulțumesc.

Sunt extrem de onorat și doresc să exprim profunda gratitudine domnului profesor universitar dr. ing. Octavian Donțu, pentru privilegiul pe care mi l-a acordat în acceptul domniei sale de a coordona și orienta desfășurarea cercetărilor în elaborarea lucrării de față, cât și pentru ajutorul științific oferit la elaborarea tezei, pentru sprijinul profesional oferit în ultimii patru ani, cât și pentru susținerea continuă în realizarea și desfășurarea testelor, analizelor și la elaborarea metodelor experimentale.

Mulțumesc în mod deosebit regretatului prof. dr. ing. Gheorghe Popescu și domnului prof. dr. ing. Nicolae Băran, din departamentul Mecatronică și Mecanică de Precizie - Universitatea Politehnica din București, pentru sfaturile deosebit de utile acordate pe parcursul studiilor și cercetărilor care au condus la elaborarea lucrării de față, cât și pentru susținerea în cadrul programului P.O.S.D.R.U. 137070.

Mulțumesc în special și domnilor prof. dr. ing. Constantin Nițu, prof. dr. ing. Daniel Comeagă și șef lucrări dr. ing. Daniel Besnea din cadrul Departamentului de Mecatronică și Mecanică de Precizie - Universitatea Politehnica din București, care au reprezentat un puternic suport profesional, formându-mă să lucrez în echipă și să rezolv probleme care presupun colaborarea între mai multe cadre didactice.

Sunt recunoscător domnilor profesori care prin experiența și cunoștințele transmise mi-au deschis un drum ascendent într-unul din cele două domenii de activitate producătoare de bunuri și civilizație - Ingineria.

Mulțumesc colectivului din cadrul departamentului Mecatronică și Mecanică de Precizie - Universitatea Politehnica din București și domnilor profesori care mi-au oferit șansa de a lucra în cadrul unor proiecte de cercetare prin care am căpătat experiența necesară dezvoltării și elaborării acestei lucrări.

De un real ajutor mi-a fost sprijinul acordat de către domnul prof. dr. ing. Constantin Dogariu, de domnul șef lucrări dr. ing. Dorel Anania, care împreună cu domnul ing. Marius Simion m-au susținut și încurajat în analizele pe care le-am avut de efectuat.

Mulțumesc pe această cale tuturor profesorilor și dascălilor care m-au format și m-au îndrumat în toată activitatea mea profesională.

Nu în ultimul rând, țin să mulțumesc părinților și familiei, care m-a susținut moral și material să elaborez această lucrare.

II. Cuprinsul Tezei de Doctorat

	Pag.
Cuvânt înainte	
Lista de notații și prescurtări	1
Cuprins.....	3
Introducere	6
Capitolul 1 Stadiul actual al cercetărilor privind sistemele mecatronice din structura nanosateliților pentru telecomunicații	9
1.1. Considerații generale și tendințe în cercetarea științifică privind domeniul nanosateliților	9
1.2. Clasificarea și dezvoltarea sateliților – nanosateliților tip CubeSat.....	10
1.3. Specificații constructive și funcționale ale sistemelor mecatronice utilizate în prezent pentru realizarea structurii nanosateliților.....	15
1.3.1. Cerințe ale standardului CubeSat	16
1.3.1.1. Cerințe generale	16
1.3.1.2. Dimensiuni exterioare pentru un satelit de tip CubeSat.....	18
1.3.1.3. Cerințe privind masa unui satelit de tip CubeSat.....	19
1.3.1.4. Cerințe privind materialele utilizate pentru sateliți tip CubeSat	19
1.3.2. Condiții impuse din punct de vedere electric și energetic pentru modulele mecatronice din structura unui CubeSat.....	20
1.3.3. Cerințe operaționale ale standardului CubeSat	21
1.4. Module mecatronice din structura unui nanosatelit.....	22
1.4.1. Modulul structurii mecanice.....	23
1.4.2. Modulul electronic al sistemului electric de alimentare	24
1.4.3. Modulul mecatronic de comandă și control al nanosatelitului.....	27
1.4.4. Modulul de comunicații radio.....	27
1.4.5. Modulul de control al poziției nanosatelitului	30
1.4.6. Modulul pentru măsurători științifice.....	31
1.5. Obiectivele tezei	32
Capitolul 2 Stadiul actual al sistemelor de alimentare pentru nanosateliți	33
2.1. Tehnologii și sisteme de alimentare utilizate pentru sateliți	33
2.1.1. Acumulatori special dezvoltați pentru zboruri spațiale	37
2.1.2. Acumulatori cu Nichel - Hidrogen.....	37
2.1.3. Acumulatori cu Litiu-Polimer.....	39
2.2. Soluții curente pentru alimentarea cu energie electrică a sistemelor de tip nanosatelit.....	39
2.3. Elemente, dispozitive și microdispozitive electronice folosite în realizarea sistemului de alimentare cu energie electrică a nanosateliților	42
2.3.1. Metode de fabricație a plăcilor de circuit imprimat	42

2.3.2.	Modele de protecție și limitare activă și pasivă a curentului electric	47
2.3.3.	Elemente pasive și active pentru circuitele electrice necesare funcționării nanosatelitului	47
2.3.3.1.	Condensatori și inductori	48
2.3.3.2.	Structură de tip tranzistor cu efect de câmp	49
2.4.	Unele considerații privind modulele pentru stocarea energiei electrice... ..	53
2.5.	Probleme și unele deficiențe ale sistemelor actuale de alimentare cu energie electrică pentru nanosateliți	54
2.6.	Managementul sistemelor de stocare a energiei electrice electrice.....	55
2.7.	Contribuții teoretice privind îmbunătățirea sistemelor de alimentare ale nanosateliților.....	56
2.7.1.	Sistem de alimentare cu energie electrică.....	56
2.7.2.	Sistem de răcire.....	58
2.8.	Concluzii.....	59

Capitolul 3 Contribuții teoretice și experimentale privind perfecționarea construcției sistemelor mecatronice de alimentare cu energie pentru nanosateliți 61

3.1.	Propunerea unui sistem electric de alimentare (SEA)	61
3.2.	Calculare preliminară	63
3.3.	Circuite integrate pentru conversie și încărcare a supercondensatorilor ..	64
3.3.1.	Circuite integrate pentru încărcarea supercondensatorilor de tip EDLC	65
3.3.2.	Protecția și limitarea activă și pasivă a curentului electric pentru nanosateliți.....	65
3.3.3.	Unele considerații privind utilizarea elementelor pasive și active pentru realizarea circuitelor electrice necesare funcționării nanosatelitului	66
3.4.	Realizarea experimentală a modulelor pentru stocarea energiei electrice a nanosateliților folosind supercondensatori EDLC	67
3.4.1.	Unele probleme privind utilizarea supercondensatorilor.....	68
3.4.2.	Rezultate ale cercetărilor experimentale privind sistemele de stocare a energiei electrice	69
3.4.3.	Rezultate ale cercetărilor experimentale pentru sisteme care utilizează supercondensatori electrolitici	71
3.4.4.	Rezultate ale cercetărilor experimentale privind utilizarea supercondensatorilor hibridi	72
3.5.	Dezvoltarea sistemului electric de alimentare (SEA)	74
3.5.1.	Concepte de sistemele electrice de alimentare cu supercondensatori pentru nanosateliți	74
3.5.2.	Panouri solare pentru CubeSat 1U.....	76
3.5.3.	Integrate pentru încărcarea supercondensatorilor de tip Li-Ion	77
3.5.4.	Circuite integrate pentru conversia la 3.3V	86
3.5.5.	Circuite integrate pentru conversia la 5V.....	93

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km

3.6. Realizarea practică a circuitului de test a SEA.....	100
3.7. Testarea circuitului SEA implementat.....	102
3.7.1. Operații pregătitoare pentru sistemul realizat în vederea testării.....	102
3.7.2. Rezultate ale cercetărilor experimentale privind testarea SEA cu ajutorul panourilor solare	110
3.7.3. Rezultate ale cercetărilor experimentale privind testarea SEA în condiții ideale	120
3.8. Concluzii ale cercetărilor experimentale pentru sistemul electric de alimentare	127
Capitolul 4 Aspecte privind tehnologiile de procesare – execuție a structurii metalice a nanosateliților. Cercetări experimentale pentru execuția acestora.....	128
4.1. Configurații pentru structuri mecanice a nanosateliților	129
4.2. Procedee tehnologice utilizate pentru execuția structurii metalice a nanosateliților	132
4.2.1. Dezvoltarea modelelor experimentale pentru structura nanosateliților	132
4.2.2. Studii și cercetări experimentale pentru dezvoltarea structurii mecatronice a sistemului electric de alimentare	132
4.3. Concluzii	135
Capitolul 5 Contribuții privind modelarea și determinarea comportării la șocuri și vibrații a structurii nanosateliților	136
5.1. Sisteme cu un singur grad de libertate	136
5.1.1. Sisteme cu un singur grad de libertate neamortizate	137
5.1.2. Soluție pentru un sistem cu un singur grad de libertate cu condiții inițiale	138
5.1.3. Soluție pentru sisteme cu un singur grad de libertate cu forțe aplicate	139
5.1.4. Amortizarea vibrațiilor	142
5.2. Ecuația generală de mișcare pentru modelarea dinamică a structurilor – sisteme cu n grade de libertate	142
5.2.1. Analiza modală	143
5.2.2. Analiza armonică	144
5.2.3. Analiza la vibrații aleatoare	145
5.2.4. Spectrul de răspuns la șoc.....	146
5.3. Cerințe mecanice impuse structurilor pentru nanosateliți. Reglementări CubeSat și QB50.....	148
5.3.1. Proiectul QB50	149
5.3.2. Cerințe și recomandări QB50.....	150
5.4. Analiza cu element finit cu ajutorul sistemelor de calcul	152
5.4.1. Etapele de rezolvare cu ajutorul metodei elementului finit	153
5.4.2. Prezentarea software-ului de analiză cu element finit ANSYS	154
5.5. Concluzii	156

Capitolul 6 Rezultate ale cercetărilor privind modelarea comportării și funcționării la șocuri și vibrații a modulelor mecatronice din componența unui nanosatelit; interpretarea rezultatelor cercetărilor teoretice și experimentale; propuneri pentru creșterea fiabilității în exploatare a acestora	158
6.1. Studii și cercetări experimentale pentru încărcarea statică	158
6.1.1. Sistemul de referință	158
6.1.2. Standul experimental pentru încărcare statică	159
6.1.3. Testarea structurii prototip experimental 1	161
6.1.4. Testarea structurii HyperCube.....	165
6.1.5. Testarea structurii prototip experimental 2	167
6.1.6. Rezultatele cercetărilor experimentale statice	170
6.1.7. Compararea rezultatelor cercetărilor experimentale statice obținute	171
6.1.8. Concluzii ale rezultatelor experimentale statice	174
6.2. Studii și cercetări teoretice cu element finit și analiza la accelerații gravitaționale	175
6.3. Studii și cercetări teoretice cu element finit și analiza modală	180
6.4. Studii și cercetări experimentale a analizei modale	182
6.5. Studii și cercetări cu element finit și analiza armonică	187
6.6. Studii și cercetări cu element finit și analiza la vibrații aleatoare.....	191
6.7. Studii și cercetări cu element finit și analiza statică a plăcilor de circuit și a panourilor exterioare	194
6.8. Studii și cercetări experimentale privind modelarea comportării și funcționării la șocuri și vibrații a modulului mecatronic din structura nanosateliților.....	198
6.9. Concluzii.....	304
Capitolul 7 Concluzii	305
7.1. Concluzii generale	305
7.2. Contribuții originale	307
7.3. Lista lucrărilor publicate	308
7.4. Perspective de dezvoltare în viitor a structurii mecatronice a nanosatelitului de tip CubeSat	309
Anexe	
Anexa A1 - Lista sateliților activi, cu care nanosatelitul care a făcut obiectul tezei, poate interacționa în spațiu	310
Anexa A2 - Studiu comparativ al diodelor de protecție al sistemului electric de alimentare al nanosatelitului proiectat și realizat	368
Anexa A3: Circuite integrate cercetate și analizate pentru generarea tensiunii în magistrala de 3.3V a sistemului electric de alimentare al nanosatelitului proiectat și realizat	369
Bibliografie.....	371

Cuvinte cheie: CubeSat; supercondensatori; sistem electric de alimentare (SEA); QB50; structura monobloc nanosatelit; teste statice și dinamice asupra structurii nanosatelitului.

III. Rezumatul capitolelor

III. 1. INTRODUCERE

Lumea de astăzi, așa cum o cunoaștem, nu mai poate exista în afara telecomunicațiilor și facilităților oferite prin tehnologii ce folosesc informații furnizate de către sateliți. În ultimii ani, un interes deosebit a fost, și este în continuare orientat către folosirea nanosateliților pentru diverse teste și aplicații cu impact asupra dezvoltării ulterioare a domeniului dinamic aerospațial și nu numai.

Termenul “nano” sugerează întotdeauna pătrunderea în lumea spectaculoasă și intimă a materialelor, oferind imagini impresionante asupra evoluției intrinseci a materiei. În cazul nanosateliților însă, trebuie să ne mulțumim cu posibilitatea de a lucra cu sateliți miniaturizați de ordinul centimetrilor, oferindu-ne avantajul manevrării ușoare și studiului aprofundat asupra lor.

Atunci când sunt lansați în spațiu, solicitările energetice la care sunt supuși nanosateliții sunt dintre cele mai variabile în funcție de scopul și destinația acestora, precum și de sarcinile pe care trebuie să le îndeplinească. Indiferent de scopul și utilizarea lor, nanosateliții trebuie să fie capabili să își asigure funcționarea la parametri doriți independent de energia solară. Astfel, pentru funcționarea lor se folosește energia furnizată de către panouri solare ce sunt montate pe partea exterioară a acestora. Rolul panourilor solare este de a capta și converti energia solară în energia electrică necesară funcționării dispozitivului spațial.

Această energie electrică este înmagazinată cu ajutorul unor sisteme stocare bazate pe acumulatori reîncarcabili capabili de a suporta un anumit număr de cicluri de încărcare/descărcare. În condiții extreme de lucru precum sunt cele din spațiul cosmic acești acumulatori au capacitățile mult reduse: necesitatea de a avea asigurate temperaturi de minim 0°C pentru a funcționa, ciclul de viață relativ scăzut – circa 1.000 cicluri de încărcare și descărcare. Actual, se efectuează cercetări susținute pentru a se afla noi metode de stocare a energiei care să compenseze dezavantajele menționate.

Scopul și obiectivele tezei

Teza de doctorat elaborată, “*Cercetări privind realizarea unui sistem mecatronic modular destinat nanosateliților pentru orbite din zona 200-2500 km*” abordează o temă de maxim interes pentru dezvoltarea unor sisteme mecatronice avansate cu utilizare în domeniul spațial. În contextul deficiențelor de alimentare electrică a nanosateliților, a fost abordată tema realizării unui nou sistem de

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km alimentare cu energie electrică a nanosateliților care să asigure o funcționalitate corespunzătoare acestora în condiții extreme. Prin obținerea unui nou sistem de alimentare electrică (SEA) a nanosatelitului apar și probleme legate de realizarea structurii mecanice care să corespundă funcțional și să ofere o rezistență mecanică superioară.

Astfel, tema principală a tezei de doctorat elaborate este de mare actualitate și abordează aspecte multidisciplinare atât din domeniului dinamic al mecatronicii și al electronicii avansate, precum și al prelucrării de precizie a materialelor.

Având ca scop principal al tezei realizarea experimentală a unui nou SEA și a unei noi structuri mecatronice pentru nanosatelit, s-au efectuat atât cercerări teoretice cât și de simulare și realizare experimentală asupra sistemelor electrice și mecatronice obținute.

Teza de doctorat a fost concepută și dezvoltată în jurul unor obiective care să permită realizarea unui nou tip de structură mecatronică a nanosatelitului capabilă să acomodeze corespunzător noul SEA realizat pentru susținerea unei alimentări cu energie electrică a nanosatelitului semnificativ îmbunătățite. Pe parcursul tezei de doctorat au fost urmărite și realizate obiectivele prezentate mai jos care să corespundă scopului tezei de doctorat.

Prin cercetări experimentale a fost posibilă stabilirea soluției optime pentru SEA îmbunătățit pe baza unui studiu amplu asupra soluțiilor constructive actuale pentru nanosateliți și a restricțiilor impuse. Aplicarea metodelor de calcul de tipul metodei elementelor finite și a unor modele matematice au permis determinarea structurii metalice și configurației prototipului pentru variantele constructive propuse.

O contribuție originală este adusă prin proiectarea structurii mecanice pentru realizarea prototipului structurii mecatronice folosind mașinile unelte CNC, ceea ce a condus la realizarea diferitelor structuri metalice propuse pentru nanosatelit utilizând mașini cu comandă numerică cu prelucrare prin așchiere și electroeroziune cu fir, în sistem CNC.

Studiul original pentru determinarea îndeplinirii criteriilor de rezistență la șoc și vibrații a structurilor metalice proiectate și realizate prezintă un interes deosebit prin sfera sa de utilizare în proiectarea și obținerea structurilor mecatronice de tip nanosatelit.

Determinarea influenței parametrilor constructivi și funcționali asupra puterii energetice a prototipului realizat, precum și calculul eficienței energetice pentru noul prototip de sistem energetic destinat alimentării nanosatelitului aduce un aport original semnificativ în dezvoltarea unor noi tipuri de nanosateliți cu SEA îmbunătățit.

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km

De subliniat că, cercetările experimentale privind performanțele noului prototip de nanosateliat, au fost susținute prin validarea soluțiilor propuse. O parte a rezultatelor experimentale înregistrate au fost diseminate în articole științifice în reviste de specialitate, sau prezentate în cadrul unor conferințe internaționale cu largă participare, desfășurate în România sau în străinătate.

III. 2. CAPITOLUL 1

STADIUL ACTUAL AL CERCETĂRILOR PRIVIND SISTEMELE MECATRONICE DIN STRUCTURA NANOSATELIȚILOR PENTRU TELECOMUNICAȚII

Considerații generale și tendințe în cercetarea științifică privind domeniul nanosateliților

Cercetările și activitățile spațiale s-au dovedit a fi de un real beneficiu economic și social pentru națiunile care au ales să investească în această direcție. Industria spațială globală are cea mai mare creștere economică dintre toate sectoarele principale, de la an la an bugetele pentru activități spațiale crescând cu o medie de 3.2 - 3.7%. Începând cu anul 1957, moment când a fost lansat primul satelit, și până astăzi, numărul sateliților care se află pe orbită în jurul Terrei a crescut exponențial. Actualmente putem discuta de aproximativ 3303 aplicații [1].

Cei mai mulți dintre acești sateliți sunt destinați telecomunicațiilor sau cercetărilor științifice, pentru determinări de parametri fizici, chimici și biologici și sunt echipați cu transmițătoare pentru furnizarea datelor, a informațiilor de telemetrie și a mesajelor automate. Sateliții artificiali în miniatură se încadrează ca limită de greutate sub 10 kg, având dimensiuni reduse, costuri de producție și lansare rezonabile, putând fi lansați mai mulți sateliți în interiorul aceluiași vehicul de lansare.

Clasificarea și dezvoltarea sateliților – nanosateliților tip CubeSat

Sateliții care orbitează Terra pot fi clasificați în mai multe categorii: conform scopului urmărit, conform tipurilor de experimente pe care le desfășoară, conform dimensiunilor, conform altitudinii sau orbitei. În Tabel 1 putem observa clasificarea de bază a sateliților după principiul greutății:

Tabel 1. Clasificarea de bază a sateliților după greutate [2]

Tip		Greutate
Sateliți mari		Peste 1000 kg
Sateliți medii		500-1000 kg
Sateliți mici	Minisateliți	100-500 kg
	Microsateliți	10-100 kg
	Nanosateliți	1-10 kg
	Picosateliți	0.1-1 kg
	Femtosateliți	10-100 g

Cele mai răspândite aplicații spațiale folosesc la ora actuală nano și picosateliți. Nanosateliții sunt capabili să execute misiuni specifice pentru care în trecut erau necesari micro sau chiar minisateliți. Acest lucru este posibil datorită inovațiilor din domeniul tehnologiei electronice și a validității legii lui Moore [3], conform căreia numărul de tranzistori dintr-un circuit integrat dens se dublează la fiecare doi ani, de aici și tendința crescândă de a micșora componentele utilizate pentru a eficientiza spațiul.

Nanosateliții se pot lansa pe orbită astfel:

- individual (au greutatea între 1 și 10 kg);
- sub forma unui „roi de sateliți” [4];
- ca vehicule spațiale fracționate.

Specificații constructive și funcționale ale sistemelor mecatronice utilizate în prezent pentru realizarea structurii nanosateliților

În vederea dezvoltării unor noi module experimentale pentru cercetări asupra atmosferei sau a unor noi tehnologii de autonomie ori de independență energetică, nanosateliții folosiți în tehnică au fost standardizați. Această standardizare a oferit totodată reducerea costurilor de implementare. Standardul astfel definit poartă numele de **CubeSat** [5].

CubeSat implică folosirea de componente comerciale „din raft” pentru realizarea modulelor sale electronice. Utilizarea componentelor comerciale a scăzut durata de fabricare a unui satelit de la câțiva ani la câteva luni.

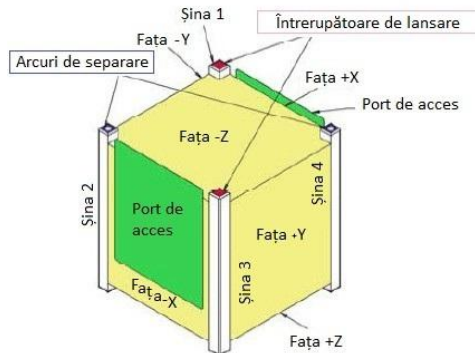


Fig. 1. Specificațiile standardului CubeSat [5]

Din punct de vedere dimensional, CubeSat este: un paralelipiped cu două baze de 100 mm și înălțimea de 113.5 mm și o greutate maximă de 1.33 kg. Standardul de bază este deseori denumit și „1U” CubeSat, referindu-se la o singură unitate. Sateliții tip CubeSat pot fi dezvoltați cu dimensiuni de una, două sau trei unități, sau orice altă combinație acceptată în cadrul unei anumite misiuni, acestea putând fi adăugate de regulă pe o singură direcție.

Module mecatronice din structura unui nanosatelit

Sistemele de tip nanosatelit sunt realizate din mai multe module, fiecare cu o funcție prestabilită. Aceste module sunt construite pe baza specificațiilor determinate de scopul misiunii [5]. Modulele generale care compun un nanosatelit sunt:

- structura cadru, ce conține ca parte principală șasiul;
- modulul sistemului de alimentare cu energie electrică;
- modulul de comandă și control;
- modulul de control al poziției;
- modulul pentru comunicații;
- modulul pentru determinări experimentale și cercetări științifice.

Modulul structurii mecanice

Modulul structurii mecanice conține ca parte principală șasiul, având scopul principal de a menține rigiditatea ansamblului și modulele interconectate. Această structură-șasiu poate fi fabricată din materiale diverse, recomandat fiind alumiuniul.

Majoritatea structurilor sateliților sunt executate din aluminiu Al 6061 sau Al 7075, întrucât aceste materiale sunt îndeajuns de ușoare pentru aplicațiile necesare, relativ ieftine, au o rezistență ridicată la acțiunile mediului exterior și s-a dovedit în timp că sunt extrem de fiabile în ceea ce privește problemele legate de radiații sau fenomene naturale care pot să apară în spațiu [6].

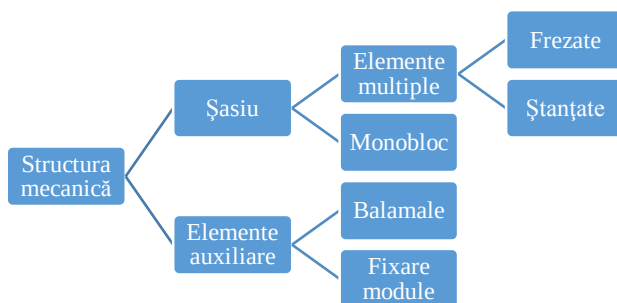


Fig. 2. Structura mecanică

Modulul electronic al sistemului electric de alimentare

Modulul sistemului electronic de alimentare (denumit în continuare SEA), asigură, înmagazinează, distribuie și controlează energia electrică necesară nanosatelitului. Schema bloc SEA din Fig. 3 [7] se proiectează și construiește pe baza a patru cerințe-funcții principale și plecând de la aceasta, se pot determina necesitățile hardware și software, cât și interfețele dintre acestea.

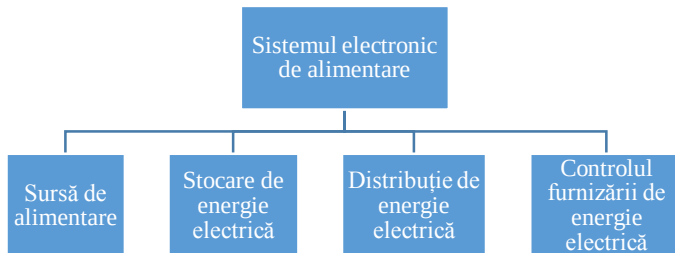


Fig. 3. Schema bloc a sistemului cu energie electrică de alimentare (SEA)

Modul mecatronic de comandă și control al nanosatelițului

Modulul mecatronic de comandă și control definește concret „creierul” unui satelit. Conține circuite integrate simple sub formă de procesoare de semnal sau mai complexe, precum microprocesoare simple sau circuite integrate multifuncționale care conțin atât procesorul în sine, cât și memoria și extensiile aferente acestuia. Modulele de comandă și control îndeplinesc în general funcții de monitorizare și control asupra celorlalte module care compun nanosatelițului: modulul de energie, modulul de comunicații și transmisiuni, modulul experimental și altele. Trebuie avută în vedere posibilitatea defectării acestui modul sau a unor module care sunt strâns legate de acesta și îl pot controla. În acest caz, modulul de comandă și control trebuie să aibă capacitatea de a decide printr-un algoritm automat funcțiile pe care le poate executa pe baza informațiilor primite [8].

Modul de comunicații radio

Sistemele de comunicații reprezintă legătura dintre nanosateliți și stațiile de la sol sau alți sateliți care orbitează Pământul. Acest sistem de comunicații este alcătuit dintr-un receptor, un emițător și una sau mai multe antene radio. Legăturile radio dintre un nanosatelit și sol sunt una dintre cele mai importante și vulnerabile părți ale modulului [9]. Toți nanosateliții necesită o legătură la și de la sol pentru a asigura funcții de urmărire, telemetrie și control (UT&C). Sistemul UT&C este extrem de important deoarece operează nanosatelițului și evaluează condițiile celorlalte sisteme componente ale sale. Receptoarele de semnal de la satelit și de la sol pot fi acoperite de interferențe și zgomot. Deși este posibil să existe interferențe, canalele folosite de sistemul UT&C sunt de regulă bine protejate, criptate și codate pentru a preveni un real pericol asupra componentelor satelițului sau defectarea acestuia [7].

Modulul de control al poziției nanosatelițului

Se folosesc termenii *navigație* și *determinarea orbitei* pentru a determina poziția și viteza satelițului sau, în mod echivalent, elementele sale orbitale în funcție de timp. Similar se folosește expresia *ghidarea* și *controlul orbitei* pentru ajustarea orbitei la anumite condiții predeterminate. Pentru sateliți, controlul orbitei se referă la două aspecte relevante [10]:

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km

- menținerea orbitei care presupune păstrarea acelorași elemente orbitale, însă nu și a timpului la care satelitul se află într-o locație anume de pe orbită;
- menținerea poziției, care se referă la încadrarea satelitului într-o hartă predefinită, ceea ce include și păstrarea poziției și a celorlalte elemente orbitale față de care s-a poziționat.

Modul pentru măsurători științifice

Modulul pentru măsurători științifice implică anumite atribuții necesare pentru a fi realizate de către satelit, care pot fi personalizate în funcție de anumite misiuni specifice. Câteva exemple de sarcini experimentale sunt măsurarea temperaturilor, indicatori de presiune la sol, senzori de altitudine, telemetrie, măsurarea concentrației gazelor rare din termosferă sau a concentrațiilor de diverși ioni existenți [11].

Începând cu partea termosferică a atmosferei (locul în care orbitează sateliți artificiali de joasă altitudine în jurul Pământului), mediul suferă două modificări majore comparativ cu cel de la sol: în primul rând densitatea aerului este aproape zero, putând compara mediul cu un spațiu vid absolut; în al doilea rând, spațiul dintre molecule fiind mult mai mare, radiațiile cosmice nu mai sunt filtrate și astfel satelitul și componentele acestuia sunt expuse unor condiții severe [12].

Obiectivele tezei

Această teză de doctorat urmărește următoarele obiective:

1. Elaborarea unei sinteze privind soluțiile constructive existente pentru nanosateliți și identificarea de potențiale soluții pentru îndeplinirea restricțiilor (cerințelor) impuse și îmbunătățirea performanțelor.
2. Analize efectuate cu ajutorul unor modele matematice de calcul și a unor programe de calcul de tip MEF pentru determinarea structurii metalice și configurației prototipului pentru variantele constructive propuse.
3. Proiectarea structurii în vederea determinării coordonatelor profilelor mecanice pentru realizarea programului de calcul utilizat în execuția prototipului pe mașinile unelte CNC.
4. Realizarea diferitelor structuri metalice propuse pentru nanosatelit utilizând mașini cu comandă numerică cu prelucrare prin așchiere și electroeroziune cu fir, în sistem CNC.
5. Determinarea îndeplinirii criteriilor de rezistență la șoc și vibrații a structurilor metalice proiectate și realizate.
6. Calculul eficienței energetice pentru noul prototip de sistem energetic destinat alimentării nanosatelitului.
7. Analiza influenței parametrilor constructivi și funcționali asupra puterii energetice a prototipului realizat.
8. Efectuarea unor cercetări experimentale privind performanțele noului prototip și validarea soluțiilor propuse și adoptate.

III. 3. CAPITOLUL 2

STADIUL ACTUAL AL SISTEMELOR DE ALIMENTARE PENTRU NANOSATELIȚI

Tehnologii și sisteme de alimentare utilizate pentru sateliți

Solicitările energetice ale unui nanosatelit sunt variabile, depind de scopul, categoria de utilizare, și de sarcinile pe care acesta trebuie să le îndeplinească. După cum se poate observa în Fig. 4, perioada de timp pe care satelitul o petrece în lumina directă (soare), este de minimum 50 min, iar timpul petrecut în conul de umbră (întuneric) este de maximum 40 min [13].

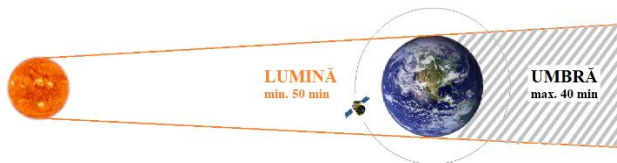


Fig. 4. Perioadă de timp în lumină vs. umbră

Majoritatea sateliților utilizează panourile solare pentru furnizarea de energie electrică pe perioada deplasării lor în lumină. Acumulatorii sunt utilizați atât pentru furnizarea energiei electrice în timpul deplasării în umbră, cât și pentru activități con Pentru anumite tipuri de misiuni, care presupun parcurgerea unei distanțe îndepărtate față de Soare, panourile solare nu sunt practice, iar acumulatorii rămân singura sursă de alimentare. Pentru anumite tipuri de misiuni, care presupun parcurgerea unei distanțe îndepărtate față de Soare, panourile solare nu sunt practice, iar acumulatorii rămân singura sursă de alimentare.

Acumulatori special dezvoltați pentru zboruri spațiale

Există mai multe companii care asigură soluții de stocare a energiei electrice pentru piețele de explorare spațială și sateliți. De exemplu, tehnologia bazată pe Li-ion folosită de compania Quallion [14], asigură o densitate energetică de neegalat, factor important pentru orice client care caută o soluție de alimentare pentru o mică navă spațială, sau care are nevoie să transfere mai mult din masa satelitului de la baterie către sarcina utilă. Cel mai lung ciclu de viață demonstrat pentru un satelit mare, ideal pentru aplicații în orbita LEO, permite peste 60.000 cicluri de încărcare și o durată estimată de viață de 15 ani.

Acumulatori cu Litium-Polimer

Acumulatorii cu Li-Po au tensiunea nominală de 3.3V sau 3.7V, în funcție de compoziția chimică a celulei. Energia specifică a acestora este între 100-265 Wh/Kg, iar densitatea de energie ia de regulă valori între 250 și 730 Wh/L. Denumirea corectă a acestor acumulatori ar trebui să fie Li-Ion Polimer întrucât folosesc aceeași tehnologie ca și cele cu Li-Ion. Tensiunea minimă pe care un

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km
 acumulator Li-Po o poate avea este de 2.7-3V în stare descărcată și între 4.2-4.35V în stare complet încărcată.

Acumulatorii pentru aplicațiile spațiale sunt dezvoltati pentru fi adaptabili diferitor configurații au fost gândiți cu masa și volum cât mai mici, însă cu o eficiență și fiabilitate ridicată [15].

Soluții curente pentru alimentarea cu energie electrică a sistemelor de tip nanosatelit

Sateliții folosesc frecvent panouri solare fotovoltaice pentru a transforma lumina soarelui în electricitate. Panourile solare utilizate în aplicațiile spațiale au două scopuri:

- de a furniza energie electrică pentru a alimenta senzorii, încălzire activă, răcire și telemetrie;
- energie pentru propulsia navei - propulsie electrică, denumită uneori și propulsie electrică solară.

Există mai multe tipuri de panouri solare, care, în funcție de procesul de fabricație, au proprietăți diferite. O clasificare a panourilor solare se poate observa în Fig. 5. Celulele fotovoltaice pe bază de CdTe folosesc un strat semiconductor pentru a absorbi și converti lumina soarelui în electricitate [16]. Eficiența celulelor CdTe s-a menținut pentru aproape o decadă în jurul aceleiași valori: 16.5%.

Concentratoare multi-joncțiune	Cu o joncțiune GaAs (arseniură de galu)	Cristaline pe bază de Si	Tehnologii pe bază de film subțire	Tehnologii experimentale (PV)
•concentratoare (2 sau 3 joncțiuni) •neconcentratoare (2, 3, 4 sau mai multe joncțiuni)	•cristal unic •peliculă subțire de cristal •concentrator	•cristal unic •cu strat subțire de siliciu •multicristaline •cu peliculă subțire de cristal •cu heterostructuri de silicon (HIT)	• Cu (In, Ga) Se2 •structuri SiH amorf stabilizat •tip nanosiliciu, microsiliciu si polisiliciu •multijoncțiuni policristaline	•celule sensibilizate prin vopsire •celule organice •celule organice în tandem •celule anorganice •celule punctiforme cuantice

Fig. 5. Tipuri de panouri solare

Randamentul inițial al celulelor solare comerciale se situează în jurul valorii de 20%, însă trebuie ținut cont de faptul că în spațiu cosmic acestea îmbătrânesc mai repede [17].

Metode de fabricație a plăcilor de circuit imprimat

Obținerea circuitelor imprimate, în special cele utilizate pentru nanosateliți, presupune un proces tehnologic în care se parcurg mai multe operații.

Cele mai importante etape sunt:

- prelucrarea mecanică a plăcii de circuit imprimat;
- condiționarea chimică preliminară;
- cuprarea chimică;
- cuprarea electrochimică;

- imprimarea formei circuitului;
- depunerea electrochimică a unui aliaj Sn-Pb;
- corodarea electrochimică.

Unele considerații privind modulele pentru stocarea energiei electrice

Una dintre tehnologiile care începe să fie implementată la scară largă pentru stocarea energiei electrice implică supercondensatori, denumiți și ultracapacitori. Supercondensatorii se împart în trei clase principale: condensatori dublu strat (EDLC), pseudocondensatori și condensatori hibridi, conform tipurilor de stocare de energie implementate în fiecare: electrostatic, electrochimic, sau ambele modalități combinate, realizând astfel clasa supercondensatorilor hibridi. Chiar dacă supercondensatorii au o densitate de energie mult mai mică decât acumulatorii clasici (de la 5 la 15Wh/kg), în funcție de aplicație avantajele acestora pot fi net superioare acumulatorilor clasici. Tensiunea asupra terminalelor este dependentă direct de încărcarea supercondensatorilor, prin urmare estimarea capacității rămase disponibile și a nivelului de descărcare este mult mai simplă, comparativ cu acumulatorii clasici. Supercondensatorii au evoluat mult în ultimii ani, ceea ce se traduce într-o reducere a prețurilor pentru astfel de componente electronice datorată cererii, cât și creșterii fabricației pe scară largă. Comparativ cu un acumulator clasic, care are nevoie de cele mai multe ori de un sistem complex de încărcare datorită limitărilor pe care le impune, încărcarea unui supercondensator poate fi efectuată atât prin metode simple, cât și prin metode complexe. Limitările acumulatorilor obișnuiți țin de profilul de încărcare-descărcare, intensitatea curentului, îmbătrânirea acestora în timp, precum și condițiile de mediu în care funcționează sau se depozitează. Durata de viață a unui supercondensator este în medie de 10 ani, fiind de regulă cel puțin dublă, față de un acumulator clasic.

Managementul sistemelor de stocare a energiei electrice

Pentru a monitoriza și modifica în timp real parametrii sistemelor de stocare a energiei electrice pentru nanosateliți, în funcție de aplicația și spațiul disponibil, există mai multe opțiuni, după cum urmează:

- Blocul de încărcare al sistemelor de stocare a energiei electrice;
- Blocul de utilizare al energie stocate;
- Blocul de monitorizare.

În cazul blocului de monitorizare, acesta se regăsește de cele mai multe ori implementat în OBC, acesta având rolul de a monitoriza și înregistra valorile tensiunii și curentului electric produs de către panourile solare, de către sistemul de stocare a energiei electrice, și în alte puncte critice care pot influența buna funcționare a satelitului. De regulă acest bloc de monitorizare se află în OBC, întrucât aceste informații trebuie compilate și transmise ulterior către două direcții:

- se transmit neprocesate către echipamentul de transmisiuni pentru a fi retransmise ulterior către sol pentru urmărire și investigare;
- se transmit către modulul de procesare pentru a fi comparate, iar în urma procesării, pe baza unor algoritmi, se iau decizii în anumite direcții.

Cele mai multe aplicații spațiale folosesc pentru sistemul electric de alimentare, o combinație între acumulatori ca element de stocare al energiei electrice, și panouri solare ca modul de captare a energiei solare.

Sistem de răcire

Indiferent de modelul acumulatorilor utilizați, aceștia, prin modul lor de proiectare și realizare, sunt eficienți într-o gamă restrânsă de temperatură. În cazul sateliților de dimensiuni mari, bateriile sunt pastrate în condiții de temperatură apropiate de cele de la sol folosind așa numitele „heat pipes”, care sunt niste țevi de căldură care transportă lichid în mod pasiv între radiatoarele reci și radiatoarele calde din interiorul satelitului [18]. Pentru a putea menține acumulatorii la o temperatură mai ridicată, în mod eficient în timpul deplasării în zona de umbră, soluția propusă constă în implementarea unui sistem de încălzire asemănător unui "boiler" amplasat în jurul acumulatorilor, și al unor panouri solare termice care se vor încălzi și vor transporta căldura către acest "boiler" prin intermediul unui ferrofluid. Pentru antrenarea ferrofluidului în circuitul propus se va utiliza un ansamblu de pompe magnetice. Pentru nanomaterialele magnetice, deși există multiple variante, s-a consacrat magnetita, care constituie cel mai adesea și baza nanoparticulelor compozite cu proprietăți magnetice. Aceasta, în urma sintezei sale, se poate stabili cu substanțe tensioactive sau polimeri în funcție de aplicație. Astfel că, utilizarea nanoparticulelor magnetice este condiționată de stabilizare și a posibilităților de funcționalizare. În Fig. 6 este ilustrat un exemplu de modul de încălzire, format din radiatorul exterior, pompe, și radiatorul de îmbracă acumulatorii.

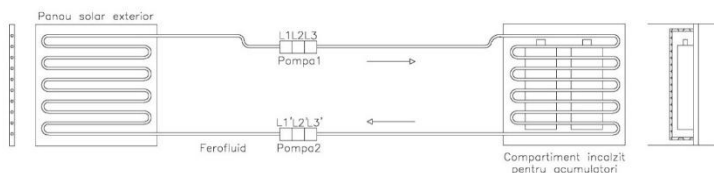


Fig. 6. Exemplu de modul pentru un sistem de răcire/încălzire cu pompe de bază de ferrofluid magnetic

Modelul și schema unei astfel de implementări finale se regăsește în Fig. 7. Panourile exterioare pot fi acoperite cu celule solare, obținând astfel o funcție dublă a acestora, atât de echilibrare termică, cât și de generare a energiei electrice.

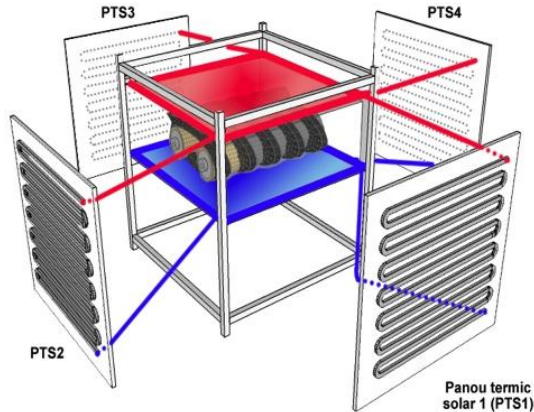


Fig. 7. Schema de funcționare a modulelor de răcire pe bază de ferrofluid magnetic

Soluția propusă, și anume: un sistem cu ferrofluide destinat stocării și transferului energiei termice, care are ca element esențial un tip inovativ, recent, de mișcare, de pompă electromagnetice, capabilă să realizeze mișcarea ferrofluidului în condițiile impuse de imponderabilitate și o gamă extinsă de temperatură, va fi dezvoltată și implementată ulterior dezvoltării sistemului de alimentare cu energie electrică a nanosatelitului.

III. 4. CAPITOLUL 3

CONTRIBUȚII TEORETICE ȘI EXPERIMENTALE PRIVIND PERFECTIONAREA CONSTRUCȚIEI SISTEMELOR MECATRONICE DE ALIMENTARE CU ENERGIE PENTRU NANOSATELIȚI

Propunerea unui sistem electric de alimentare (SEA)

Majoritatea sistemelor de alimentare actuale folosite în nanosateliți de pe orbita LEO folosesc ca sursă de stocare a energiei electrice acumulatori de tip Li-Ion. Problema principală a acestui tip de stocare o reprezintă:

- durata de viață scăzută a acumulatorilor, datorată ciclurilor continue de încărcare/descărcare prin trecerea de la lumină la umbră și invers, la intervale mai mici de 60 de minute pentru orbite de tip LEO;
- temperaturile exterioare de funcționare ale satelitului, în general acestea situându-se în jurul valorilor de $-10^{\circ}\text{C} \sim +20^{\circ}\text{C}$, cu extreme de $-40^{\circ}\text{C} \sim +70^{\circ}\text{C}$;
- capacitatea de a furniza o putere mare pentru perioade scurte de timp.

Având în vedere numărul mare de cicluri de încărcare/descărcare pe care un acumulator trebuie să îl execute zilnic, o medie fiind de 14 - 15 cicluri pentru orbite LEO, înseamnă că se vor depăși 1000 de cicluri în mai puțin de două luni și jumătate.

Rezultate ale cercetărilor experimentale pentru sisteme care utilizează supercondensatori electrolitici

Pentru teste s-a ales un curent maxim de încărcare de 1A, și s-au efectuat cinci iterații cu scopul de a măsura timpul de încărcare de la 0.5V la 2.7V, și a garanta și verifica rezultatele obținute. Așa cum se poate observa din Fig. , viteza de încărcare cu o sursă de curent limitată este mult mai lentă decât viteza de încărcare ideală.

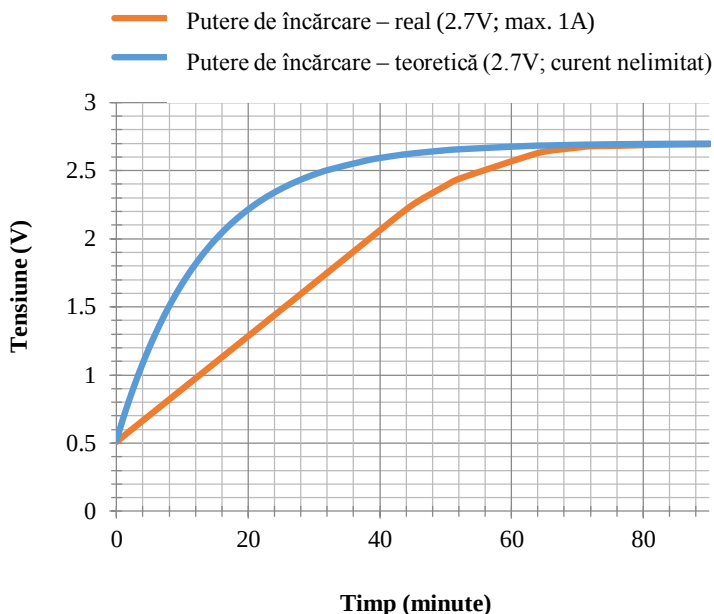


Fig. 8. Tensiunea de încărcare - real vs. ideal

Dezvoltarea sistemului electric de alimentare (SEA)

SEA poate fi conceput în mai multe variante, diferite sau asemănătoare, în funcție de principiile de funcționare și proiectare care stau la baza fiecărei variante.

Am folosit supercondensatori hibridi dezvoltati pe baza tehnologiei Li-Ion, fabricati de Taiyo Yuden, întrucât prezintă una dintre valorile cele mai ridicate ale densității gravimetrice din gama supercondensatorilor hibridi de tip COTS [19], dimensiunile acestora aflându-se în limite acceptabile.

Varianta 1 pentru SEA

Cea mai simplă implementare a unui sistem SEA este prezentată în Fig. 9. Avantajele variantei 1 propuse mai sus sunt: ușurința în implementare, numărul mic de conexiuni, cât și redundanța în toate punctele critice, în principal pentru convertoarele DC-DC.

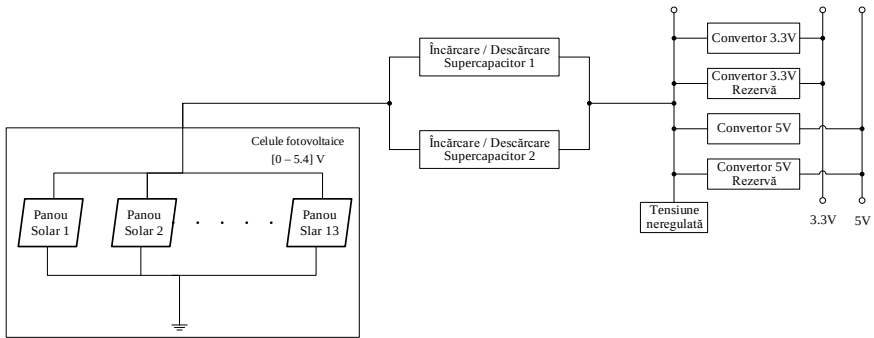


Fig. 9. Structură funcțională pentru SEA – Varianta 1

Dezavantajele variantei 1 constau în primul rând în dependența de funcționare a întregului sistem de blocul care reprezintă supercondensatorii. Chiar dacă configurația supercondensatorilor este redundantă, în cazul în care aceștia pur și simplu nu pot funcționa în spațiu, sau se defectează prematur, alimentarea întregului satelit poate fi afectată.

Varianta 2 pentru SEA

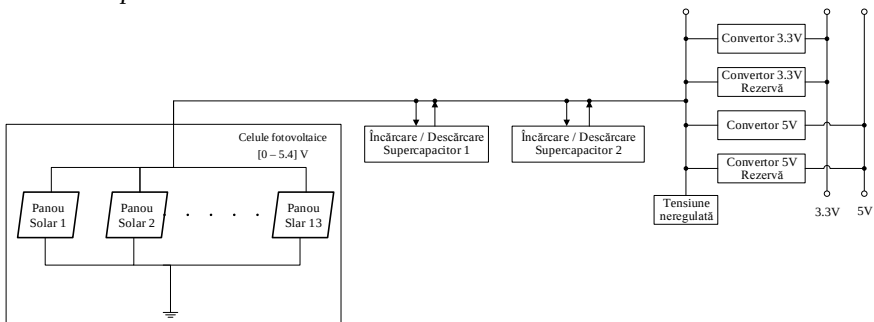


Fig. 10. Structură funcțională pentru SEA – Varianta 2

În Fig. 10 este prezentată varianta 2, prin care convertoarele și stabilizatoarele de tensiune pot fi alimentate direct din panourile fotovoltaice. Convertoarele de tensiune pentru supercondensatori sunt bidirecționale și independente, iar rolul acestora în configurație este de a suplini lipsa de tensiune pe linia de alimentare neregulată care este alimentată de celulele fotovoltaice.

Avantajele acestei soluții sunt reprezentate de menținerea configurației simplificate în ceea ce privește convertoarele de 3.3V și 5V.

Dezavantajele se regăsesc în dificultatea de a păstra corect separarea circuitelor de încărcare/descărcare ale supercondensatorilor, pentru a implementa o astfel de configurație fiind necesar controlul circuitelor cu ajutorul unui microcontroler. În cazul defectării acestuia, SEA nu ar fi funcțional în parametri

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km proiectați, în anumite cazuri pierderile putând fi mai mari decât tensiunea minimă necesară.

Varianta 3 pentru SEA

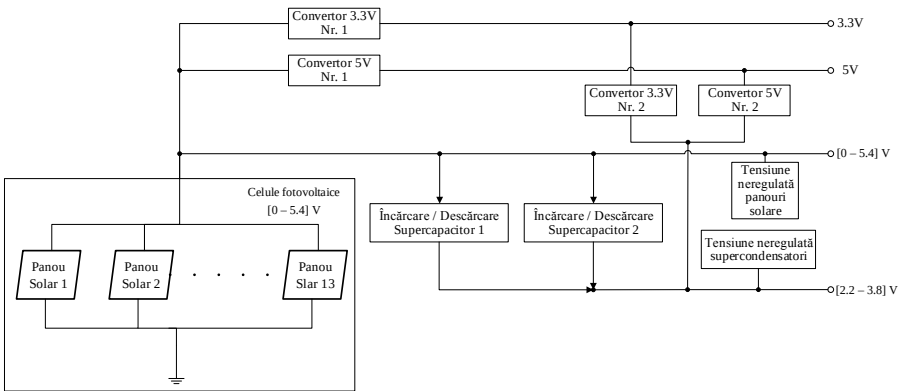


Fig. 11. Structură funcțională pentru SEA – Varianta 3

Luând ca model cele două variante inițiale propuse, s-a conceput varianta 3, așa cum este ea prezentată în Fig. 11. Folosind această variantă, convertoarele de tensiune pentru 3.3V și 5V sunt utilizate alternativ, în perioada de lumină SEA folosind convertoarele Nr. 1, și pentru perioada de întuneric fiind folosite convertoarele Nr. 2. În această configurație, deoarece tensiunea supercondensatorilor poate fi accesată pe o magistrală independentă de restul convertoarelor, se pot conecta module de mare putere separat de restul sistemelor. În această variantă redundanța este asigurată de convertoarele Nr. 2, în cazul defectării celor cu Nr. 1.

Panouri solare pentru CubeSat 1U

Pentru dezvoltarea conceptului de CubeSat 1U alimentat cu supercondensatori s-au utilizat două tipuri de panouri solare, conform cu Tabel 2. Panourile sunt comparative, cu dimensiuni aproximativ identice, de 80mm x 80mm. Panourile sunt implementate cu tipuri de celule solare diferite.

Tabel 2. Comparatie între tipurile și numărul de supercondensatori utilizați

Supercondensator	Capacitate (F)	U _{min} (V)	U _{max} (V)	Energie (J)	P _{medie} (W) – 1h	P _{medie} (W) – 40min
Samwha 400F	400	0	2.7	1458	0.41	0.61
Samwha 400F x2	800	0	2.7	2916	0.81	1.22
Samwha 400F x2 U _{min} =0.7V	800	0.7	2.7	2720	0.76	1.13
LIC2540R3R8277	270	2.2	3.8	1296	0.36	0.54

LIC2540R3R8277 x8	2160	2.2	3.8	10368	2.88	4.33
LIC2540R3R8277 x8 (2.3V-3.7V)	2160	2.3	3.7	9072	2.52	3.78

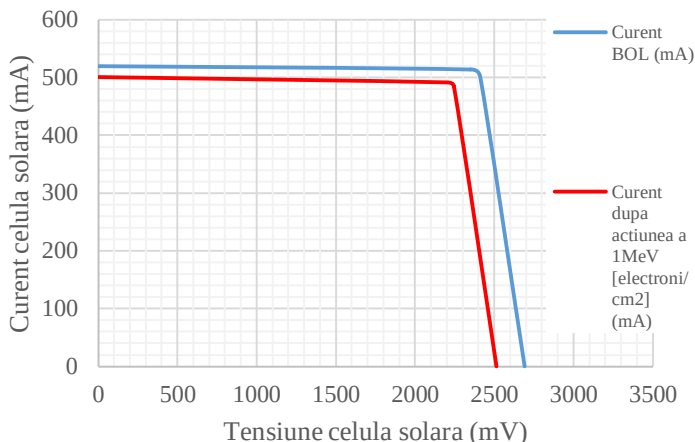


Fig. 12. Caracteristica I-U a celulelor solare folosite

Integrate pentru încărcarea supercondensatorilor de tip Li-Ion

Restricțiile pentru circuitele de încărcare ale supercondensatorilor de tip Li-Ion sunt mai mari decât cele ale supercondensatorilor de tip EDLC. Una dintre aceste restricții se referă la limitarea inferioară a tensiunii minime de 2.2V. Scăderea sub această tensiune poate defecta iremediabil supercondensatorii de tip Li-Ion. Pentru testul de implementare s-au ales integratele: LTC3127 și LTC3442.

Circuite integrate pentru conversia la 3.3V

Modulele implementate în satelit vor avea nevoie de alimentare la o tensiune fixă. Majoritatea microcontrolerelor, a procesoarelor sau a circuitelor integrate funcționează la tensiuni de 3.3 sau 5V. Prin urmare, rămâne în sarcina SEA să genereze aceste tensiuni pe magistrale predefinite. Pentru implementare, au fost utilizate integratele produse de Linear Technologies, LTC3112 și LTC 3113.

Circuite integrate pentru conversia la 5V

Alături de tensiunea de 3.3V, au fost implementate și circuite de conversie pentru magistrala de 5V. Multe module pentru aplicații spațiale funcționează în zilele noastre la tensiuni de 3.3V sau 5V. Posibilitatea de a avea ambele tipuri de tensiuni furnizate de câte o magistrală generalizată ajută dezvoltarea viitoarelor module, lărgind gama de dispozitive electronice pentru soluțiile finale. Au fost alese integratele LTC3421 și LTC3425 pentru a efectua conversia la 5V.

Realizarea practică a circuitului de test a SEA

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km

Pentru a realiza fizic circuitul de test s-au utilizat programe de proiectare CAD: DipTrace și Cadstar. Plasarea componentelor pe placă s-a efectuat respectând restricțiile impuse de fișa tehnică a fiecărui integrat implementat. A fost implementată schema bloc din Fig. .

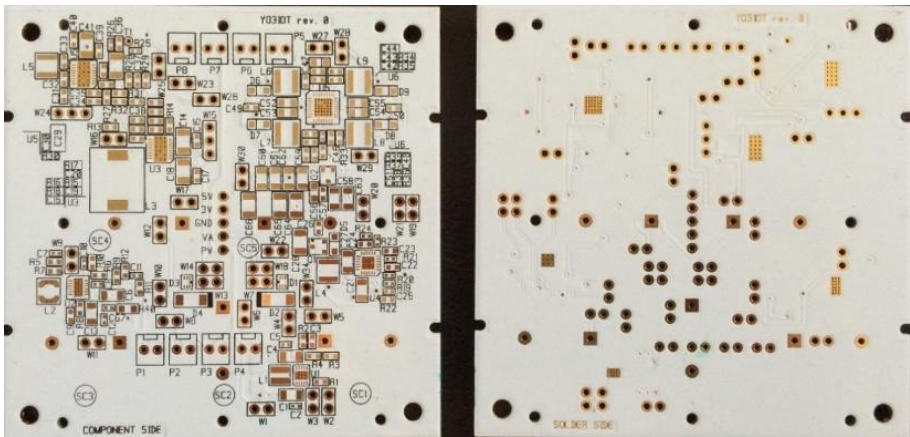


Fig. 13. PCB-ul realizat

Testarea circuitului SEA implementat

Pentru testarea circuitului SEA creat s-a dezvoltat un sistem de test utilizând un model de satelit, cu cele 13 panouri solare montate în poziția propusă, o placă de distribuție și grupare a tensiunilor generate de fiecare panou în parte, o platformă de tip Arduino Mega echipată cu microcontroler ATmega2560, un set de rezistențe cu o valoare de $0.1\Omega \pm 5\%$, și un modul de transmisie format din două unități APC220.

Operații pregătitoare pentru sistemul realizat în vederea testării

Pentru testarea și măsurarea funcțiilor de încărcare și descărcare a supercondensatorilor a fost implementat sistemul din Fig. 14. După cum se poate observa, au fost alese 6 puncte cheie pentru măsurarea tensiunilor sau a curenților, de la A, la F. Intrarea în SEA, de la panourile solare, este monitorizată de punctul A. Ieșirile încărcătoarelor pentru supercondensatori, LTC3127 și LTC3442, sunt monitorizate de punctele B și C, în timp ce tensiunea grupată după diodele de separare este măsurată în punctul D. Performanța funcționării convertorului de 3.3V cu alimentare din supercondensatori, LTC3113, a fost de asemenea măsurată, în punctul E. S-a folosit acest convertor pentru alimentarea sarcinii în timpul simulării perioadei de umbră, pentru a nu interveni în circuitul de măsură cu o alimentare din exterior.

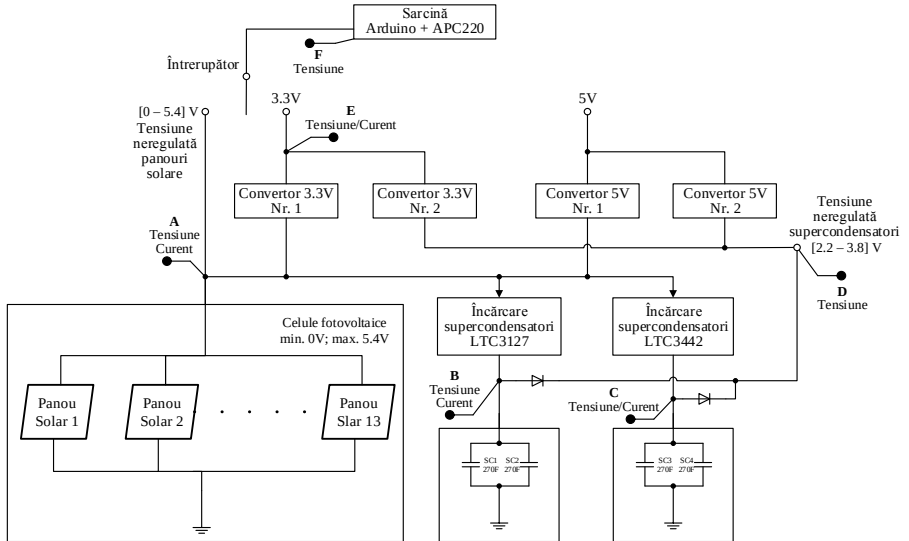


Fig. 14. Schema platformei de test pentru SEA

Sarcina, în speță platforma Arduino Mega, necesită o alimentare de intrare de minim 7V. Întrucât circuitul SEA nu poate furniza direct o astfel de tensiune, s-a utilizat un ridicător de tensiune, Pololu S7V8A, setat cu tensiunea de ieșire de aproximativ 8.8V. Pentru a măsura curentul, rezistențele cu valori de 0.1Ω au fost lipite fizic pe o placă adițională pentru platforma Arduino Mega. Modulele de transmisie, APC220, au fost setate să comunice cu o viteză de 2400baud pentru a garanta primirea datelor și la distanțe mai mari. Astfel, și la distanțe de 50-60 de metri, datele au fost recepționate fără întreruperi. Intensitatea solară maximă înregistrată în timpul măsurărilor s-a situat în jurul valorii de 93000lx.



Fig. 15. Modelul fizic al nanosateliului de test cu panourile solare extinse către soare

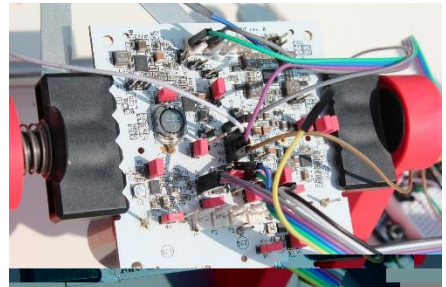


Fig. 16. Configurația SEA pentru testare

În Fig. 16 este reprezentată configurația și cablarea creată pentru testarea SEA conform cu schema de test. Cablurile și mufele au căderi de tensiune mai mari

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km decât cele existente într-o configurație finală pentru un nanosatelit, și induc scăderea eficienței sistemului. Demonstrarea funcționării acestui sistem, oferă garanția funcționării sistemului în condiții vitrege de lucru. Cei patru condensatori montați pe placa de circuit imprimat se pot vedea în Fig. 17.



Fig. 17. Cei patru supercondensatorii integrați în SEA – imagine din lateral

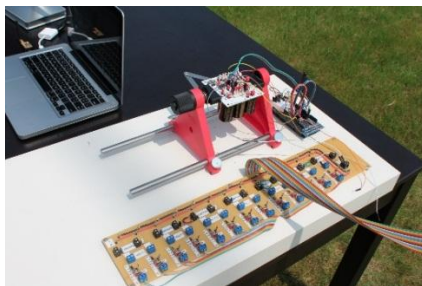


Fig. 18. SEA – cablarea în placa de intrare a panourilor solare și sistemul de test pentru măsurare

Sistemul de test este prevăzut cu o placă de achiziție a tensiunii furnizate de panourile solare, așa cum se vede în Fig. 18. Folosind această placă se poate monitoriza individual fiecare panou solar. Folosind întrerupătoare dedicate pentru fiecare intrare, se pot deconecta sau adăuga în test panouri solare.

Rezultate ale cercetărilor experimentale privind testarea SEA cu ajutorul panourilor solare

În urma colectării datelor obținute, s-a efectuat prelucrarea informațiilor. Valorile calculate ale tensiunilor au fost calibrate utilizând o tensiune de referință generată de o baterie de 3V, cu valoarea exactă măsurată la 3.159V. S-au luat în calcul și măsurat 3 cicluri complete de încărcare – descărcare a supercondensatorilor.



Fig. 19. Primul ciclu de încărcare – variația tensiunilor

Rezultate ale cercetărilor experimentale privind testarea SEA în condiții ideale

Pentru a obține informații relevante despre eficiența sistemului dezvoltat, a fost testat SEA folosind un banc de lucru. Condițiile ideale presupun o alimentare constantă a întregului ansamblu, fără a considera intrarea variabilă furnizată de panourile solare sau de tensiunea supercondensatorilor.

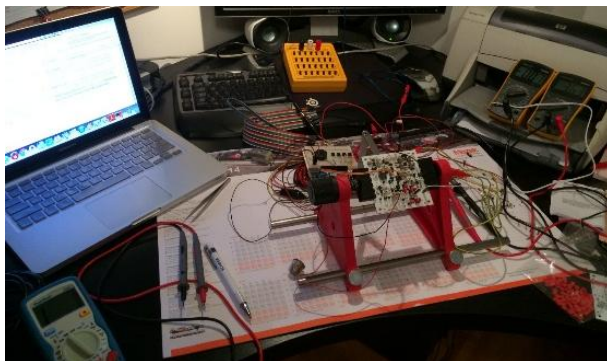


Fig. 20. Testarea SEA folosind un banc de lucru

Concluzii ale cercetărilor experimentale pentru sistemul electric de alimentare

După cum a fost arătat pe parcursul capitoului 3, este posibilă crearea unui Sistem Electric de Alimentare, folosind ca sursă primară de stocare a energiei

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km electrice, supercondensatori. Utilizarea unor supercondensatori de tip EDLC sau Li-Ion depinde de necesitățile sistemului mecatronic ce formează ansamblul nanosatelitului.

Conform demonstrației din capitolul 3.6, pentru proiectarea unui SEA bazat pe supercondensatori, se pot plasa compact 8 condensatori pe unul sau mai multe PCB-uri. Pentru placa de test dezvoltată s-au folosit 4 supercondensatori montați pe un PCB. Două astfel de plăci așezate față în față pot reprezenta capacul superior și inferior al unei incinte.

Această incintă va trebui optimizată, putând fi gândită pentru a păstra în interior presiune sau nu, cât și pentru a putea fi utilizată ca ranforsare pentru șasiul nanosatelitului sau pentru a servi drept cadru de răcire pentru componente, mai ales pentru circuitele integrate ale SEA, care se pot încăzi rapid la solicitări, așa cum a fost măsurat și demonstrat în capitolul 3.7.

III. 5. CAPITOLUL 4

ASPECTE PRIVIND TEHNOLOGIILE DE PROCESARE – EXECUTIE A STRUCTURII METALICE A NANOSATELITILOR. CERCETĂRI EXPERIMENTALE PENTRU EXECUȚIA ACESTORA

Pentru concepția și fabricarea structurii metalice a unui nanosatelit de tip CubeSat [5] am pornit având ca bază modul de construcție al proiectelor deja existente. Sistemul mecatronic care cuprinde nanosatelitul propriu zis are de regulă în componența sa și o structură pe cadre profilate. Întrucât profilele care există la ora actuală nu satisfac cerințele unui sistem mecatronic complex cu panouri rabatabile și sistem de alimentare dezvoltat în jurul supercondensatorilor, a fost necesară concepția unei structuri specifice - un profil atipic, particularizat pentru aplicația în cauză. Astfel s-a pornit de la concepte precum HyperCube, dezvoltat la Universitatea CalPoly [20], a căror structură a fost creată pentru a îndeplini standardele și criteriile necesare unei lansări a unui satelit de acest gen. Conceptul a fost proiectat cu ajutorul programului de CAD Catia V5, apoi fabricat pentru a putea fi utilizat ca și bază de pornire în analiza și proiectarea conceptului de structură pentru aplicația propusă: un nanosatelit de tip CubeSat cu sistem de alimentare dezvoltat în jurul supercondensatorilor, cu panouri solare extensibile.

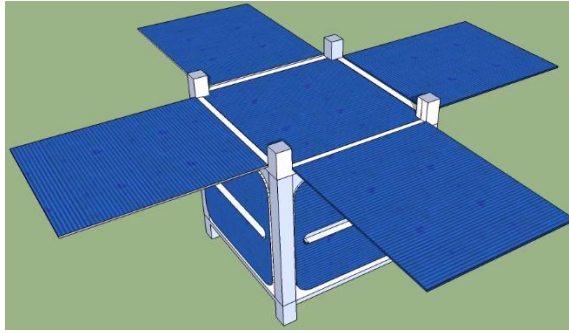


Fig. 21. Propunerea unui nanosatelit CubeSat de o unitate, cu panouri solare extensibile [21]

Configurații pentru structuri mecanice a nanosateliților

Pentru fabricarea structurilor s-au utilizat semifabricate din aliaj Al7075. Pentru obținerea structurilor la precizia necesară cerută de standardul CubeSat și de vehiculele de lansare, prelucrările au fost executate cu ajutorul mașinilor unelte cu comandă numerică (CNC), în baza unor proiecte realizate cu ajutorul software-ului CAD Catia V5. În acest program au fost create și dimensionate două versiuni originale de structuri, prelucrate în întregime din semifabricate de Al7075. Principalele procedee folosite la fabricarea structurilor au fost frezarea și procesul de electroeroziune prin tăiere cu fir, cu ajutorul mașinilor unelte CNC [22]. Procesul de frezare s-a aplicat pentru aducerea semifabricatului la cote cunoscute, cât și pentru prelucrările finale. Procesul de electroeroziune prin tăiere cu fir s-a utilizat pentru obținerea configurațiilor deosebite ale pieselor finale, în principal pentru prelucrări în colțuri interioare, pe lungimi mari.

Alături de structurile mecanice ce reprezintă atât șasiul, cât și șinele de lansare pentru nanosatelit, a fost prelucrată din Al7075 și structura incintei interne, concepută pentru încapsularea supercondensatorilor cu Li-Ion, circuitul pentru aceștia fiind prezentat în cadrul capitolului 3.

Pentru generarea programelor de execuție pe mașinile unelte CNC, modelul CAD generat de programul Catia V5 a fost importat în software-ul Cimatron E11. Acest software de editare CAM a fost utilizat pentru a genera programele complexe pentru fabricarea pieselor menționate, pe mașini unelte specifice.

Prima structură experimentală fabricată, structura HC, a fost replicată conform planurilor existente pentru conceptul HyperCube. A doua structură, prototip 1, a fost dezvoltată ca o îmbunătățire a structurii HC. Ținta acesteia a fost de a putea acomoda noul ansamblu proiectat pentru supercondensatori de tip EDLC. Numărul de componente a fost redus la 3, fiind redus astfel și numărul de componente de fixare, mărit spațiul de stocare interior, greutatea fiind redusă cu 30%.

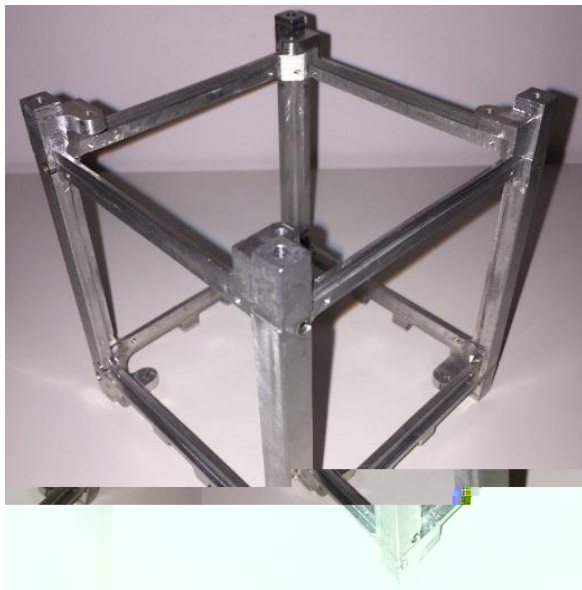


Fig. 22. Structura prototip 1 (3 componente)

În Fig. 22 a fost fotografiată structura fabricată și montată. Pentru prototipul de față găurile pentru suruburile de fixare au fost prelucrate manual. Deși această structură aduce un avantaj semnificativ din punct de vedere al economiei în greutate și al maximizării spațiului intern disponibil, subțierea pereților laterali nu este benefică pentru prinderea modului de alimentare cu supercondensatori. Dezvoltarea unui al doilea prototip de structură, de tip monolit, compensează dezavantajele aduse de primul prototip, păstrând totodată greutatea totală mai mică decât greutatea structurii HC. Cu ajutorul Tabel 3 se pot compara ușor diferențele de greutate pentru fiecare tip de structură propusă.

Tabel 3. Greutatea individuală a structurilor testate

Structură - denumire	Structură - tip	Greutate (g)
Structura HC	HyperCube – 6 componente	177,9
Structura Prototip 1	Propunere – 3 componente	125,7
Structura Prototip 2	Propunere – monobloc	169,3



Fig. 23. Structura prototip 2 (monobloc)

În Fig. 23 este ilustrată structura monolit fabricată. Se pot observa grinzile de interconectare ale șinelor de lansare plasate către interiorul structurii, pentru a păstra loc exterior atât pentru panourile solare fixe, cât și pentru cele extensibile. Se pot observa, de asemenea, proeminențele prevăzute la capătul grinzilor, planificate pentru balamalele și suporturile panourilor extensibile.

Procedee tehnologice utilizate pentru execuția structurii metalice a nanosateliților

Pentru fabricarea modelelor experimentale s-au utilizat procedeele de frezare și electroeroziune cu fir, procesele fiind executate ajutorul mașinilor unelte CNC. Prelucrările pentru structura experimentală prototip 2 s-au efectuat conform informațiilor prezentate în Tabel 4 [21].

Prelucrarea semifabricatului cu dimensiunile de 120x120x118mm s-a făcut la cotele impuse de standardul CubeSat, de 100x100x113.5mm. Pentru găurire s-au folosit freze de mici dimensiuni, cu diametrul de 1.6mm pentru obținerea găurilor filetate M2, și diametrul de 2mm, pentru obținerea găurilor filetate M2.5.

Tabel 4. Prelucrări pentru fabricarea structurii prototip 2 [21]

Model mașina CNC	Scule / Proces	Timp prelucrare (minute)
Mașină pentru frezat universală GAMBIN 10N	Frezarea blocului prefabricat la cotele 120x120x118mm cu Freză Frontală cu plăcuțe cu carbură metalică, cu diametrul de 63mm	60
Mașină pentru prelucrări prin electroeroziune cu fir - AGIE CUT DEM 250	Fir din alamă cu Ø 0.25mm pentru prelucrarea exterioară și interioară	540
Mazak Integrex 200-IV ST	Freză cilindrică cu diametrul de 10mm pentru prelucrarea ferestrelor laterale	80
	Freză cilindrică cu diametrul de 10mm pentru prelucrarea grinzilor de interconectare	60

Studii și cercetări experimentale pentru dezvoltarea structurii mecatronice a sistemului electric de alimentare

Pentru dezvoltarea incintei pentru supercondensatori, a fost creat modelul CAD al acesteia în programul CATIA v5, așa cum este exemplificat în Fig 24. Se poate observa în această figură dimensiunile generale exterioare ale acestei configurații. Grosimea peretelui incintei a fost aleasă la 1.5mm.

Prelucrarea incintei s-a făcut dintr-un semifabricat de Al7075 de dimensiuni 120x120x50mm. Proiectul de fabricație a incintei a fost generat cu ajutorul programului CAM Cimatron E11. Timpul de prelucrare al operațiilor de degroșare și finisare a fost de 8 ore și 11 minute. Obținerea incintei, având o greutate de 60 de grame a fost posibilă prin optimizările efectuate cu ajutorul programelor de simulare.

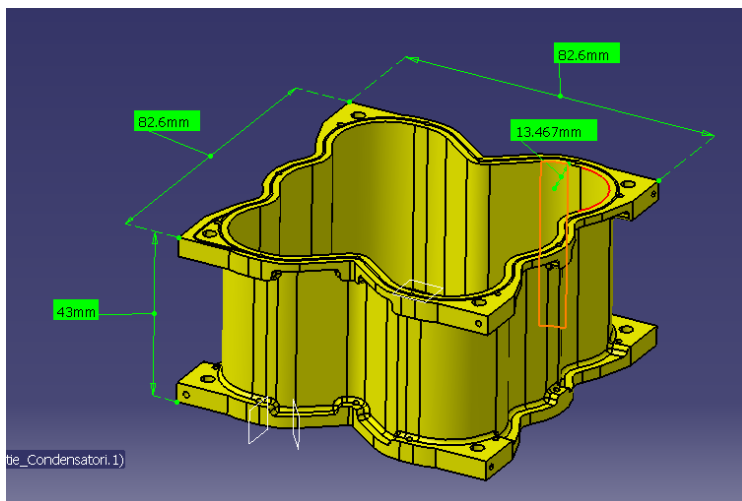


Fig. 24. Modelarea CAD a incintei pentru încapsularea supercondensatorilor Li-Ion

Concluzii

Structura mecatronică a nanosatelitului de tip CubeSat se bazează de regulă pe cadre profilate. Luând în considerare standardele și restricțiile care trebuie îndeplinite de un astfel de nanosatelit, s-a dezvoltat un concept de structură monobloc modular care să permită configurații flexibile ulterioare, făcând posibilă utilizarea diverselor componente conexe, precum panouri solare extensibile, sau o dispunere variabilă de componente interne.

Am proiectat și dezvoltat o incintă pentru izolarea supercondensatorilor, și a circuitelor aferente SEA, aceasta putând fi plasată în poziții diferite în interiorul structurii nanosatelitului CubeSat, în funcție de necesități.

Structurile mecanice realizate cuprind șasiul, șinele de lansare și structura incintei interne pentru supercondensatori. Realizarea fizică a structurilor va permite efectuarea testelor de rezistență la șocuri și vibrații.

III. 6. CAPITOLUL 5

CONTRIBUȚII PRIVIND MODELAREA ȘI DETERMINAREA COMPORTĂRII LA ȘOCURI ȘI VIBRAȚII A STRUCTURII NANOSATELIȚILOR

Forțele care acționează asupra navelor spațiale sau a vehiculelor de lansare sunt generate datorită diversilor factori interni sau externi, iar combinația acestora, dacă nu este luată atent în calcul, poate avea efecte dezastruoase pentru un potențial vehicul lansat. Aceste forțe de propulsie, aerodinamice, acustice și de șoc, combinate cu caracteristicile dinamice de frecvențe joase și medii ale vehiculelor de lansare vor induce vibrații mecanice atât în vehiculul de lansare cât și în satelitul propriu-zis.

Vibrațiile de natură mecanică sunt în general de tip sinusoidal, aleatoriu sau accelerații de tip șoc care au durate foarte scurte, de regulă mai mici de 10^{-3} s, comparativ cu frecvențele naturale joase ale satelitului. Șocurile pot fi cauzate de către stagiile de separare ale vehiculelor de lansare, de pornirea și oprirea motoarelor, cât și de separarea de vehiculul de lansare sau de deschiderea elementelor detașabile.

Analiza vibrațiilor mecanice asupra navelor spațiale poate fi împărțită în sisteme cu un sigur grad de libertate, sisteme cu mai multe grade de libertate, modele de amortizare, analiză modală și analiză de răspuns dinamic.

Sisteme cu un sigur grad de libertate

La nivel practic, navele spațiale/satețiții sunt excitați din punct de vedere mecanic prin intermediul legăturilor pe care acestea le au cu vehiculul de lansare. Prin urmare accelerațiile de bază induse de sistemele cu un sigur grad de libertate sunt de o importanță majoră în încercarea de a înțelege comportamentul dinamic al sistemului ca un întreg [23].

Deplasarea absolută $x(t)$ poate fi calculată cu ajutorul formulei:

$$\ddot{x}(t) = \ddot{z}(t) + \ddot{u}(t) = -2\zeta\omega_n\dot{z}(t) - \omega_n^2z(t) \quad (1)$$

Sisteme cu un singur grad de libertate neamortizate

Sistemele cu un singur grad de libertate neamortizate sunt compuse dintr-un corp cu o masă (m) și un resort cu o constantă elastică k (N/m). Proprietățile elementelor care compun sistemul nu se modifică în timp. O forță externă dependentă de timp este aplicată asupra corpului de masă m [23].

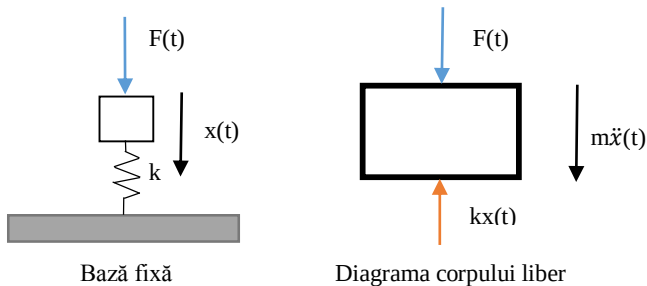


Fig. 25. Deplasare liniară amortizată și neamortizată

Dacă corpul are o mică deplasare $x(t)$ (m) și o accelerație $\ddot{x}(t)$ (m/s^2), corpul este expus la un număr de forțe; o forță externă aplicată $F(t)$ și două forțe interne; forța elastică $kx(t)$ și forța inerțială $m\ddot{x}(t)$. În acest sens prin principiul D'Alembert o problemă dinamică este tratată ca una statică. Echilibrul corpului va rezulta din ecuația de mișcare a sistemului dinamic cu un singur grad de libertate [23].

$$m\ddot{x}(t) + kx(t) = F(t) \quad (2)$$

Soluție pentru un sistem cu un singur grad de libertate cu condiții inițiale

Ecuația (2) se va rezolva utilizând transformările Laplace cu o forță exterioară nulă, $f(t) = 0$, dar cu o condiție inițială, și anume $x(0) = x_0$ iar $\dot{x}(0) = 0$ [23]. Astfel, transformata Laplace a ecuației neomogene a mișcării (2) este:

$$L[\ddot{x}(t)] + \omega_n^2 L[x(t)] = L[0] \quad (3)$$

sau

$$s^2 X(s) - sx(0) - \dot{x}(0) + \omega_n^2 X(s) = 0 \quad (4)$$

Soluție pentru sisteme cu un singur grad de libertate cu forțe aplicate

Soluțiile pentru sistemele cu un singur grad de libertate asupra cărora sunt exercitate forțe se pot împărți în două categorii:

- Mișcări impuse: deplasarea, viteza și accelerația sau combinații ale acestora. Mișcările aplicate derivă în forțe aplicate;
- Forțe externe aplicate în sisteme cu un singur grad de libertate.

Amortizarea vibrațiilor

Sistemele cu un singur grad de libertate sunt cel mai simplu oscilator mecanic care poate fi utilizat pentru analiza vibrațiilor mecanice. De cele mai multe

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km ori, în paralel cu resortul există și un element de amortizare, c. Deplasarea absolută a masei m este definită ca și $x(t)$. Aplicând o forță de excitație $F(t)$ asupra masei m , ecuația de mișcare a unui astfel de sistem cu un singur grad de libertate este [23]:

$$\ddot{x}(t) + \frac{f_d}{m} + \omega_n^2 x(t) = \frac{F(t)}{m} = f(t) \quad (5)$$

În relația (5), f_d reprezintă forța de amortizare, măsurată în Newtoni (N), și poate fi generată de: amortizarea materialului, amortizarea aerului, amortizare acustică sau amortizarea îmbinărilor.

Ecuția generală de mișcare pentru modelarea dinamică a structurilor – sisteme cu n grade de libertate

În cazul utilizării metodei elementelor finite pentru analiza dinamică a structurilor mecanice, descrierea mișcării se scrie în formă matriceală, deci printr-o ecuație adaptată unui model discret. Pentru o structură cu n grade de libertate, ecuația generală de mișcare este [23]:

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{F\} \quad (6)$$

Unde:

$[M]$ reprezintă matricea de masă: simetrică, constantă și pozitiv definită;

$\{\ddot{u}\}$ reprezintă vectorul accelerațiilor nodale;

$[C]$ reprezintă matricea de amortizare vâscoasă: simetrică, constantă, și, în general, (semi)pozitiv definită;

$\{\dot{u}\}$ reprezintă vectorul vitezelor nodale;

$[K]$ reprezintă matricea de rigiditate: simetrică, constantă, și (semi)pozitiv definită;

$\{u\}$ reprezintă vectorul deplasărilor nodale;

$\{F\}$ reprezintă vectorul forțelor exterioare.

Matricele $[M]$, $[C]$, $[K]$ sunt de dimensiune $n \times n$, iar vectorii $\{u\}$, $\{\dot{u}\}$, $\{\ddot{u}\}$ și $\{F\}$ au dimensiunea $n \times 1$.

Pentru sistemele liniare cu n grade de libertate, matricele $[M]$, $[C]$ și $[K]$ nu variază în timp, cu toate acestea vectorii de deplasare, viteză, accelerație și vectorul de forță variază în timp.

Analiza modală

Analiza modală se utilizează cu scopul determinării frecvențelor proprii de vibrație și a modurilor asociate lor, pentru structuri mecanice. Este o analiza liniară, prin urmare matricele $[K]$ și $[M]$ sunt constante. Toate aspectele neliniare, cum ar fi contactul sau plasticitatea se neglijează.

Mișcarea de vibrație a structurilor reale este însoțită de efecte disipative privind energia de deformare acumulată, adică este amortizată. În majoritatea cazurilor, amortizarea se neglijează, pe de o parte pentru simplificarea calculului, pe de altă parte pentru că includerea ei nu afectează substanțial rezultatele. Dacă structura prezintă amortizare relativ mare, analiza modală se face cu includerea acesteia pentru descrierea precisă a caracteristicilor modale, incluzând, aici, și gradul

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km de amortizare. Cele mai importante caracteristici dinamice intrinseci ale unui sistem dinamic liniar sunt date de: frecvența naturală de răspuns, forma modală asociată și amortizarea.

Ecuția de mișcare a unui model cu element finit în vibrații libere, în raport cu un sistem de referință global rezultă din (6), prin anularea excitației externe, adică a vectorului forțelor exterioare [24]:

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{0\} \quad (7)$$

Analiza modală ilustrează comportarea ideală a structurii și presupune vibrația doar la frecvențele și modurile proprii, această analiză pornind de la premiza ca sistemul este fără amortizări. În realitate amortizările există, iar la o anumită excitație sunt „antrenate” frecvențe și moduri proprii de vibrații dintr-un spectru mai larg, fiecare mod având aportul său la fenomenul general. Aceste diferențe între teorie și realitate au dus la dezvoltarea etapei ulterioare a analizei modale folosind metode de calcul dinamic prin „suprapunerea modurilor proprii” de vibrații [24].

Analiza armonică

Analiza armonică se realizează cu scopul determinării răspunsului staționar (independent de timp) al unei structuri mecanice aflată în mișcare de vibrație întreținută (forțată). Încărcările, descrise de forțe, deplasări, viteze sau accelerații, variază sinusoidal în timp, cu amplitudine și frecvență cunoscute. Răspunsul, descris prin tensiuni, deformații, deplasări, viteze, accelerații, este la rândul lui sinusoidal.

Ca și analiza modală, este valabilă numai pentru sisteme liniare, pentru care matricele de rigiditate, amortizare și de masă sunt constante. Admite, deci, numai contacte liniare.

Ecuția de mișcare, adaptată acestui tip de analiză este [24]:

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{F(t)\} \quad (8)$$

Analiza la vibrații aleatoare

În timpul lansării vehiculului spațial, atât acesta, cât și satelitul transportat, va fi expus diverselor șocuri aleatoare de natură mecanică sau acustică. Încărcările mecanice aleatorii reprezintă excitația primară pentru accelerațiile apărute în zona contactelor dintre vehiculul de lansare și satelitul transportat. Vibrațiile aleatorii sunt provocate de câteva surse principale, cum ar fi: interacțiunea dintre structura vehiculului de lansare și zgomotul motoarelor, aprindere, combustie, etc. De asemenea, turbulențele create de ascensiunea vehiculului de lansare generează un număr ridicat de sarcini și forțe neprevăzute [25].

Ecuția lui Miles [25], exprimată în relația (9), ajută la calcularea valorii efectiv adevărate a răspunsului la accelerație, $\ddot{x}(t)$:

$$\ddot{x}_{rms} = \sqrt{\frac{\pi}{2} f_n Q W_{\ddot{u}}(f_n)} \quad (9)$$

unde $\ddot{x}_{rms}$ este accelerația de valoare efectiv adevărată; $Q = \frac{1}{2\zeta}$ reprezintă factorul de amplificare; f_n este frecvența naturală (Hz); $W_u(f_n)$ definește densitatea de putere spectrală a accelerației aplicate la frecvența naturală, f_n .

Răspunsul unei structuri la excitații aleatoare este caracterizat cu ajutorul unor mărimi statistice, specifice distribuției normale de probabilitate. Ca și celelalte analize dinamice prezentate, analiza la vibrații aleatoare este liniară, deci nu admite neliniarități de tip contact [25].

Spectrul de răspuns la șoc

Detășarea satelitului sau a încărcăturii transportate de vehiculul de lansare în etapa de separare, alături de celelalte etape de lansare, induce șocuri de o durată foarte scurtă în structura internă a satelitului sau a încărcăturii, în raport cu durata asociată frecvenței naturale a structurii dinamice a sistemului mecanic. Efectele de răspuns la șoc sunt, în general, reprezentate printr-un spectru de răspuns la șoc (SRS).

SRS reprezintă în esență un grafic care ilustrează răspunsul a numeroase sisteme cu un singur grad de libertate supuse unei excitații [26]. Excitația este în general o accelerație dependentă de timp [27].

Un SRS se generează prin calcularea răspunsului maxim al sistemului cu un singur grad de libertate supus unei excitații tranzitorii particulare [28]. Multe dintre sistemele cu un singur grad de libertate reglate pe un anumit interval de frecvență naturală sunt evaluate folosind aceeași dependență de timp. O rată de amortizare $\zeta = 0.05$, $Q = 10$ este des utilizată [29]. SRS-ul final arată ca un grafic în funcție de frecvență și domeniu. Acesta arată răspunsul întâlnit pentru un anumit sistem cu un singur grad de libertate pentru tot timpul analizat. Astfel, SRS oferă un timp de răspuns orientativ pentru un produs propriu-zis și părțile sale componente supuse unei perturbări transcendente induse într-un mod natural [30].

Cerințe mecanice impuse structurilor pentru nanosateliți. Reglementări CubeSat și QB50

Structura nanosatelitului transportă și protejează nanosatelitul și echipamentele acestuia atât pe perioada de lansare cât și după injectarea pe orbită. Structura fizică care susține componentele interne și asigură rigiditatea ansamblului, reprezintă structura primară, iar balamalele și subansamblele interne reprezintă structura secundară [7]. Nu este necesar ca structura secundară să funcționeze pe parcursul lansării, dar aceasta trebuie să ajungă completă pe orbită.

Standardul [5] clasifică nanosateliții CubeSat cu ajutorul „unităților”; o unitate reprezintă un satelit în miniatură, de forma unui cub cu latura de 10 cm. Astfel un nanosatelit CubeSat poate fi de 1 unitate (1U), de două unități (2U) sau de trei unități (3U). După cum s-a menționat și în capitolul 1.3.1.3, un CubeSat de 1U nu trebuie să depășească greutatea de 1.33 kg.

Responsabilitatea de a asigura siguranța satelitului și de a proteja vehiculul de lansare revine sistemului de lansare numit P-POD (Poly Picosatellite Deployer). Materialele folosite la construcție trebuie să asigure un nivel scăzut de emanație de

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km gaze, pentru a preveni contaminarea altor nanosateliți sau a rachetei în timpul integrării, testării sau lansării [31].

Proiectul QB50

Proiectul QB50 [32] a fost dezvoltat pentru a facilita accesul în spațiu pentru misiuni de cercetare și explorare spațială, la scală redusă. Misiunea QB50 își propune să lanseze în spațiu o constelație de 50 de nanosateliți de tip CubeSat 2U, proiectați de către echipe din universități de pe tot globul. Fiecare CubeSat are o încărcătură primară destinată să efectueze cercetări în spațiul vast neexplorat al termosferei joase, la o altitudine situată între 200-380 km.

Proiectul își propune o lansare în trei etape a acestor nanosateliți folosind vehicule de lansare necostisitoare. În trecut au existat câteva misiuni care au ajuns în această regiune a spațiului, arborând o orbită eliptică înaltă (200km perigeu, 3000km apogeu) și având scopul de a efectua experimente specifice cu măsurători in-situ într-un singur punct. Datorită orbitei, aceste misiuni au avut o constrângere importantă: timpul scurt de implementare și desfășurare a misiunii. Proiectul QB50 [32] își propune să depășească aceste limitări, asigurând măsurători in-situ în mai multe puncte, pe o perioadă de timp de câteva luni.

Cerințe și recomandări QB50

Proiectul QB50 impune tuturor nanosateliților anumite cerințe mecanice și de testare pentru a face față la vibrații și șocuri, pentru a demonstra integritatea structurală. În continuare, Tabelul 5 este un rezumat al testelor mecanice solicitate.

Testele efectuate vor fi de calificare, acceptanță și protoflight. Calificarea presupune teste pentru confirmarea verificării modelului. Testele de acceptanță permit obținerea OK pentru lansarea finală.

Tabel 5. Rezumatul testelor mecanice solicitate [33]

Test efectuat	Calificare	Acceptanță	Protoflight	Metodă de testare
Accelerații cvasi-stactice și gravitaționale	X	—	X	Simulare AEF + test
Frecvențe naturale / Studiul de rezonanță	X	X	X	Simulare AEF + test
Vibrații sinusoidale	X	X	X	Simulare AEF + test
Vibrații aleatoare	X	X	X	Simulare AEF + test
Șocuri	X	—	X	Test

În Tabel 5 sunt sintetizate etapele de testare pentru testele mecanice impuse de proiectul QB50 sunt compuse în primă fază din simulările prin metoda elementului finit, apoi de teste propriu-zise odată ce designul nanosatelitului este finalizat [33].

Analiza cu element finit cu ajutorul sistemelor de calcul

Metoda elementului finit (MEF) reprezintă o tehnică numerică folosită pentru a găsi soluții aproximative ale problemelor valorice pentru ecuații cu derivate parțiale. Se mai denuțește și analiză cu element finit (AEF). Concret o problemă se împarte mai mare în părți mai simple și mai mici. Ecuațiile simple care modelează acest element finit sunt ulterior asamblate într-un sistem de ecuații mai mare, care modelează întreaga problemă. MEF folosește apoi metode variaționale [34] din calculul ecuațiilor cu valori proprii pentru a aproxima o soluție prin minimizarea unei funcții de eroare asociată. Subdivizarea unui întreg domeniu în părți mai simple, are câteva avantaje [35] după cum urmează:

- Reprezentarea corectă a geometriei complexe;
- Includerea materialelor care au proprietăți diferite;
- Reprezentarea facilă a soluției globale;
- Captarea efectelor locale.

Concluzii

După cum a fost pe larg prezentat pe parcursul capitolului 5, studiul comportamentului structurii de tip nanosatelit se poate efectua aplicând analiza vibrațiilor mecanice. Astfel, au fost detaliate diferitele proceduri de analiza ce pot fi aplicate.

Sistemele cu un singur grad de libertate permit calcularea deplasării absolute, în timp ce aplicarea sistemelor cu un singur grad de libertate neamortizate ce consideră că proprietățile elementelor componente nu se modifică în timp, introduce frecvența radiană. Analiza vibrațiilor mecanice aplicând soluțiile pentru un sistem cu un singur grad de libertate căruia i se pot seta condițiile inițiale permite calcularea unei funcții complementare care să țină cont de condițiile de evoluție ale sistemului.

În vederea determinărilor și testărilor în condiții reale de funcționare a structurii de nanosatelit realizate s-a studiat ecuația generală de mișcare pentru modelarea dinamică a structurilor mecanice cu N grade de libertate. Această ecuație se bazează pe metoda elementelor finite pentru analiza dinamică a structurilor mecanice.

Pe parcursul capitolului 5 a fost prezentată și analiza modală ce permite determinarea frecvențelor proprii de vibrație, aspect esențial în caracterizarea structurii nanosatelitului. Analiza la vibrații aleatoare, chiar dacă nici ea nu admite neliniarități de tip contact, este mai apropiată de o analiză care să modeleze comportamentul structurii mecanice în condițiile reale ale lansării sale în spațiu, oferind chiar posibilitatea de a determina timpul de viață al structurii nanosatelitului.

În modelarea completă a comportamentului sistemului mecanic al nanosatelitului sunt foarte importante efectele de răspuns la șoc ce se pot urmări cu ajutorul spectrului de răspuns la șoc (SRS). Un astfel de spectru de răspuns la șoc oferă posibilitatea de vizualizare grafică a răspunsului sistemului nostru mecanic atunci când este supus unor excitații, precum o accelerație dependentă de timp.

Analiza complexă a structurilor se poate realiza aplicând metoda elementului finit. Această analiză se poate realiza eficient prin aplicarea software-

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateți pt. orbite 200-2500km
ului ANSYS ce conține module care controlează diferite categorii de analize,
permițând generarea geometriei cu ajutorul modului DesignModeler.

III. 7. CAPITOLUL 6

REZULTATE ALE CERCETĂRIILOR PRIVIND MODELAREA COMPORTĂRII ȘI FUNCȚIONĂRII LA ȘOCURI ȘI VIBRAȚII A MODULELOR MECATRONICE DIN COMPONENTA UNUI NANOSATELIT; INTERPRETAREA REZULTATELOR CERCETĂRIILOR TEORETICE ȘI EXPERIMENTALE; PROPUNERI PENTRU CREȘTEREA FIABILITĂȚII ÎN EXPLOATARE A ACESTORA

Studii și cercetări experimentale pentru încărcarea statică

Comportamentul structurilor dezvoltate pentru nanosateți poate fi determinat la nivel teoretic cu ajutorul programelor de analiză cu elemente finite, precum Ansys sau LMS Virtual Lab, așa cum este arătat și în articolul “Design and Analysis of an Innovative Modular Cubesat Structure for ITU-pSAT II” [36].

Pentru a a cuantifica experimental diferențele dintre cele trei structuri fabricate, din punct de vedere al comportării statice, s-a folosit un stand de test dezvoltat în jurul unui dinamometru Kistler 9257B.

A fost definit sistemul de referință pentru efectuarea măsurătorilor, și descris standul de test, notațiile măsurătorilor fiind explicate. Au fost testate cele trei prototipuri experimentale și pentru fiecare au fost generate rezultatele obținute la aplicarea forței statice. Au fost alese astfel 4 puncte de măsurare, dintre care unul redundant, pentru a putea confirma citirile celor trei comparatoare pentru cele trei direcții de deformare.

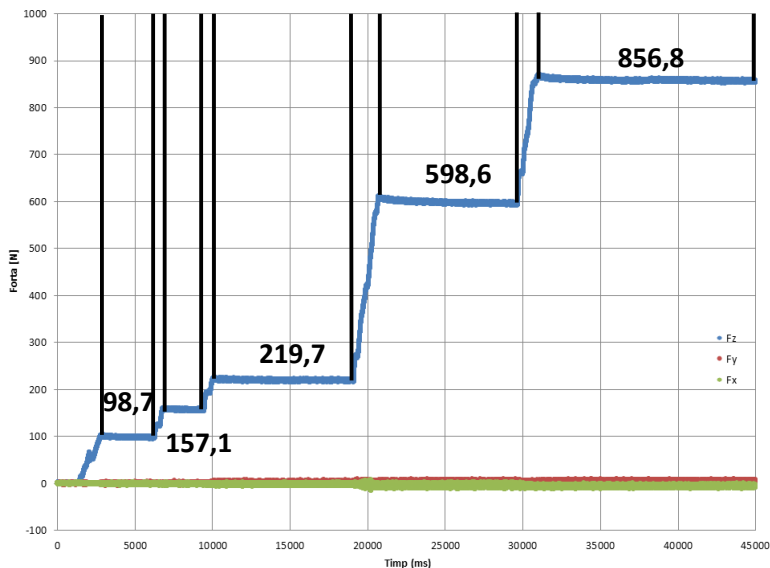


Fig. 26. Variația forței de apăsare [Fz], pe intervalele măsurate, pentru structura prototip 1 (c1), poziția 1 (verticală)

În Fig. 26 sunt desenate rezultatele obținute în urma efectuării testului, prin aplicarea unei sarcini asupra structurii plasată în plan vertical.

Tabel 6. Rezultatele testelor efectuate și valorile deformărilor rezultate

Cub	Poziție	Forța	Citire ceas comparator			Citire suplimentară	
		Fz [N]	Δx [μm]	Δy [μm]	Δz [μm]	Directia	Valoare
c1	1	98,7	0	0	8	ΔxG	0
c1	1	157,1	0	0	33	ΔxG	0
c1	1	219,7	20	0	69	ΔxG	20
c1	1	598,6	30	0	87	ΔxG	45
c1	1	856,8	35	0	106	ΔxG	70
c1	2	262,9	40	17	2	ΔxC	40
c1	2	521,7	90	38	10	ΔxC	90
c1	2	843	130	90	19	ΔxC	130
c2	2	205	23	6	-30	ΔxC	23
c2	2	438,8	35	38	-42	ΔxC	35
c2	2	995,4	80	139	-43	ΔxC	80
c3	1	336,7	0	0	0	ΔxG	5
c3	1	1066,9	0	0	1	ΔxG	9
c3	1	1313	2	0	1	ΔxG	12
c3	2	459	-5	0	0	ΔzB	0
c3	2	1017,9	20	0	0	ΔzB	0
c3	2	1212,1	75	4	0	ΔzB	0

În urma testelor efectuate, s-au colectat mai multe date și s-au obținut mai multe rezultate. În Tabel 6 sunt prezentate deformările care au apărut în fiecare caz, pentru fiecare punct și direcție măsurată, conform cu desenele din figuri. Citirea suplimentară, este denumită explicit, pentru a putea fi ușor identificată pe schema și desenul structurii.

Compararea rezultatelor cercetărilor experimentale statice obținute

Pentru a evidenția foarte clar diferențele între măsurătorile efectuate, cât și pentru a ușura interpretarea rezultatelor, am comparat datele obținute sub formă grafică. În acest mod diferențele dintre forțele aplicate sunt evidente, astfel încât putem face mai ușor aprecierile în privința eficienței și rezultatului obținut în urma soluției propuse.

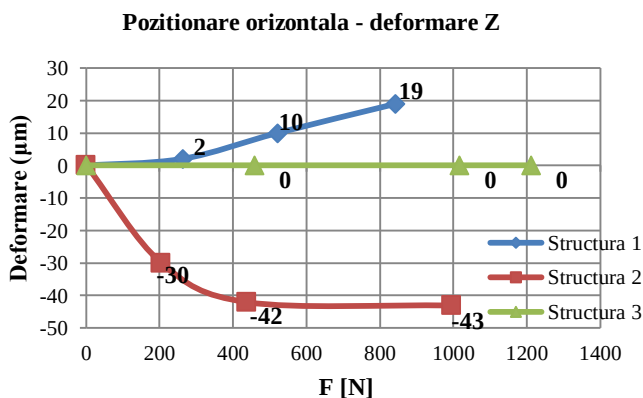


Fig. 27. Testarea structurilor 1, 2 și 3 în poziție orizontală, variația deformării pe axa Z

Un exemplu al comparației ce a fost făcută se poate observa în Fig. 27. Aici, pentru deplasarea pe axa Z, am constatat că deformarea pentru structura 2 este negativă. Acest lucru se datorează faptului că latura din structura c2 s-a deformat înspre interiorul acesteia în momentul aplicării forței asupra ei.

Studii și cercetări teoretice cu element finit și analiza la accelerații gravitaționale

Analiza structurii la accelerații gravitaționale, este o analiză cvasistatică, în cadrul căreia se consideră structura supusă unui câmp gravitațional de 10.8g. Acest tip de încărcare nu trebuie să introducă tensiuni peste limita admisibilă a structurii. De asemenea, deformațiile nu componentelor trebuie să fie mici, așa încât electronica interioară să nu fie afectată.

Simularea la accelerație gravitațională s-a efectuat pentru început folosind modelul simplificat al structurii modulare a satelitelui, folosind doar structura metalică și incinta condensatorilor.

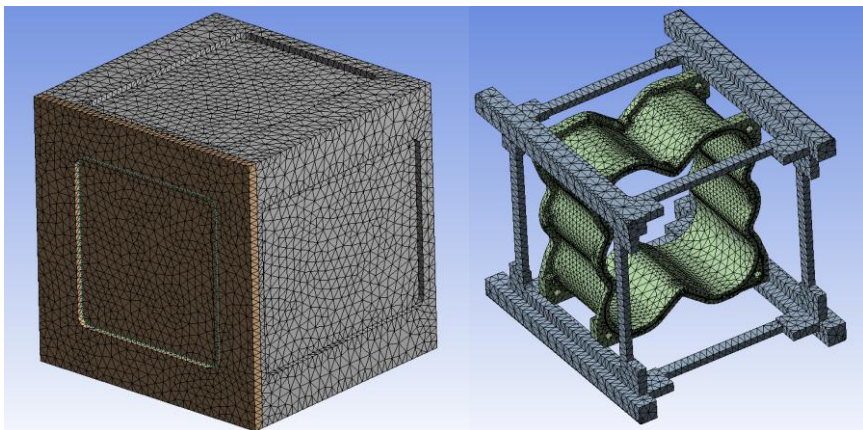


Fig. 28. Discretizarea modelului, cu tetraedre de ordin superior (10 noduri) pentru analiza la accelerații gravitaționale: stânga – cutia POD, dreapta – structura satelitelui și cutia condensatorilor

Modelul a fost discretizat cu elemente finite de formă tetraedrică, cu funcții de formă de ordin superior (10 noduri per element). Discretizarea aferentă celor trei componente ale ansamblului studiat este reprezentată în Fig. 28. Modulul lui Young și densitatea corespund aliajelor de Al, adică $\rho = 2770 \text{ kg/m}^3$ și $E = 71 \text{ GPa}$.

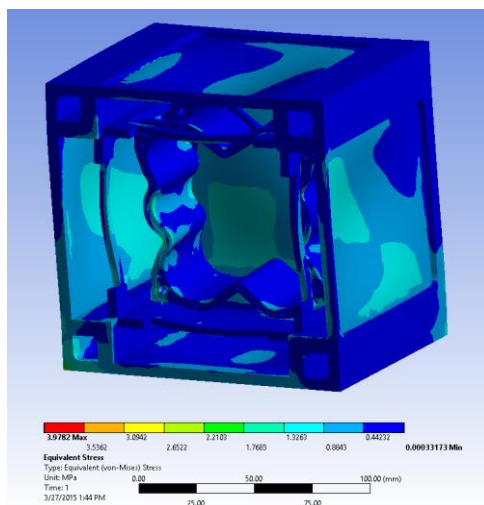


Fig. 29. Tensiuni von Mises în cazul încărcării cu accelerații pe toate direcțiile

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km

După efectuarea analizei în ANSYS (vezi Fig. 29), rezultă, în mod evident, că nu există nici un risc structural privind efectul forțelor de inerție produse în timpul lansării. Deplasările maxime sunt de ordinul a 2-3 μm , iar valorile maxime ale tensiunilor echivalente von Mises nu depășesc 4 MPa.

Studii și cercetări teoretice cu element finit și analiza modală

Problema rezonanței în cazul unui CubeSat apare în timpul lansării pe orbită, când satelitul este asamblat într-o cutie de tip P-POD, la rândul ei fixată în vehiculul de lansare. Pentru ca rezonanța să nu se manifeste în aceste condiții, conform reglementărilor CubeSat și QB50 menționate în capitolul 5, frecvența fundamentală generală (compusă) trebuie să fie mai mare de 90 Hz.

În urma analizei modale, se deduce că structura este suficient de rigidă, încât nu există nici un risc de rezonanță. Prima frecvență proprie este de 1948.7 Hz și corespunde unor vibrații locale ale pereților cutiei P-POD.

Tabel 7. Frecvențele corespunzătoare primelor 15 moduri de vibrații

Mod	Frecvența [Hz]
1	1948.7
2	1966
3	1999.1
4	2034.8
5	2108.7
6	2154.5
7	2292.3
8	2352.1
9	3176.7
10	3179.8
11	3284.3
12	3321.2
13	3336.8
14	3341.4
15	3403.1

Studii și cercetări experimentale a analizei modale

Pentru a avea o confirmare a analizelor teoretice realizate prin intermediul programelor de simulare, s-au efectuat o serie de măsuratori experimentale utilizând echipamentele puse la dispoziție de către departamentul de Mecatronică și Mecanică de Precizie din cadrul facultății de Inginerie Mecanică și Mecatronică.

Am utilizat echipamentele de analiză Brüel & Kjaer, folosind software-ul de achiziție de date PULSE, și software-ul ME'scope, de la Vibrant Technology Inc., pentru efectuarea analizei modale asupra datelor capturate.

Pentru a defini structura și a efectua determinările din punct de vedere dinamic s-au ales 80 de puncte de măsurare. Datorită simetriei structurii măsurate a satelitului, a fost suficient un pas de 20 mm pentru a determina funcția de răspuns în frecvență (FRF) a structurii create.



Fig. 30. Structura mecanică a nanosateliului în timpul testării în cadrul laboratorului de Mecatronică al Facultății de Inginerie Mecanică și Mecatronică

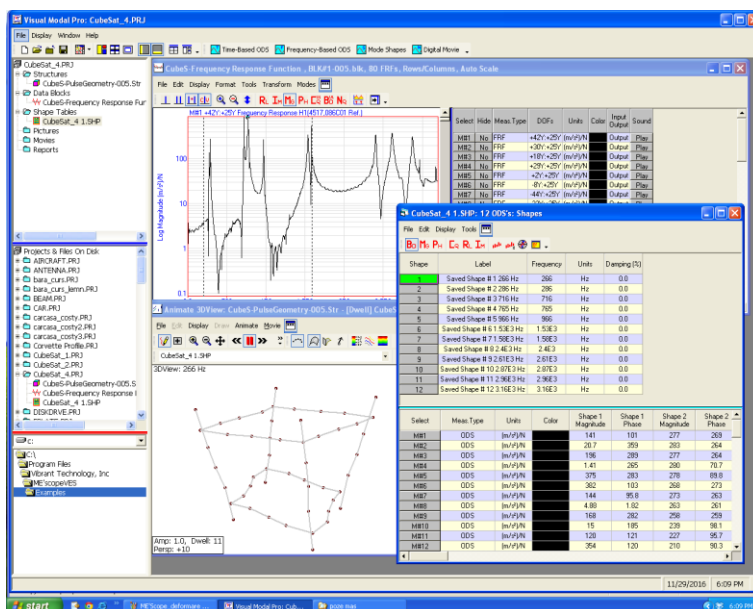


Fig. 31. Modelul animat și modurile de vibrație ce apar în structura sateliului, importate în ME'scope

Importând datele achiziționate în software-ul ME'scope am putut analiza comportamentul structurii experimentale. Am creat odată cu analiza frecvențelor de rezonanță și a modurilor reziduale, și reprezentarea și animarea grafică a deformărilor. În Fig. 31 am efectuat o captură a modului de lucru cu acest program.

Studii și cercetări cu element finit și analiza armonică

Pentru determinarea răspunsului în frecvență sub excitație armonică, este realizată o simulare cu element finit care emulează un test experimental sinusoidal. Condițiile la limită descrise în cadrul analizei modale rămân valabile. De asemenea, discretizarea este păstrată. Excitația armonică este definită prin accelerații sinusoidale impuse, pe rând, pe cele trei direcții. Astfel, următoarele trei seturi de analize armonice sunt prezentate:

- excitație armonică prin accelerație impusă pe direcția x;
- excitație armonică prin accelerație impusă pe direcția y;
- excitație armonică prin accelerație impusă pe direcția z.

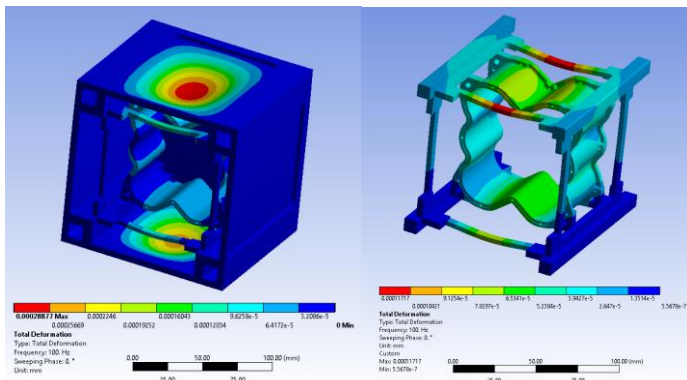


Fig. 32. Deplasări totale în cazul excitației armonice pe direcția X

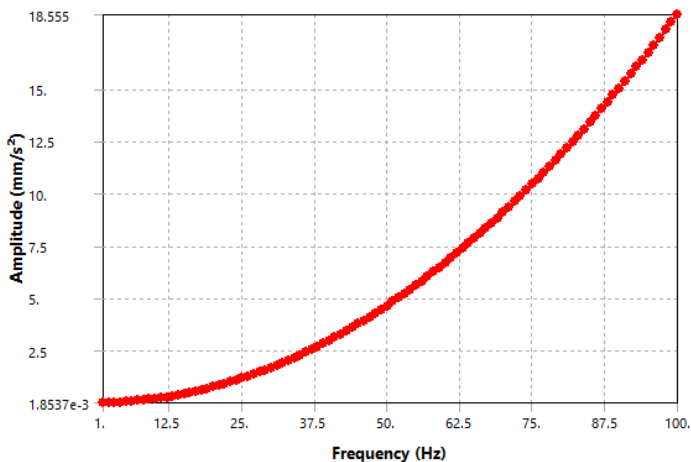


Fig. 33. Curbă de răspuns în frecvență, în cazul excitației pe direcția X, corespunzătoare amplitudinii accelerației în nodurile cu deplasări totale maxime

Studii și cercetări cu element finit și analiza la vibrații aleatoare

În timpul lansării satelitului pe orbită se produc vibrații aleatoare. Prin urmare, o analiză dinamică mai realistă trebuie să țină cont și de acest aspect. În acest subcapitol se prezintă rezultatele obținute pe baza simulării cu elemente finite a răspunsului structurii satelitului sub excitație aleatoare. Spectrul de solicitare este impus prin reglementarea QB50. Toate detaliile privind discretizarea și condițiile la limită sunt aceleași din cadrul analizelor modală și armonică.

Conform specificațiilor CubeSat, sunt trei stadii ale procesului de evaluare a structurii: qualification, acceptance și protoflight. Pentru prima și ultima, specificațiile sunt identice. Stadiul de acceptanță este specificat cu o valoare a accelerației RMS mai redusă, de aceea am tratat în continuare numai rezultatele simulărilor corespunzătoare stadiului de calificare.

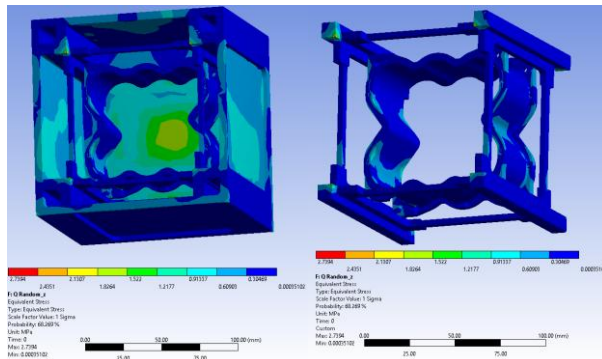


Fig. 34. Tensiuni von Mises în cazul excitației la vibrații aleatoare pe direcția Z

După cum s-a observat în urma figurilor rezultate vibrațiile aleatoare nu constituie un risc de cedare a structurii sau de avariere a componentelor interne găzduite în interiorul structurii satelitului. Prima situație este eliminată de valorile foarte mici ale tensiunii von Mises, adică maximum 2.7MPa în cazul excitației pe direcția Z. Cea de-a doua concluzie rezultă din valorile depășirilor pe cele trei direcții. În niciunul dintre cazurile analizate acestea nu depășesc 2μm.

Studii și cercetări cu element finit și analiza statică a plăcilor de circuit și a panourilor exterioare

Pentru panourile exterioare au fost calculate deplasările și deformările pentru un număr de panouri solare. Au fost selectate mai multe grosimi ale plăcilor, pentru a putea evalua comparativ, utilizarea diverselor soluții de implementare finală.

Pentru o grosime a panoului solar superior de 1.5mm, cum este arătat în Fig. 35, s-a aplicat o forță de inerțială în centrul de greutate cu valoarea de 2.2N, deformația maximă obținută având valoarea de 0.0347mm. Putem aprecia că

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km
deformarea obținută între cele două versiuni de grosime ale panoului superior este înjumătățită pentru panoul de 1.5mm.

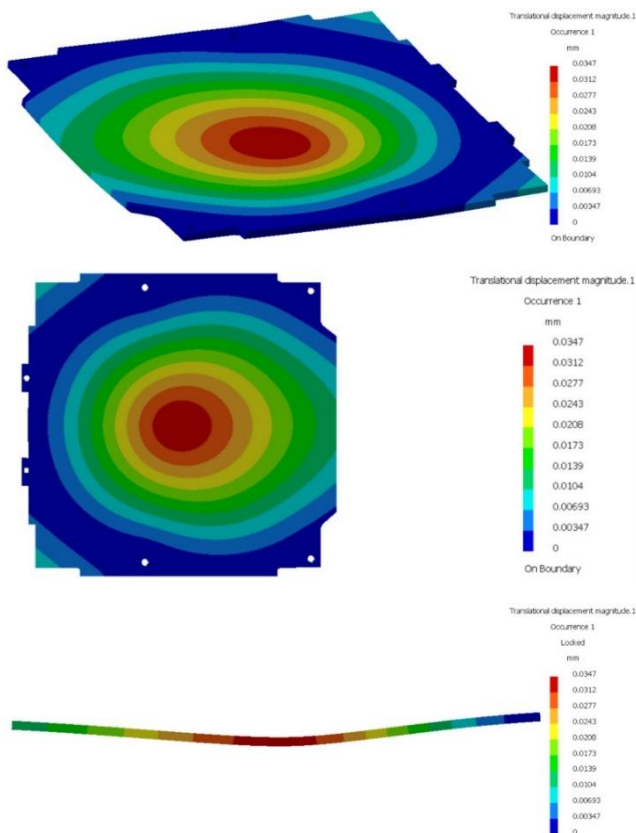


Fig. 35. Analiza statică – calculul săgeții și a deformației pentru panoul superior, cu grosimea de 1.5mm și forța aplicată de 2.2N

Studii și cercetări experimentale privind modelarea comportării și funcționării la șocuri și vibrații a modului mecatronic din structura nanosateliților

Au fost realizate următoarele analize statice și dinamice pentru componente, subansamble și modul complet pentru nanosatelitul considerat. S-au efectuat analizele modale și la vibrație aleatoare, analiza răspunsului armonic și analiza spectrului de răspuns pentru ansamblul format din diferite grosimi ale plăcilor de circuit imprimat componente ale satelitelui (cu grosimi de 1mm și 1.5mm), și am notat deformațiile, tensiunile sau alte rezultate maxime obținute.

III. 8. CAPITOLUL 7

CONCLUZII

Concluzii generale

1. Cercetările și determinările experimentale au condus la crearea unui Sistem Electric de Alimentare (SEA) folosind ca sursă primară de stocare a energiei electrice, supercondensatori de tip EDLC sau Li-Ion în funcție de necesitățile sistemului mecatronic ce formează ansamblul nanosatelitului. În cadrul tezei elaborate s-a arătat că SEA bazat pe supercondensatori poate fi realizat dintr-un număr variabil de supercondensatori. Astfel, pentru placa de test dezvoltată s-au folosit câte 4 supercondensatori montați pe câte o placă de circuit imprimat (PCB). Din punct de vedere constructiv, două astfel de plăci așezate față în față pot reprezenta capacul superior și inferior al unei incinte.

2. S-a demonstrat experimental că circuitele integrate specifice pentru SEA se încălzesc rapid la solicitări, impunând astfel optimizarea incinței nanosatelitului în condițiile în care aceasta trebuie proiectată atât pentru a servi ca și cadru de răcire pentru componentele SEA, cât și pentru posibilitatea de a menține presiune constantă în interior, simultan cu o acțiune de ranforsare pentru șasiul nanosatelitului.

3. În contextul în care funcționarea supercondensatorilor în spațiul cosmic reprezintă o noutate în cercetarea științifică, a fost necesară realizarea unui sistem nou de protecție și ranforsare corespunzător pentru aceștia, dată fiind greutatea crescută a SEA obținut.

4. S-a realizat din material Al7075 o structură de nanosatelit de tip CubeSat 1U, cu dimensiunile de 113.5x100x100mm și cu masa de 1.33kg, folosind programul de proiectare CAD Catia V5 și programul de fabricație asistată, CimatronE. Utilizarea materialului Al7075 a fost justificată prin caracteristicile sale.

5. A fost confirmată îndeplinirea restricțiilor impuse de reglementările CubeSat și de proiectul QB50 de către structura realizată. S-au efectuat analize statice la încărcări cu valori mai mari de 10.8g pentru identificarea tensiunilor von Mises asupra modelului CAD al structurii CubeSat 1U pentru a confirma îndeplinirea standardului QB50. Tensiunile echivalente von Mises obținute nu depășesc 4 MPa, ceea ce este CU mult sub valoarea impusă.

6. Determinările experimentale pentru analize de stres și deformare asupra modelului CAD a structurii CubeSat 1U prin aplicarea de încărcări și puncte de fixare ale structurii, după discretizarea elementelor finite de formă tetraedrică în noduri, și folosind analiza elementului finit, au arătat că structura poate suporta deformările și stresul specific lansării. Astfel, deformările înregistrate au fost inferioare rezistenței la deformare a materialului Al7075, și anume 276 MPa. Deformarea maximă este foarte mică de doar 2-3μm și se manifestă în dreptul grinzilor de legătură, în dreptul grosimii de 3mm. Putem deduce astfel că structura va rezista cu succes la la încărcări aplicate cu o valoare de până la 10.8g.

7. Analizele de răspuns în frecvență și frecvențe naturale efectuate asupra structurii de nanosatelit de tip CubeSat 1U, cu dimensiunile de 113.5x100x100mm și cu masa de 1.33 kg, prin aplicarea de încărcări și puncte de fixare pe structură au

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km fost prelucrate după discretizarea elementelor finite de formă tetraedrică în noduri, folosind analiză MEF. Astfel, s-a aratat că structura propusă poate rezista atât la vibrații în domeniul de frecvență 5-100 Hz la o amplitudine de 2.5g, cât și la vibrații în domeniul de frecvență 100-125 Hz la o amplitudine de 1.25g.

8. S-au efectuat și analize ale structurii fără elemente auxiliare montate, arătându-se că prima frecvență proprie este de 1948.7 Hz, iar aceasta corespunde unor vibrații ale cutiei P-POD.

9. Testele stabilite pe modelul CAD și realizate experimental asupra structurii realizate confirmă că modelul fizic se încadrează cu succes în restricțiile și cerințele impuse de reglementările QB50, deci acesta este pregătit pentru a face față activităților de lansare, așezare pe orbită și operare.

10. Variația frecvențelor naturale măsurată în cele două studii de rezonanță efectuate asupra structurii de nanosatelit de tip CubeSat 1U, cu volumul de 113.5x100x100mm și cu masa de 1.33 kg, a fost mai mică de 5%, ceea ce corespunde restricțiilor impuse.

Contribuții originale

1. Utilizarea supercondensatorilor în dezvoltarea sursei de energie electrică
2. Circuit electric pentru controlul încărcării/descărcării supercondensatorilor
3. Structura din aluminiu monobloc
4. Analize teoretice și cercetări experimentale asupra structurilor pentru sateliți de tip CubeSat
5. Analiza detaliată a sateliților în general și a celor de tip CubeSat în particular

Lista lucrărilor publicate

Articole publicate in reviste cotate ISI:

1. **Totu, M.**; Orbeci, C.; Tanczos, S. K.; Vasile E.; Dinu A., A.C. Nechifor, "Preparation and properties of a photocatalyst with TiO₂ nanoparticles", OPTOELECTRONICS AND ADVANCED MATERIALS-RAPID COMMUNICATIONS, Volume: 7 Issue: 11-12 Pages: 822-827 Published: NOV-DEC 2013 (IF=0.412)
2. **Totu Mihai**, "An innovative CubeSat Power System", ENGINEERING DECISIONS AND SCIENTIFIC RESEARCH IN AEROSPACE, ROBOTICS, BIOMECHANICS, MECHANICAL ENGINEERING AND MANUFACTURING Book Series: Applied Mechanics and Materials, vol.436, pag. 40-46, 2013
3. D.-E. PASCU, O. Tatiana, M. SEGARCEANU, **M. TOTU**, C. TRISCARUSU, L.-F. PASCU, A.C. NECHIFOR, "Optimization of Membrane Processes with Applications in Transport and Adsorption of Nitrate Ions", REV. CHIM., 65, No. 12, 2014, pp 1407-1414 (IF=0.956)

4. D.-E. Pascu, A.R. Miron, **M. Totu**, A.C. Nechifor, E.E. Totu, "Mathematical modelling and zeta potential determination in the membrane separation process", JOURNAL OF OPTOELECTRONICS AND ADVANCED MATERIALS 17 (7-8), 2015, 1161-1167 (IF=0.383)
5. Daniela-Elena PASCU, Aurelia Cristina NECHIFOR, Mihaela PASCU(NEAGU), Gina Alina TRAISTARU, Andrei. A. BUNACIU, **Mihai TOTU**, "Mathematical modeling of some processes of Separation through membranes: dynamic models", Revista de Chimie, ISSN 0034-7752, vol. 66, nr. 3, pp. 328-322, Mar. 2015, (IF = 0.677)

Articole publicate in reviste cotate BDI:

1. **Mihai Totu**, Octavian Donțu, Eugenia Eftimie Totu, "Development of a nanosatellite electrical power system using Li-Ion supercapacitors", U.P.B. SCI. BULL., SERIES C, ISSN 1223-7027, accepted for publication

Articole publicate in reviste indexate in alte daze de date:

1. **Mihai Totu**, Ioana Petre, "Mazak în Industria Aerospațială", Tehnica&Tehnologie Online, nr. 67, 14.03.2013

Prezentari Conferinte

1. Robert Ciobanu, Maurizio Repetto, Octavian Dontu, Gheorghe Gheorghe, Iulian Avarvarei, **Mihai Totu**, "Experimental Research on Magnetic Treatment of Fuel for Reducing Emissions", Mecahitech, Sep. 2012
2. **Mihai Totu**, AURELIA CRISTINA NECHIFOR, EUGENIA EFTIMIE TOTU, Cellulosic micro-systems with magnetic nano-carriers for environment applications, EUROANALYSIS XVII, Warsaw, Poland, 25-29.08.2013
3. **Totu Mihai**, "An innovative CubeSat Power System", International Conference on Smart Systems in all Fields of the Life-Aerospace, Robot, Mech Engn, Biomechatronic, Int. Assoc Comp Sci&Inform Technol Singapore, Bucharest, Romania, 24-28 Oct 2013
4. Daniela – Elena Pascu, , Alexandra Raluca Miron, **Mihai Totu** , Aurelia Cristina Nechifor, "The mathematical modelling and zeta potential determination in the membrane separation process", Conferinta Internationala BRAMAT 2015, Brasov, Romania
5. **Mihai Totu**, Aurelia Cristina Nechifor, Eugenia Eftimie Totu, "Uncertainty Sources for Lead recuperative separation Cellulose-Magnetite Nanocompounds Microsystems" EUROANALYSIS XVIII, Bordeaux, France, 6-10 Sept 2015, pp 569 (P385)
6. **Mihai Totu**, Aurelia Cristina Nechifor, Eugenia Eftimie Totu, "Uncertainty sources for separation procedure using composite microsystems with nanocarrier inclusions", 19th Romanian International Conference on

Cercetări privind realizarea unui sist. mecatronic modular destinat nanosateliți pt. orbite 200-2500km
Chemistry and Chemical Engineering (riccce19.chimie.upb.ro), 2-5 Sept.
2015, Sibiu, Romania.

7. **M. Totu**, Gh. I. Gheorghe, O. Dontu, D. Comeagă, „Mechanical structures for CubeSat type nanosatellites with extensible solar panels”, Mecahitech, Sep. 2016

Perspective de dezvoltare în viitor a structurii mecatronice a nanosatelitului de tip CubeSat

După cum a fost arătat și demonstrat pe parcursul lucrării, am dezvoltat multiple module mecatronice ce formează ansamblul general al satelitului. Lucrarea de față surprinde componenta principală a acestui ansamblu, și anume sistemul electric de alimentare dezvoltat în jurul condensatorilor, și structura mecanică fabricată pe baza restricțiilor impuse de acest nou sistem inovativ de alimentare.

Pentru viitor sunt de interes pentru studiu și dezvoltare sistemele mecatronice de deschidere a panourilor solare extensibile, sistemul de deschidere al antenelor, și sistemul mecatronic de montaj al întregului ansamblu. Structura monobloc propusă și în jurul căreia a fost dezvoltat acest concept, permite multiple implementări ulterioare, versatilitatea acesteia fiind mult mai largă comparativ cu alte structuri similare, ea putând să acomodeze o gama largă de opțiuni din punct de vedere al expansiunii funcționalității.

Așa cum a fost deja început studiul, și arătat în subcapitolul 2.7.2, sistemul mecatronic de tip nanosatelit CubeSat poate fi dezvoltat către direcția implementării unui sistem de radiatoare, folosind ca și lichid pentru schimbul termic ferofluide, cercetările publicate îndreptând deja atenția în viitorul apropiat către această idee.

Sistemul de prindere al componentelor interne reprezintă un alt aspect ce poate fi studiat în amănunt, în direcții multiple, alături de sistemul de atitudine și control. Dezvoltarea unor panouri exterioare îngropate a creat un spațiu suplimentar în spatele acestora, spațiul fiind ușor de utilizat pentru dezvoltarea sistemelor ADCS.

Sistemul de articulații creat suplimentar pentru simulările de analiză la șoc și vibrații a arătat că acesta nu suferă deformații peste limita acceptabilă, nepunând în pericol integritatea celulelor solare. Astfel, următorul pas în dezvoltarea nanosatelitului CubeSat propus va fi de fabricare a acestui sistem mecatronic de deschidere al panourilor rabatabile.

Totodată, trebuie luat în calcul că restrângerea spațiului interior disponibil limitează pe de altă parte utilizarea componentelor și subansamblelor deja dezvoltate pentru alți sateliți. Astfel, o mare parte a componentelor electronice vor trebui regândite și refabricate pentru noile dimensiuni de plăci interioare propuse, astfel încât acestea să poată fi integrat cu succes în noul nanosatelit CubeSat.

Sistemul de antene de tip dipol pentru benzile de 2 m și 70 cm va fi o structura compactă, rigidă, de mici dimensiuni care va putea fi implementată ca o structura de sine stătătoare și pe alte tipuri de sateliți. Antenele vor fi pliate prin rulare pe un tambur închis care se va deschide vertical și va elibera cei doi dipoli, eliberând în același timp și panourile solare rabatabile. Proiectul este în curs de realizare și va constitui tema unei solicitări pentru brevet de invenție.

IV. Bibliografie selectivă

1. The Space Report 2015 - www.spacefoundation.org/sites/default/files/downloads/The_Space_Report_2015_Overview_TOC_Exhibits.pdf
2. *Gottfried Konecny*, „Small satellites – a tool for earth observation”, al XX-lea Congress ISPRS, Istanbul, Turcia, 2004, IAPRS Proceedings, Vol.XXXV, Comisia IV, partea B5, pg.580-582, ISSN: 1682-1750
3. National Research Council of the National Academies, „Utilization of Operational Environmental Satellite Data: Ensuring Readiness for 2010 and beyond”, Editura National Academies Press, Washington, 2004, ISBN: 9780309092357, DOI: 10.17226/11187
4. C.J.M. Verhoeven, M.J. Bentum, G.L.E. Monna, J. Rotteveel, J. Guo, „On the origin of satellite swarms”, *Acta Astronautica Journal*, Vol. 68, Issue 7-8, Aprilie-Mai 2011, pg. 1392–1395, DOI:10.1016/j.actaastro.2010.10.002
5. CubeSat Design Specifications - www.CubeSat.org/s/cds_rev13_final2.pdf
6. A. Holmes-Siedle, L. Adams, „Handbook of Radiation Effects”, 2nd Edition, Oxford University Press, 2007
7. James R. Wertz, Wiley J.Larson, „SMAD (Space Mission Analysis and Design)”, 3rd Edition, Space Technology Library, Springer, New York, 2010
8. Karla Vega, David Auslander, David Pankow, „Design and Modelling of an Active Attitude Control System for CubeSat Class Satellites”, American Institute of Aeronautics and Astronautics Modelling and Simulation Technologies Conference, Chicago, Illinois, 10-13 August 2009, DOI: 10.2514/6.2009-5812
9. Tomas Gergely, Andrew Clegg, „CubeSat Issues: Where Are We? ”, Lucrare prezentată la întâlnirea CubeSat High-Speed Downlink Communications, din cadrul celui de-al 9-lea Workshop Anual al CubeSat Developers, San Luis Obispo, California, Aprilie, 2012
10. Howard D. Curtis, „Orbital Mechanics for Engineering Students”, 3rd Edition, Editura Butterworth-Heinemann, Noiembrie, 2013, ISBN: 978-0080977478
11. QB50 - Sensor Selection Working Group – Final Report - www.qb50.eu/sswg_report.pdf
12. Alan C. Tribble, „Space Environment and Implication for Space Design”, Editura Princeton University Press, 2003, ISBN: 9780691102993
13. Fabien Jordan, „Electrical Power System (EPS) - Final report”, Phase A, SwissCube, Yverdon, Elveția, 16/06/2006
14. www.quallion.com/sub-ms-satellites.asp
15. Spacecraft Batteries - www.clyde-space.com/products/spacecraft_batteries
16. www.nrel.gov/pv/
17. http://web.archive.org/web/20061018100549/www.esa.int/techresources/ESTEC-Article-art_print_friendly_1115706332477.html

18. Marc Franco, "High Efficiency VHF Power Amplifier with a Silicon Carbide Transistor for Space Applications", AMSAT 2007, Proceedings
19. "The use of PAS capacitors/lithium capacitors for adapting to diversification of energy supply" - www.taiyo-yuden.com
20. Dr. Jordi Puig-Suari, A. Williams, J. Dolengewicz, L. Whipple, S. Wong, "The Next Generation Cubesat – A modular and adaptable Cubesat Frame Design", Cal Poly, 2010
21. M. Totu, Gh. I. Gheorghe, O. Dontu, D. Comeagă, „Mechanical structures for CubeSat type nanosatellites with extensible solar panels”, Mecahitech, Sep. 2016
22. G. O. Dontu, „Tehnologii si sisteme integrate de fabricatie pentru mecatronica”, Editura Printech, 2009
23. Radeş, M., „Metode dinamice pentru identificarea sistemelor mecanice”, Bucureşti, Ed. Academiei, 1979
24. Sorohan, Şt., Constantinescu, I. N., „Practica modelării şi analizei cu elemente finite”, Bucureşti, Editura Politehnica Press, 2003
25. Radeş, M., „Vibraţii mecanice”, Ed. Printech, Bucureşti, 2008
26. Lalanne C., „Mechanical Vibration and Shock Analysis. Volume 2: Mechanical Shock”, 2nd Edition, Ed. Wiley, 2009
27. L. Meirovitch, „Analytical Methods in Vibration”, Ed. Macmillan, New York, 1967
28. T. Irvine, „The Steady-State Response of a Single-degree-of-freedom System Subjected to a Harmonic Force”, Revision A, Vibrationdata, 2000
29. Harris C., Piersol A., „Harris Shock and Vibration Handbook”, 5th Edition, Ed. McGraw-Hill, 2002, ISBN: 0-07-137081-1
30. Cunniff P.F., O'Hara, G.J., „Damping and Recording Length Effects on Shock Spectra and Shock Design Values”, 60th Shock and Vibration Symposium, Vol. 3, Noiembrie, 1989
31. Outgassing Section C: Materials having a TML of 1.0 % or Less and a CVCm of 0.10 % or Less – https://outgassing.nasa.gov/cgi/sectionc/sectionc_html.sh
32. QB50 Project - www.qb50.eu/index.php/project-description-obj/mission-objectives
33. QB50 - System Requirements and Recommendations - Issue 7 – 13 February 2015 - www.qb50.eu/index.php/tech-docs/category/25-up-to-date-docs?download=89:qb50-docs
34. R. Kelly, G. Richman, „Principles and Techniques of Shock Data Analysis, SVM-5”, The Shock and Vibration Information Center, United States Department of Defense, Washington D.C., 1969
35. Reddy, J.N. „An Introduction to the Finite Element Method”, 3rd Edition, Ed. McGraw-Hill, 2006
36. Melahat CÎHAN, Aykut ÇETİN, Dr. KAYA and Dr. İNALHAN 2011 „Design and Analysis of an Innovative Modular Cubesat Structure for ITU-pSAT II” Journal of IEEE, vol.11, pp. 494–499

