

ELABORAREA CONSTRUCȚIEI MICROSATELITULUI STUDENTESC "SATUM RM"

Anatolii Bivol , Anotolie Sochirean
Universitatea Tehnică a Moldovei
toleabivol@yahoo.com, salic@mail.utm.md

Abstract. *The structure of the microsatellite "SATUM RM" is in the last phase of developing and already has a clear outline. The study on the subject is done by viewing all type of similar spacecraft that have been developed and by introducing solutions to problems that occurred. The results obtained will be used for building the structure of our microsatellite.*

Cuvinte-cheie: *microsatelit , structura, constructie*

I. Introducere

Micro- și nanosatelii sunt obiecte spațiale de dimensiuni mici, însă cerințele în privința proiectării și elaborării sunt mai imperative față de alte clase de sateliți. Pentru elaborarea structurii unui microsatelit este necesar de ținut cont de cerințele care i se impun:

- 1) suport pentru masa totală a microsatelitelui cu putere adecvată;
- 2) rigiditate suficientă pentru eliminarea recuplării dinamice cu vehiculul de lansare ;
- 3) fluxuri termice necesare pentru controlul suficient al temperaturii.
- 4) controlul potrivit al atitudinii prin aliniere și stabilitate dimensională
- 5) platformă pentru stocare, amplasare și desfășurare a dispozitivelor auxiliare (antene, baterii solare, senzori etc.)

Deasemenea este necesar de a cunoaște misiunea și fazele acesteia. Un microsatelit este transportat spre mediul de operare cu ajutorul unui vehicul de lansare. Deci în etapa de lansare subiectul este în interiorul purtătorului. Prezentăm etapele misiunii unui microsatelit și mediile active la care este supus acesta:

- 1) Lansare
 - a. decolare: *unde acustice care pot ajunge la nivelul de 145 dB(presiune de referință $2 \times 10^5 \text{ N/m}^2$);*
 - b. vânturi maxime și efectul transonic : *curenți de aer cu o viteză de pînă la 160km/h și undele șocului transsonic;*
 - c. detașarea motorului de lansare: *șoc mecanic, vibrații, accelerație variabilă;*
 - d. detașarea ecranului termic: *șoc mecanic și pirotehnic;*
 - e. stabilizarea rotației
 - f. separarea ultimului motor: *șoc pirotehnic;*
- 2) Mediu de operare
 - a. propulsia: *vibrații, accelerație variabilă;*
 - b. desfășurarea dinamică a structurilor : *șoc mecanic și pirotehnic, accelerație tangențială de la modulele în desfășurare;*

II. Construcția microsatelitelui "SATUM RM"

Structura microsateliților are limitări foarte fixe din cauza dimensiunilor și masei mici. Din această cauză, de obicei un microsatelit lansat pe orbită nu va avea o sistemă de propulsie sau module ce se vor extinde, deoarece acestea vor adăuga la masa construcției și complexitatea

acestea. Studiind formele microsateleților proiectați anterior s-au facut următoarele concluzii asupra acestui factor:

1) Forma sferică :

Avantaje:

a. este optimală pentru un control termic simplu și nu necesită multe măsuri privind păstrarea temperaturii dorite din cauza minimizării factorului PAS(Projected Area to Sun , suprafața proiectata spre soare);

b. suprafață mică de contact cu modulele interne ce necesită schimb de căldură și fixare mecanică.

Dezavantaje:

c. nu permite amplasarea optimală a modulelor interioare și are randamentul scăzut al volumului eficient ;

d. amplasarea anexelor exterioare necesită măsuri adăugătoare de fixare sau desfășurare.

2) Forma prismică:

Avantaje:

a. are un volum eficient optimal și permite amplasarea modulelor interne in formă de "stack" (stivă – elemente amplasate una asupra celeilalte);

b. amplasarea anexelor exterioară este simplă iar suprafața planară permite stocarea acestora fără module de desfășurare (ex: bateriile solare sunt direct amplasate pe suprafața carcasei microsatelețului);

c. suprafața proiectată către Pământ este maximală și permite amplasarea modulelor de comunicație direct pe carcasa fără atasări de corecție;

d. structură de susținere interioară rigidă și simplă;

e. fluxuri termice optimale , care finisează cu radiatoare cu suprafață de contact cu modulele, eficientă;

Dezavantaje:

f. necesită un control termic avansat din cauza factorului PAS sporit(calculînd mediu : aprox 16% din perioada de revoluție a unei dintre suprafețe, aceasta este expusă direct către soare);

g. Forma neoptimală în caz de impact;

3) Formă cilindrică

Avantaje

a. Posibilitatea montării modulelor de lungime mare (ex: telescop sau cameră cu optică mare);

Dezavantaje

b. necesită un sistem de control al atitudinii avansat;

c. căi lungi de transmitere a căldurii de la suprafața însorită spre cea în umbră

În cazul altor forme (ca ex: hexagon) se ia in considerație că sunt forme particulare ale formelor generale descrise mai sus cu mici devieri specifice.

Deoarece misiunea microsatelețului nostru este de a capta imagini și de a le transmite spre laboratoarele Centrului Național de Tehnologii Spațiale , acesta trebuie să aibă construcție care va fi potrivită pentru un modul de captare a imaginii, antene și celelalte module necesare funcționării depline a microsatelețului.

Fiindcă lungimea modulului de captare a imaginii corespunde cu celelate două dimensiuni ale microsatelețului necesare pentru modulele de alimentare, atitudine, module ș.a.m.d. s-a ales structura de formă prismică cu particularitatea : cub. Mai jos, în figura 1, prezentăm structura generală în dezvoltare a microsatelețului.

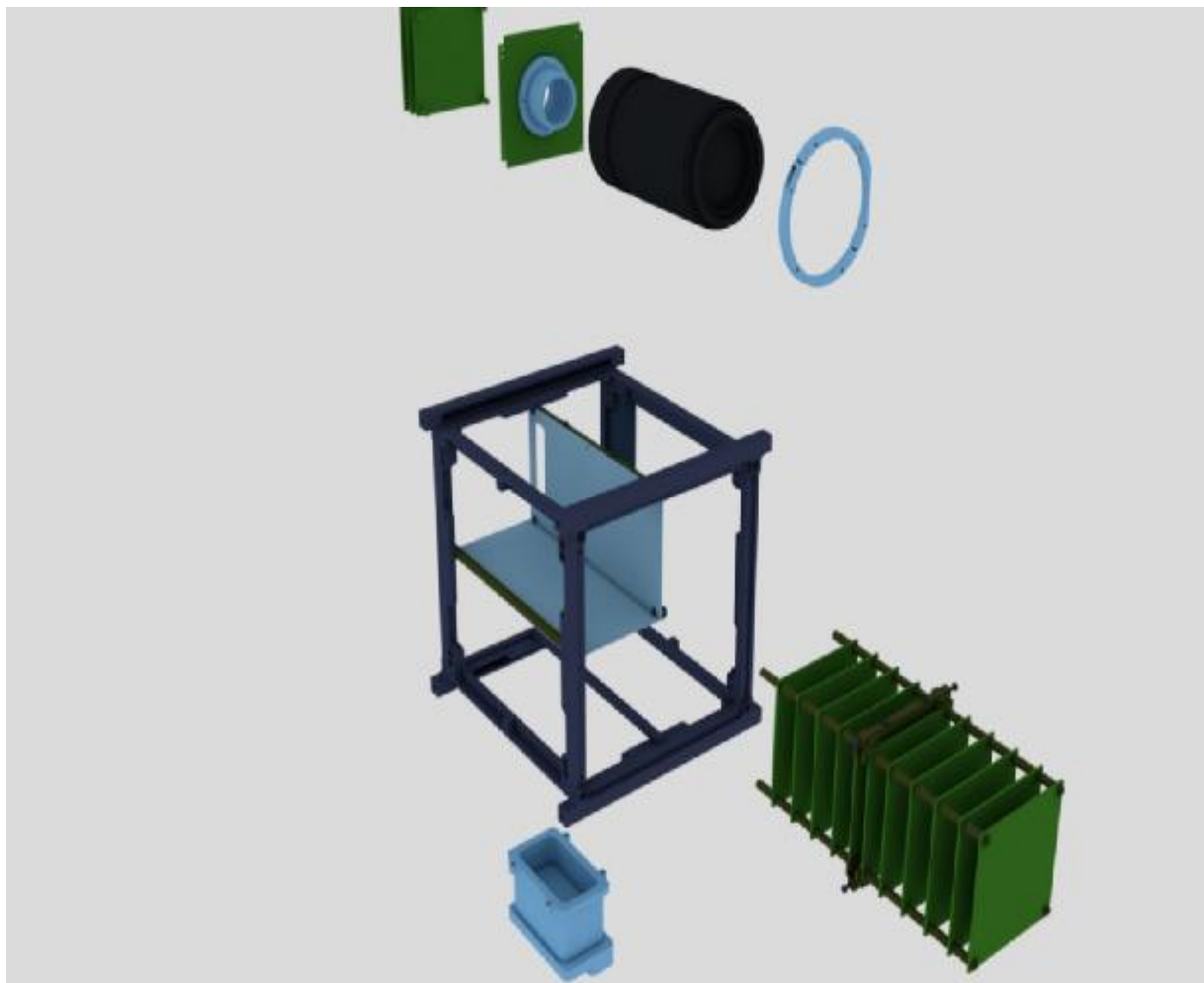


Fig.1 Structura carcasei și amplasarea modulelor microsatelitului "SATUM RM"

Date inițiale și în dezvoltare ale structurii microsatelitului se prezintă următoarele:

- ñ dimensiunile structurii de susținere sunt: 25cm x 25cm x 25cm.;
- ñ masa microsatelitului: 8-10 kg;
- ñ centrul de greutate : cu coordonate aproape indentice cu cel geometric;

În rezultatul analizei a mai multor variante de asamblare a subsistemelor microsatelitului, s-a propus ca modulele electronice vor fi aranjate în formă de stivă și se vor amplasa paralel cu modulul de captare a imaginilor.

Pe suprafața care va fi orientată spre Pământ v-or fi amplasate antenele și orificiul pentru modulul optic al scannerului. Pe suprafața opusă v-or fi amplasați senzorii solari (4 la număr).

Această structură, după cum s-a menționat mai sus, ne permite atașarea simplă a bateriilor solare. Acestea sunt amplasate pe cele 4 suprafețe libere după cum este arătat în figura 2. Atașarea bateriilor solare de carcasa microsatelitului este de tip rigid și fix (fără desfășurare) se elaborează prin un set simplu de piulițe și șuruburi.

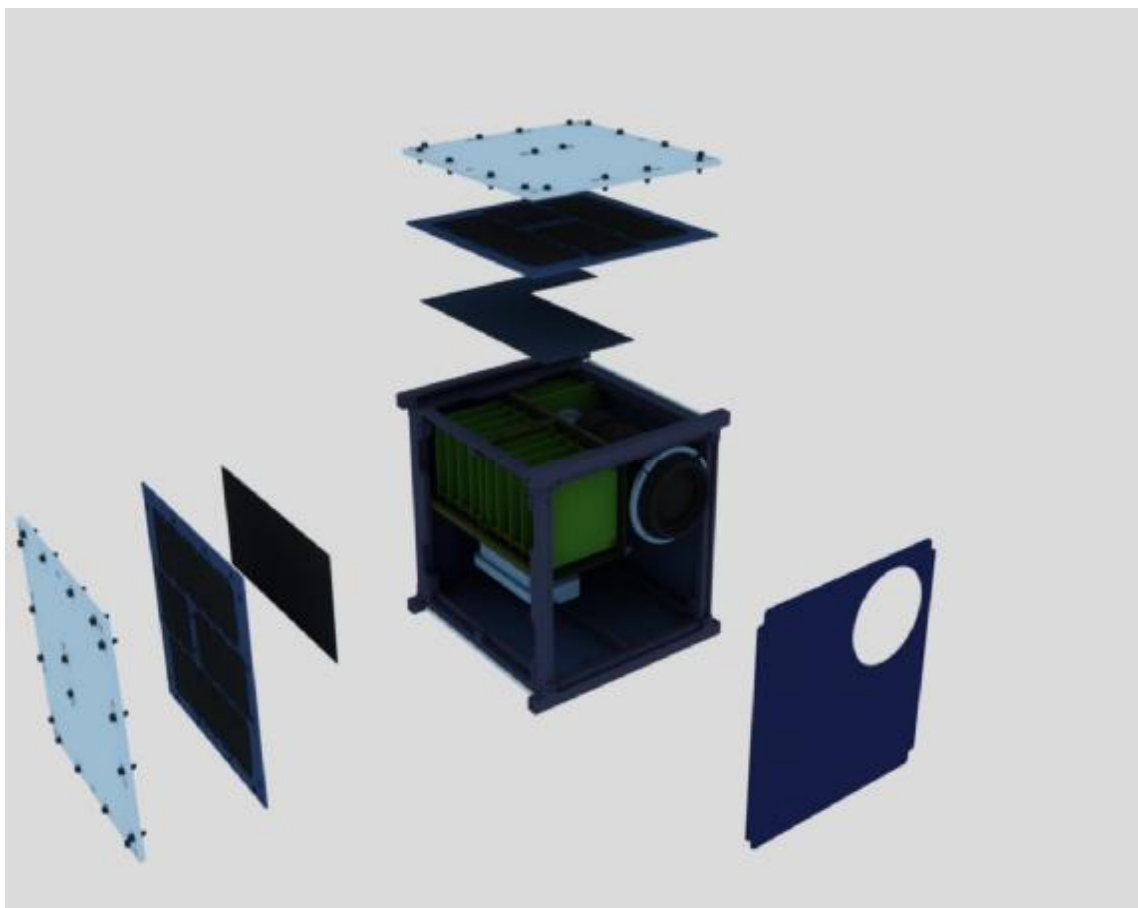


Fig.2 structura modulelor exterioare a microsatelitului

III. Concluzii

Structura microsatelitului studentesc ”SATUM RM” prezintă module separate de formă prismică aranjate într-o rețea de susținere în formă de cub cu dimensiunile 28cm x 28cm x 28cm. Din cauza fețelor planare , atașarea bateriilor solare, antenelor și senzorilor solari este foarte simplă. Modulele electronice sunt amplasate într-o structură de stivă cu interconectări fixe.

IV. Referințe

1. Vincent E.Pisacane and Robert C.Moore, Fundamentals of Space Science. , Oxford University Press, 1994, 761 p.
2. David G.Gilmore, Thermal Control Handbook, Volume I : Fundamental Technologies, second edition, The Aerospace Press, 2002, 831 p.
3. Angelo Miele, Aldo Frediani, Advanced Design Problems in Aerospace Engineering Vol. 1. - N.Y.: Kluwer Academic Publishers, 2004, 191p.