

ELABORAREA MODELULUI TERMIC PENTRU MICROSATELITUL STUDENTESC SATUM

Olaru Irina, Secrieru Nicolae, Andronic Serghei
Universitatea Tehnică a Moldovei
inna_ol@mail.ru, nsecrieru@gmail.com, serghei.andronic@gmail.com

Abstract. *The thermal model of the microsatellite “SATUM RM” is being developed to be aware of the temperatures of every part of the spacecraft in every point of it's orbit. It is made by calculating the total heat inputs from all the environmental sources on all surfaces and from all electric power dissipated from the inside active components and the emission of heat into the space. The results obtained will be used for calculating the thickness (number of layers) of the MLI (Multi Layer Insulation) which will lead to thermal stabilization of the microsatellite.*

Cuvinte-cheie: *microsatelit, model termic.*

I. Introducere.

Sistemul modelului termic a microsatelitului are la bază funcția de a menține sau mai bine spus de a controla temperatura astfel încât să asigure buna funcționare a tuturor componentelor din interiorul și exteriorul microsatelitului. În continuare prezentăm intervalele de temperaturi care trebuie să fie asigurate pentru ca componentele microsatelitului să lucreze conform destinațiilor.

- Module electronice: -40...+85 °C;
- Panouri solare : -100...+100°C;
- Bateriile/acumulatori :
 - la încărcate 0...+45 °C;
 - descărcate -20...60°C;
- Carcasa : -40...+85 °C;

Se cunoaște că, de regulă, cerințele controlului termic sunt prestabilite și de cele mai multe ori ele nu se schimbă pe parcursul misiunii, însă în cazul proiectului dat trebuie să luăm în considerare faptul că împrejurările termice se schimbă considerabil din cauza posibilei schimbări a altitudinii, puterii disipate și direcția către soare. Acest fapt duce la schimbarea proprietăților suprafețelor a diferitor componente și la suspendarea treptată a funcționării lor eficiente. Frecvent necesitățile controlului termic nu coincid cu exigențele inițiale cum ar fi puterea de lucru, greutatea dispozitivului și volumul admisibil, astfel apare necesitatea de a elabora un model termic specific pentru dispozitivul creat care să îmbine cu necesitățile și cerințele modelului termic.

II. Controlul termic al microsatelitului SATUM.

Analiza termică a satelitului are la bază prima lege a termodinamicii care prevede că diferența între transferul de căldură în sistem și lucrul efectuat este egal cu raportul dintre schimbul energiei interne și rata timpului .

$$Q - W = \frac{dU}{dt} \quad 1.1$$

Din motiv că satelitul pe tot parcursul misiunii se află în afara atmosferei, transferul de căldură este absent, de aceea răspunzătoare de schimbul de căldură sunt conducția și radiația. Legea conducției :

$$Q = -kA \frac{dT}{dx} \quad 1.2$$

S-a creat modelul termic a microsatelitului și în continuare prezentăm succint rezultatele calculelor modelului termic pentru microsatelitul nostru. Pentru a calcula *energia solara directa* care va cădea pe suprafața satelitului utilizăm formula 1.3, în această formulă variem constanta solară în dependență de maxim și minim, și de asemenea schimbăm valoarea unghiului η independentă de poziția satelitului față de soare.

$$Q_{ds} = PAS * H_{su} * \alpha; \quad 1.3$$

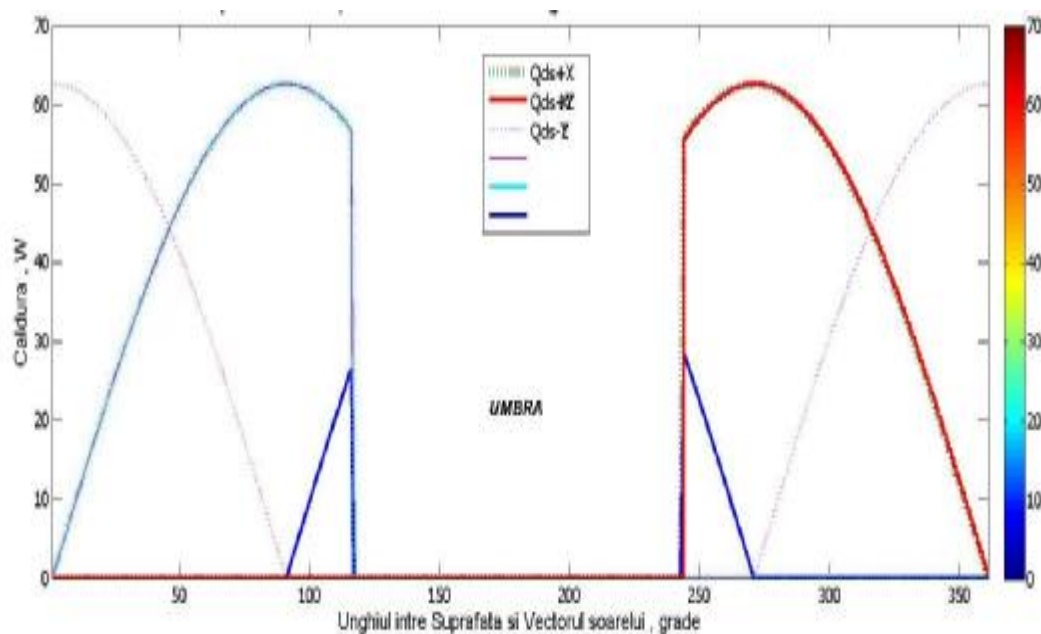


Fig.1. Graficul variației căldurei solare directe pe fiecare suprafață în funcție de unghiul între aceasta și vectorul soarelui.

Al doilea pas este să se calculeze *energia termica a pamintului* după formula 1.4 și obținem că energia termică minimă este aproximativ de 52 W, iar cea maximă de 56 W

$$Q_{et} = \epsilon * H_{\epsilon} * A * F_{et} \quad 1.4$$

Se cunoaște că o parte din energia solara este reflectata de pamint astfel in dependenta de pozitia satelitelui el mai primeste o cantitate de caldura pe care o determinam din formula 1.5 și obținem energia solara minimă reflectata de pământ aproximativ 6 W și cea maxima aproximativ 3 W. Am obtinut o energie mai mica in cazul punctului maxim deoarece in cazul orbitei perpendiculare la soare (max soare) pamintul reflecta aproape 0 energie solara

$$Q_{er} = \alpha \cdot H_{su} \cdot a \cdot A \cdot F_{er}; \quad 1.5$$

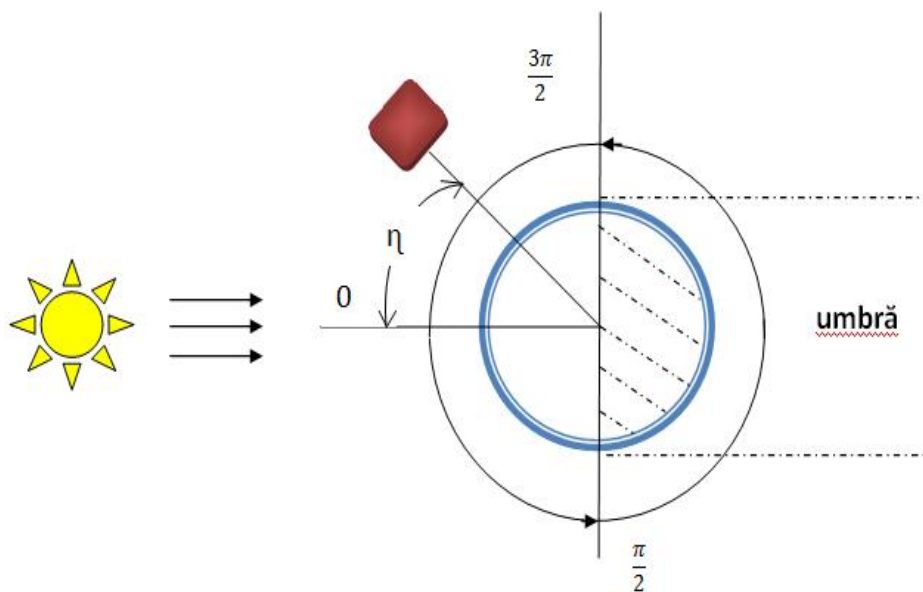


Fig.2 Reprezentarea unghiului η de reflectie a energiei solare

Cel mai rece punct la minimul de soare se calculeaza dupa formula 1.6, si obtinem urmatoarele rezultate

$$\sigma \epsilon A_{sc} T_{sc}^4 = Q_{ds} + Q_{er} + Q_{et} + Q_{int} = Q_{env} + Q_{int} \quad 1.6$$

și obținem urmatoarele rezultate

$$T_{sc.min}^{Fmin} = 295.44 \text{ K sau } 22.19^\circ\text{C}$$

$$T_{sc.min}^{Pmax} = 327.4 \text{ K sau } 52.25^\circ\text{C};$$

Cel mai fierbinte punct la maximul de soare se calculeaza de asemenea dupa formula 1.6 incluzând

valorile respective pentru maximum. Obținem următoarele date:

$$T_{sc.max}^{Pmax} = 325.30 \text{ k sau } - 52.15^{\circ}\text{C};$$

$$T_{sc.min}^{Pmax} = 292.57 \text{ k sau } - 19.42^{\circ}\text{C};$$

III. Concluzii

În baza rulării modelului propus și calculelelor obținute putem să remarcăm că este necesar de minimizat schimbările de temperatură pentru a asigura buna funcționare a firelor delicate și joncțiunilor sudate care pot duce spre defectări anterioare. Pentru stabilizarea termică este recomandabilă ca să fie utilizată izolarea multistrat .

IV. Referințe

1. Redor, J.-F. (1990) *Introduction to Spacecraft Thermal Control*, ESA EWP1599, Version 1.10.
2. Vincent E.Pisacane and Robert C.Moore, *Fundamentals of Space Science*. , Oxford University Press, 1994, 433p.
3. Harlan L. Faller, *Thermal Modeling and Analysis of Device-Contactor-Load Board System*, Johnstech International Corporation , Minneapolis, MN, USA.
4. NASA (1983) *Space and Planetary Environment Criteria Guidelines for Use in Space Vehicle Development* (1982 revision), TM82478, Volume 1.
5. NASA (1983) *Space and Planetary Environment Criteria Guidelines for use in Space Vehicle Development* (1982 revision), TM8250J, Volume 2.
6. Eckert, E. R. G. (1959) *Heat and Mass Transfer*, McGraw-Hill, New York.
7. Semple, E. C. (1967) *Principles and Techniques in the Passive Thermal Control of Spacecraft*, Royal Aircraft Establishment Technical Report No. TR 67100.
8. Knight, R., Pin, O. and Thomas, J. (2000) *ThermXL: A Thermal Modelling Tool Integrated*.
9. Peterson, G. P. (1994) *An Introduction to Heat Pipes-Modelling. Testing and Applications*, John Wiley and Sons.
10. Humphries, W. R. and Grieggs, E. I. (1977) *A Design Handbook for Phase Change Thermal Control and Energy Storage Devices*, NASA TP-I074, November.
11. Groll, M., Muenzel, W. D., Supper, W. and Savage, C. J. (1980) *Transient Behaviour of Liquid Trap Heat-pipe Thermal Diodes*, in *Heat Transfer, Thermal Control and Heat Pipes*, Progress in Astronautics and Aeronautics, volume 70, edited by W. B. Olstad, published by AIAA .
12. London, A. *Thermal Control of the NIMBUS Satellite System*, General Electric MSD, AIAA Unmanned Space Meeting, 1965.
13. Tan, G. B. T. and Walker, J. B. (1982) *Spacecraft Thermal Balance Testing Using Infrared Sources*, 12th Space Simulation Conference, NASA CP 2229.
14. Wertz, J. R. and Larson, W. J. (1999) *Space Mission Analysis and Design* (3rd edn), Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers.