

Démarche pour le contrôle thermique d'un nanosatellite

Amine AKKA* & Farid BENABDELOUAHAB, *a_akka@hotmail.com

RESUMÉ

Il est toujours connu que les nanosatellites disposent de la plus petite taille de l'enveloppe, un coût bas, avec un temps de développement le plus court. En effet, c'est une nouvelle forme miniaturisée des satellites conventionnels et l'une des formes les plus recherchées.

Pourtant, ils font face à différents problèmes à savoir les gradients thermiques élevés ou les différentes charges thermiques provenant des rayonnements solaires et des émissions infrarouges planétaires. La prédiction du comportement thermique se fait presque par simulation. Ce dernier doit être bien exécuté afin d'obtenir des résultats fiables en tenant compte de tous les paramètres qui régissent l'environnement spatial, à savoir le vide et le rayonnement des sources d'énergie élevée.

Les charges thermiques externes couplées à la dissipation thermique interne provoquent les effets les plus défavorables de la structure compacte des nanosatellites, et qui jouent un rôle incontournable dans la production d'une chaleur excessive, en particulier pendant les heures de haute chaleur. Pour cette raison, le contrôle thermique des nanosatellites et en particulier le contrôle passif, qui est principalement effectué pour maintenir tous les sous-systèmes ainsi que les composants de la charge utile dans les limites de température spécifiées, reste l'une des solutions les plus réalisables à apporter.

Le présent document vise à décrire les différents types de rayonnement thermique que subit le nanosatellite, puis à les simuler avec précision. L'impact sur l'ensemble du vaisseau spatial apparaît clairement lorsqu'il est en orbite et lorsque des paramètres changent tels que l'émissivité et l'absorptivité qui font référence aux revêtements optiques des matériaux.

Il faut noter que pour la simplicité de la démarche, une forme simple du nanosatellite a été considérée. L'approche réalisée était un premier pas pour obtenir des résultats tangibles tout en envisageant une géométrie plus complexe et plus complète du nanosatellite à l'avenir.

INTRODUCTION

Les transferts de chaleur du nanosatellites avec l'extérieur se font quasiment par rayonnement. Dans le vide sidéral, il y a absence de convection (très faible densité de l'atmosphère $20 \times 10^{-14} \text{ kg/m}^3$ et la température du nanosatellite est uniquement gouvernée par les échanges radiatifs avec son environnement. Les échanges thermiques internes se font par rayonnement mais également par conduction entre les différents équipements de l'engin spatial au travers de la surface de contact de ces équipements par rapport aux panneaux solaires du nanosatellite.

CONCEPTION DU CONTRÔLE THERMIQUE

On distingue deux types :

- Le contrôle thermique passif tente, au moyens de dispositifs passifs à maîtriser les transferts de chaleur qui s'effectuent par conduction et par rayonnement thermiques. C'est une solution moins coûteuse, légère, fiable et qui a peu d'incidence sur l'estimation de masse et de puissance.

- Le contrôle thermique actif mis en œuvre pour des situations qui nécessitent une très étroite tolérance de contrôle de la température ou pour les composants qui dissipent une grande quantité d'énergie.

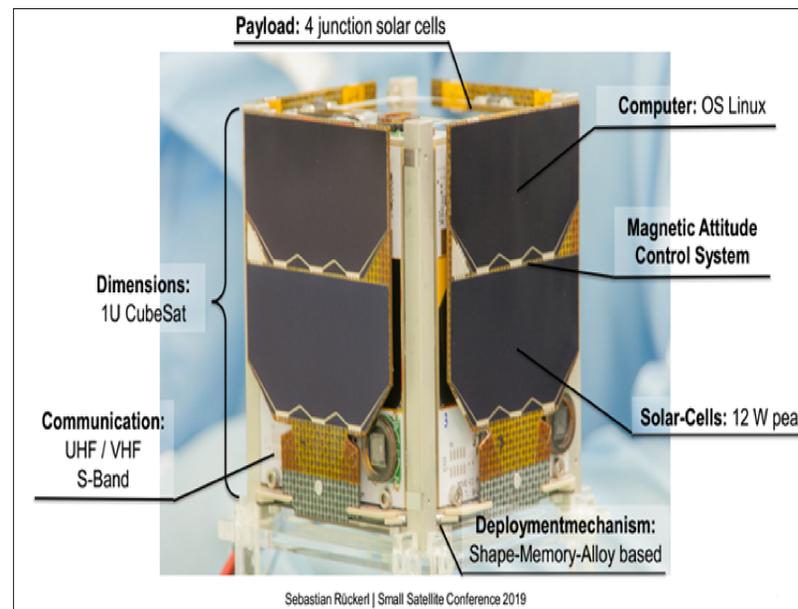


Figure1: Exemple d'un nanosatellite réalisé

OBJECTIF DU CONTRÔLE THERMIQUE

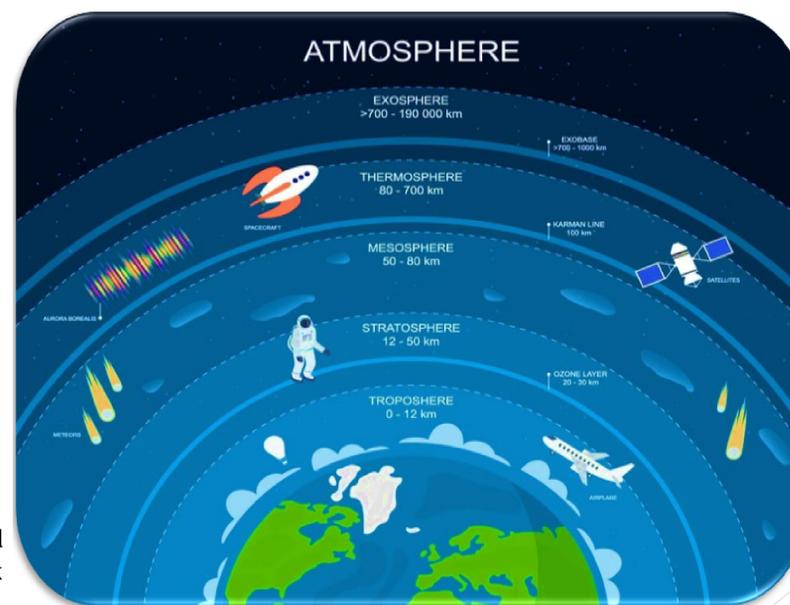


Figure2: Différentes couches de l'atmosphère terrestre

Le contrôle thermique doit valider auprès du nanosatellite un environnement permettant une performance nominale pendant toutes les phases de sa mission:

- Adapter les échanges avec l'environnement pour assurer une température moyenne appropriée.
- Manipuler les échanges internes pour faciliter l'évacuation de l'énergie interne dissipée.

ÉCHANGE THERMIQUE À L'ÉTAT D'ÉQUILIBRE

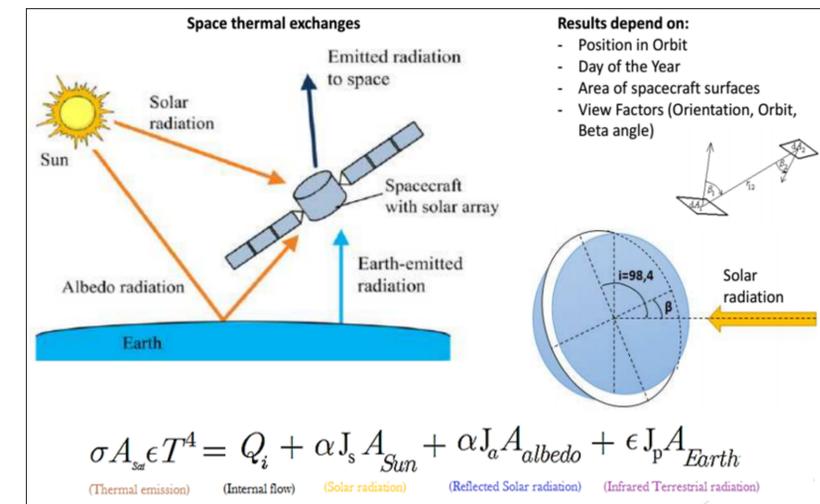


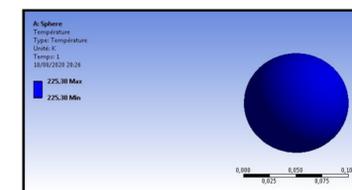
Figure3: Échanges thermiques du nanosatellite dans l'espace

$$T^4 = \frac{A_{Earth} J_p}{A_{Sat} \sigma} + \frac{Q_i}{A_{Sat} \sigma \epsilon} + \left[\frac{A_{Sun} J_s}{A_{Sat} \sigma} + \frac{A_{albedo} J_{albedo}}{A_{Sat} \sigma} \right] \times \frac{\alpha}{\epsilon}$$

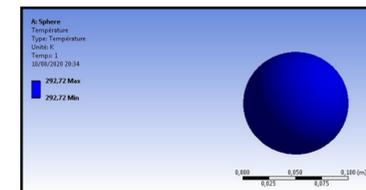
Equation de la température en fonction du ratio $\frac{\alpha}{\epsilon}$ et des différents paramètres.

RÉSULTATS

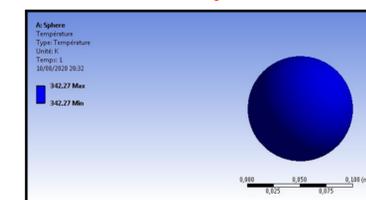
Cas1: ratio $\frac{\alpha}{\epsilon} = 0.25$



Cas2: ratio $\frac{\alpha}{\epsilon} = 1$



Cas3: ratio $\frac{\alpha}{\epsilon} = 2$



- Dans le premier cas, la température simulée a atteint 225 °K par rapport à celle calculée manuellement et qui était de 200 °K.
- Dans le deuxième cas, qui implique que le Cubesat est recouvert d'une peinture noire, la différence de température a diminué et avait atteint 8 °K.
- Le troisième cas vient approuver les résultats trouvés précédemment et montre que la différence est très minimale entre la température calculée et celle simulée. Ce qui prouve l'exactitude des résultats de la simulation réalisée.

CONCLUSION

Ce travail consistait à effectuer une analyse thermique à l'état d'équilibre à l'aide de la méthode des éléments finis d'un nanosatellite sphérique creux en orbite. Par la suite, les concepts fondamentaux et les étapes du transfert de chaleur avec ladite méthode ont été présentés.

Références:

- M. H. Helli, J. Pule-Starti, A. S. Moore, S. Nakasuka, et R. J. Twigg, "CubeSat: A New Generation of Picosatellite for Education and Industry Low-Cost Space Experimentation", p. 19, 2000.
- SPECIALISTS IN MATERIALS AND APPLICATIONS, "Spacecraft Thermal Control and Conductive Paints/Coatings and Services Catalog", Jan. 2008.
- S. Corpinis, M. Caldera, F. Nichèle, M. Masiero, and N. Viola, "Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit", 2015.
- B. Koncar and L. Klöbauer, "Use of CFD Codes for Calculation of Radiation Heat Transfer: From Validation to Application", 2018.