

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministre de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE DES SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE
MOHAMED BOUDIAF D'ORAN

FACULTE DE GENIE MECANIQUE
DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE

***RAPPORT DE SYNTHÈSE DES ACTIVITÉS DE
RECHERCHE***

En vue de l'obtention de
L'Habilitation Universitaire en Génie Mécanique
Présenté par

Mr BOUDJEMAI ABDELMADJID

Docteur de l'Université des Sciences et de la Technologie
Mohamed Boudiaf – Oran

Table des matières

A- ACTIVITES DE RECHERCHE	4
Projet 1 : Etude et analyse des phénomènes de couplage dans la conception structurale des satellites	4
Projet 2 : Commande d'Attitude des Satellites par un Système de Propulsion	23
Soutenance de thèse de doctorat (30 Juin 2013)	32
B- TRAVAUX SCIENTIFIQUES	56
Publication dans des Revues	57
Actes de Séminaires publiés	57
C- Co-ENCADREMENT DE THESE DE DOCTORAT ET DE MEMOIRES DE MASTER, FORMATION POST-GRADUEE	59
D- EXPERTISE INTERNATIONALE ET/OU NATIONALE	61
E- CONCLUSIONS GENERALES ET PERSPECTIVES DES ACTIVITES DE RECHERCHE	63

PREAMBULE

Le présent rapport a pour objectif de présenter une synthèse de mes travaux de recherches pour la période 2013-2014 dans le domaine de la mécanique ainsi que dans les projets ou j'étais associé. Ce rapport est structuré en plusieurs parties. La première partie a pour objet la présentation des résultats obtenus suite à certains travaux de recherche effectués par moi-même après l'obtention du doctorat. Ces recherches se rapportent essentiellement sur l'analyse de couplage thermique d'une plaque en nid d'abeille avec la présence des inserts pour les applications spatiales.

Nous nous intéresserons à l'effet de la température sur la plaque en nid d'abeille qui porte des équipements électroniques.

Des travaux menés aussi dans le cadre de projet commande d'attitude des satellites par un système de propulsion. Il s'agit dans ce projet de développer un générateur d'orbite et ceci par la modélisation des couples de perturbation (potentiel terrestre, force due à la traînée atmosphérique, pression de radiation solaire directe, pression de radiation solaire rediffusée par la Terre, potentiel luni-solaire) ensuite l'intégration numérique du modèle de Gauss et enfin présentation de l'évolution des paramètres orbitaux, trace au sol ainsi que le calcul de la position et vitesse du satellite.

La deuxième partie est consacrée aux travaux scientifiques de l'année 2013-2014. Ces travaux ont fait l'objet de plusieurs publications et communications internationales. Quant à la troisième partie est réservée à co-encadrement de thèse de doctorat et encadrement des masters ainsi que la formation de Post-Graduée.

Enfin la dernière partie de ce rapport est consacre au volet expertise internationale ou nationale.

A- ACTIVITES DE RECHERCHE

Projet 1 :

Titre : Etude et analyse des phénomènes de couplage dans la conception structurale des satellites

Responsable du projet : A. Boudjemai

Equipe associée : A. MANKOUR (AR), O. MERTAD (ING.P), F. MAAMAR (MRB), H. SALEM (AR), R. ROUBACHE (AR), AM. SI MOHAMMED (DR)

Durée du projet : (03) ans

Date de démarrage : Janvier 2013

Objectifs du projet :

La conception des systèmes spatiaux est soumise à des restrictions environnementales et à des contraintes de poids strictes. La charge utile doit pouvoir supporter l'attente au sol, le lancement et le vol, tout en offrant une parfaite fonctionnalité et en évitant l'endommagement des autres composants critiques.

Tous les équipements placés à bord des lanceurs ou des engins spatiaux doivent être conçus non seulement pour garantir les performances requises tout au long de leur durée de vie prévue, mais également pour ne pas endommager les autres systèmes ou compromettre leur intégrité.

Les phénomènes d'interaction dans la conception structurale des satellites font partie de la vaste classe des problèmes multi-physiques.

La simulation numérique des phénomènes couplés a connu un essor constant ces dernières années. Ce développement est dû en particulier aux succès précédents de la simulation numérique en général, mais aussi à l'accroissement permanent des performances des calculateurs.

Cependant, l'étude du comportement mécanique des composants spatiaux nécessite préalablement la modélisation des sollicitations auxquels ils sont soumis, ou des phénomènes physiques qui modifient les paramètres de ce comportement (fluide interne ou externe, température, changement de phases métallurgiques, efforts d'origine électro-magnétique etc...).

Dans le cas de couplage structure-structure, les techniques de sous structurations sont de plus en plus utilisées. Elles présentent en effet de nombreux avantages comme notamment :

- la préparation et la vérification des modèles de sous-structures indépendamment les uns des autres,
- la modification d'une sous structure indépendamment des autres, la possibilité de résoudre un problème présentant un nombre important de degrés de liberté en le ramenant à plusieurs calculs de tailles raisonnables,
- la minimisation de la préparation des données et du temps de calcul dans le cas des structures constituées de sous-ensembles identiques.

Les objectifs attendus de ce projet peuvent se résumer comme suit:

- Un intérêt particulier sera porté aux structures composites en nid d'abeilles faisant apparaître des couplages multi-physiques tels que thermomécanique, vibro-acoustique et mécanique.
- Etude vibro-acoustique satellite-lanceur, est l'interaction entre la vibration de la structure du satellite et le rayonnement acoustique engendré par le lanceur.
- Etude l'influence des effets thermo-élastiques sur le comportement des structures des satellites.
- Modélisation de la diffusion thermique dans une plaque avec la présence de la chaleur à multi-sources.
- Etude et analyse dynamique du couplage structure –structure,
- Etude de l'influence de l'environnement spatial sur le phénomène du couplage dans les structures des satellites.

Tâches réalisées :

Analyse de couplage thermique d'une plaque en nid d'abeille avec la présence des inserts pour les applications spatiales

1. Introduction

Récemment, des matériaux en nid d'abeille cellulaire ont été un sujet de recherche important en raison de leur potentiel exceptionnel de l'absorption d'énergie, isolation thermique, acoustique et amortisseur dynamique [1, 2]. Métaux cellulaires périodiques sont, en fait, des structures très poreuses avec 20% ou moins de leur volume intérieur occupé par des métaux [3, 4 et 5]. Certains, tels que les nids d'abeilles hexagonales, ont été largement utilisés dans la fabrication des structures aéronautiques en raison de leur poids léger, de haute résistance à la flexion spécifique et de résistance sous charges réparties [2].

La première étape dans la conception d'une structure de type sandwich est le choix des différents constituants, en fonction de l'application: les peaux, le cœur et le joint adhésif pour coller les faces de l'âme. Des critères de choix sont basés, bien entendu, les propriétés mécaniques des constituants, mais aussi sur le traitement et le prix qui peut varier de plusieurs ordres de grandeur. Une structure en nid d'abeilles de type sandwich composé de deux feuilles de parement minces fixées aux deux côtés d'un noyau léger. Feuilles de surface de panneaux sandwich sont généralement fabriqués en utilisant des panneaux en aluminium ou composites graphite / époxy.

Le cœur est généralement fabriquée en utilisant une construction en nid d'abeilles ou en mousse d'aluminium [6, 7]. Typiquement, les plaques en nid d'abeilles en sandwich sont largement utilisées dans les structures des satellites sur lequel l'équipement électronique est monté, les instruments embarqués et la propulsion, et d'autres. C'est le cas du satellite algérien Alsat-1, qui est un satellite d'observation de la Terre avec une masse de 90 kg et a été lancé par un lanceur COSMOS 3M depuis le cosmodrome de Plesetsk en Russie le 28 Novembre 2002. La plate-forme est de $640 \times 640 \times 680$ mm. Le satellite est de forme cubique avec quatre panneaux solaires, y compris le système de séparation avec le lanceur, des capteurs, de la charge utile et des antennes [8] (voir figure 1).

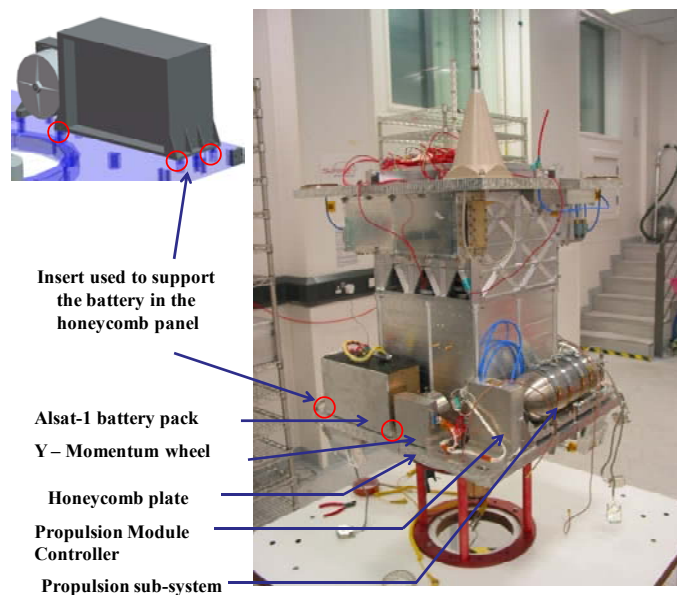


Figure 1: Applications des plaques en nid d'abeilles dans le premier microsattellite Algérien Alsat-1.



Dans les applications de la structure sandwich, fixation mécanique des équipements avec inserts est l'une des parties les plus importantes de la conception [9-21]. Les plaques en sandwich en nid d'abeille qui sont utilisés dans les structures des satellites nécessitent de nombreux inserts de montage. La figure 2 montre un exemple d'un schéma d'insert. L'insert est fixé par une masse de scellement adhésive à un panneau constitué de deux peaux et un nid d'abeilles ou d'un cœur.

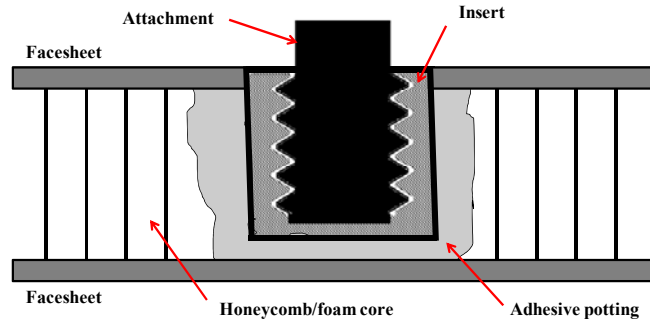


Figure 2: Insert dans un panneau sandwich.

Concentrations de contraintes locales dues aux inserts sont connus pour provoquer des défaillances structurelles, et plusieurs études [16] suggèrent que sous plusieurs conditions de chargement, l'événement d'échec initial est un décollement de l'enrobage du cœur, suivie par le flambage de la structure en nid d'abeille et fracture /seuil (limite élastique) des peaux [22]. Les modes de défaillance potentiels sont nombreux (rupture de la peau en traction ou en compression, flambement localisée de la peau (wrinkling et dimpling), rupture par cisaillement transverse de l'âme, le poinçonnement de l'âme, le décollement entre la peau et l'âme (debonding), etc.) [23]. Des expériences ont démontré que, pour les charges plus faibles, la non-linéarité et l'hystérésis sont principalement dues à l'endommagement par cisaillement du cœur [23]. Nikhil Raghu et al. a enquêté sur les sources de variabilité dans la force d'arrachement d'inserts métalliques des panneaux sandwich aramide en nid d'abeilles [24]. Les sources d'incertitude dans le modèle sandwich insert comprennent la géométrie, les propriétés des matériaux, et les charges appliquées [22].

Plusieurs études récentes ont porté sur les inserts afin de trouver les meilleures configurations ou au moins de donner la conception suffisante pour satisfaire aux exigences de l'environnement spatial. De nombreux travaux ont été menés dans le but de développer un panneau sandwich avec des inserts en forme de I pour leur permettre de lier les panneaux en nid d'abeilles en sandwich fibre de carbone et d'aluminium dans un joint en forme de T. L'insert en forme de I est fixé à l'intérieur du bord du panneau sandwich en composite avec un adhésif [25]. H.K. Cho et al. effectué leur recherche pour étudier la vibration dans une structure de satellite avec un panneau sandwich composite stratifié hybride qui se compose d'une structure monocoque formée en reliant plusieurs panneaux sandwich composites constituées d'un cœur en aluminium en nid d'abeilles avec de la fibre de carbone renforcée peaux stratifiées sur les deux les côtés [26]. Il faut noter que les travaux Bianchi Gabriel ont été menées sur la performance structurelle des panneaux en nid d'abeille d'engins spatiaux et également ont porté sur les inserts sans faire intervenir l'effet de la température qui est un paramètre important de performance [24]. D'autres résultats prouvent que tandis que les charges de rupture de joint d'insert pour le chargement à coulisse sont affectées par la taille et la densité de noyau, ils sont également considérablement influencés par l'épaisseur des peaux [27].



Informations sur les problèmes de la batterie peut être utile pour orienter la recherche pour améliorer la technologie de la batterie. Problèmes qui sont graves ou se répètent sont les plus évidentes de se concentrer sur. Problèmes observés peuvent être causés par plus d'un phénomène. Cependant, le problème qui a été observé sur le module de batterie Alsat-1 où certaines cellules ont été endommagés [28] et l'endommagement a été causé par des températures extrêmes. Ce problème peut être dû au fait que les deux inserts différents (insert simple et insert dur) sont très proches qui a provoqué une augmentation du flux de chaleur. Les inserts utilisés pour soutenir la batterie dans le panneau en nid d'abeilles ont une incidence grave sur la conduction du panneau solaire à la batterie (voir la figure 1), et donc la température du panneau solaire près de la batterie détermine sa température. Pour cette raison, les simulations ont été effectuées afin d'observer attentivement ce phénomène causé par le couplage thermique des inserts et l'importante des résultats obtenus afin d'éviter les risques de conception dans les futurs satellites algériens tels que Alsat-1B.

2. Modèle thermique par éléments finis

Un modèle des éléments finis de la plaque sandwich avec inserts est généré en utilisant le MSC. Patran / Nastran.

Les dimensions de la plaque sont données dans le tableau 1 selon la figure 9.

En supposant un comportement élastique linéaire de la plaque en nid d'abeille, les matériaux utilisés sont donnés dans le tableau 2.

Les propriétés thermiques et mécaniques de la plaque en nid d'abeilles hexagonal sont prises comme l'aluminium (6061-T6), à la fois pour les peaux et l'âme avec le module d'élasticité $E = 72 \text{ GPa}$, la densité $\rho = 2700 \text{ kg / m}^3$, le coefficient de Poisson $\nu = 0,33$, la conductivité thermique $k = 155.8 \text{ W / (m}^\circ\text{C)}$, et la capacité thermique $C = 963 \text{ J / (kg}^\circ\text{C)}$.

Le matériau de remplissage est nécessaire pour fournir une connexion entre la pièce rapportée et les éléments environnants de structure sandwich qui a été faite d'un adhésif acrylique. La densité de l'adhésive $\rho = 1400 \text{ kg/m}^3$, la conductivité thermique $K_{\text{adhésive}} = 0.14 \text{ W/(m}^\circ\text{C)}$, et la capacité calorifique $C_{\text{adhésive}} = 1000 \text{ J / (kg}^\circ\text{C)}$.

longueur (a)	Largeur (b)	Epaisseur des peaux (t)	Dimension de la cellule (l)	Epaisseur de la cellule (t_{cell})	Epaisseur du coeur(h)
320 mm	182 mm	1 mm	2 mm	0.2 mm	20 mm

Tableau 1: Dimensions de la plaque en nid d'abeilles.

Propriétés des matériaux	Cœur (Aluminium 6061-T6)	Peaux (Aluminium 6061-T6)	Insert (Aluminium 6061-T6)	Adhésive (Acrylic)
Densité ρ (kg/m ³)	2700	2700	2700	1400
Coefficient de Poisson ν	0.33	0.33	0.33	-
Module de Young E (pas)	7.31e+10	7.31e+10	7.31e+10	-
Conductivité Thermique(K) W/(m °C)	155.8	155.8	155.8	0.14
Chaleur spécifique (C) J/(kg °C)	963	963	963	1000

Tableau 2: Propriétés des matériaux du panneau.

2.1 Présentation du modèle éléments finis (MEF)

Un modèle a été réalisé sous Patran/Nastran en considérant une configuration complète d'une plaque en nid d'abeille avec la présence des inserts et en prend en compte l'effet de l'adhésive.

La figure 3 présente un modèle d'éléments finis complet d'une plaque en nid d'abeille.

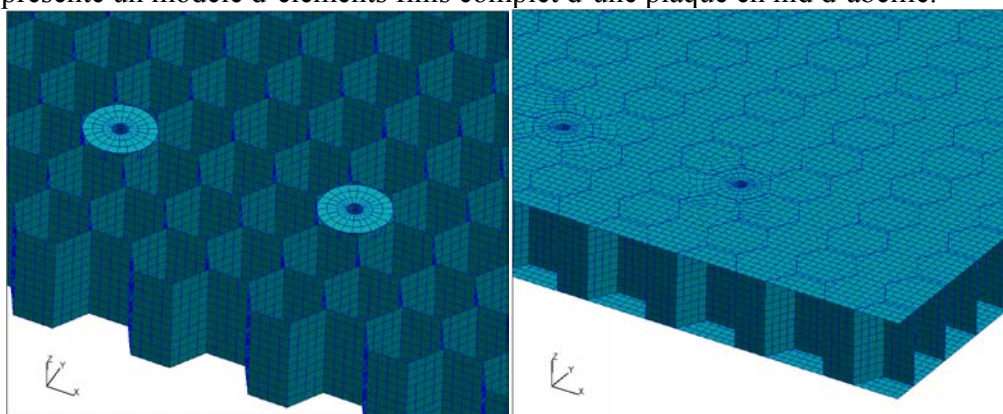


Figure 3: modèle d'éléments finis complet d'une plaque en nid d'abeille

2.2. Le modèle d'insert

Les inserts ont été modélisés avec élément HEX8 hexaèdre. La figure 4 montre le modèle d'éléments finis de l'insert.



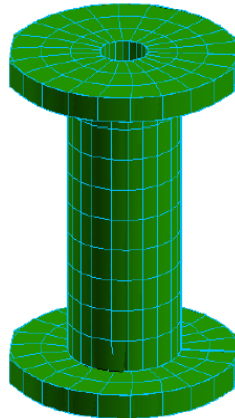


Figure 4: maillage par éléments finis du modèle de l'insert.

2.3. Modèle d'adhésif

Il ya deux principaux problèmes dans l'approche de la méthode des éléments finis classique appliqués aux constructions de colles. Premièrement, nous devons faire face à l'adhérent d'échelle reliées par une couche d'adhésif très mince, ce qui peut causer des problèmes de maillage. En deuxième cas, si nous ne considérons pas l'adhésif dans le modèle, peut-être dans cette situation peut causer l'influence sur la qualité des résultats et peut également faire des singularités dans le voisinage de l'insert. Une analyse a été liée à l'insert avec l'adhésive. Pour avoir un bon contact entre l'insert, l'adhésif un et les faces des cellules hexagonales donc les faces du nid d'abeille, l'analyse préliminaire est réalisée sur la géométrie du joint de référence à l'aide de forme hexagonale pour l'adhérent et en conservant l'épaisseur réelle de la couche d'adhésive, et qui ont la même forme de la cellule en nid d'abeilles. La principale raison de cette configuration était de donner approche d'un contact réel, et une fois que le modèle fonctionnait correctement.

Le modèle de l'adhésif a été modélisé avec HEX8 hexaèdre l'élément structural solide 3D. La géométrie de l'insert pour l'analyse (MEF) est simplifiée comme montre sur la figure 5. Les grandeurs mécaniques et géométriques de calcul de la plaque sandwich avec insert sont les mêmes que ceux présentés dans le tableau 1.

Dans notre but, nous utilisons la forme hexagonale pour le joint de colle collée sur le modèle éléments finis, qui répond aux exigences ci-dessus (voir figure 6 b).

La figure 6 montre l'assemblage de l'insert et de l'adhésif.



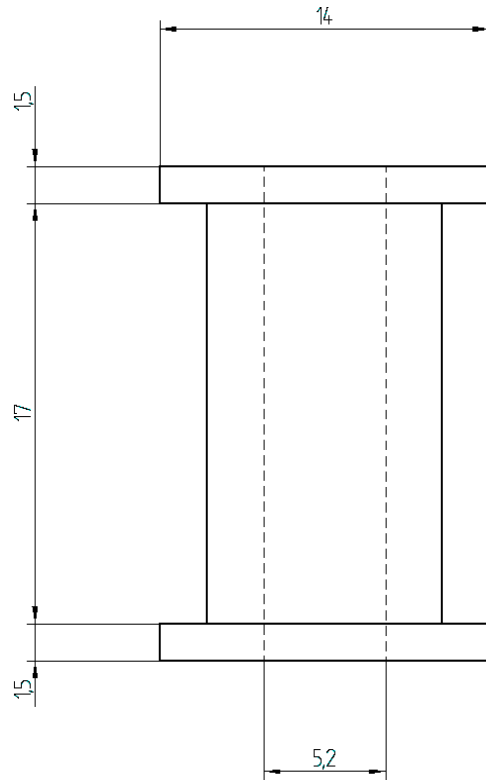


Figure 5: Dimension de l'insert utilisé dans l'analyse MEF (Toutes les dimensions en mm).

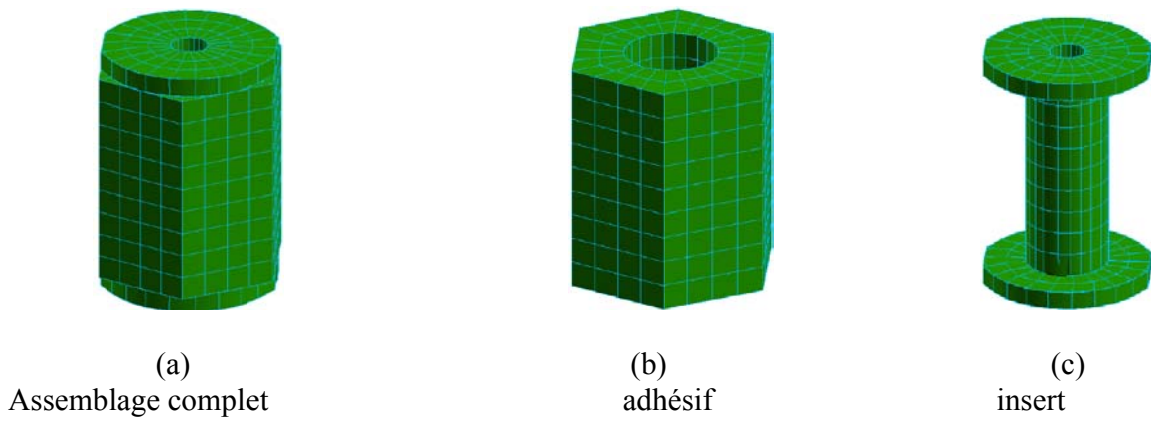


Figure 6: Modèle MEF de l'assemblage Insert et adhésive.

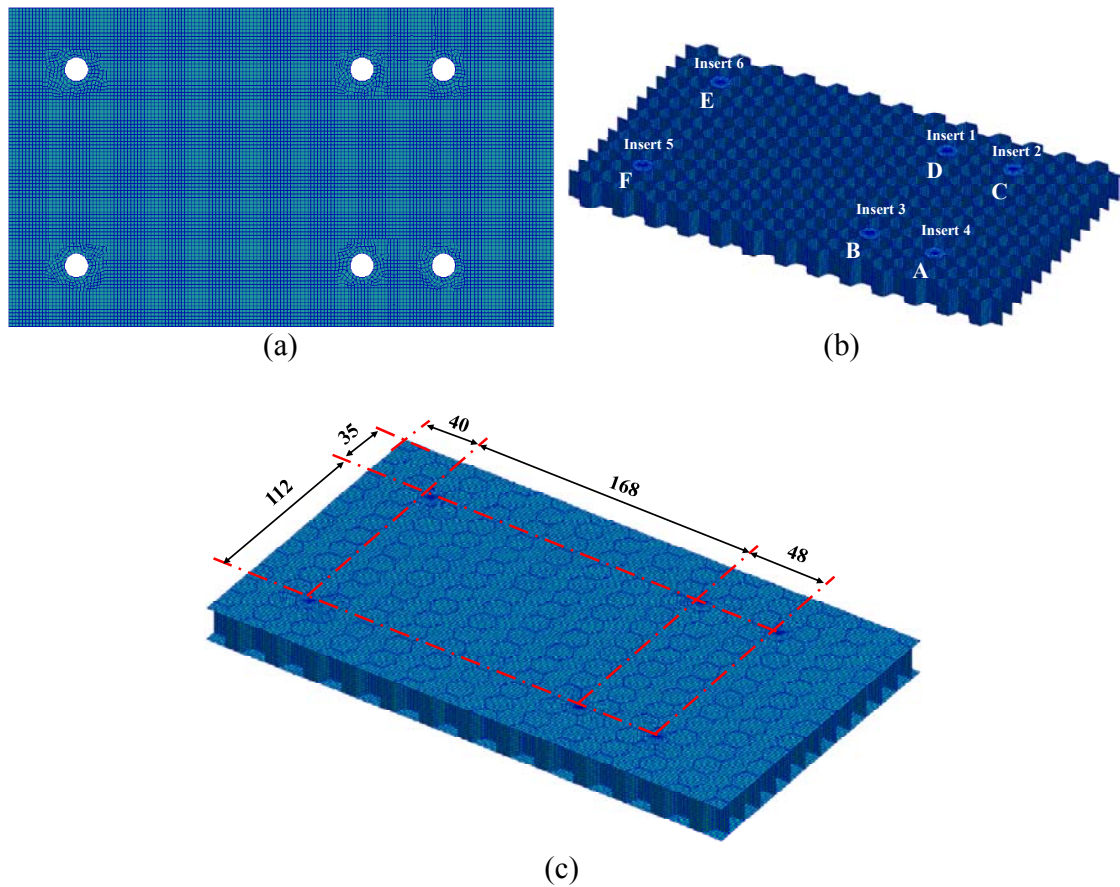


Figure 7: MEF de la plaque en nid d'abeille.
 (a) MEF des peaux, (b) MEF du cœur avec l'insert, (c) Modèle complet.

2.5. Les conditions aux limites

Plusieurs conditions aux limites sont utilisées dans cette étude. Nous appliquons à chaque fois, soit un gradient de température, ou la densité de flux solaire arrivant sur une surface de la plaque en nid d'abeille (voir figure 8) de sorte que pour simuler l'état orbital. Les différents types de sollicitations thermiques utilisés dans cette analyse sont les suivants:

- une température fixe (2°C , 20°C , 40°C et 60°C) sur la face supérieure de la plaque de modèle en nid d'abeilles.
- A $1378\text{ W} / \text{m}^2$ rayonnement direct se réfère au flux solaire arrivant à une surface de la plaque en nid d'abeilles, et 5W a été appliqué sur la plaque en nid d'abeilles qui représente la puissance dissipée dans la batterie Alsat-1.



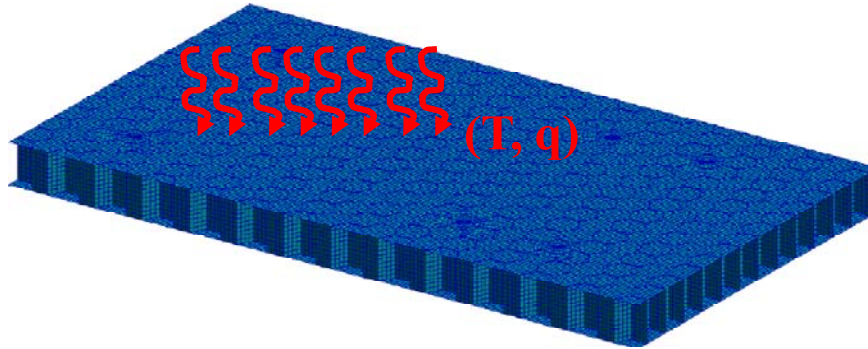


Figure 8: plaque en nid d'abeille soumise à un gradient de température T et source de chaleur q sur toute la surface supérieure.

2.6. Le transfert de chaleur dans les panneaux sandwich en nid d'abeille

Une plaque en nid d'abeilles possède une conductivité différente selon les trois directions [29], à savoir le sens indiqué sur la figure 9:

- T, perpendiculaire à la plaque, dans la direction des axes des cellules;
- S, parallèle à deux branches d'une cellule;
- W, perpendiculaire aux deux directions précédentes.

Le transfert de chaleur à travers des panneaux en nid d'abeille est non isotrope et difficile à prévoir. Si l'effet de la couverture des faces est pris à part, et la convection et le rayonnement à l'intérieur des cellules en nid d'abeilles peut être négligée par rapport à une conduction le long des rubans de transfert de chaleur à travers chacune des dimensions est [29]:

$$\dot{Q}_x = KK_L A_x \frac{\Delta T_x}{L_x} \quad (1)$$

$$\dot{Q}_y = KK_W A_y \frac{\Delta T_y}{L_y} \quad (2)$$

$$\dot{Q}_z = KK_T A_z \frac{\Delta T_z}{L_z} \quad (3)$$

avec $K_L = \frac{3\delta}{2s}$, $K_W = \frac{\delta}{s}$, $K_T = \frac{8\delta}{3s}$

K_L , K_W , K_T sont les facteurs de modification solide conduction du corps (la zone conductrice effective divisée par la superficie plaque de la section transversale), qui sont proportionnelles à l'épaisseur du ruban, δ , divisé par la taille de la cellule, s (distance entre les côtés opposés de la cellule hexagonale), et dépend de la direction considérée (figure 9): L est le long des rubans (qui sont collés côte à côte), W est perpendiculaire aux côtés, et T est perpendiculaire au panneau.

$A_x, A_y, A_z =$ zones de transfert de chaleur (m^2)

$K =$ conductivité thermique du matériau ($W / m \cdot ^\circ K$)



ΔT = Différence de température à travers la plaque en nid d'abeilles ($^{\circ}$ K)

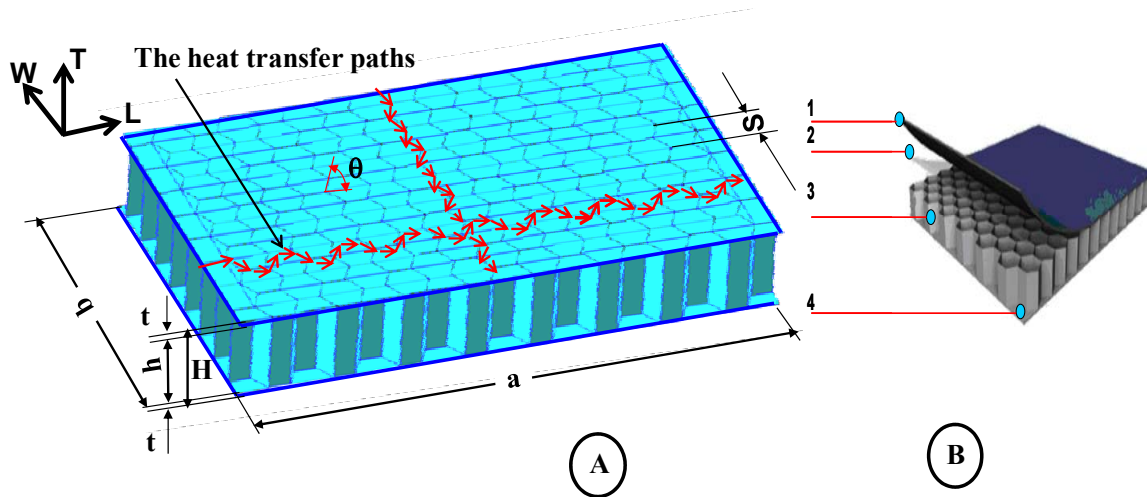


Figure 9: structure de type sandwich en nid d'abeille.

(A) géométrie de la plaque sandwich en nid d'abeille et les paramètres. de transfert de chaleur paramètres.

(B) 1 de la peau en aluminium externe, 2 adhésif, 3. Aluminium nid d'abeille, 4. Peau en aluminium interne.

3. Résultats et discussion

L'analyse thermique a été effectuée sur la plaque en nid d'abeilles, y compris l'adhésif et les inserts en utilisant Msc Patran / Nastran. Les résultats de la simulation thermique sur un modèle de plaque en nid d'abeille sont donnés dans cette section.

La température est un paramètre critique dans la conception mécanique des applications spatiales. Cependant, les effets de la température sur les composants électroniques portés par les structures en nid d'abeilles sont généralement de plusieurs sources. C'est la raison pour laquelle ces équipements ne sont souvent chauffés de manière significative par la puissance dissipée à l'intérieur des dispositifs (auto-échauffement) et par la puissance dissipée dans des inserts adjacents (couplage thermique).

Les simulations ont été réalisées conformément à la figure 7.b, avec A, B, C et D représentent les inserts adjacents.

Les résultats présentés dans la figure 10 à 14 sont ceux obtenus avec une plaque en nid d'abeilles avec six inserts et de deux inserts adjacents. L'analyse a été réalisée sous le logiciel Msc Patran/Nastran.

La figure 10 montre les résultats de la plaque en nid d'abeilles soumis à un gradient thermique. Les franges colorées donnent l'amplitude du vecteur de température de décrire la forme de chaque cas. La couleur rouge correspond à la température maximale.

Au fur et à la simulation, l'effet du transfert de chaleur par conduction dans la plaque est visible. En effet, la température au niveau de deux inserts adjacents de la plaque augmente, ce qui provoque un transfert de chaleur qui vient de chauffer les composants électroniques portés par le panneau.

Notez qu'un fort couplage a été observé dans les inserts (D) et (C) ainsi que dans les inserts B et A. Cependant, nous avons trouvé que le couplage faible est observé dans le cas des inserts E et F.



Le choix du type de colle affecte la région de couplage. D'autre part, la variation de température a un effet sur les performances de l'adhésif. Par conséquent, le besoin de propriétés matérielles très fiables pour les joints de colle est très important dans la conception de l'engin spatial. Nous remarquons que l'augmentation ou la diminution de la température dépend de la température imposée dans les conditions aux limites. Cela est dû à l'existence de variations de température sur l'orbite du satellite.

Nous notons également que la distance entre les plaquettes joue un rôle important dans l'augmentation du transfert de chaleur dans la zone de couplage. Un autre problème est lorsque la chaleur se déplace à travers le cœur, la plupart de celui-ci est conduit à travers les parois des cellules, ce qui contribue en outre à augmenter le transfert de chaleur dans la zone de couplage. La présence d'une grande quantité de chaleur dans la zone de couplage est également due à la puissance dissipée par les équipements portés par la plaque en nid d'abeilles. Un contrôle thermique spécifique de la batterie d'Alsats-1b est un processus nécessaire pour éliminer la chaleur excessive de la batterie à l'intérieur afin de maintenir les composants de la batterie à l'intérieur d'une température de fonctionnement.

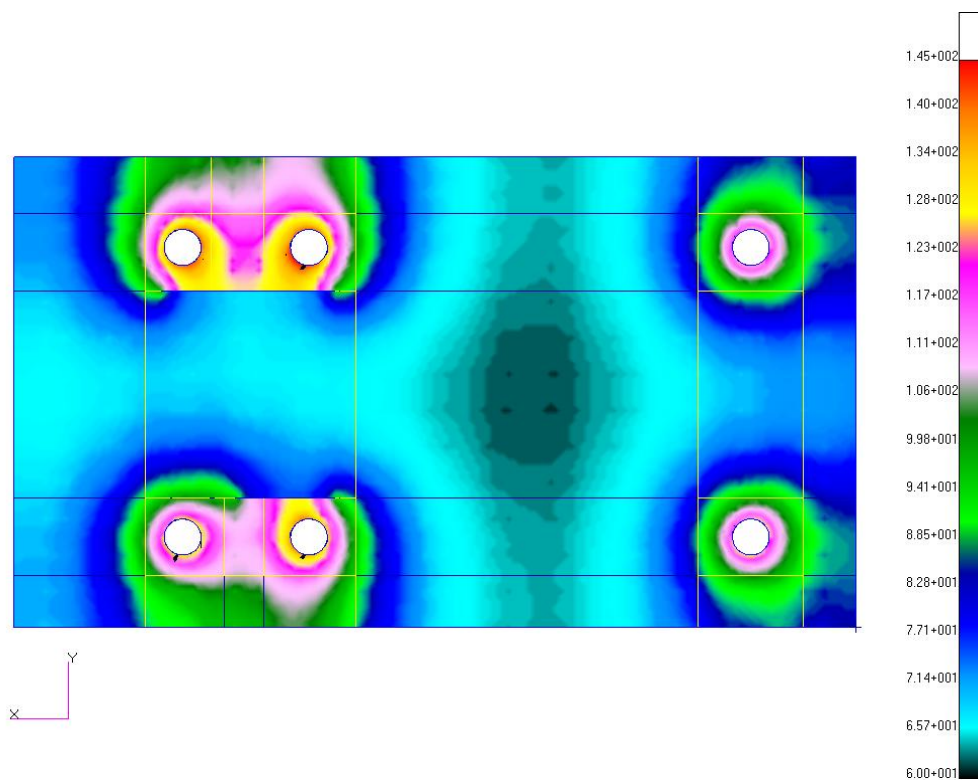


Figure 10: Profil de la température en °C (Condition aux limites $T = 60^{\circ}\text{C}$).



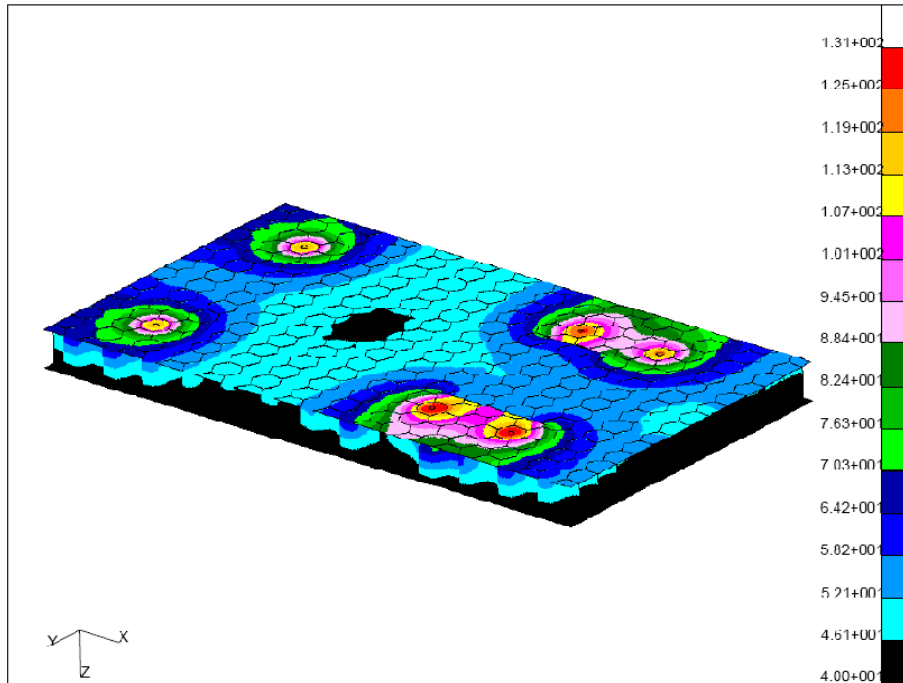
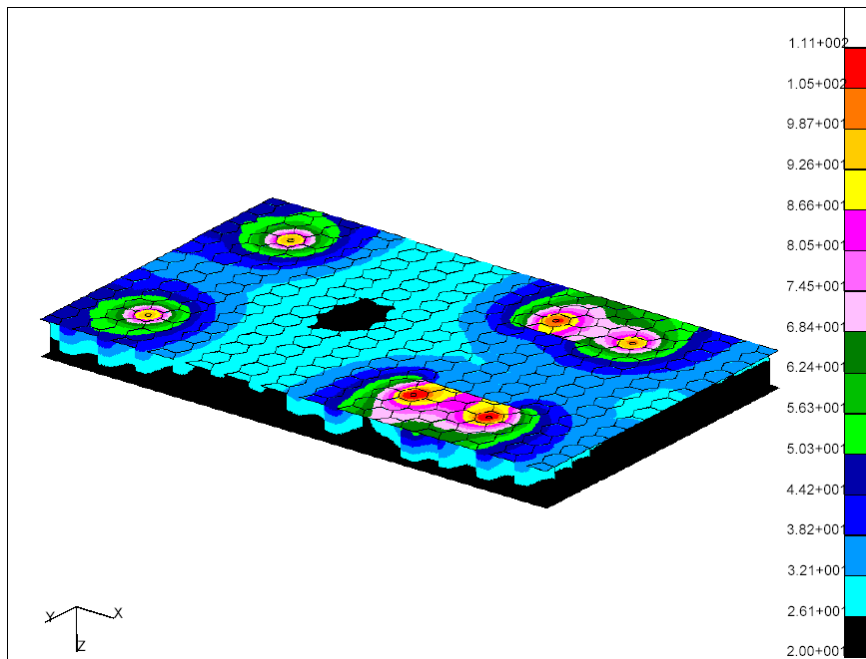


Figure 11: Profil de la température en ° C (Condition aux limites $T = 40\text{ ° C}$, $P = 1378\text{ W /m}^2$).



Profil de la température en ° C (Condition aux limites $T = 20\text{ ° C}$, $P = 1378\text{ W /m}^2$).



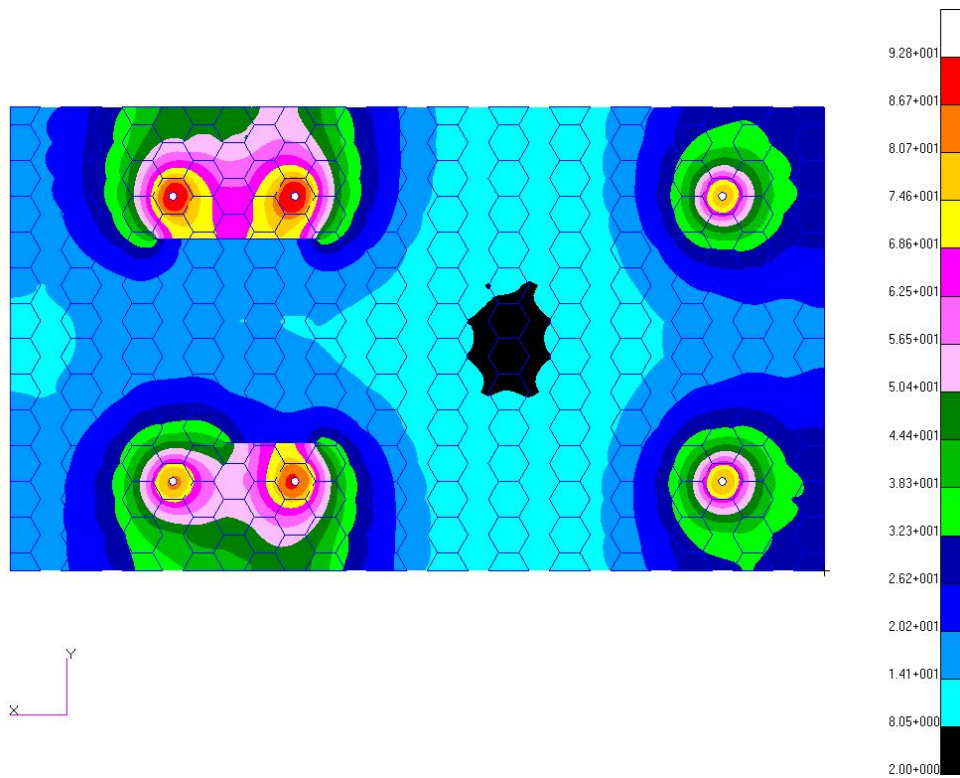


Figure 13: Profil de la température en ° C (Condition aux limites $T = 2^{\circ} \text{C}$, $P = 1378 \text{W} / \text{m}^2$).

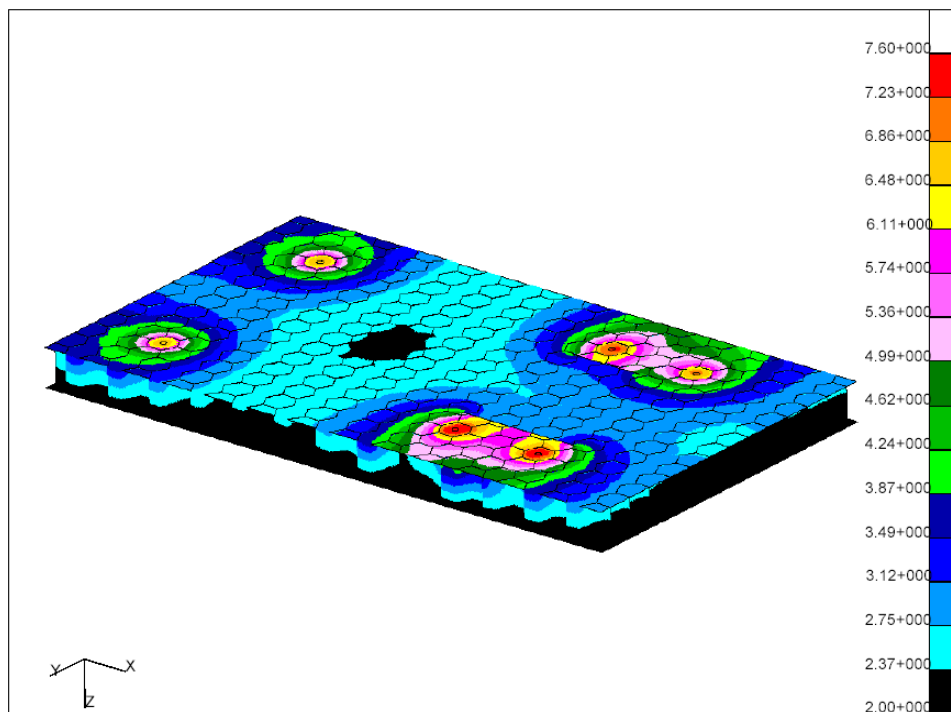


Figure 14: Profil de la température en ° C (Condition aux limites $T = 2^{\circ} \text{C}$, $P = 5 \text{W}$).



La figure 15 montre les profils de température le long des inserts suivant X. D'après les résultats, l'effet latéral de distribution de chaleur provoque le couplage thermique entre les inserts. La figure 16 montre les profils de température selon la longueur de la plaque en nid d'abeilles. On remarque que la variation de la température comprend l'augmentation de la température des inserts voisins, ce qui crée un couplage thermique.

On remarque que la position des inserts et de l'ensemble de l'équipement de la plaque en nid d'abeille est très importante afin d'éviter tout risque de défaillance. Pour éviter cela, plusieurs activités peuvent être approuvées au cours de la phase de conception préliminaire des satellites. Les utilisations actuelles consistent en l'assemblage d'ajouter des Hélicoils afin d'assurer un freinage important qui s'oppose à tout risque de dévissage intempestif de la vis (chocs thermiques ou vibratoires), comme illustré sur la figure 17.

Pour les concepteurs des engins spatiaux, la sélection de matériaux spatiaux joue un rôle vital dans la gestion de transfert de chaleur dans une plaque en nid d'abeille avec des inserts entièrement utilisées pour la conception de l'engin spatial. Le succès de toute conception particulière à l'égard des matières de gestion thermique dépendra de la rigueur de la recherche, la qualité de la matière et son bon dépendance de la température.

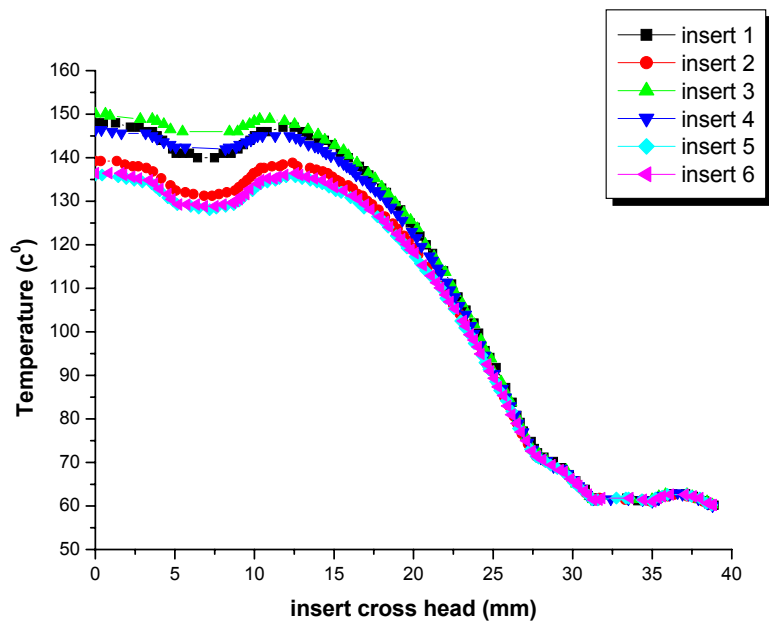


Figure 15: Les variations de température dans la tête de l'insert ($T = 80^{\circ} \text{C}$).

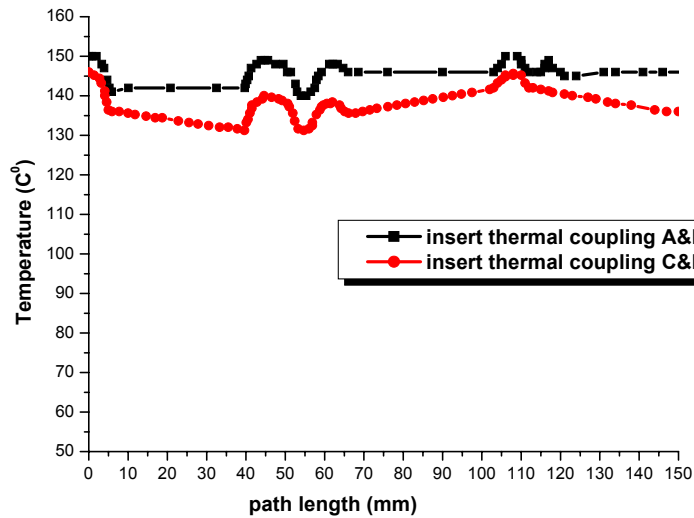


Figure 16: profils de température selon la longueur de la plaque en nid d'abeille ($T = 80 \text{ }^\circ \text{C}$).

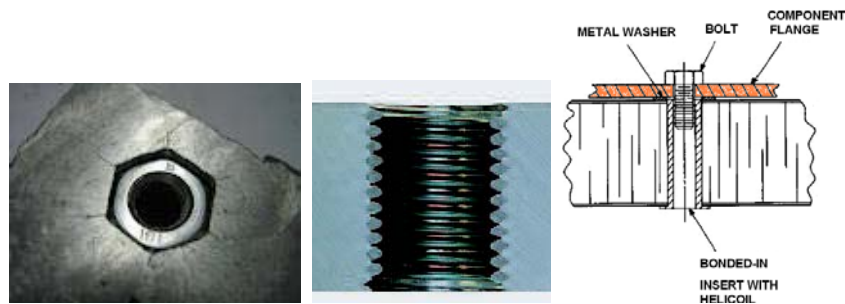


Figure 17: assemblage Helicoils.

4 Conclusion

A la lumière de cette étude, le problème de couplage thermique entre deux inserts adjacents d'une plaque en nid d'abeilles a été analysé. Le jeu et les interférences thermiques entre les inserts adjacents ont une influence importante sur les équipements de satellites (tels que les modules électronique), ce qui peut provoquer des défaillances des équipements satellitaires. La représentation de modèle d'adhésive à l'aide des éléments finies dans cette étude s'est avérée être une bonne approche qui améliore la qualité des résultats. A partir des résultats obtenus dans cette étude, la position des inserts et le montage de l'équipement dans la plaque en nid d'abeille sont très importants afin d'éviter tout risque de défaillance. Cette étude aidera à guider les concepteurs et spécialistes de la fabrication dans le choix des paramètres les plus efficaces pour améliorer la robustesse des joints collés à l'aide des inserts et ainsi d'améliorer sa conception en sélectionnant configurations optimales des liaisons.



Références

- [1] Bitzer, T. 1997 Honeycomb technology. London: Chapman & Hall.
- [2] A. Boudjemai, R. Amri, A. Mankour, H. Salem, M.H. Bouanane, D. Boutchicha, Modal analysis and testing of hexagonal honeycomb plates used for satellite structural design, pp. 266–275, *Materials & Design*, Volume 35, March 2012.
- [3] Evans, A. G., Hutchinson, J. W., Fleck, N. A., Ashby, M. F. & Wadley, H. N. G. 2001, The topological design of multifunctional cellular metals. *Prog. Mater. Sci.* 46, 309–327. (doi:10.1016/S0079-6425(00)00016-5).
- [4] Wadley, H. N. G., Fleck, N. A. & Evans, A. G. 2003 Fabrication and structural performance of periodic cellular metal sandwich structures. *Comp. Sci. Technol.* 63, 2331–2343. (doi:10.1016/S0266-3538(03)00266-5).
- [5] Evans, A. G., Hutchinson, J. W. & Ashby, M. F. 1999, Multifunctional of cellular metal systems. *Prog. Mater. Sci.* 43, 171–221. (doi:10.1016/S0079-6425(98)00004-8).
- [6] A. Boudjemai, M. Bekhti, M.H. Bouanane, A.M. Si Mohammed, G. Cooper and G. Richardson, Small satellite Computer-Aided Design and Manufacturing, pp.181-188, SP-581, August 2005, Proceedings of the European conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing, 10-12 May 2005, ISSN: 1609-042X.
- [7] A. Boudjemai, M.H. Bouanane, L. Merad and M.A. Si Mohammed, Small Satellite Structural Optimisation Using Genetic Algorithm Approach, 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies, RAST '07, pp. 398-406, Istanbul, Turkey, ISBN: 1-4244-1057-6, © IEEE 2007.
- [8] Amri, R., Gibbon, D. In orbit performance of butane propulsion system, *Adv. Space Res.* 49, 648–654, 2012.
- [9] Noirot F., Ferrero J.-F., Barrau J.-J., Castanié B., Sudre M. : Analyse d'inserts pour les structures sandwich composites. *Mec. Ind.* (2000) 1, 241-249.
- [10] Insert Design Handbook. ESA PSS 03-1202, 1987.
- [11] Thomsen O. T.: Sandwich plates with 'through-the-thickness' and 'fully-potted' insert: evolution of differences in structural performance. *Comp. Struc.* (1998), Vol.40, No.2, pp.159-174.
- [12] www.shur-lok.com/product_dls/Design_Manual.pdf.
- [13] www.shur-lok.com/product_dls/Sandwich_Structure.pdf.
- [14] <http://www.wittenco.com/WittenCo-Catalog.pdf>
- [15] Sebastian Heimbs, Marc Pein, Failure behaviour of honeycomb sandwich corner joints and inserts, *Composite Structures* 89 (2009) 575–588.
- [16] Bryan Smith, Biswajit Banerjee, Reliability of inserts in sandwich composite panels, *Composite Structures* Volume 94, Issue 3, February 2012, Pages 820–829.
- [17] Song-Jeng Huang, Hwa-Long Lin, Hsiao-Wei Liu, Electronic speckle pattern interferometry applied to the displacement measurement of sandwich plates with two 'fully potted' inserts, *Composite Structures* 79 (2007) 157–162.
- [18] Elena Bozhevolnaya, Anders Lyckegaard, Structurally graded core inserts in sandwich panels, *Composite Structures* 68 (2005) 23–29.

- [19] P. Bunyawanichakul, B. Castanié, J.-J. Barrau, Non-linear finite element analysis of inserts in composite sandwich structures, *Composites: Part B* 39 (2008) 1077–1092.
- [20] Byoung Jung Kim, Dai Gil Lee, Characteristics of joining inserts for composite sandwich panels, *Composite Structures* 86 (2008) 55–60.
- [21] Bianchi, G., Aglietti, G.S. and Richardson, G. (2007) Optimization of bolted joints connecting honeycomb panels. In, 1st CEAS, 10th European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Berlin, Germany, 10 - 13 Sep 2007.
- [22] P. Bunyawanichakul, B. Castanie, J.-J. Barrau, Experimental and numerical analysis of inserts in sandwich structures, *Applied Composite Materials* 12 (2005) 177–191.
- [23] N. Raghu, M. Battley, T. Southward, Strength variability of inserts in sandwich panels, *Journal of Sandwich Structures and Materials* 11 (6) (2009) 501.
- [24] G. Bianchi, G. S. Aglietti, G. Richardson, Static Performance of Hot Bonded and Cold Bonded Inserts in Honeycomb Panels, *Journal of Sandwich Structures and Materials* (2010) doi:10.1177/1099636209359840.
- [25] Byoung Jung Kim, Dai Gil Lee, Development of a satellite structure with the sandwich T-joint, *Composite Structures* 92 (2010) 460–468.
- [26] H.K. Cho, J. Rhee, Vibration in a satellite structure with a laminate composite hybrid sandwich panel, *Composite Structures* 93 (2011) 2566–2574.
- [27] Keun-Il Song, Ji-Young Choi, Jin-Hwe Kweon, Jin-Ho Choi, Kwang-Soo Kim, An experimental study of the insert joint strength of composite sandwich structures, *Composite Structures* 86 (2008) 107–113.
- [28] M. Bekhti and M.N. Sweeting, High Temperature Effects on the Performances of the Alsat-1 Power Subsystem, pp 48-56, RIGEL, Volume N°1-2 .January 2011.
- [29] Gilmore G. David, *Spacecraft Thermal Control Handbook: Volume I: Fundamental Technologies*, EL Segundo, California: The Aerospace Corporation, 2002.

PROJET 2 :
TITRE : COMMANDE D'ATTITUDE DES
SATELLITES PAR UN SYSTEME DE PROPULSION

Responsable du projet : AM. SI MOHAMMED (DR)

Equipe associée : A. BOUDJEMAI (MRA), R. ROUBACHE (AR), A. BELLAR (AR)

Durée du projet : (03) ans

Date de démarrage : Janvier 2013

Objectifs du projet :

La génération d'attitude correspond, dans le domaine du contrôle d'attitude sur orbite, au terme de guidage. Elle consiste à définir les manoeuvres en rotation autour du centre de gravité du véhicule ; en d'autres termes, déterminer les profils temporels de l'état et de la commande associée qui respectent un ensemble de contraintes. La problématique de la génération d'attitude est une composante essentielle du Système de Contrôle d'Attitude sur Orbite (SCAO) dans le contexte des satellites manoeuvrant d'observation de la Terre. En effet, à l'exception du mode de survie, l'ensemble des modes du SCAO comporte des manoeuvres en attitude, à savoir :

- Mode grossier de transition : il consiste en une manoeuvre d'attitude permettant de basculer de la position acquise durant le mode survie vers une attitude proche de celle du mode normal.
- Mode normal : Il permet d'assurer l'ensemble des pointages et d'effectuer toutes les manoeuvres d'évitement d'éblouissement des senseurs.
- Mode de contrôle d'orbite : Il consiste à basculer le satellite de manière à orienter les tuyères pour le contrôle d'orbite.

La génération d'attitude a fait l'objet de nombreux travaux depuis les années 70, notamment aux Etats Unis ([Scrivener & Thomson 1994]) et en Russie ([Levskii 2002]). Dans ces travaux, le problème est généralement envisagé comme un problème de commande optimale qui ne possède pas de solution analytique connue, bien que sa formulation soit relativement facile et immédiate [Scrivener & Thomson 1994]. De manière générale, il existe deux méthodes classiques pour résoudre le problème de commande optimale [Betts 1998] : les méthodes dites indirectes qui se basent sur l'utilisation du principe du maximum de Pontryagin [Pontryagin, Boltyanskii, Gamkrelidze & Mishchenko 1962] et les méthodes dites directes qui formulent le problème en termes de programmation paramétrique non linéaire. Les applications des méthodes indirectes au domaine du guidage ont été largement étudiées. Mentionnons notamment [Li & Bainum 1990], [Bilimoria & Wie 1993] et [Levskii 2002]. Les applications des méthodes directes au domaine du guidage, comme les travaux de Scrivener [Scrivener & Thomson 1993], ont néanmoins été plus rares.

Lorsque l'on cherche à minimiser le temps de manoeuvre, les méthodes évoquées précédemment mènent généralement à considérer des profils de couples saturées de type Bang-Bang. Ces profils discontinus offrent l'intérêt d'être particulièrement adaptés lorsque les actionneurs sont des propulseurs à ergols. Or, les plateformes, telles que MYRIADE ou PROTEUS, sont pilotées par des roues à réaction qu'il faut éviter de saturer. La prise en compte de cette contrainte nécessite la mise en place de méthodes de génération de trajectoires adaptées. De plus, il est important de considérer l'impact des profils de couples utilisés sur les structures souples du véhicule. Il paraît donc important de pouvoir définir et générer des profils de couples suffisamment continus afin d'éviter les phénomènes d'excitation des modes souples.

Le projet proposé, constitue un outil d'aide à la commande d'attitude et d'orbite d'un satellite par un système de propulsion.

Les satellites à basse altitude sont soumis aux diverses perturbations orbitales qui tendent à déranger l'attitude et l'orbite du satellite d'où la nécessité des moyens de contrôle capables de maintenir l'orbite et la stabilité du satellite.

Dans ce projet nous envisageons d'utiliser des moyens de contrôle actif capable de maintenir l'attitude et d'orbite des satellites à l'aide des systèmes de propulsion à savoir les tuyères.

Le projet permet en premier lieu, d'utiliser des propulseurs pour diverses opérations de contrôle d'attitude et d'orbite. Il s'agit de contrôler l'orbite du satellite grâce à des propulseurs de forte puissance de type (HPTs), alors que le contrôle d'attitude est effectué à l'aide des propulseurs de faible puissance de type (LPTs).

L'utilisation des systèmes à base de propulsion dans les satellites est très complexe d'où l'aménagement et la disposition des propulseurs est très important dans tous les types de mission, et ceci afin d'optimiser les performances du sous-système.

Le système de propulsion est utilisé pour les actions suivantes:

- Pointage d'attitude 3 axes grossier.
- Dé-saturation des roues de stabilisation.
- Compensation de la traînée d'orbite des satellites
- Maintien de la forme d'orbite.

Pour pouvoir étudier la stabilité du satellite, la connaissance de la position du satellite est primordiale, il s'agit donc de générer les paramètres orbitaux, ainsi que la position et la vitesse du satellite. Ce générateur tient compte de toutes les perturbations (potentiel terrestre, forces aérodynamiques, pression de la radiation solaire, champ magnétique terrestre) : il permet de générer en outre les couples perturbateurs d'attitude, à savoir : le couple de gradient de gravité, le couple dû au champ magnétique terrestre, le couple dû aux radiations solaires et le couple aérodynamique, ainsi que les mesures issues des capteurs d'attitude, à savoir : le capteur solaire, le capteur d'horizon et le gyromètre.

En second lieu, il s'agira de dimensionner le système de stabilisation comprenant les capteurs destinés à détecter les écarts angulaires générés par les couples de perturbations externes entre le repère satellite et le repère de référence constituant les trois angles de dépointage, à savoir les angles d'Euler que sont le roulis, tangage et lacet.

On aborde les différents contrôleurs du type Bang Bang, Modulation de Large Impulsion (PWM), logique floue et mode de glissement pour la commande d'attitude 3 axes et la désaturation des roues de stabilisation.

En dernier lieu, la généralisation de la commande d'attitude par un système de propulsion pour les satellites géostationnaires.

Tâches réalisées :

- Développement en harmonique sphérique du potentiel terrestre d'ordre n sous Maple 9
- Etude de l'effet de l'excentricité de l'orbite sur satellite stabilisé par gradient de gravité.

1. Attraction due au potentiel terrestre

La force principale est celle exercée par le potentiel terrestre. Nous avons supposé la terre sphérique et homogène dans le cas d'un mouvement képlérien, mais la déformation et l'inhomogénéité de la terre

amènent à représenter le potentiel terrestre par un développement en harmoniques sphériques de la façon suivante [15-17] :

$$U(r, \lambda, \varphi) = \frac{\mu}{r} \left\{ 1 - \sum_{n=2}^{+\infty} \left(\frac{R_T}{r} \right)^n \left[J_n P_n(\sin \varphi) + \sum_{m=1}^{+\infty} (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi) \right] \right\} \quad (1.5)$$

Pour simplifier les calculs, on peut également écrire :

$$C_{nm} \cdot \cos m\lambda + S_{nm} \cdot \sin m\lambda = J_{nm} \cdot \cos m(\lambda - \lambda_{nm})$$

D'où on obtient :

$$U(r, \lambda, \varphi) = \frac{\mu}{r} \left\{ 1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{R_T}{r} \right)^n \left[J_n P_n(\sin \varphi) + \sum_{m=1}^n J_{nm} \cos m(\lambda - \lambda_{nm}) P_{nm}(\sin \varphi) \right] \right\} \quad (1.6)$$

Où :

r, φ, λ : Coordonnées sphériques d'un point extérieur à la terre,

r : Distance de la terre au satellite [km],

λ : Longitude du satellite,

φ : Latitude du satellite,

R_T : Rayon équatorial terrestre 6378 [km],

μ : Constante d'attraction de la terre $398603 \text{ [km}^3 / \text{s}^2]$,

J_n : Coefficient du $n^{\text{ème}}$ terme zonal,

$J_{nm}, \lambda_{nm}, C_{nm}, S_{nm}$: coefficients du $n^{\text{ème}}$ terme tesseral,

P_n, P_{nm} : Désignent les polynômes et les fonctions de Legendre,

J_2 : L'aplatissement de la terre $1,0827 \cdot 10^{-3}$,

$J_{2,2}$: L'ellipticité de l'équateur $1,803 \cdot 10^{-6}$,

On voit sur ce développement que les coefficients J_n sont liés à la latitude, ce sont les harmoniques zonaux.

Par exemple, le premier harmonique J_2 représente l'aplatissement de la terre, le second J_3 , la dissymétrie Nord-Sud.

Les coefficients C_{nm}, S_{nm} sont liés à la longitude, ce sont les harmoniques tesseraux.

Par rapport à la force centrale, le premier harmonique zonal J_2 est de l'ordre de 10^{-3} , alors que les autres coefficients sont de l'ordre ou inférieur à 10^{-6} .

La figure 1, représente quelques exemples du potentiel Terrestre en harmonique sphérique

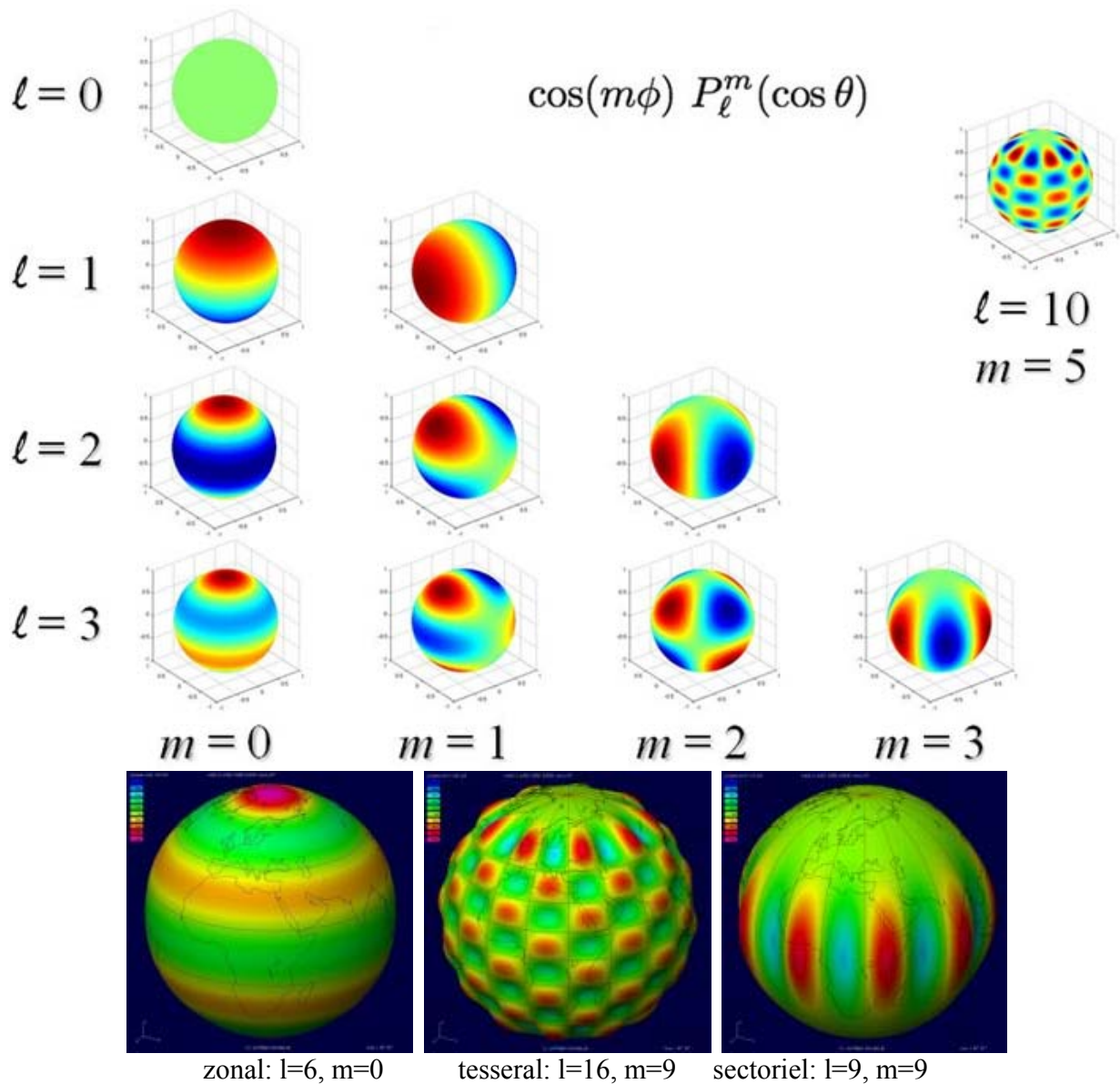


Figure 1 : Le potentiel Terrestre en harmoniques sphériques.

2. Effet de l'excentricité de l'orbite sur satellite stabilisé par gradient de gravité.

Tout objet de dimensions non symétrique en orbite est soumis à un couple de gradient de gravité en raison de la variation de la force gravitationnelle de la terre. Pour la plupart des applications, il suffit de supposer que la terre est sphérique. Le couple de gradient de gravité dans le cas d'une orbite non circulaire est exprimé dans un repère inertiel comme suit:



$$\mathbf{N}_{\mathbf{GG}} = \frac{3\mu_e}{R_0^3} (1 + 2e \cos(\omega_0 t))^2 \begin{cases} (I_{zz} - I_{yy}) \sin \varphi \cos \varphi \cos^2 \theta \\ -(I_{xx} - I_{zz}) \sin \theta \cos \theta \cos \varphi \\ -(I_{yy} - I_{xx}) \sin \theta \cos \theta \sin \varphi \end{cases} \quad (1.7)$$

Notons ici, que le couple de gradient de gravité exprimé dans l'équation (1.7) a été obtenu par un développement en premier ordre de l'excentricité de la vitesse orbitale en acceptant une erreur de 4% par rapport à une forte excentricité dans la solution analytique exacte sans approximation.

La vitesse orbitale dans le cas d'une orbite elliptique peut être définie comme suit

$$\omega_e = \omega_0 (1 + 2e \cos(\omega_0 t)) \quad (1.8)$$

Avec $\omega_0^2 = \frac{\mu_e}{R_0^3}$, μ_e est la constante gravitationnel de la terre,

e : l'excentricité de l'orbite,

R_0 : le rayon de l'orbite,

On voit que l'angle de lacet du satellite ψ n'influe pas sur le couple de gradient de gravité, ce qui est intuitivement raisonnable, car le lacet représente la rotation autour de la verticale locale. Nous notons également de l'équation. (1.7) que le couple de gradient de gravité est proportionnelle à $\frac{1}{R_0^3}$. Il dépend

clairement de la différence entre les moments principaux d'inertie. Ainsi, des véhicules spatiaux qui ont de géométries longues sont plus touchés par rapport à ceux qui sont de courte taille et gros. En tenant compte du mouvement du satellite soumis seulement à un couple de gradient de gravité, en respectant les conditions de stabilité ($I_{xx} = I_{yy}$) [13] et dans le cas de petits angles, les équations d'attitude sont données par:

$$I_{xx} \ddot{\varphi} - \omega_0 [1 + 2e \cos(\omega_0 t)] I_{zz} \dot{\psi} + 4\omega_0^2 (I_{xx} - I_{zz}) [(1 + 2e \cos(\omega_0 t))^2] \varphi + 2e\omega_0^2 I_{xx} \psi \sin(\omega_0 t) = 0 \quad (1.9)$$

$$I_{xx} \ddot{\theta} + 3\omega_0^2 [1 + 2e \cos(\omega_0 t)]^2 (I_{xx} - I_{zz}) \theta = I_{xx} 2e\omega_0^2 \sin(\omega_0 t) \quad (1.10)$$

$$I_{zz} \ddot{\psi} + \omega_0 [1 + 2e \cos(\omega_0 t)] I_{zz} \dot{\varphi} - [2e I_{zz} \omega_0^2 \sin(\omega_0 t)] \varphi = 0 \quad (1.11)$$

La mission du satellite est assurée par le pointage géocentrique en utilisant l'axe de tangage. Nous avons remarqué à partir des équations (1.9, 1.10, 1.11), que l'équation de tangage est découplée de roulis et de l'axe lacet, on remarque aussi que l'équation de tangage est soumise à une force de perturbation provoquée par une excentricité qui cause des micro-vibrations orbitale du mât du satellite.



Pour assurer un pointage géocentrique, nous nous sommes intéressés au mouvement de tangage qui est donné par l'équation (1.10). La solution générale de cette équation est exprimée par la relation suivante :

$$\theta = \frac{2e}{3a-1} \sin \omega_0 t + C_0 \cos(\sqrt{3a} \omega_0 t + \phi_0) \quad (1.12)$$

Avec a est le rapport entre le moment d'inertie autour des axes du satellite, il est calculé par la formule suivante :

$$a = \frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{yy}} \quad (1.13)$$

C_0 : une constante de l'intégration

La solution particulière de l'équation. (1.10) est donnée par

$$\theta_p = \frac{2e}{3a-1} \sin \omega_0 t \quad (1.14)$$

Notez que FA est un facteur d'amplification exprimé par

$$FA = \frac{1}{3a-1} \quad (1.15)$$

Figure (2) montre que pour la valeur de $a \approx 1/3$ (c'est-à-dire, si a est proche de $1/3$), un phénomène de résonance se produit dans l'axe de tangage et cette configuration devraient être évités. Pour éviter cela il faut avoir $a > 1/3$.

Figure (2) représente la variation du facteur d'amplification en fonction du rapport d'inertie « a ».

Nous supposons que le satellite est immobile, ce qui implique que le mât de stabilisation est fixé sur l'extrémité de satellite (en mode encasté), la fréquence fondamentale du mât peut être calculé par.

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{3E.I_z}{L^3.M}} \quad (1.16)$$

avec,

E : module d'Young

L : longueur du mât

M : masse

Il est clair que, si nous augmentons la longueur du mât, la fréquence de vibration diminue. Cependant, l'augmentation de la longueur du mât augmentera considérablement l'inertie latérale du satellite (I_{xx} et I_{yy}) par rapport à l'inertie longitudinale (I_{zz}), ce qui augmentera le rapport des moments d'inertie. Donc



nous pouvons dire que la fréquence est inversement proportionnelle à (a) et en ce qui concerne l'équation d'amplification (FA), on peut dire que plus la fréquence des vibrations augmente ce qui provoque l'augmentation de l'inertie suivant l'axe Z, il y aura une augmentation des FA ou lorsque FA augmente, nous aurons une augmentation de la fréquence de vibration du mât.

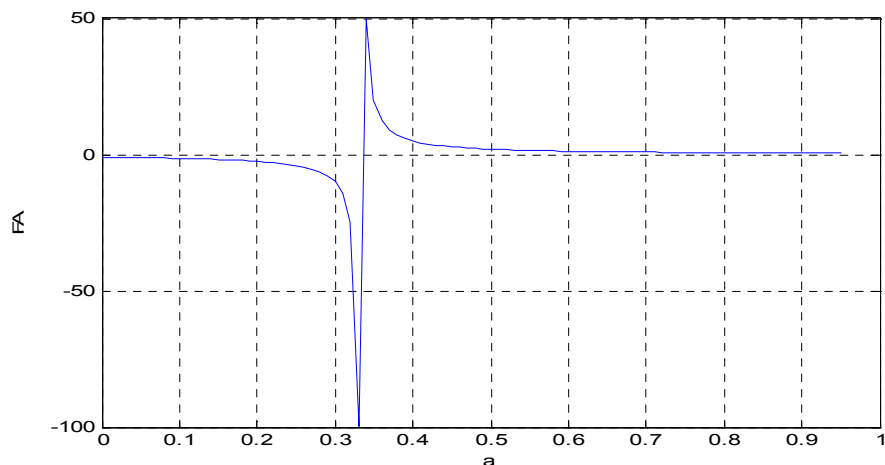


Figure 2: Facteur d'amplification FA en fonction de a

De plus, l'influence de l'excentricité de l'orbite qui agit comme élément perturbateur par la présence de termes de force périodique comme indiqué dans le système d'équation. (1.9, 1.10, 1.11). Cette force produira une grande réponse fréquentiel pour le roulis, lacet et tangage si on n'est dans les conditions de résonance. Il a été observé que l'augmentation de l'excentricité de l'orbite augmenterait l'amplitude des oscillations de l'attitude et la réponse du système sera instable si les propriétés de masse de l'engin spatial satisfont à la relation $\frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{xx}} \approx \frac{1}{3}$, qui est la condition de résonance de l'axe de tangage. Dans cette

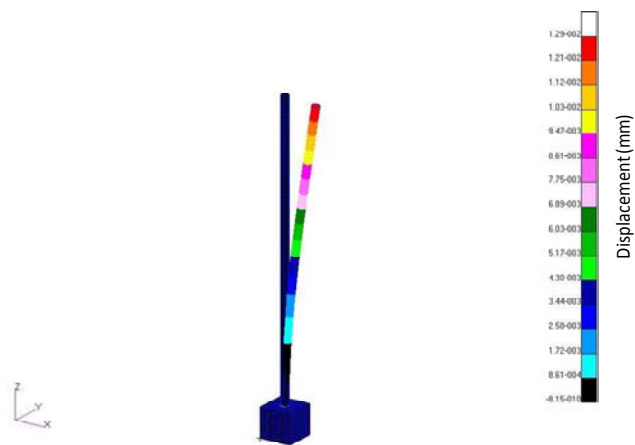
situation, un véhicule spatial avec un mât de gradient de gravité ou une longue structure linéaire subira un problème de micro vibrations orbitales ce qui influe considérablement sur les satellites agile.

La simulation a été effectuée en utilisant un logiciel Msc Patran / Nastran afin de montrer les micro-vibrations causées par l'excentricité de l'orbite en termes de force.

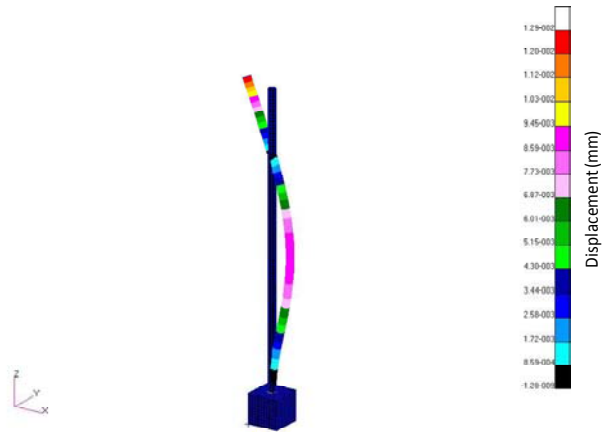
La figure (3) montre le modèle d'analyse d'un mât de gradient de gravité, la première fréquence de flexion était $f_1 = 7.19$ Hz.

La simulation montre que l'excentricité de l'orbite provoque des variations périodiques de couple de gradient de gravité, ce qui entraîne une oscillation du satellite autour de l'axe y normale au plan de l'orbite.

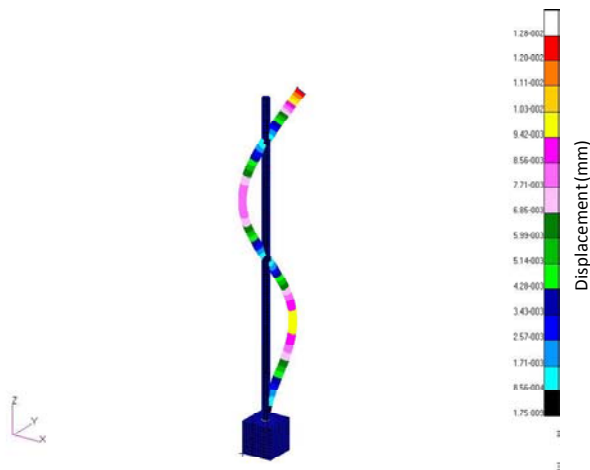




Mode1 $f_1 = 7.19$ Hz



Mode2 $f_2 = 44.8$ Hz



Mode3 $f_3 = 124.49$ Hz

Figure3: Différents modes de fréquence d'un mât de stabilisation par gradient de gravité soumis à une force d'excentricité.



SOUTENANCE DE THESE DE DOCTORAT
(30 JUIN 2013)

La thèse de Doctorat en Sciences est soutenue le dimanche, 30 juin 2013 à l'Université des Sciences et de la Technologie Mohamed Boudiaf d'Oran (USTO-MB) - Faculté de Génie Mécanique. Cette thèse intitulée « **Optimisation Multidisciplinaire en Conception Mécanique des Satellites** » a été encadrée par le M. BOUANANE Med El Houari, Maître de Conférence –A à l'USTO-MB, a fait l'objet d'une dizaine de publications et communications internationales.

Le jury d'examen est composé de

ABIDAT Miloud	Prof.	USTOMB	Président
BENAMAR Ali	Prof.	ENSET	Examineur
TAMINE Tewfik	MCA	USTOMB	Examineur
BOURDIM Abdelghafour	MCA	Tlemcen	Examineur
Arezki Mohammed Si Mohammed	DR.	CDS-Oran	Examineur
BOUANANE Mohamed El Houari	MCA	USTOMB	Directeur de thèse

1. Résumé

La conception d'un système spatial est une tâche très complexe qui relève d'expertises dans différents domaines de compétence. Dans un contexte compétitif où l'avance technologique est un facteur déterminant, l'industrie spatiale cherche à réduire les temps d'étude et à fiabiliser les solutions trouvées par une approche méthodologique rigoureuse fournissant une solution optimale systémique. Il est alors nécessaire de construire des modèles et de mettre au point des méthodes d'optimisation compatibles avec ces préoccupations. En effet, l'optimisation unitaire de sous-systèmes (ou composants) sans prendre en compte les interactions ne permet pas d'obtenir un système optimal. Plus le système est complexe plus le travail est difficile et le temps de développement est important car il est difficile pour le concepteur d'appréhender le système dans toute sa globalité. Il est donc nécessaire d'intégrer la conception des composants dans une démarche systémique et globale qui prenne en compte à la fois les spécificités d'un composant, et ses relations avec le système qui l'emploie. L'optimisation et la conception multidisciplinaire offre des solutions à ces enjeux.

Dans le cadre de cette thèse, les travaux développés concernent l'utilisation de modèles réduits pour permettre le calcul intensif dans un contexte de conception et d'optimisation multidisciplinaire.

Les activités de recherche dans cette thèse se déclinent autour de plusieurs points :

- Développement de modèles réduits pour diminuer des coûts de calcul prohibitifs utilisant le modèle équivalent.
- Développement d'un modèle de sandwich en nid d'abeilles dont le cœur est maillé de manière géométriquement exacte avec la présence des inserts. Une nouvelle approche de modèle d'adhésive a été introduite dans ce manuscrit. Une validation expérimentale des modèles a été effectuée.
- Développement d'un modèle de contrôle thermique d'un satellite faisant intervenir les disciplines adéquates pour sa réalisation.

- Application d'algorithmes d'optimisation multidisciplinaires à la conception des satellites.
- Faisant intervenir une nouvelle approche d'optimisation multidisciplinaire hybride.
- Application d'algorithme à base de la recherche de gravité.

Mots clés : Conception multidisciplinaire, optimisation, satellite, nid d'abeille, contrôle thermique, éléments finis, modèle équivalent.

Pour cela, le premier chapitre du manuscrit est alors consacré aux aspects liés à la conception et fabrication des satellites en mettant en lumière le déroulement logique de conception et de réalisation d'un satellite, les contraintes associés et ainsi une bref description de la mécanique du satellite.

Le chapitre deux, présente l'optimisation multidisciplinaire. Après un bref rappel des méthodes classiques, les méthodes d'optimisation multidisciplinaire décrite dans la littérature.

Le troisième chapitre est consacré à la conception multidisciplinaire du contrôle thermique d'un satellite.

Le quatrième chapitre met l'accent sur la conception et optimisation multidisciplinaire des plaques en matériaux composites en nid d'abeille. On explique dans un premier les théories relatives aux nids d'abeilles. Une discussion sur la pertinence des modèles homogénéisés équivalents mis en place est présentée. Pour cela, on les compare numériquement à un modèle sandwich en nid d'abeilles dont le cœur est maillé de manière géométriquement exact.

Une analyse rigoureuse par éléments finis a été effectuée en tenant des paramètres géométriques et physiques des plaques en nid d'abeille.

Une analyse expérimentale a été effectuée aussi afin de valider les modèles éléments finis.

Une étude thermique a été effectuée en prend en considération les effets des inserts, de l'adhésive, géométrie et matériau.

Le cinquième chapitre traite quant à lui les différents applications dans le domaine du spatial.

La première application est consacrée à la conception d'une antenne QFH avec sont support, l'algorithme doit fournir les dimensions optimales pour obtenir un diagramme de rayonnement satisfaisant et une tenu adéquate contre les sollicitations mécanique durant le lancement.

La deuxième application, consiste à l'analyse du couplage satellite lanceur.

Et finalement une conclusion générale en résumant les principaux résultats obtenus durant cette thèse ainsi les perspectives de futur travaux.

2. Optimisation multidisciplinaire

2.1 Introduction

Le processus de conception des véhicules spatiaux est complexe et difficile en raison des contraintes physiques et d'exploitation, des environnements incertains, et les conditions extrêmes de fonctionnement [1]. L'optimisation de la conception Multidisciplinaire (MDO) approches, ont des effets significatifs sur la méthodologie de conception des véhicules aérospatiaux [2]. La complexité et la multidisciplinarité, il est difficile d'avoir une étude complète et une compréhension profonde des processus de conception. Une étape récente vers une approche multidisciplinaire dans les premières phases de la conception des systèmes spatiaux a été réalisée par l'ingénierie simultanée [3].

Une des considérations les plus importantes dans la conception du véhicule spatial est le poids. En réduisant le poids d'un véhicule spatial, il est possible d'augmenter le poids de la charge utile.

Dans de nombreuses applications industrielles, en réduisant le poids d'une structure sans compromettre sa résistance et sa rigidité est considéré comme l'un des critères de conception les plus importants [4].

Aujourd'hui, la recherche de la meilleure performance, meilleure qualité, et le meilleur coût pour les véhicules spatiaux est devenue un processus complexe. L'optimum requis durant une manière globale, au niveau du système, implique des choix de compromis entre les différents éléments qui le composent afin de répondre à des exigences de plus en plus nombreuses et parfois contradictoires.

Cette préoccupation de l'Optimisation Multidisciplinaire (MDO) d'où de nombreuses disciplines (mécanismes, thermique, contrôle de la structure souple, de propulsion, le coût, la structure, la conception opto-mécanique, l'architecture fonctionnelle et architecture système) doit être pris en compte. Ces disciplines interagissent d'une façon très complexe, souvent selon certains critères de, et l'objectif de l'MDO consiste en les optimisant simultanément. L'optimum doit être trouvé au niveau mondial, au niveau du système, par le commerce hors de choix parmi les composantes des différents systèmes, afin de parvenir à l'homogénéité et la parfaite intégration.

Optimisation de la conception multidisciplinaire (MDO) a émergé comme une discipline d'ingénierie qui se concentre sur le développement du design et de nouvelles stratégies d'optimisation de systèmes complexes. MDO chercheurs s'efforcent de réduire le temps et les coûts associés à l'interaction de couplage entre plusieurs disciplines [5].

Décomposition des approches offrent de nombreux avantages pour la solution de problèmes complexes MDO, car ils permettent un partitionnement d'un grand problème couplé en plus petits, plus maniables sous-problèmes. Les avantages résultant de calcul, outre celle, évidente, associée à la solution des petits problèmes, notamment la création d'un environnement de traitement distribué potentielles.

Vu le nombre de disciplines concernées et le niveau des connaissances acquises dans chacun d'eux, «le commerce de l'ingénieur», au sens propre de la capacité de l'homme à maîtriser l'ensemble des disciplines et leurs interactions ne suffit plus. Il est maintenant nécessaire de développer des techniques de conception et d'optimisation basée sur des outils mathématiques, qui permettent une intégration efficace des méthodes utilisées et développées dans les différentes disciplines. Ces techniques peuvent ensuite être utilisées dans la recherche du meilleur compromis menant à un système complet optimisé [6].

3. Optimisation en conception multidisciplinaire des véhicules spatiaux

L'application d'optimisation de conception multidisciplinaire pour la conception de véhicules spatiaux, a le potentiel d'améliorer considérablement les capacités de prise de décision tôt dans le processus de conception. L'intégration réussie de l'optimisation et au niveau du système d'outils véhicule spatial permettant l'architecture concept, les choix technologiques et les exigences de performance pour être ajusté pour répondre à un objectif coût global estimé; permettant ainsi la conception de véhicules spatiaux pour être achevée en une manière fiable, économique et rapide [7, 8].

Le succès des processus de conception d'ingénierie de systèmes complexes exigent que de nombreuses variables de conception et les contraintes soient prises en compte dans toutes les disciplines multiples. La modification systématique des paramètres de conception s'appuyant sur le jugement dans un processus de conception manuelle est souvent inefficace, et les avantages de l'optimisation de la conception assistée par ordinateur permettent de réduire les délais de conception, d'améliorer la conception grâce à une méthodologie améliorée, de résoudre des interactions complexes et, finalement, réduire le coût de conception.

Problèmes de conception multidisciplinaire nécessitent un optimiseur capable de traiter efficacement minima locaux dans la conception des espaces non-linéaire et discontinue de la dimensionnalité élevée.

Traditionnellement optimiseurs compter sur un bon point de départ pour obtenir une solution ou même à converger, donc une exigence supplémentaire est qu'une solution acceptable soit trouvée sans un bon

point de départ initial pour l'optimisation. Par ailleurs, l'optimiseur doit être robuste, car la charge de calcul de calcul de fonction objective rend la convergence sur la non-optimale des solutions inacceptables.

Typiquement l'optimisation de la conception multidisciplinaire dans la conception de véhicules spatiaux approche mécanique est indiqué sur la figure 1.

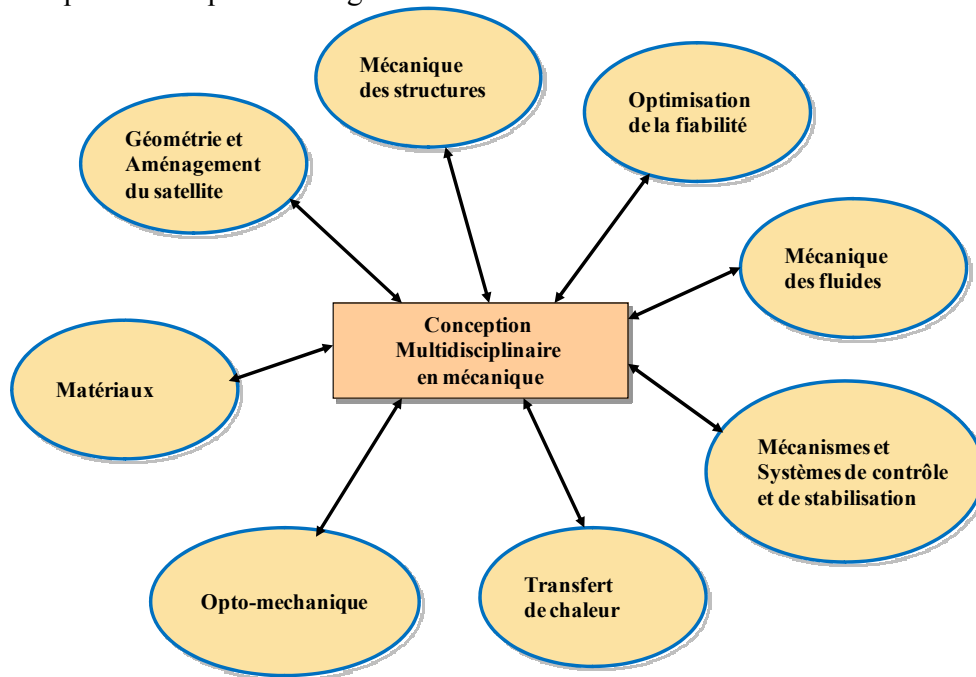


Figure 1 : Approche de conception multidisciplinaire en mécanique.

La discipline du génie mécanique aborde tous les aspects de la conception mécanique de produits spatiaux. La mécanique dans ce contexte inclut les aspects de structure, choix et la sélection des matériaux, thermique, la propulsion des véhicules spatiaux, le lanceur, pyrotechniques, contrôle fonctions de servitudes et de santé de satellite, les pièces mécaniques, les interfaces et les interconnexions (voir figure 2, 3 et 4).

Considérant le processus de conception du système, le principal défi consiste à gérer les dépendances du système comme le montre la figure 5 pour obtenir une focalisation sur les questions cruciales et les sous-systèmes.



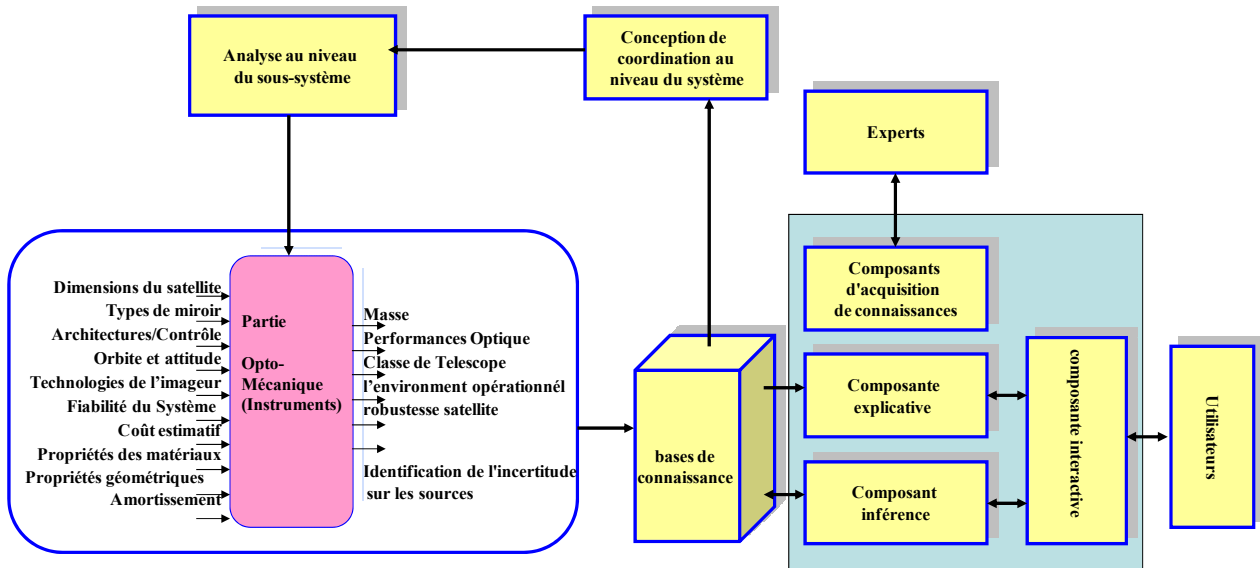


Figure 2 : Optimisation Opto-mécanique d'un instrument spatial

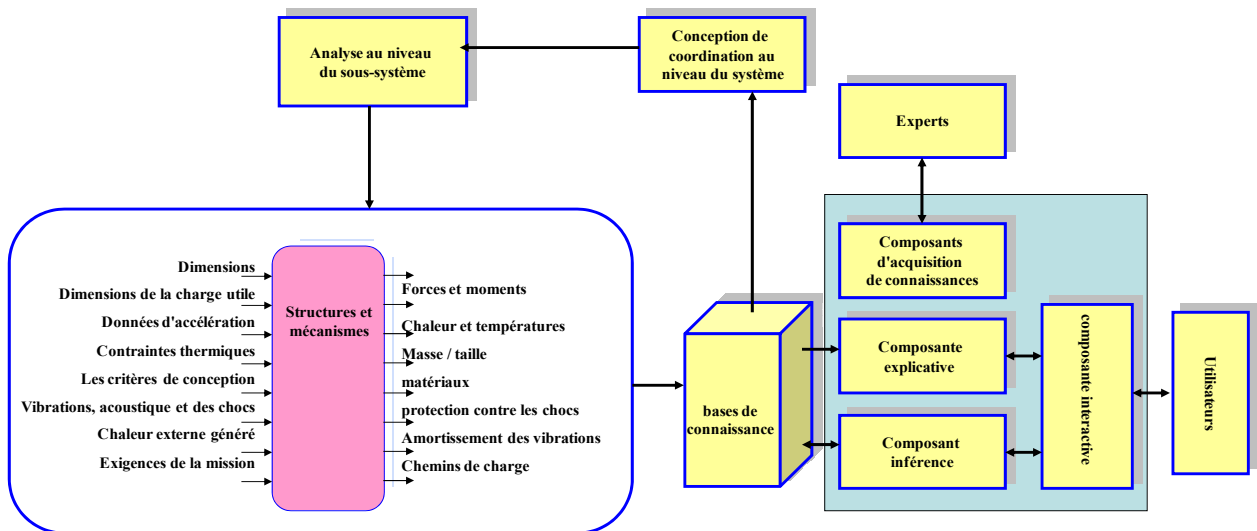


Figure 3 : Optimisation de la structure et mécanismes



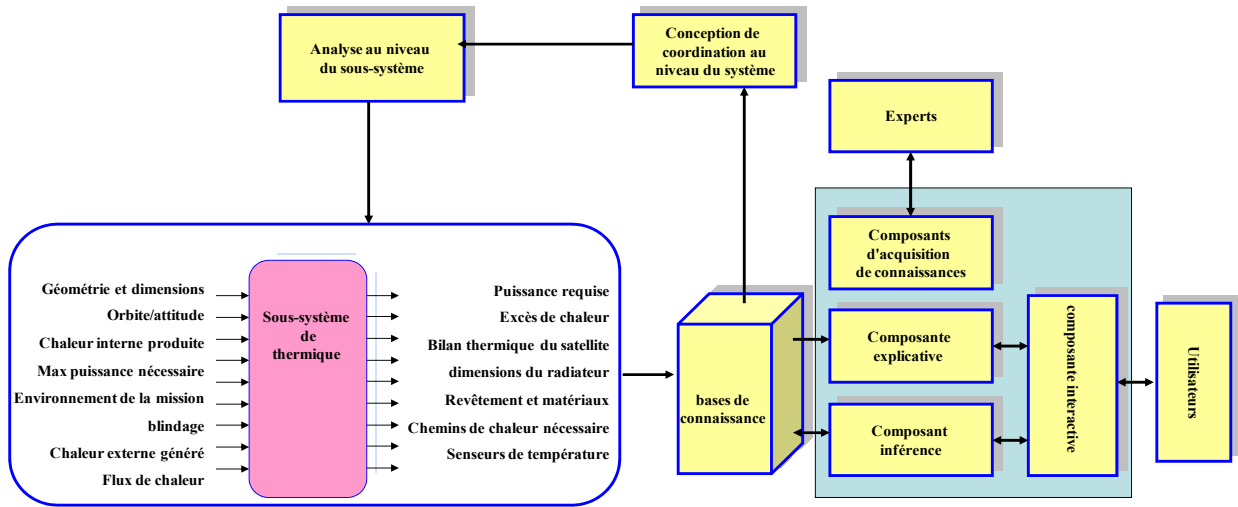


Figure 4 : Optimisation du sous-système de contrôle thermique

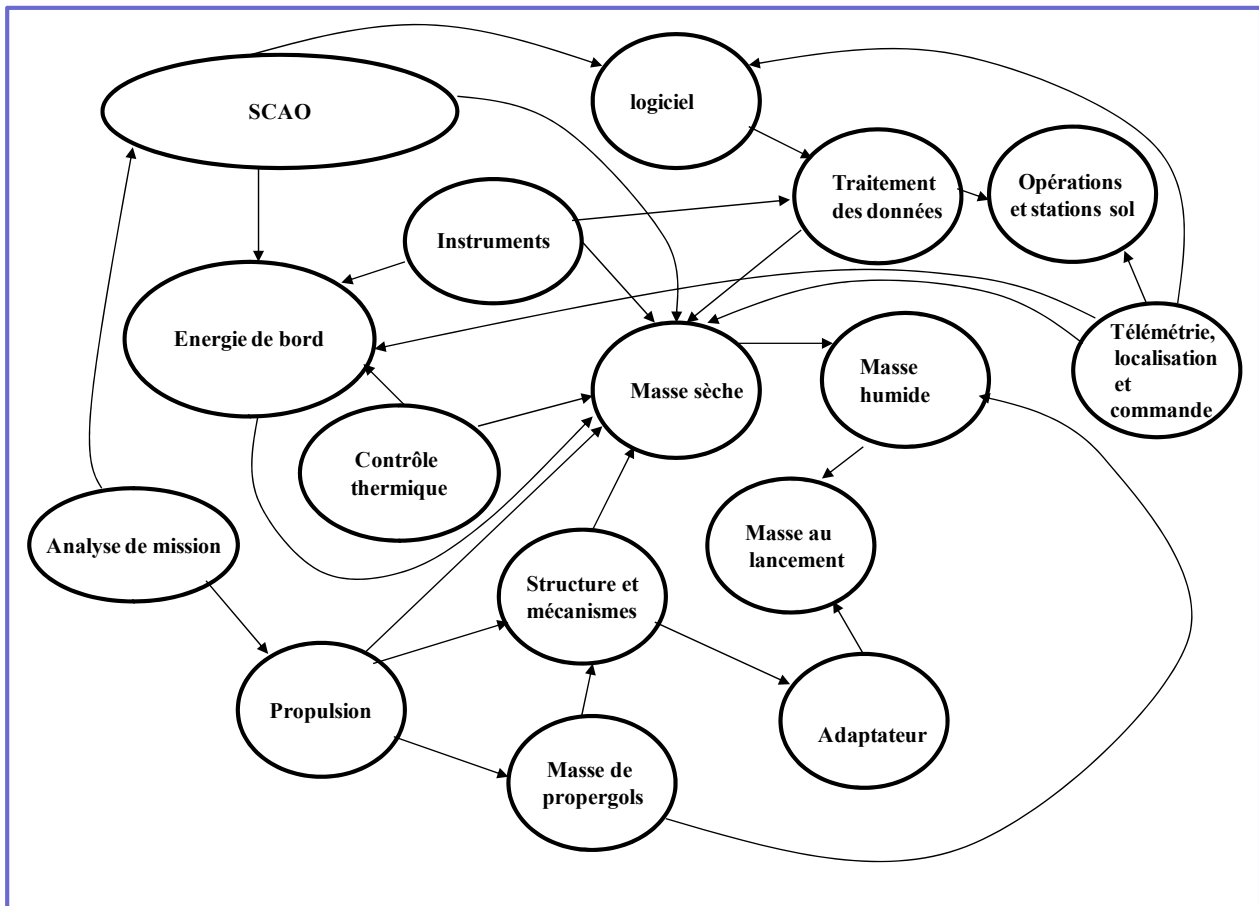


Figure 5 : Dépendances des sous- système de satellite



4. Approche multidisciplinaire optimisation de conception

4.1. Introduction

Dans cette étude, le problème de conception des véhicules spatiaux est formulé comme l'optimisation de problème sous impliquant la sélection appropriée d'une configuration ainsi que l'analyse des objectifs de la mission et de la performance (résolution au sol, l'angle d'élévation, etc). Le modèle mathématique développé spécifiquement pour véhicule spatial tels que des petites missions d'observation de la terre. Le problème est représenté sur la figure 6.

La fonction objectif est de maximiser la performance par unité de coût au sein des contraintes spécifiques des lanceurs.

L'Optimisation multidisciplinaire en conception (MDO) est une méthodologie pour la conception de systèmes d'ingénierie complexes et sous-systèmes, qui exploite la synergie cohérente des phénomènes qui interagissent mutuellement [37].

$$\Delta_{\text{Design}} = \left(\sum_i \Delta_{\text{Discipline } i} \right) + \Delta_{\text{MDO}} \quad (1)$$

L'algorithme proposé est donné sur la figure 2.11. Cela rend notre procédé une technique puissante MDO en raison de:

- La qualité de la solution obtenue par rapport aux critères sélectionnés d'optimisation,
- La robustesse de la solution par rapport aux incertitudes des modèles et les variations des paramètres de conception,
- Le temps CPU dans le processus d'optimisation.

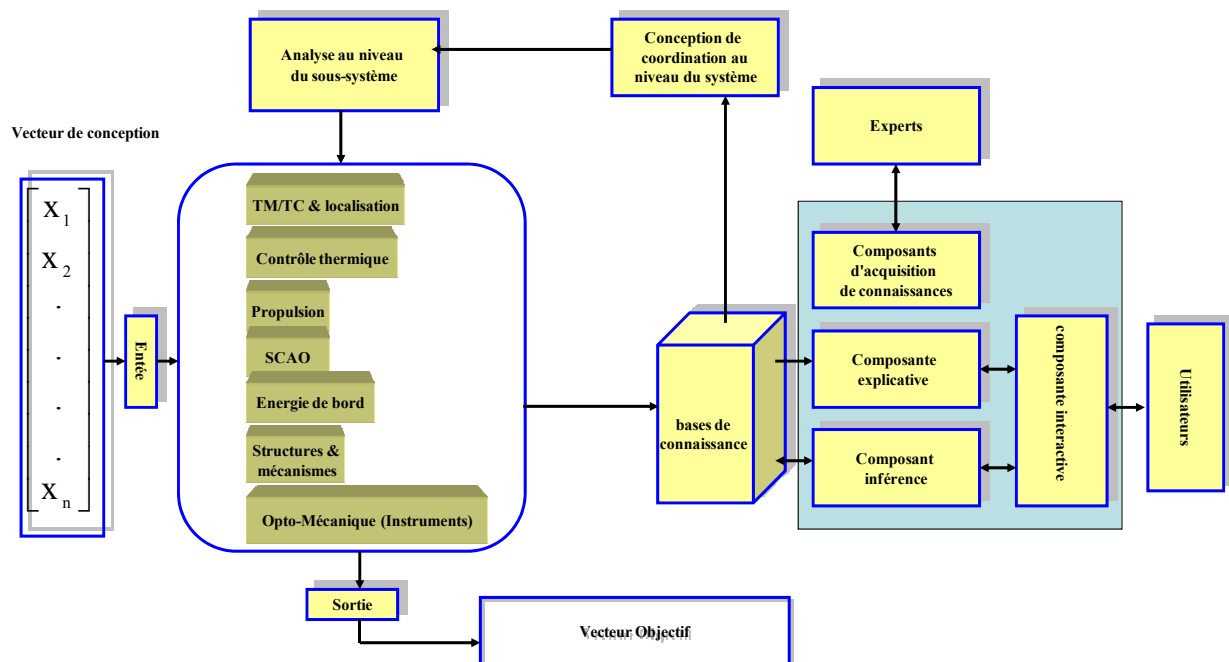


Figure 6 : Optimisation en conception multidisciplinaire d'un Satellite.



4.2 Optimisation de conception multidisciplinaire (MDO)

Un problème d'optimisation multidisciplinaire peut généralement se formuler de la manière suivante [38-40] :

$$\begin{aligned} & \text{Minimiser } f(x, y, z) \\ & \text{Par rapport } z \in Z \\ & \text{En respectant } g(x, y, z) \leq 0 \\ & \quad h(x, y, z) \leq 0 \\ & \forall i \in \{1, \dots, n\}, \forall j \neq i, y_i = \left\{ c_{ji}(x_j, y_j, z_j) \right\}_j \\ & \quad \forall i \in \{1, \dots, n\}, R_i(x_j, y_j, z_j) = 0 \end{aligned} \tag{2}$$

avec :

- f : le critère à optimiser
- z : les variables de conception, celles-ci peuvent être partagées entre les disciplines (z_{sh}) ou propres à chaque discipline (\bar{z}_k pour la discipline k)
- y : les variables de couplage en entrée des sous-systèmes (assurent la cohérence multidisciplinaire)
- x : les variables d'état (manipulées lors des analyses disciplinaires)
- g : les contraintes d'inégalité du problème
- h : les contraintes d'égalité du problème
- R : les résidus (quantifient la satisfaction des équations d'états par les variables x , y et z)
- c : les fonctions de calcul des variables de couplage en sortie d'un sous-système

Un processus général MDO est illustré à la figure 7. Tous les différentes variables et fonctions intervenant dans le processus MDO seront décrites dans les sections suivantes.

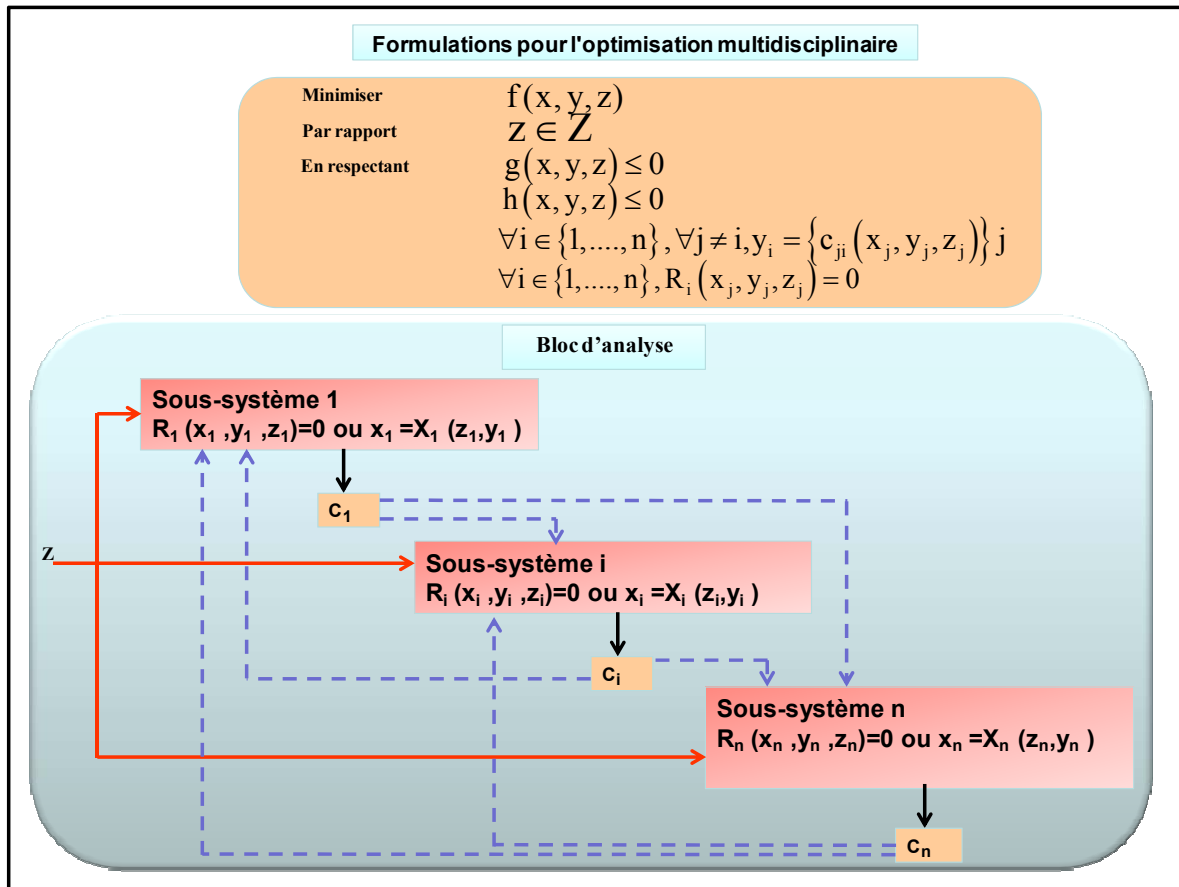


Figure 7 : Processus MDO

Un processus général MDO implique plusieurs types de variables. Ces variables jouent un rôle particulier et ils sont utilisés aux différentes étapes du processus de MDO. On peut distinguer trois catégories de variables dans un problème général MDO:

- z : variables de conception. Ces variables évoluent tout au long du processus d'optimisation afin de trouver la conception optimale. Ils peuvent être utilisés dans un ou plusieurs sous-systèmes:

$z = \{z_{sh}, \bar{z}_k\}$. L'indice sh représente les variables qui sont partagées entre les différents sous-systèmes (variables globales) et \bar{z}_k désigne les variables qui sont spécifiques à un sous-système (variables locales). De plus, nous utilisons la notation z_k pour décrire les variables qui font référence au sous-système k.

- y : variables de couplage. Ces variables sont utilisées pour relier les différents sous-systèmes et d'évaluer la cohérence de la conception à l'égard de couplage.

- x : l'État (ou disciplinaires) variables. Ces variables (qui ne sont pas des variables de conception) peut varier au cours de l'analyse disciplinaire afin de trouver un équilibre dans les équations d'état (équations disciplinaires). Contrairement à z , les variables d'état ne sont pas des degrés de liberté indépendants mais dépendent de la conception des variables z , le couplage des variables y et les équations d'état. Les cas dans lesquels x sont donnés par des fonctions explicites des z et y sont rares dans les applications



d'ingénierie. En effet, ces variables sont le plus souvent définies par des fonctions implicites, qui exigent généralement des méthodes d'optimisation spécifiques pour résoudre des problèmes industriels complexes.

Donc un problème d'optimisation multidisciplinaire (OMD) peut être représenté de la manière simplifiée comme montre la figure 8.

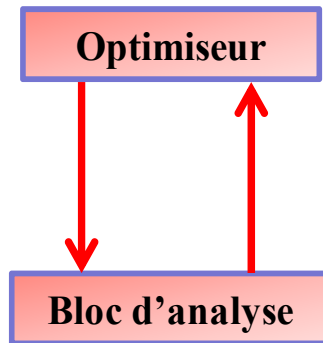


Figure 8: Approche standard d'optimisation

Dans la figure 2.9, nous détaillons le bloc analyse de la figure 2.13 afin de montrer l'interaction entre les différentes disciplines. En effet, dans l'exemple qui nous sert d'illustration dans ce chapitre, le système global est composé de trois composantes analysables selon des connaissances dans des domaines disciplinaires différents notés D1, D2 et D3, avec un cas de couplage fort et un cas de couplage faible [41-49].

avec

- n : nombre de disciplines (n=3 dans les cas illustré en figure 9)
- x_i : est l'ensemble des variables disciplinaires de la discipline i
- y_i : est l'ensemble des sorties de la discipline i. Elles entrent dans le calcul des fonctions objectifs et des contraintes du système,
- y_{ij} : est l'ensemble des variables de couplage, sorties de la discipline i et entrées de la discipline j,
- X : L'ensemble des variables disciplinaires,
- Z : L'ensemble des variables partagées,
- V : L'ensemble des variables partagées et disciplinaires, $V = Z \cup X$
- Y : L'ensemble des sorties de l'analyse du système,
- M : L'ensemble des variables de couplage
- F fonction objectif
- C contraintes

Le problème d'optimisation (de minimisation, dans l'exemple) est décrit par ce schéma est le suivant :

Minimiser F (V)

Sous les contraintes

$C(V) \leq 0$



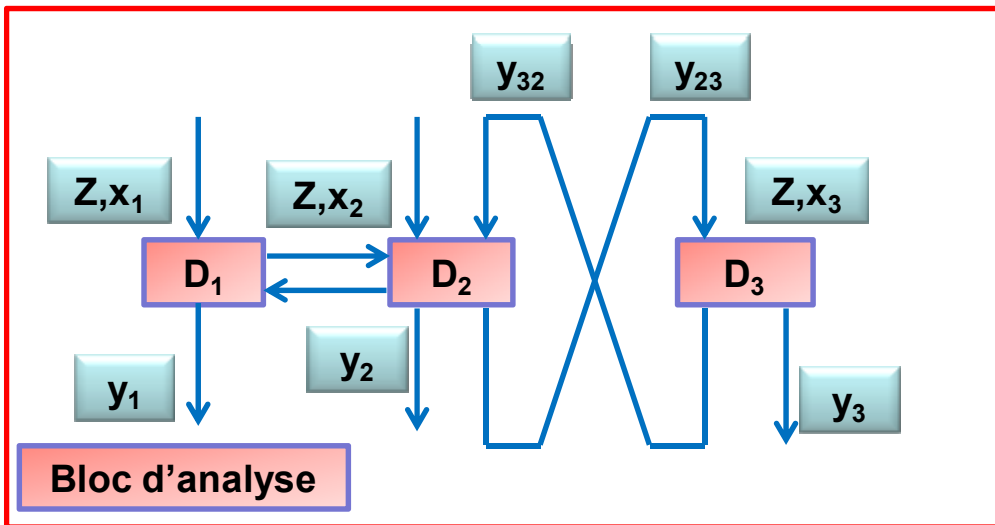


Figure 9: Bloc d'analyse détaillé pour un système à trois disciplines, avec un couplage faible entre D1 et D2 et un couplage fort entre D2 et D3

Les disciplines D1 et D2 sont faiblement couplées, c'est-à-dire qu'au cours de l'analyse d'une solution proposée par l'optimiseur, les valeurs des variables de couplage entre ces deux disciplines peuvent être déterminées à travers des interactions séquentielles.

Par contre, entre les disciplines D2 et D3, le couplage est dit fort. C'est-à-dire que les entrées de chaque discipline dépendent des sorties de l'autre. C'est ce qui rend les variables de couplage plus difficiles à évaluer et théoriquement incalculables séquentiellement sans hypothèse sur leur valeur. La figure 10 montre un exemple de couplage fort entre 3 disciplines :

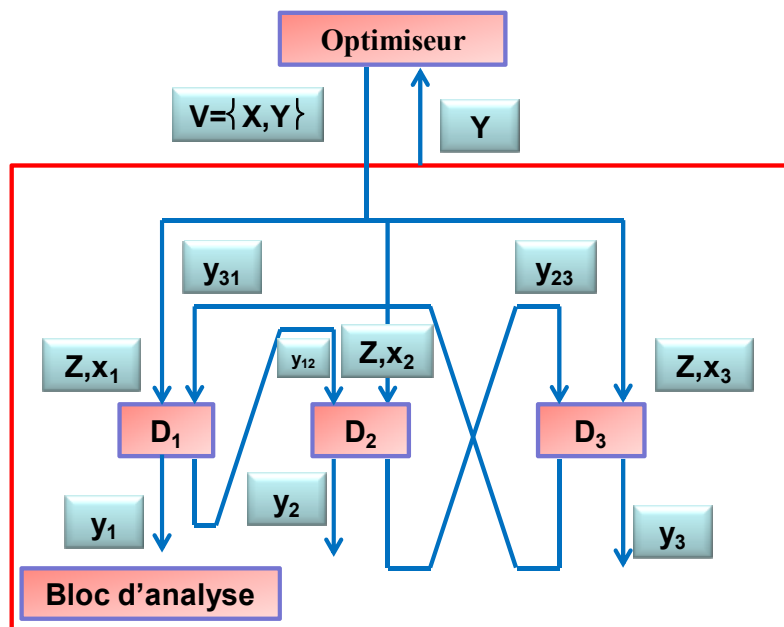


Figure 10: Bloc d'analyse détaillé pour un système, avec couplage fort entre disciplines D1, D2 et D3.



Les blocs adjacents sont faiblement couplés, c'est-à-dire qu'au cours de l'analyse d'une solution proposée par l'optimiseur, les valeurs des variables de couplage entre deux blocs adjacents peuvent être déterminées à travers des interactions séquentielles.

Mais, du fait du cycle d'attente des résultats, le couplage est fort, c'est-à-dire que les entrées de chaque discipline dépendent des sorties l'une de l'autre.

Dans ce qui suit, nous allons introduire certaines méthodes d'optimisation multidisciplinaire proposées afin de résoudre la problématique du couplage fort entre les disciplines. Dans certaines d'entre elles, la résolution se fait par l'optimiseur et dans d'autres, au cours de l'analyse système.

Pas mal d'algorithmes déjà existant sont utilisés pour résoudre des problèmes MDO, on cite : la théorie des jeux, les algorithmes génétiques et évolutionnaires, les réseaux de neurones, l'équilibre de Pareto et de Nash les systèmes multiagents et bien d'autres méthodes numériques qui existaient même avant l'apparition de la MDO, comme il sera montré ci-après.

5. Structures sandwich en nid d'abeille

5.1. Structures sandwich

Les matériaux composites sont des matériaux solides, inhomogènes et anisotropes, constitués par l'association à l'échelle microscopique de deux ou plusieurs autres matériaux aux caractéristiques complémentaires. Cette association leur confère à l'échelle macroscopique un ensemble de propriétés notamment mécaniques, que chacun des constituants pris isolément ne possède pas.

Les matériaux composites de type « sandwich » sont un très bon compromis entre légèreté, résistance et rigidité. Le concept d'une construction sandwich a été introduit dès le milieu du 19ème siècle. L'utilisation des composites sandwichs dans les structures avioniques a commencé dès le début de la seconde guerre mondiale. De nos jours, les structures sandwichs sont fréquentes dans les domaines de l'aérospatial, de la construction navale ou ferroviaire, des infrastructures de génie civil et dans plusieurs autres secteurs industriels.

La figure 11 montre les exemples de panneaux sandwich.

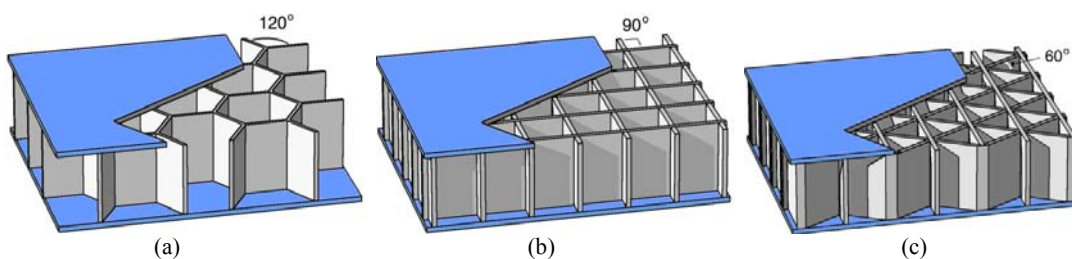


Figure 11 : Exemples des trois formes de panneaux "sandwich" :

(a) nid d'abeilles hexagonal, (b) nid d'abeilles carré et (c) nid d'abeilles triangulaire.



5.2. Structures en nid d'abeille

Le nid d'abeille a été largement utilisé dans l'industrie aérospatiale en raison de ses excellentes propriétés telles que la rigidité, le rapport résistance/poids élevé, une faible conductivité thermique et une bonne capacité d'isolation sonore. La fonction principale du nid d'abeille est non seulement de maintenir la distance entre les peaux et d'augmenter la rigidité en flexion du sandwich, mais également de supporter des efforts de cisaillement dans les directions longitudinales et transversales.

Les panneaux sandwichs en nids d'abeilles sont de plus en plus utilisés dans divers domaines et leur forte capacité à supporter les charges a attiré l'attention de nombreux chercheurs. Plusieurs études ont été faites et se poursuivent sur ces matériaux dans le but de maîtriser leurs comportements dans des environnements spécifiques.

Les nids d'abeilles, connus sous le terme "Nida", sont des matériaux structuraux légers, souples, constitués de mailles hexagonales, réalisés à partir de différents matériaux.

5.3. La théorie des plaques en nid d'abeille

5.3.1. Description de la structure sandwich nid d'abeille

La première étape dans la conception d'une structure sandwich est le choix des différents constituants, selon l'application: la peau, le cœur et l'adhésive pour coller les peaux au cœur. Différents critères de choix sont bien sûr inévitable tels que les propriétés mécaniques des constituants, mais aussi le traitement et le prix qui peut varier de plusieurs ordres de grandeur.

Les structures sandwich sont souvent utilisées dans la conception des structures des satellites. Une structure en sandwich nid d'abeille est composée de deux peaux minces attachées aux deux côtés par un cœur léger (voir figure 12). La conception de structures sandwich permet à la face externe des peaux de supporter les charges axiales, des moments de flexion, et dans le plan de cisaillement alors que le cœur supporte la charge normale en flexion. Les structures sandwich sont sensibles aux défaillances dues à de grandes concentrations de contraintes normales locales en raison de la nature hétérogène de l'assemblage tôle d'âme / cœur. De montage de composants doivent donc utiliser des inserts afin de distribuer les charges ponctuelles à partir des connexions. Les faces d'un panneau sandwich sont couramment fabriquées en utilisant l'aluminium ou le graphite / époxy. Le cœur est généralement fabriqué en utilisant un nid d'abeilles ou de construction en mousse d'aluminium [14, 15, 16 et 17].

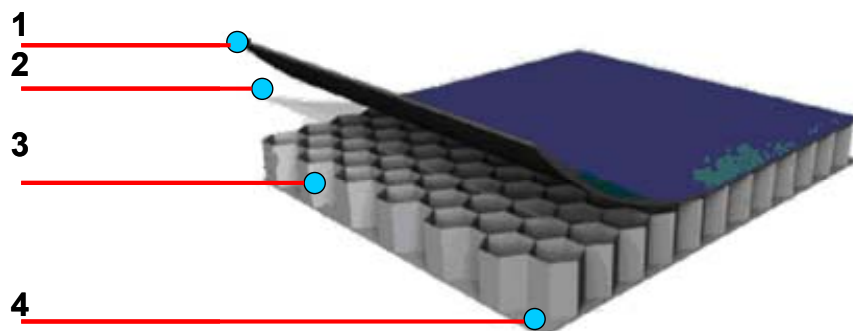


Figure 12 : Structure en sandwich en nid d'abeille.

1. La peau supérieure en aluminium, 2. Adhésif, 3. Cœur en nid d'abeilles en Aluminium, 4. Peau inférieure en aluminium.



5.3.2. Modèle équivalent de la plaque sandwich en nid d'abeille

L'étude du comportement mécanique d'un matériau composite passe généralement par l'utilisation du concept d'homogénéisation. Ce concept permet de contourner les problèmes liés aux hétérogénéités. L'hypothèse essentielle est celle de la continuité. On idéalise la constitution réelle du matériau en le considérant continu. Les propriétés ponctuelles du matériau varient de manières discontinues aux interfaces de passage entre les diverses phases, en supposant, comme explicité auparavant chaque phase homogène et isotrope. (Voir figure 13).

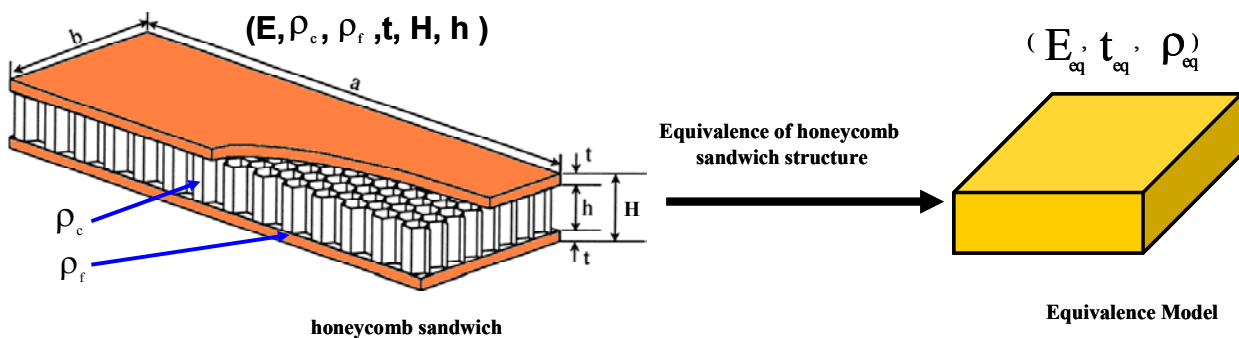


Figure 13 : Paramètres équivalents d'une plaque sandwich en nid d'abeille.

Les caractéristiques équivalentes d'une plaque sandwich en nid d'abeille sont déterminées par l'identification de sa membrane et de rigidité à la flexion à ceux d'une plaque isotrope, comme le montre le tableau 1.

	Plaque en nid d'abeille	Modèle équivalent de la plaque
Membrane stiffness	$\frac{2Et}{1-\nu^2}$	$\frac{E_{eq} t_{eq}}{1-\nu^2}$
Bending stiffness	$\frac{Eth^2}{2(1-\nu^2)}$	$\frac{E_{eq} t_{eq}^3}{12(1-\nu^2)}$

Tableau 1: Modèle équivalent des matériaux sandwich NIDA

avec



$$t_{eq} = (3h^2)^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

$$E_{eq} = \frac{2}{\sqrt{3}} \cdot \frac{t}{h} \cdot E \quad (4)$$

Dans un comportement anisotrope mécanique, tous les nids d'abeilles sont fermés structures cellulaires. En identifiant une cellule unitaire et découplant de la fraction volumique occupée par le métal, la densité équivalente est donnée par [13]:

$$\rho_{eq} = \frac{2\rho_f t + 2\rho_c (H - t)}{t_{eq}} \quad (5)$$

Afin d'optimiser la plaque en nid d'abeille pour qu'elle soit le plus performant possible, il faut minimiser sa masse. La densité et les paramètres géométrique de la plaque sont les éléments qui influencent le plus sur la masse. Cependant, l'optimisation de ces paramètres fait en sorte que les critères de rigidité et de résistance sont affectés.

La question clé dans la conception de la plupart des panneaux sandwich est la minimisation du poids. Le poids d'une plaque est

$$W = 2\rho_f g.a.b.h_p + \rho_c.a.b.h_c \quad (6)$$

avec g l'accélération gravitationnelle

En tenant compte la considération du rapport

$$\left(\frac{h_p}{b}\right) = \frac{2}{3} \cdot \frac{G_c}{E_f \left(\frac{h_c}{b}\right)} \left(\frac{1}{\left(\frac{\delta}{P}\right) a G_c \left(\frac{h_p}{b}\right) - 1} \right) \quad (7)$$

avec

Gc : Module de cisaillement du cœur

Ef : Module de Young des peaux.

P : Charge.

δ : Déflexion.

La figure 14 présente l'organigramme de l'étude d'optimisation proposée pour la plaque en nid d'abeille.

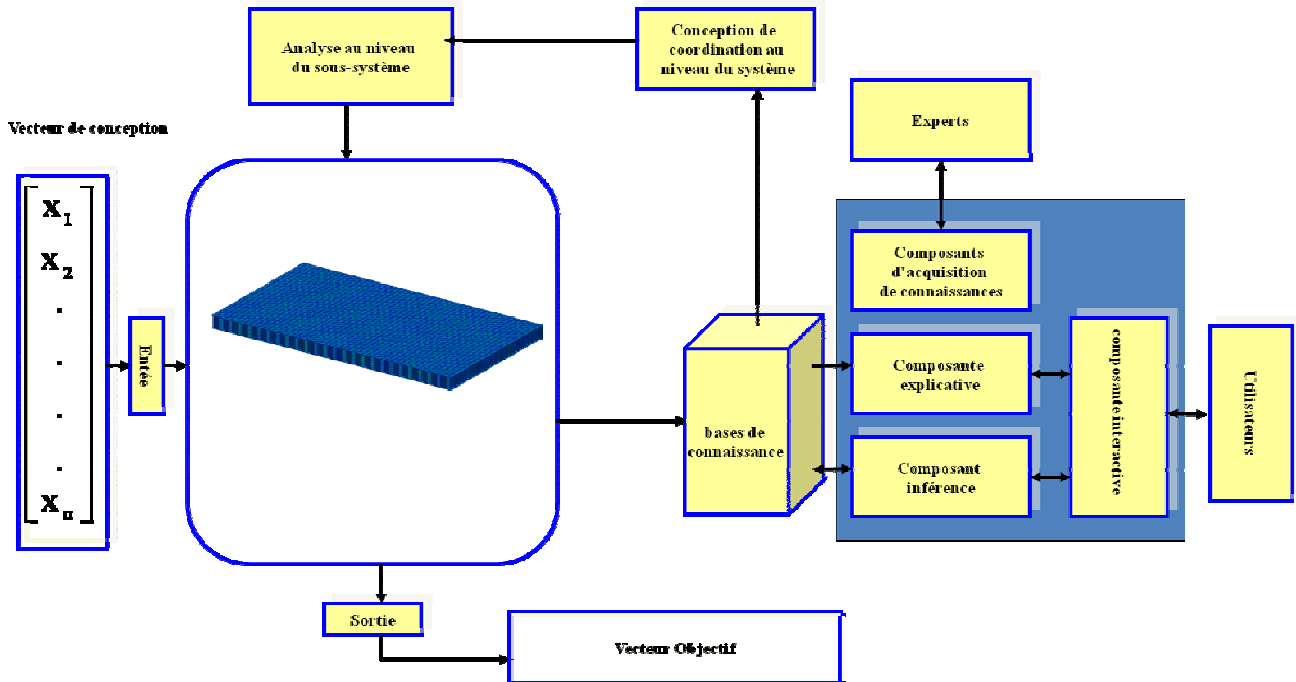


Figure 14 : Optimisation de la plaque en nid d'abeille.

Les paramètres optimaux de la plaque en nid d'abeille suivant les trois algorithmes sont donnés par le tableau 2.

	Length (a) mm	Width (b) mm	Thickness of the skin (t) mm	Core thickness (h) mm	Masse (g)
GA	302.0768	183.0506	1.0012	25.0116	410.3021
GSA	302.0000	183.0000	1.0000	25.0000	409.8726
Gradient	02.0000	183.0000	1.0000	25.0000	409.8730

Tableau 2: Dimensionnement optimale de la plaque

Les figure 15, 16 et 17, représente l'évolution des paramètres géométrique de la plaque par l'algorithme génétique, l'algorithme de la recherche et par l'algorithme de gradient. Les figure 18 et 19, représente l'évolution la masse suivant les trois algorithmes. Les résultats obtenus par l'algorithme de recherche par gravité sont nettement meilleur par rapport aux deux algorithmes.



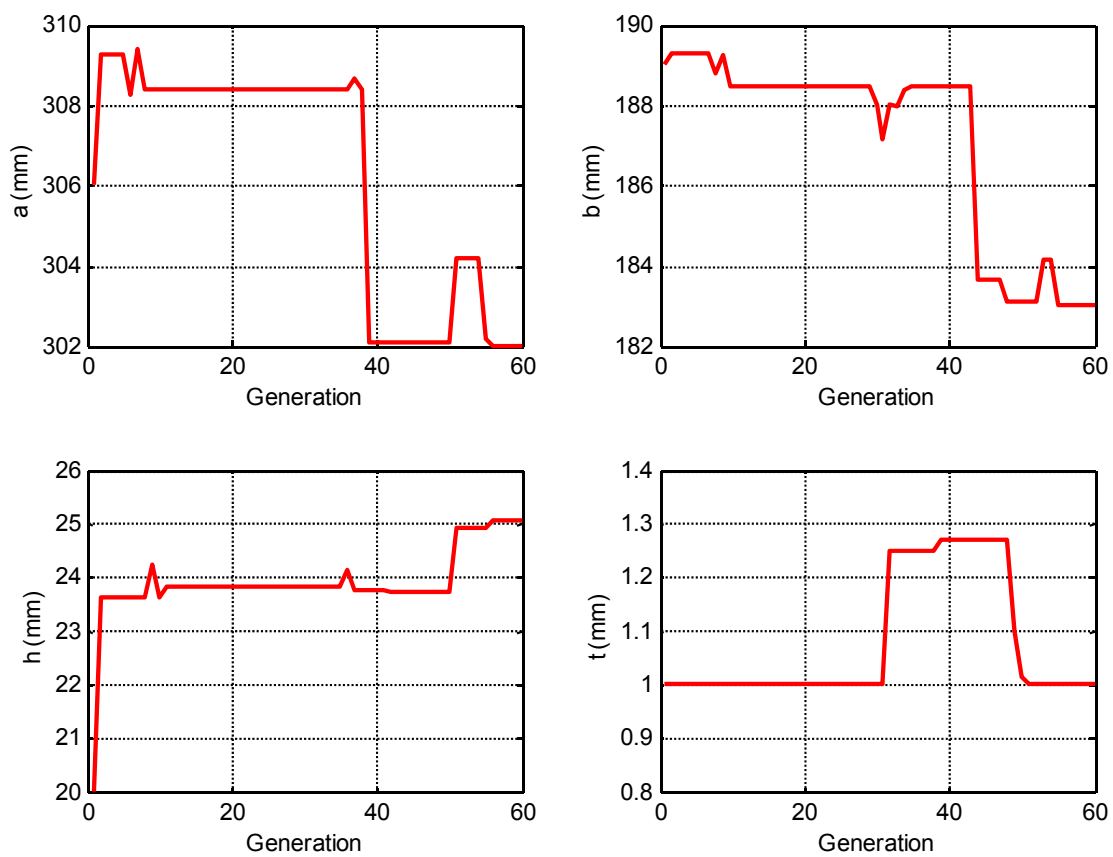


Figure 15 : Evolution des paramètres géométrique de la plaque par l'algorithme génétique



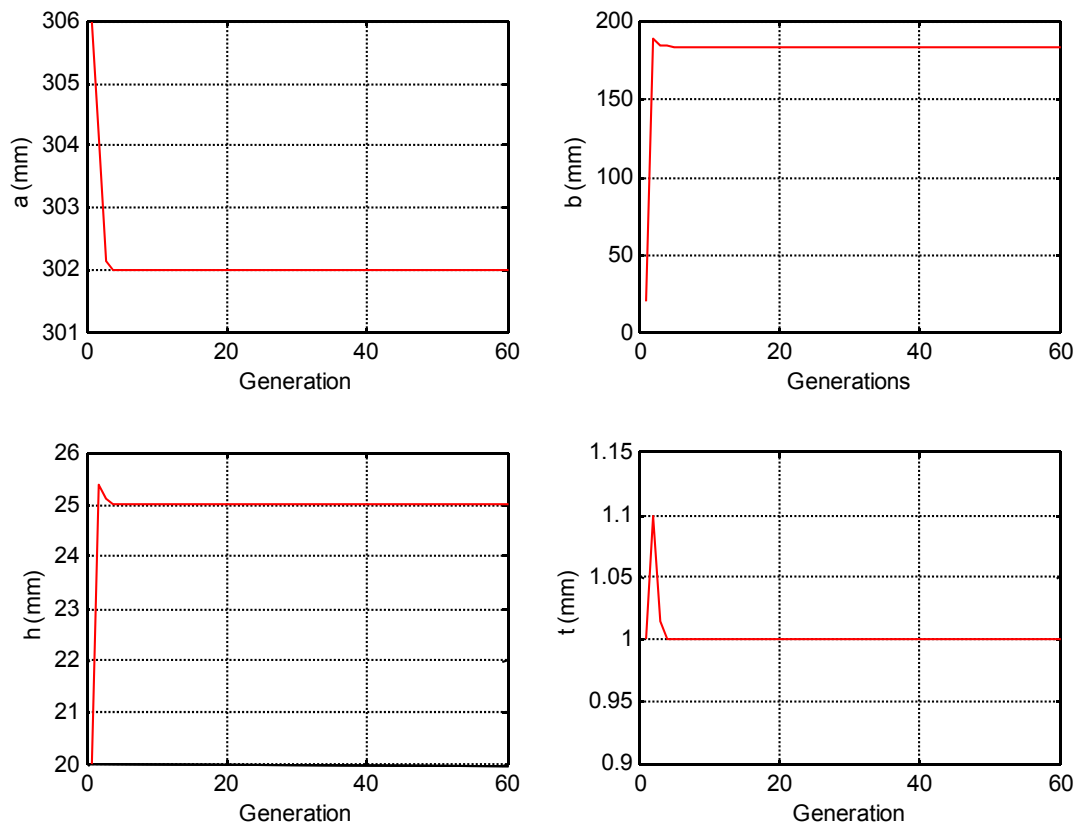


Figure 16 : Evolution des paramètres géométrique de la plaque par l’algorithme de la recherche de gravité.



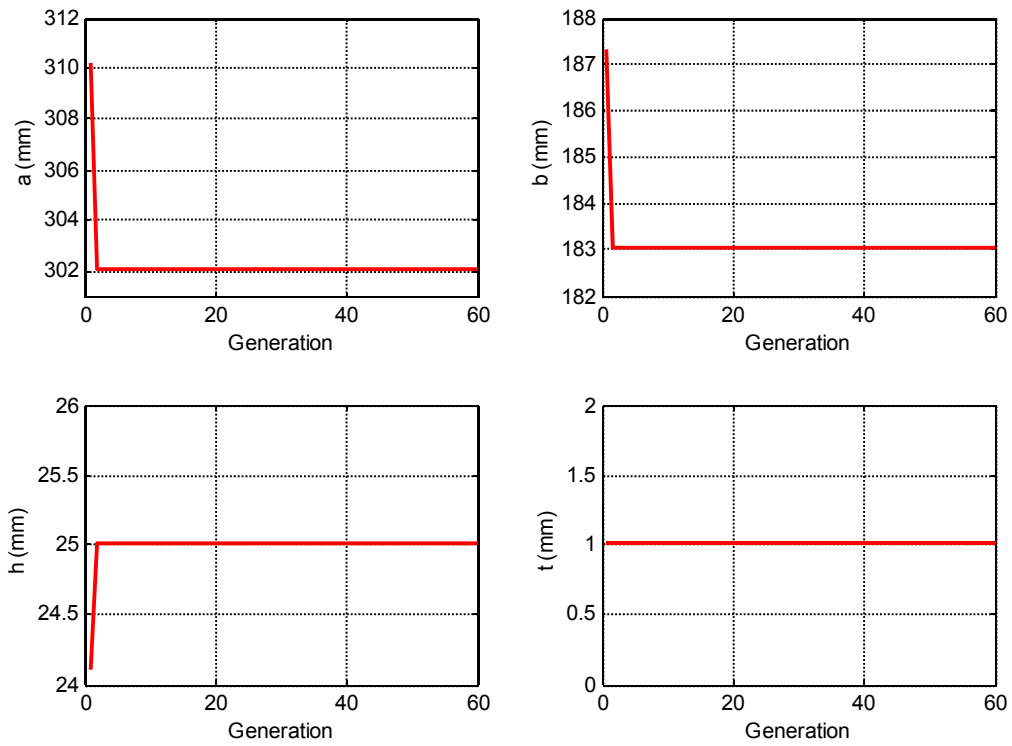


Figure 17 : Evolution des paramètres géométrique de la plaque par l’algorithme de gradient.

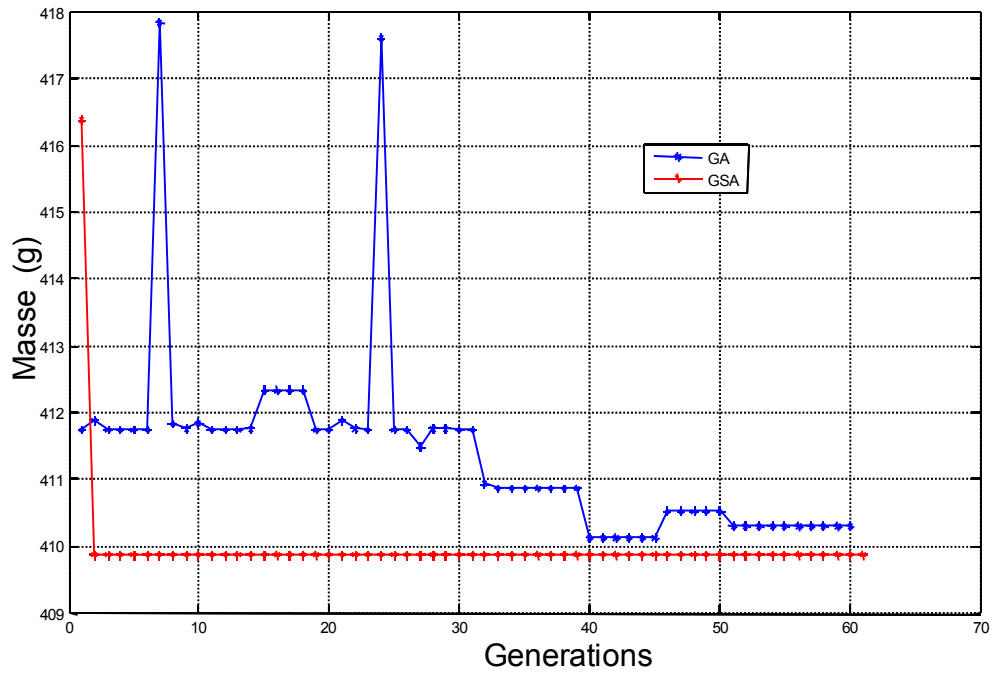


Figure 18 : Masse optimale de la plaque (GA, GSA).



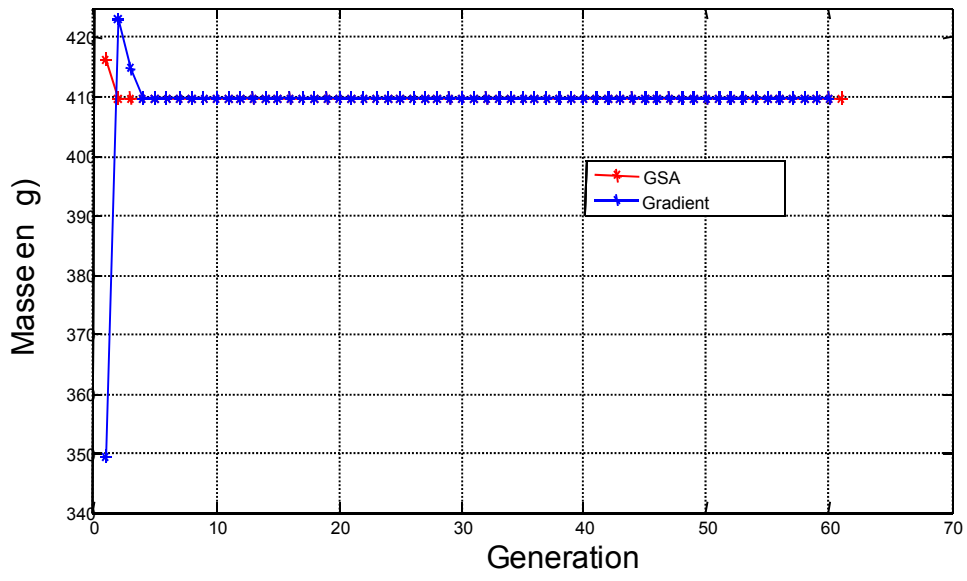


Figure 19: Masse optimale de la plaque (GSA, Gradient)



6. Références

- [1] B. T. Blaine, Multifunction structures in satellite design: thermoelectric elements embedded into structural honeycomb panels, Msc thesis, Santa Clara University, 2004.
- [2] J. Jodei) ; M. Ebrahimi Masoud (1) ; J. Roshanian , Multidisciplinary design optimization of a small solid propellant launch vehicle using system sensitivity analysis 2009, vol. 38, no1, pp. 93-100, Structural and multidisciplinary optimization journal ISSN 1615-1488 Springer-Verlag.
- [3] M. Fuchs, A. Neumaier, and D. Girimonte, Uncertainty modeling in autonomous robust spacecraft system design, Proceedings in Applied Mathematics and Mechanics, 15 October 2007.
- [4] R. Kalavalapally, R. Penmetsa and R. Grandhi, Multidisciplinary optimization of a lightweight torpedo structure subjected to an underwater explosion, Finite Elements in Analysis and Design, Volume 43, Issue 2, December 2006, Pages 103-111, Elsevier, 2006.
- [5] AIAA Technical Committee for MDO, "Current State of the Art of Multidisciplinary Design optimization," AIAA White Paper, approved by AIAA Technical Activities Committee, Washington, D. C., September 1991.
- [6] <http://www.onera.fr/dcps-en/doom-tooled-optimization-approach/index.php>.
- [7] E. Riddle Taylor, Evaluation of multidisciplinary design optimization techniques as applied to spacecraft design, in: Proceedings of the IEEE Aerospace Conference 2000, vol. 1, pp. 371–384.
- [8] A. Boudjemai, M.H. Bouanane, L. Merad and M.A. Si Mohammed, Small Satellite Structural Optimisation Using Genetic Algorithm Approach, 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies, RAST '07, pp. 398-406, Istanbul, Turkey, ISBN: 1-4244-1057-6, © IEEE 2007.
- [9] J. J. Korte, R. P. Weston, and T. A. Zang, Multidisciplinary Optimization Methods for Preliminary Design, AGARD Interpanel (FDP+PEP) Symposium, April 1997, Paris, France.
- [10] Fouzia Moussouni-Messad, Méthodologie et algorithmes adaptés à l'optimisation multi-niveaux et multi-objectif de systèmes complexes, thèse, Ecole Doctorale SPI 072, 2009.
- [11] Timothy W. Simpson, Joaquim R. R. A. Martins, Multidisciplinary Design Optimization for Complex Engineered Systems: : Report From a National Science Foundation Workshop, Journal of mechanical design, 2011, vol. 133, no 10 (207 p.), ISSN 1050-0472.
- [12] Optimisation multidisciplinaire : pour une conception réussie, rapport 12 / 2011
- [13] Rodolphe Le Riche, Optimisation globale de systèmes mécaniques, tel-00476005, version 1 - 23 Avril 2010.
- [14] Joël CLÉMENT, Optimisation multidisciplinaire : étude théorique et application à la conception des avions en phase d'avant projet, doctorat de l'université de Toulouse, juin 2009
- [15] R. Fletcher; Practical Methods of Optimization, Volume 1: Unconstrained Optimization; A Wiley-Interscience Publication 1980.
- [16] R. Fletcher; Practical Methods of Optimization, Volume 2: Constrained Optimization; A Wiley-Interscience Publication 1981.
- [17] R. Fletcher; Practical Methods of Optimization; Second Edition; A Wiley-Interscience Publication 2000.
- [18] A. Antoniou and W.S. Lu; Practical Optimization: Algorithms and Engineering Applications; Springer Science & Business Media, LLC 2007.
- [19] M.S. Bazaraa, H.D. Sherali and C.M. Shetty; Nonlinear Programming: Theory and algorithms; Third Edition; A Wiley-Interscience Publication 2006.

- [20] A.J. Kurdila, P.M. Pardalos and M. Zabarinkin; *Robust Optimization-Directed Design: Nonconvex Optimization and Its Applications*; Springer Science & Business Media, LLC 2006.
- [21] V. Capasso and J. Périaux; *Multidisciplinary Methods for Analysis Optimization and Control of Complex Systems*; Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2005.
- [22] S. Kirkpatrick, C.D. Gelatt et Jr.M.P. Vecchi. Optimization by simulated annealing. *Science*, 220-4598 :670–679, May 1983.
- [23] N. Metropolis, A. Rosenbluth, M. Rosenbluth, A. Teller et E. Teller. Equation of state calculations by fast computing machines. *Journal of Chemical Physics*, 21 :1087–1092, June 1953.
- [24] Russel C. Eberhart and James Kennedy. A new optimizer using particle swarm theory. In *Proceedings of the Sixth International Symposium on Micro Machine and Human Science MHS'95*, pages 39–43. IEEE Press, October 1995. ISBN: 0-7803-2676-8.
- [25] James Kennedy and Russel C. Eberhart. Particle swarm optimization. In *Proceedings of IEEE International Conference on Neural Networks*, 1995, volume 4, pages 1942– 1948, November 27–December 1, 1995, Perth, WA, Australia. ISBN: 0-7803-2768-3.
- [26] Julia K. Parrish and William M. Hamner, *Animal Groups in Three Dimensions: How Species Aggregate*. Cambridge University Press, December 1997. ISBN: 0-5214-6024-7,
- [27] Esmat Rashedi, Hossein Nezamabadi, Saeid Saryazdi. GSA: A Gravitational Search Algorithm. Department of Electrical Engineering, Shahid Bahonar University of Kerman, P.O. Box 76169-133, Kerman, Iran. *Information Sciences* 179 (2009) 2232–2248.
- [28] M. Ghalambaz, A.R. Noghrehabadi, M.A. Behrang, E. Assareh, A. Ghanbarzadeh, N.Hedayat, A Hybrid Neural Network and Gravitational Search Algorithm (HNNGSA) Method to Solve well known Wessinger's Equation, *World Academy of Science, Engineering and Technology* 73 2011.
- [29] Mohammad Khajehzadeh and Mahdiyeh Eslami, Gravitational search algorithm for optimization of retaining structures, *Indian Journal of Science and Technology*, pp.1821-1827, Vol. 5 No. 1 (Jan 2012) ISSN: 0974- 6846.
- [30] A. Chatterjee and G. K. Mahanti, Comparative performance of gravitational search algorithm and modified particle swarm optimization algorithm for synthesis of thinned scanned concentric ring array antenna, *Progress In Electromagnetics Research B*, Vol. 25, 331 {348, 2010.
- [31] Serhat Duman, Yusuf Sonmez, Yusuf Sonmez, Application of Gravitational Search Algorithm for Optimal Reactive Power Dispatch Problem, pp. 519 – 523, 987-1-61284-922-5/11/\$26.00©2011 IEEE.
- [32] .Lee Spector, William B. Langdon, Una-May O'Reilly, and Peter John Angeline, *Advances in Genetic Programming*, volume 3 of *Complex Adaptive Systems*. MIT Press, Cambridge, MA, USA, July 16, 1999. ISBN: 0-2621-9423-6.
- [33] Khadiza Tahera, Raafat N. Ibrahim, Paul B. Lochert, GADYM - A Novel Genetic Algorithm in Mechanical Design Problems, *Journal of Universal Computer Science*, vol. 14, no. 15 (2008), 2566-2581
- [34] Mark J. Jakiela, Colin Chapman, James Duda, Adenike Adewuya, Kazuhiro Saitou, Continuum structural topology design with genetic algorithms, *Comput. Methods Appl. Mech. Engrg.* 186 (2000) 339-356.
- [35] D. Šešok, R. Belevičius, Modified genetic algorithm for optimal design of truss structures, ISSN 1392 - 1207. *MECHANIKA*. 2007. Nr.6(68).
- [36] Singiresu S. Rao; *Engineering Optimization: Theory and Practice*, Fourth Edition; John Wiley & Sons, Inc 2009.
- [37] J. J. Korte, R. P. Weston, and T. A. Zang, *Multidisciplinary Optimization Methods for Preliminary Design*, AGARD Interpanel (FDP+PEP) Symposium, April 1997, Paris, France.

- [38] J. J. Korte, R. P. Weston, and T. A. Zang, Multidisciplinary Optimization Methods for Preliminary Design, AGARD Interpanel (FDP+PEP) Symposium, April 1997, Paris, France.
- [39] J. Clément, M. Masmoudi, J. Hermetz, N. Bartoli et Y. Parte; DIVE : une méthode d'utilisation de méta modèles dans un processus d'optimisation multidisciplinaire; 2009.
- [40] M. Balesdent; Optimisation multidisciplinaire de lanceurs; 2009.
- [41] J. Clément; Étude de Formulations d'Optimisation Multidisciplinaire; 2007.
- [42] N.M. Alexandrov and S. Kodiyalam; Initial Results of an MDO Method Evaluation Study; AIAA-98-4884; American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc 1998.
- [43] N.M. Alexandrov and R.M. Lewis; Comparative Properties of Collaborative Optimization and Other Approaches to MDO; Proc., First ASMO UK /ISSMO CONFERENCE on Engineering Design Optimization, July 8–9, MCB Press 1999.
- [44] R.D. Braun and I.M. Kroo; Development and Application of the Collaborative Optimization Architecture in a Multidisciplinary Design Environment; July 25, 1996.
- [45] J. Hermetz; Démarche Outillée D'Optimisation Multidisciplinaire; Réunion de l'Association Française de Mécanique sur la MDO – 16/03/04 - 1; 2004.
- [46] X.Q. Yu and M. Cai; A Novel Multidisciplinary Design Optimization Method Using the Paradigm of Complex Adaptive Systems; The Fourth World Congress of Structural and Multidisciplinary Optimization, June 4 - 8, 2001, Dalian, China.
- [47] P. Dépincé; Optimisation collaborative de systèmes multiobjectif Deux cas d'études; 18ème Congrès Français de Mécanique Grenoble, 27-31 août 2007.
- [48] C.D. McAllister, T.W. Simpson and M. Yukish; Goal Programming Applications in Multidisciplinary Design Optimization; 8th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, September 6-8, 2000, Long Beach, California; American Institute of Aeronautics and Astronautics 2000.
- [49] T. Cormier, A. Scott, L. Ledsinger, D. McCormick, D. Way and J. Olds; Comparison of Collaborative Optimization to Conventional Design Techniques for a Conceptual RLV; AIAA-2000-4885; 8th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization 6-8 September 2000 Long Beach, California; American Institute of Aeronautics and Astronautics 2000.

B- TRAVAUX SCIENTIFIQUES

Publications dans des Revues

1. **A.Boudjemai**, et al., Inserts thermal coupling analysis in hexagonal honeycomb plates used for satellite structural design, Applied Thermal Engineering 67 (2014) 352-361, Elsevier 2014.
2. R. Roubache, M. Benyettou, A.M. Si Mohammed, **A. Boudjemai**, A. Bellar, Impact of the orbital eccentricity on the attitude performance before and after the deorbiting phase for Alsat-1, Pages 474-489, Advances in Space Research, Volume 53, Issue 3, Elsevier 2014.
3. **A.Boudjemai**, et al., Hexagonal Honeycomb Sandwich Plate Optimization Using Gravitational Search Algorithm , International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial and Mechatronics Engineering, pp. 1148- 1153, Vol:8 No:6, 2014.
4. A. Mankour, **A. Boudjemai**, R. Amri, H. Salem, Analysis of design parameter influence on the dynamic frequency response of CFFF honeycomb sandwich plate, Advanced Materials Research Vol. 682 ; pp 57-64 Trans Tech Publications, 2013.

Ouvrage édité :

SI MOHAMMED Mohammed Arezki et BOUDJEMAI Abdelmadjid Estimation et Contrôle d'attitude des Satellites L'Expérience Pratique d'Alsat-1	06 / 2013	<u>Ouvrage OPU</u> ISBN 978.9961.0.1605.3
---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	-----------	----------------------------------------------

Actes de Séminaires publiés

1. A. M. Si Mohammed, A. Bellar, Y. Bentoutou, A. Boudjemai, R. Roubache, N. Taleb, Extended and Unscented Kalman Filtering for Attitude Estimation Application to the Active Control System for Microsatellite -A Comparative Study, 978-1-4799-3010-9/14/\$31.00 ©2014 IEEE.
2. A.M. Si Mohammed, A. Bellar, M. Bentoutou, A. Boudjemai, R. Roubachea, N. Taleb, Performance Evaluation of Low Earth Orbit Microsatellite Attitude Control Systems Using Tetrahedral Configuration – A Comparative Study, IEEE International Conference on Control, Decision and Information Technologies CoDit, 3 to 6 november, ©2014 IEEE..
3. A.Boudjemai M.H. Bouanane A. Mankour H. Salem R. Hocine R. Amri, Thermo-mechanical design of honeycomb panel with fully-potted inserts used for spacecraft design, 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, pp. 398-406, ISBN: 978-1-4244-9616-7, © 2013 IEEE.

4. R. Hocine, A. Boudjemai, A. Boukourt, K. Belkacemi, 3D TLM Formulation for Thermal Modelling of Metal Matrix Composite Materials for Space Electronics Systems, 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, pp. 398-406, ISBN: 978-1-4244-9616-7, © 2013 IEEE.
5. Mohammed Amine Zafrane, Abdelmadjid Boudjemai, Nabil Boughanmi, Multidisciplinary Design Optimization of the Acoustic Interaction Between the Satellite and Launch Vehicle, 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, pp. 398-406, ISBN: 978-1-4244-9616-7, © 2013 IEEE.
6. R. ROUBACHE M. BENYETTOU A.M.SIMOHAMMED A. BOUDJEMAI A. BELLAR, Extended Kalman filter for attitude determination of an elliptical orbit satellites, 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, pp. 398-406, ISBN: 978-1-4244-9616-7, © 2013 IEEE.
7. M. Si Mohammed, A. Boudjemai, Y. Bentoutou, A. Bellar, R. Roubache, N. Taleb, Kalman Filtering for Microsatellite Attitude Determination In Orbit Results, 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, pp. 398-406, ISBN: 978-1-4244-9616-7, © 2013 IEEE.
8. Mohamed Kameche, Mohammed A Meghabber, Haider Benzeniar, Abdelmadjid Boudjemai, Abdelaziz Himeur, Abdelwahab Chikouche, Development of an Orbit Analysis Tool for LEO Satellites, 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, pp. 398-406, ISBN: 978-1-4244-9616-7, © 2013 IEEE.
9. M. Zafrane, A. Boudjemai, N. Boughanmi, and M. Bouanane, Development of an Analytical and Numerical Tools for Launcher/Satellite Vibro-acoustic Prediction, Design and Modeling of Mechanical Systems, LNME, pp. 339–345, DOI: 10.1007/978-3-642-37143-1_41 © Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2013.
10. O. Souad. A. Boudjemai, N. Boughenmi, R FMEMS circuit for space communications systems, pp.1-4, ISBN 978-1-4673-5289-5, © 2013 IEEE.

C. CO-ENCADREMENT DE THESE DE DOCTORAT ET DE MEMOIRES DE MASTER, FORMATION DE POST-GRADUEE

Co-Encadrement de thèse de doctorat :

Nom et prénom de l'étudiant	Université	Intitulé du sujet
Zafrane amine	USTO-MB	Intégration de l'optimisation multidisciplinaire dans le processus de conception satellite-lanceur
Oukil souad	USTO-MB	Modélisation et Optimisation d'un Microsystème pour les Applications Spatiales
Bacetti abdelmoumen	USTO-MB	Développement d'outil d'optimisation collaborative et robuste des systèmes spatiaux
Berrazoug souleima	(Univ. Tlemcen)	Application des Méthodes d'Optimisation Multidisciplinaires à la Conception des Satellites de Télécommunication

Encadrement de Mémoires de Master :

Etudiant	Thème et Date de Soutenance	Encadreur
GUERIOUNE SARA (UNIV. SETIF)	EFFET DE L'ENVIRONNEMENT SPATIAL SUR LES INSTRUMENTS D'OBSERVATIONS DE LA TERRE (SOUTENU)	A. BOUDJEMAI
BEKHOUCHE KHALED (UNIV. SETIF)	MODÉLISATION ET SIMULATION D'ORBITE D'UN SATELLITE À BASSE ALTITUDE (SOUTENU)	A. BOUDJEMAI
MADACI HAMID (UNIV. SETIF)	ETUDE ET ANALYSE DU SOUS SYSTÈME DE CONTRÔLE THERMIQUE DES SATELLITES (SOUTENU)	A. BOUDJEMAI

Encadrement de protocole de recherche de Mr Khatir Mohamed (Attaché de Recherche au CDS)
Thème intitulé : Ingénierie d'essais mécanique dans les applications spatiales.

Encadrement de protocole de recherche de Mr Slimane Abdelkader (Attaché de Recherche au CDS)
Thème intitulé : Essais mécaniques des satellites et équipements spatiaux.

Formation Post-Graduée :

Intitulé du Cours	Cycle	V.H.	Enseignant
Analyse de mission	USTHB-Alger	30	A. BOUDJEMAI
Management des projets spatiaux			

D. Expertise International et/ou National

Expertise International et/ou National:

- 1) Membre du comité de lecture 'reviewer' **journal journal of mechanical science and technology - springer verlag.**
- 2) Membre du comité de lecture 'reviewer' **world scientific and engineering academy and society.**
- 3) Membre du comité de lecture 'reviewer' **Journal of Mechanical Engineering Science, SAGE journals.**
- 4) Membre du comité de lecture 'reviewer' **Premier Publishers.**

Participation à l'examen des articles suivants :

- 1) A Comparative Study for Collocated and Non-Collocated Sensor/Actuator Placement in Vibration Control of a Maneuvering Flexible Satellite (**Journal of Mechanical Engineering Science**).
- 2) The Performance Characteristics around the TDC of Linear Compressor Based on Whole-process Simulation (**JMST journal**).
- 3) Non-parametric dimension reduction algorithm approach for neural networks applied to diagnostic systems (**JMST journal**).
- 4) Heat Insulation Analysis of an Aluminum Honeycomb Sandwich Structure (**Premier Publishers**)
- 5) A Comparative Study for Collocated and Non-Collocated Sensor/Actuator Placement in Vibration Control of a Maneuvering Flexible Satellite (**Part C: Journal of Mechanical Engineering Science**).
- 6) Characteristics Analysis of Blade-Casing Rubbing Based on Casing Vibration Acceleration (**JMST journal**).

Commissions:

1) membre de la commission chargée de la proposition des laboratoires d'activités pratiques de soutien à la recherche et à l'ingénierie au CDS.

Actions diverses:

1) Participation à une réunion de travail avec le Dr. N. OUDINI du CDTA à propos d'une éventuelle coopération sur la propulsion électrique.

E-CONCLUSIONS GENERALES ET PERSPECTIVES DES ACTIVITES DE RECHERCHE

Dans le cadre de ce rapport, nous avons essayé de présenter une synthèse des travaux de recherche qui tournent autour de la thématique relative à la conception mécanique de structures des satellites, ces travaux sont une continuité de mes activités de recherche dans le cadre de la formation doctorale.

D'abord, dans le domaine de la conception mécanique de structures des satellites, l'étude des phénomènes de couplage thermique a représenté un thème de recherche important. Dans cette perspective, la compréhension de ces phénomènes nous a motivés pour réaliser une approche afin de répondre à certaines problématiques notamment le modèle de l'adhésive. Cette importance est confirmée par les résultats atteints à travers la simulation numérique.

Lors de nos travaux de recherches plusieurs pistes de travaux futurs ont été dégagées.

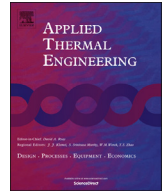
On envisage comme perspective de :

- Créer un système expert permettant le recueil des exigences formulées par le concepteur et leur intégration dans la formulation du problème d'optimisation multidisciplinaire.
- Développer un modèle d'optimisation multidisciplinaire sous contraintes de fiabilité.
- Affiner des simulations numériques et des essais expérimentaux afin de mieux maîtriser l'analyse vibratoire des structures spatiales.

Publication d'un ouvrage

Titre ESTIMATION ET CONTROLE D'ATTITUDE DES SATELLITES
L'EXPERIENCE PRATIQUE D'ALSAT-1
Auteur (s) SI MOHAMMED Mohammed Arezki + BOUDJEMAI Abdelmadjid
Numéro d'édition 5359
ISBN 978.9961.0.1605.3
Prix 410,00 DA
Nombre de pages 272 Pages
Format 15 X 22
Parution 06 / 2013
Type Ouvrage
Edition OPU





Inserts thermal coupling analysis in hexagonal honeycomb plates used for satellite structural design



A. Boudjemai^{a,*}, A. Mankour^a, H. Salem^a, R. Amri^a, R. Hocine^{b,1}, B. Chouchaoui^{c,2}

^aCentre of Satellite Development (CDS), Space Technology Research Division, BP.: 4065 Ibn Rochd USTO, Oran, Algeria

^bDepartment of Electronics Engineering, University of Sciences and Technology of Oran, BP 1505 EL M'Naour, Algeria

^cWindsor Industrial Development Laboratory, Inc., 3310 Longfellow Avenue, Windsor, ON N9E 2L6, Canada

HIGHLIGHTS

- In this work we perform thermal analysis of honeycomb plates using finite element method.
- Detailed finite elements models for honeycomb panel are developed in this study including the insert joints.
- New approach of the adhesive joint is modelled.
- The adjacent inserts cause the thermal interference.
- We conclude that this work will help in the analysis and the design of complex satellite structures.

ARTICLE INFO

Article history:

Received 17 December 2013

Accepted 23 March 2014

Available online 1 April 2014

Keywords:

Thermal coupling

Adhesive

Insert

Honeycomb panel

Satellite

Finite element method

Temperature

ABSTRACT

Mechanical joints and fasteners are essential elements in joining structural components in mechanical systems. The thermal coupling effect between the adjacent inserts depends to a great extent on the thermal properties of the inserts and the clearance. In this paper the Finite-Element Method (FEM) has been employed to study the insert thermal coupling behaviour of the hexagonal honeycomb panel. Fully coupled thermal analysis was conducted in order to predict thermal coupling phenomena caused by the adjacent inserts under extreme thermal loading conditions. Detailed finite elements models for a honeycomb panel are developed in this study including the insert joints. New approach of the adhesive joint is modelled. Thermal simulations showed that the adjacent inserts cause thermal interference and the adjacent inserts are highly sensitive to the effect of high temperatures. The clearance and thermal interference between the adjacent inserts have an important influence on the satellite equipments (such as the electronics box), which can cause the satellite equipments failures. The results of the model presented in this analysis are significant in the preliminary satellites structural dimensioning which present an effective approach of development by reducing the cost and the time of analysis.

© 2014 Elsevier Ltd. All rights reserved.

1. Introduction

Recently, honeycomb cellular materials have been an important research topic due to their outstanding potential in energy absorption, thermal isolation, dynamic and acoustic damper [1,2]. Periodic cellular metals are, in fact, highly porous structures with 20% or less of their interior volume occupied by metals [3,4, and 5].

Some, such as hexagonal honeycomb, have been widely used in the manufacture of the aerospace structures due to their lightweight, high specific bending stiffness and strength under distributed loads [2].

The first step in designing a sandwich structure is the choice of the different constituents, depending on the application: the face, the core and the adhesive joint to bond the faces to the core. Choice criteria are based, of course the mechanical properties of the constituents, but also on the processing and the price which can vary over several orders of magnitude.

A honeycomb sandwich structure consists of two thin face sheets attached to both sides of a lightweight core. Sandwich panel face sheets are commonly fabricated using aluminium or graphite/epoxy composite panels. The core is typically fabricated using a

* Corresponding author. Tel.: +213 41620324; fax: +213 41620320.

E-mail addresses: a_boudjemai@yahoo.fr (A. Boudjemai), M_Abdeldjalil@yahoo.fr (A. Mankour), ari090782@yahoo.com, amri_redha@yahoo.co.uk (R. Amri), rak_hocine@yahoo.fr (R. Hocine), bencho@widl.ca (B. Chouchaoui).

¹ Fax: +213 41 42 15 81.

² Tel.: +1 519 966 4479; fax: +1 519 966 7133.

honeycomb or aluminium foam construction [6,7]. Typically the sandwich honeycomb plates are used widely in satellites structures on which the electronic equipment is mounted, the instrument unit and the propulsion part, and others. This is the case of the Algerian satellite Alsat-1 which is an earth observation satellite with a mass of 90 kg and was launched by a COSMOS 3M launch vehicle from the Plesetsk Cosmodrome in Russia on the 28th November 2002. The platform is measuring $640 \times 640 \times 680$ mm. The spacecraft is cubical in shape with four body-mounted panels, with the remaining sides including the spacecraft launch adaptor, sensors, payload apertures and antennas [8] (see Fig. 1).

In sandwich structure applications, mechanically fastening panels with inserts is one of the most important parts of the design [9–21]. The sandwich honeycomb plates which are employed in the satellite structures require many inserts for assembly. Fig. 2 shows an example of an insert schematic. The insert is attached by an adhesive potting compound to a panel consisting of two facesheets and a honeycomb or a foam core. While the insert shown in the figure is blind, through the thickness inserts are also common.

Local stress concentrations due to inserts are known to cause structural failures, and several studies [16] suggest that under several loading conditions, the initial failure event is a debond of the potting from the core, followed by buckling of the honeycomb and fracture/yield of the facesheets [22]. The potential failure modes are numerous (delamination, local fibre breaking, skin/core debonding, core crushing, core shear buckling, potting failure, etc.) [23]. Experiments demonstrated that, for the lower loads, the non-linearity and the hysteresis are mainly due to core shear buckling [23]. Nikhil Raghu et al. investigate sources of variability in the pull-out strength of metallic inserts in aramid honeycomb sandwich panels [24]. Sources of uncertainty in the sandwich-insert model include the geometry, the material properties, and the applied loads [22].

Several recent studies were related to the inserts in order to find the best configurations or at least to give sufficient design to fulfil the space environment requirements. Numerous works have been conducted in order to develop a sandwich panel with I-shaped inserts to allow them to bond the carbon fibre-aluminium honeycomb sandwich panels in a T-shape joint. The I-shaped insert was fixed inside the composite sandwich panel edge with a film adhesive [25]. H.K. Cho et al., performed their research to study the

vibration in a satellite structure with a laminate composite hybrid sandwich panel which consists of a monocoque structure formed by joining several composite sandwich panels composed of an aluminium honeycomb core with carbon fibre reinforced laminate skins on both sides [26]. It must be noted that Bianchi Gabriel works were conducted on the structural performance of spacecraft honeycomb panels and also were focused on the inserts without involving the effect of temperature which is an important parameter of structural performance [24]. Other results show that while the insert joint failure loads for pull-out loading are affected by the core height and density, they are also greatly influenced by the face thickness [27].

Information on battery problems can be useful in guiding research to improve battery technology. Problems that are serious or reoccur are the obvious ones to concentrate on. Observed problems can be caused by more than one phenomenon. However the problem that was observed on the Alsat-1 battery module where some cells were damaged [28] and the damage was caused by extreme temperatures. This problem can be due the fact that the two different inserts (simple insert and hard insert) are very close which caused an increase in heat flux. The inserts used to support the battery in the honeycomb panel have a serious impact on the conduction from the solar panel to the battery pack (see Fig. 1), and so the temperature of the solar panel closer to the battery determines its temperature. For this reason the simulations were performed to observe carefully this phenomenon caused by the thermal coupling of the surrounding inserts and the important feedback from the results obtained in order to avoid design risk in the future on the Algerian satellites such as Alsat-1B.

In the present study we aim to investigate the presence of the thermal coupling between the adjacent inserts and the prediction of the temperature evolution caused by thermal effects as being a main factor in the correct design of the sandwich structures. The thermal analysis is carried out on a honeycomb plate with inserts and the study is focused on the thermal behaviour of the honeycomb adjacent inserts. In addition, the interaction of the structure, with the internal or external temperature and as well as the solar flux, leads to the presence of an important variation of the temperature gradient around the inserts. This is the case of satellites that carry equipments with very nearby bolted assembly; this temperature gradient around the inserts can cause electronics damages which can go to an equipment failure.

The 3-D finite element model of the honeycomb plate with the six inserts has been developed in Patran/Nastran. A new approach of the insert with an adhesive model was introduced into this study using finite element analysis.

The remainder of the paper is organized as follows: Section 2 describes the Thermal finite element model of a honeycomb plate. Following this description the simulation results are

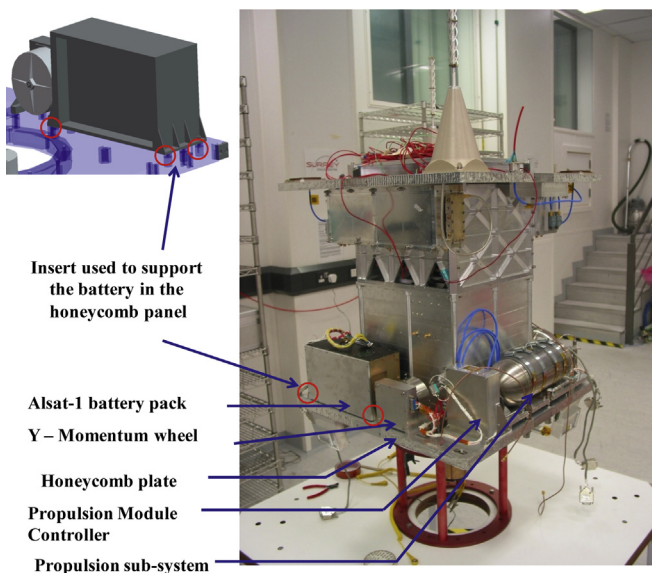


Fig. 1. Honeycomb sandwich applications in the first Algerian Microsatellite Alsat-1.

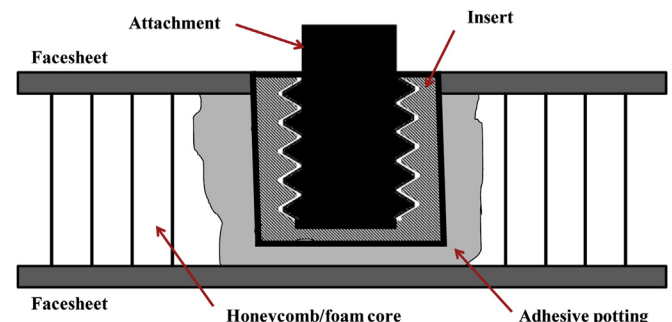


Fig. 2. An insert in a sandwich panel.

Table 1
Dimensions of the honeycomb plate.

Length (a)	Width (b)	Thickness of the skin (t)	Cell seize (l)	Cell thickness (t_{cell})	Core thickness (h)
320 mm	182 mm	1 mm	2 mm	0.2 mm	20 mm

Table 2
Honeycomb panel material properties.

Material property	Core (aluminium 6061-T6)	Face sheet (aluminium 6061-T6)	Insert (aluminium 6061-T6)	Adhesive (Acrylic)
Density ρ (kg/m ³)	2700	2700	2700	1400
Poisson ratio ν	0.33	0.33	0.33	–
Young's modulus E (pas)	7.31e + 10	7.31e + 10	7.31e + 10	–
Thermal conductivity (K) W/(m °C)	155.8	155.8	155.8	0.14
Heat capacity (C) J/(kg °C)	963	963	963	1000

presented in Section 3. Finally, the conclusion of this work is presented in Section 4.

2. Thermal finite element model

A finite element method (FEM) model of the sandwich plate with “fully potted” inserts is generated using the finite element package Msc. Patran/Nastran.

Dimensions of the plate are given in Table 1 according to Fig. 9.

Assuming linear elastic behaviour for the honeycomb plate, the materials used are given in Table 2.

Thermal and mechanical properties of the hexagonal honeycomb plate are taken as Aluminum (6061-T6) both for the skins and the core with the elastic modulus $E = 72$ GPa, the density $\rho = 2700$ kg/m³, the Poisson ratio $\nu = 0.33$, the thermal conductivity $k = 155.8$ W/(m °C), and the heat capacity $C = 963$ J/(kg °C).

The filling material is required to provide a connection between the insert and the surrounding sandwich structure elements which was made of an Acrylic adhesive. The density $\rho_{adhesive} = 1400$ kg/m³, the thermal conductivity $K_{adhesive} = 0.14$ W/(m °C), and the heat capacity $C_{adhesive} = 1000$ J/(kg °C).

2.1. Finite element model of a honeycomb sandwich plate

The finite element model of a honeycomb sandwich plate, have been established using Msc. Patran, shown in Fig. 3.

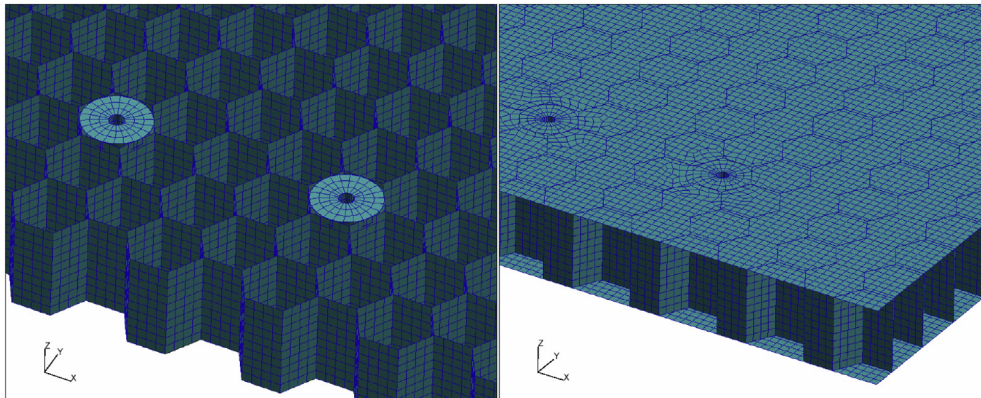


Fig. 3. FEM model of a honeycomb sandwich plate.

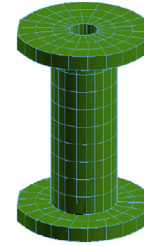


Fig. 4. Meshed finite element model of the insert.

The mesh of the skins and the core were made separately and the whole model of the honeycomb plate was assembled.

The elements employed in the finite element model are quad-4 element topology (four corner nodes) for honeycomb core and honeycomb faces.

2.2. The inserts model

The inserts were modelled with Hex8 hexahedron structural 3D solid element. Fig. 4 shows the finite element model of the insert.

2.3. The adhesive bonded joints model

There are two main problems in the classical FEM approach applied to bonded constructions. First we have to deal with the scale adherend joined by a very thin adhesive layer, which can cause mesh problems. In second case, if we do not consider the adhesive in the model, in this situation maybe can cause the influence on the results quality and also may make the singularities in the surrounding area of the insert.

An analysis was related to the insert with the adhesive one. To have a good contact between the insert, the adhesive one and the faces of the hexagonal cells thus the faces of the honeycomb, the preliminary analysis is carried on the reference joint geometry using hexagonal shape for the adherend and by conserving the real thickness of the adhesive layer and which have the same shape of the honeycomb cell. The main reason for this configuration was to give real contact approach, and once that model was working properly.

The Adhesive bonded joints model were modelled with Hex8 hexahedron structural 3D solid element.

The insert geometry for FEM analysis is simplified as shown in Fig. 5. The mechanical and geometric quantities of calculation of sandwich plate with insert are the same as those shown in Table 1.

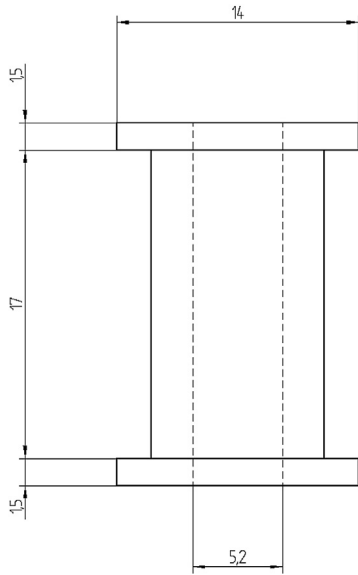


Fig. 5. Insert geometric dimension used in FEM analysis (All dimensions in mm).

In our purpose, we use the hexagonal shape for the adhesive bonded joint in the finite element model, which meets the above requirements (see Fig. 6(b)).

Fig. 6 shows the Insert and adhesive FEM model assembly.

2.4. Total model of a honeycomb plate

Total elements and nodes of the FEM models are 74904 elements and 77468 nodes for a complete honeycomb sandwich plate.

Fig. 7 shows the full FEM of the sandwich honeycomb panel, inserts position (all dimensions are in mm) and adhesive.

2.5. The boundary conditions

Multiple boundary conditions are used in this study. We apply each time either a gradient of temperature, or the solar density flux arriving at a surface of the honeycomb plate (see Fig. 8) so that to simulate the orbital condition. The different types of thermal loading used in this analysis are as follows:

- A fixed temperature (2 °C, 20 °C, 40 °C and 60 °C) on the top face of the honeycomb plate model.

- A 1378 W/m² direct radiation refers to the solar flux arriving at a surface of the honeycomb plate, and 5 W was applied on the honeycomb plate which represents the dissipated power in the Alsat-1 battery.

2.6. Heat transfer in honeycomb sandwich panels

A honeycomb plate has a different conductivity according to its three directions [29], namely the directions shown in Fig. 9:

- T, perpendicular to the plate, in the direction of the axes of the cells;
- S, the parallel to two branches of a cell;
- W, perpendicular to the two previous directions.

Heat transfer through honeycomb panels is non-isotropic and difficult to predict. If the effect of the cover faces is taken aside, and convection and radiation within the honeycomb cells can be neglected in comparison with conduction along the ribbons, heat transfer across each of the dimensions is [29]:

$$\dot{Q}_x = KK_L A_x \frac{\Delta T_x}{L_x} \tag{1}$$

$$\dot{Q}_y = KK_W A_y \frac{\Delta T_y}{L_y} \tag{2}$$

$$\dot{Q}_z = KK_T A_z \frac{\Delta T_z}{L_z} \tag{3}$$

With $K_L = 3\delta/2s$, $K_W = \delta/s$, $K_T = 8\delta/3s$

Where K_L , K_W , K_T are the factors modifying solid body conduction (the effective conductive area divided by the plate cross-section area), which are proportional to ribbon thickness, δ , divided by cell size, s (distance between opposite sides in the hexagonal cell), and depends on the direction considered (Fig. 9): L is along the ribbons (which are glued side by side), W is perpendicular to the sides, and T is perpendicular to the panel.

- A_x, A_y, A_z = heat transfer areas (m²)
- K = thermal conductivity of the material (W/m °K)
- ΔT = temperature difference across the honeycomb plate (°K)

3. Results and discussion

The thermal analysis is done on the honeycomb plate including the adhesive and inserts using Msc Patran/Msc Nastran softwares.

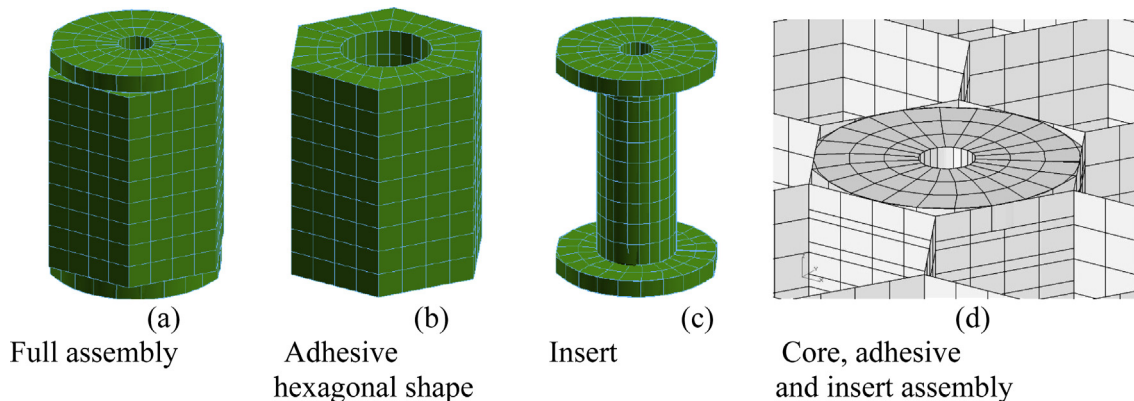


Fig. 6. Insert and adhesive FEM model assembly.

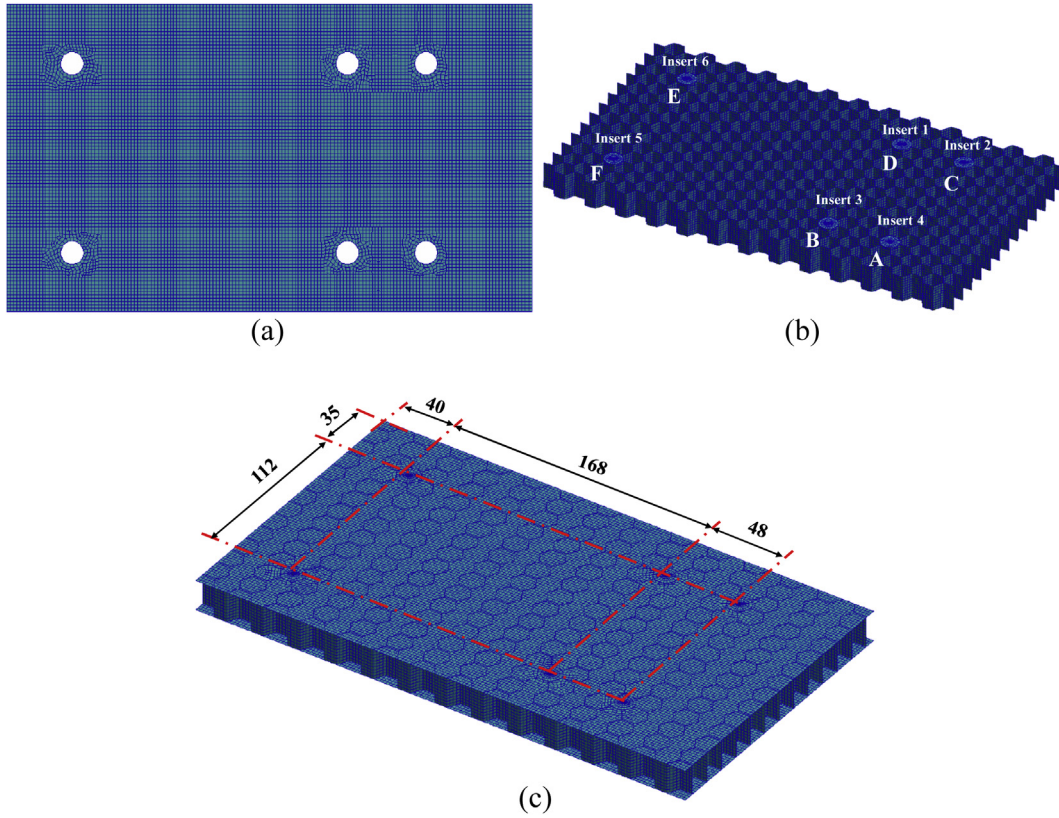


Fig. 7. Full FEM honeycomb plate. (a) FEM Honeycomb face, (b) FEM core with insert, (c) a complete FEM honeycomb model.

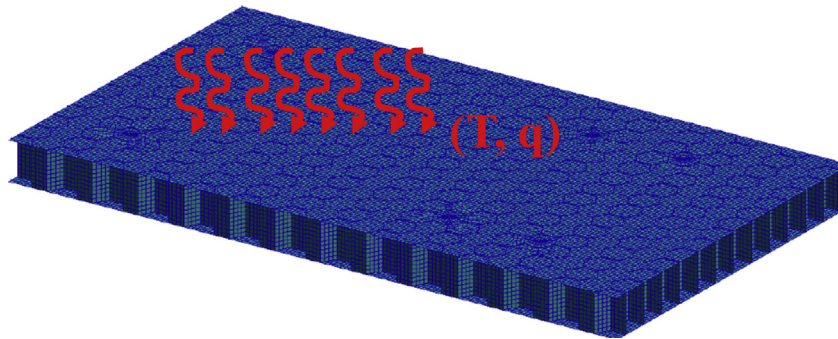


Fig. 8. Honeycomb sandwich plate subjected to heating T and heat source q over entire upper surface.

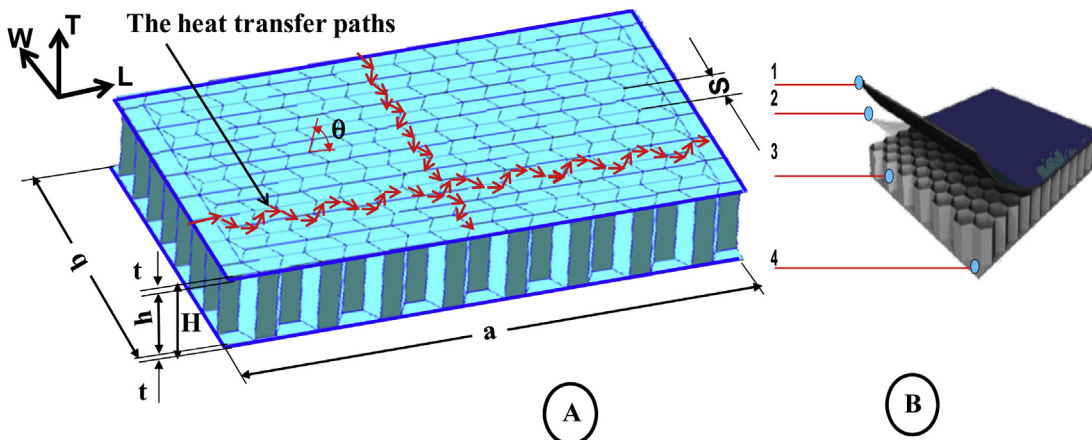


Fig. 9. Honeycomb sandwich structure. (A) Honeycomb sandwich plate geometry and heat transfer parameters. (B) 1. External Aluminium skin, 2. Adhesive, 3. Aluminium honeycomb core, 4. Internal Aluminium skin.

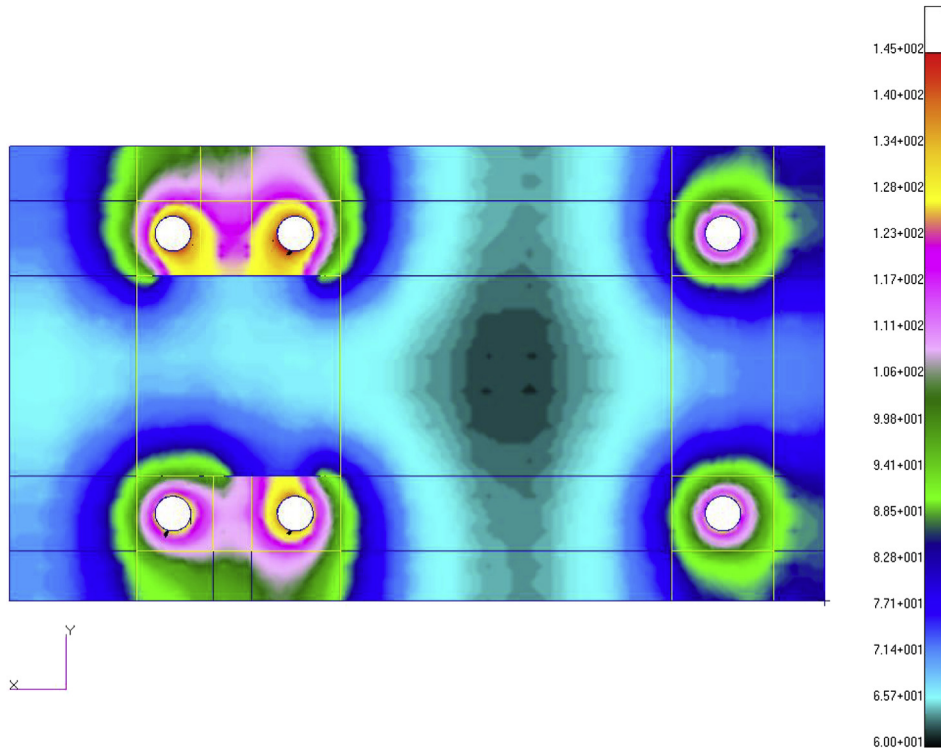


Fig. 10. Temperature Profile Distributions in °C (for Msc patran plot-boundary temperature $T = 60$ °C).

The mappings of thermal results onto a honeycomb plate model are given in this section.

The thermal temperature is a critical parameter in the mechanical design of space applications. However, the effects of the

temperature on the electronic components carried by the honeycomb structures generally come from several sources. This is why these equipments are often heated significantly by the power dissipated within the devices (self heating)

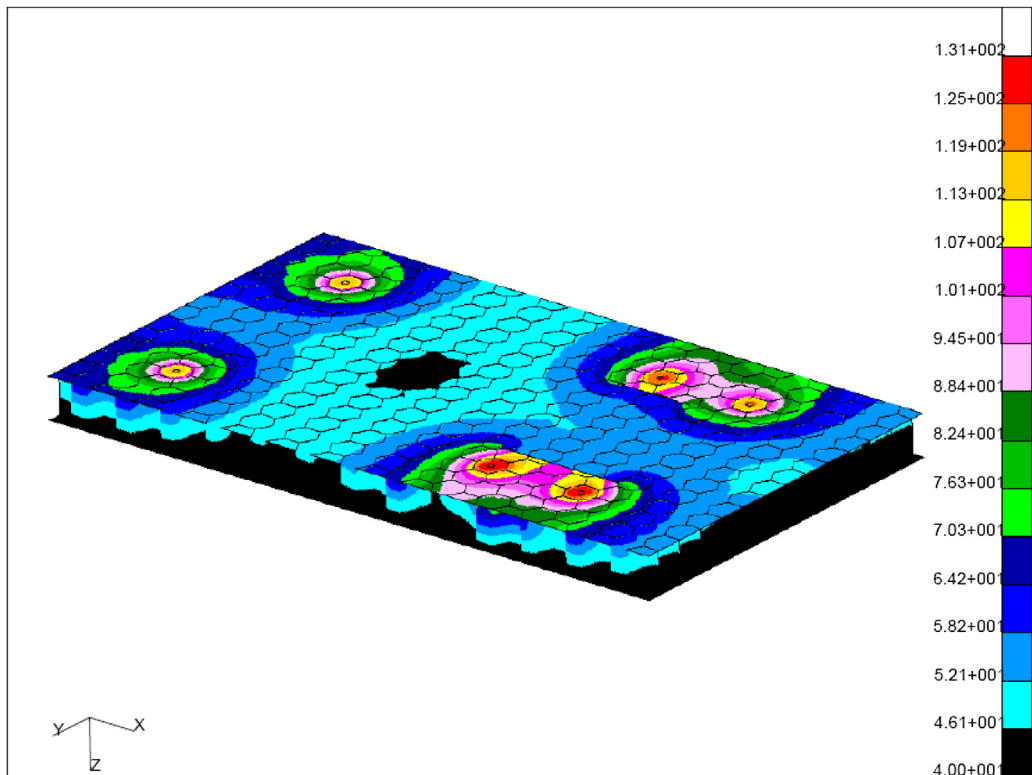


Fig. 11. Temperature Profile Distributions in °C (for Msc patran plot-boundary temperature $T = 40$ °C, $P = 1378$ W/m²).

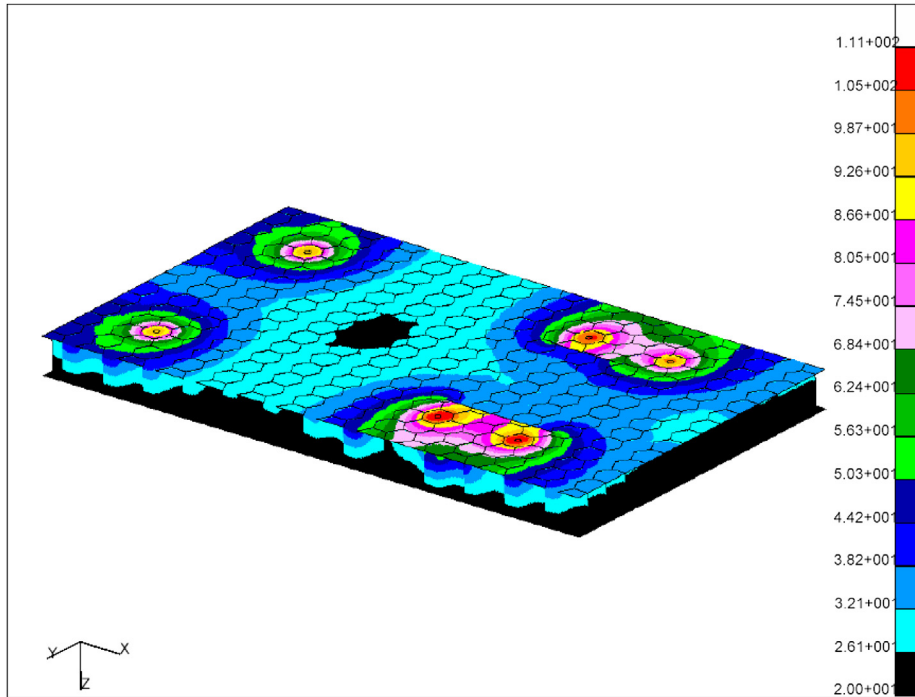


Fig. 12. Temperature Profile Distributions in °C (for Msc patran plot-boundary temperature $T = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$, $P = 1378\text{ W/m}^2$).

and by the power dissipated in adjacent inserts (thermal coupling).

All simulations were done according to Fig. 7(b), with A, B, C and D represents the adjacent inserts.

The results presented in Figs. 10 to 14 are those obtained with a honeycomb plate with six inserts and with two adjacent inserts. The analysis was carried out under the software Msc Patran and Msc Nastran.

Fig. 10 shows the results of the honeycomb plate subjected to thermal heating. The coloured fringes give the amplitude of the temperature vector describing the shape of each case. The red colour (in the web version) corresponds to maximum temperature.

Progressively with simulation, the effect of the heat transfer by conduction in the plate is noticeable. Indeed, the temperature on the level of the two adjacent inserts of the plate increases, causing a

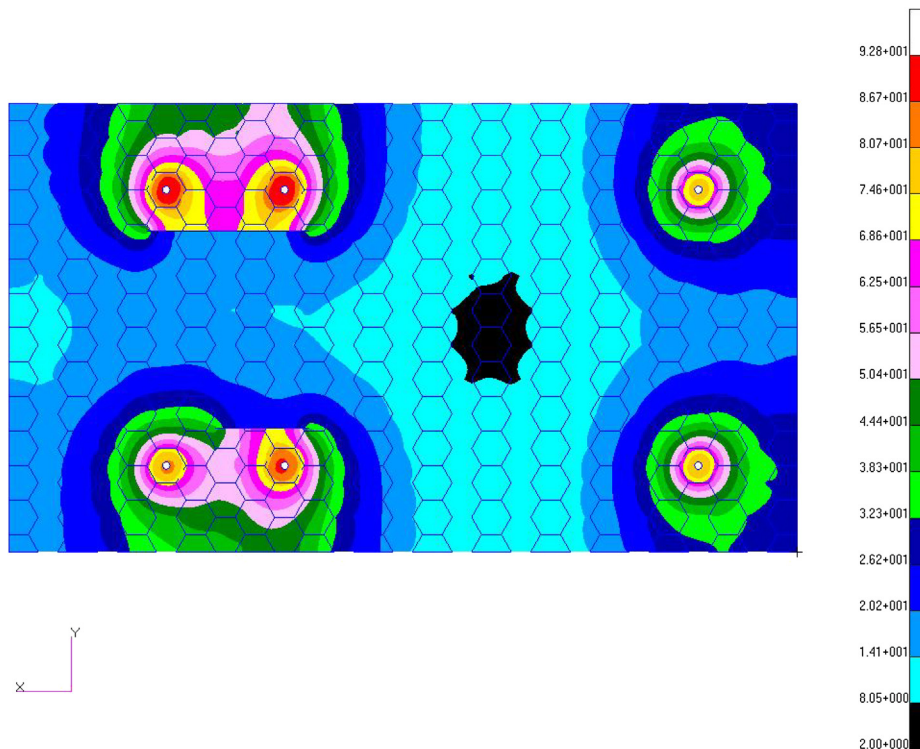


Fig. 13. Temperature Profile Distributions in °C (for Msc patran plot-boundary temperature $T = 2\text{ }^{\circ}\text{C}$, $P = 1378\text{ W/m}^2$).

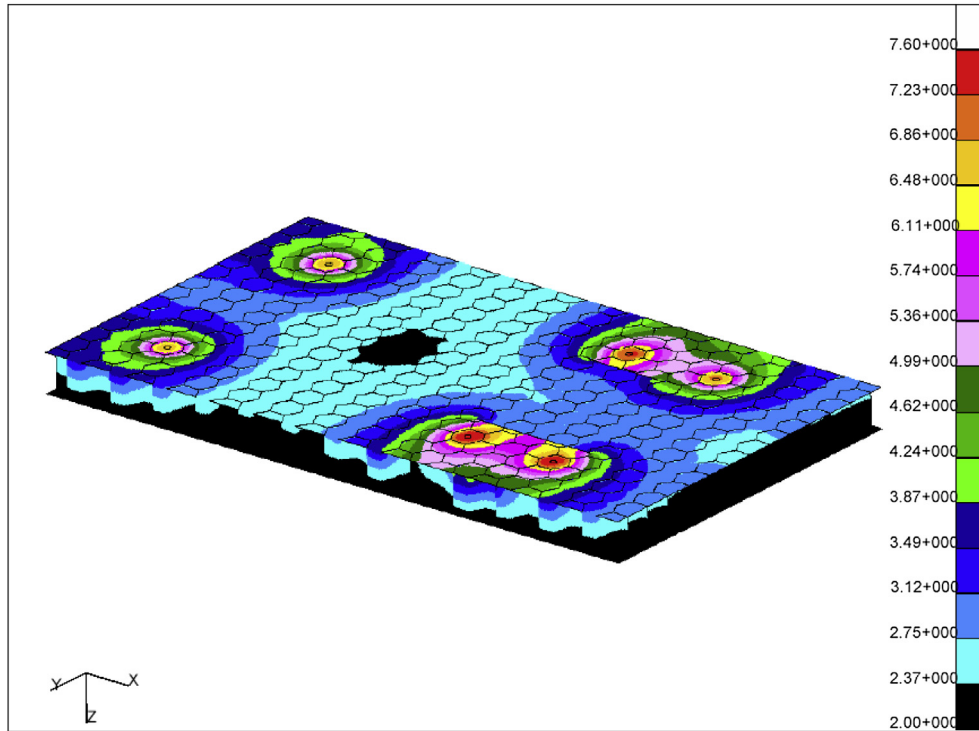


Fig. 14. Temperature Profile Distributions in °C (for Msc patran plot-boundary temperature condition, $T = 2\text{ }^{\circ}\text{C}$, $P = 5\text{ w}$).

transfer of heat which comes to heat the electronics components carried by the panel.

Note that a strong coupling was observed in the inserts (D) and (C) as well as in the inserts B and A. However, we have found that the weak coupling is observable in the case of inserts E and F.

The choice of the type of adhesive affects the coupling region. On the other hand, the temperature variation has an effect on the performance of the adhesive. Therefore, the need of reliable highly material properties for adhesive joints is very important in spacecraft design.

We notice that the increase or decrease of temperature depends on the temperature imposed in the boundary conditions. This is due to the existence of temperature variations on the satellite orbit.

We also note that the distance between the inserts plays an important part in increasing the heat transfer in the coupling region. Another issue is when heat travels through the core, most of it is conducted through the walls of the cells, which furthermore contribute to increasing the heat transfer in the coupling region.

The presence of a large amount of heat in the coupling area is also due to the dissipated power by the equipments carried by the honeycomb plate.

A specific thermal control of the alsat-1b battery is a necessary process for removing excessive heat from inside battery pack in order to keep the battery components within a safe operating temperature.

Fig. 15 shows the temperature profiles along cross head inserts along X-directions. According to the results, the lateral heat distribution effect causes the thermal coupling between the inserts.

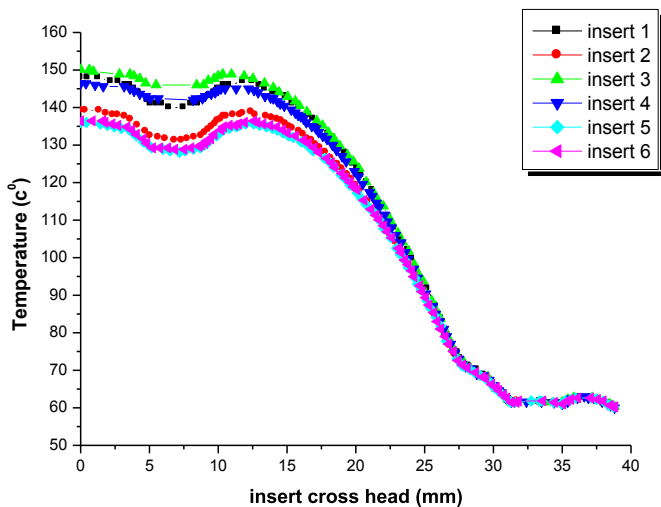


Fig. 15. The temperature variations in insert cross head (for Msc patran plot-boundary temperature $T = 80\text{ }^{\circ}\text{C}$).

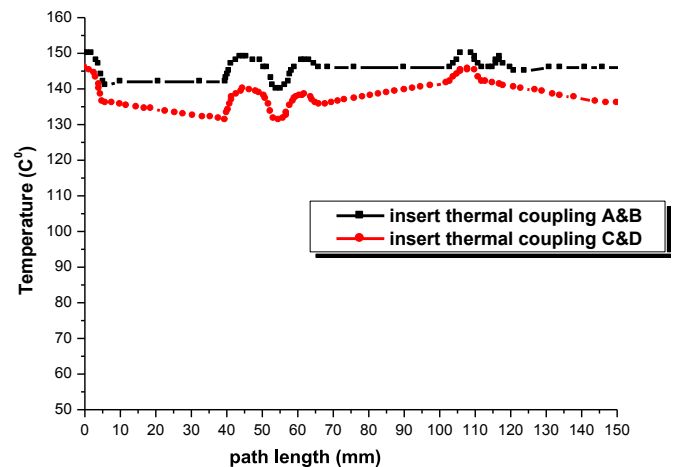


Fig. 16. Temperature profiles along path length of the honeycomb plate (for Msc patran plot-boundary temperature $T = 80\text{ }^{\circ}\text{C}$).

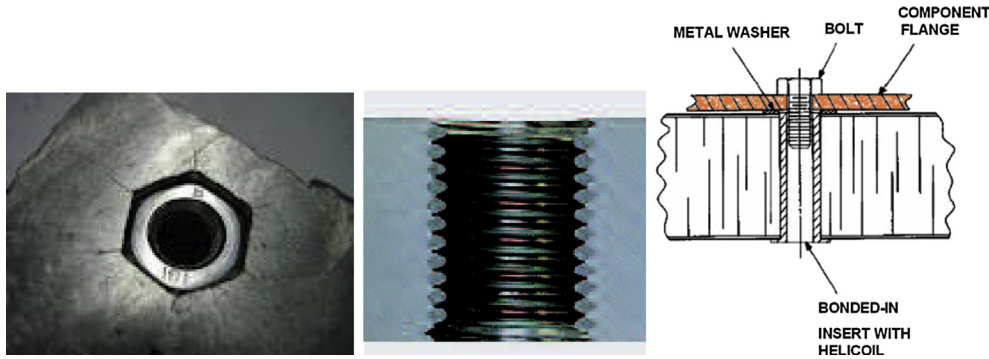


Fig. 17. Helicoils assembly.

Fig. 16 shows the temperature profiles along path length of the honeycomb plate. It is noticed that the variation in temperature involves the increase in the temperature of neighbouring inserts, which creates a thermal coupling.

The temperature distribution pattern in a heated structural insert joint of a given geometry was found to change considerably due to the closed insert. The degree of such change depends on the value of interface thermal conductivity.

In this situation the exposure of the honeycomb panel to extreme temperatures, the structural adhesives are expected to undergo a thermal degradation.

It is noticed that the position of the inserts and the assembly of the equipment in the honeycomb plate are very significant in order to avoid any risk failure. To avoid this, multiple activities may be approved during the preliminary satellite design phase. Current uses consist in the assembly to add helicoils in order to ensure a significant braking which is opposed at any risk of inopportune unscrewing of the screw (thermal or vibratory shocks) as shown on Fig. 17.

For space designers, a selection of space materials play a vital role in heat transfer management in a honeycomb plate with fully-potted inserts used for spacecraft design. The success of any particular design with regard to thermal management materials will depend on the thoroughness of the research, the quality of the material and its proper dependence of temperature.

4. Conclusion

In light of this study, the thermal coupling problem between two adjacent inserts of a honeycomb plate was analysed.

The clearance and thermal interference between the adjacent inserts has an important influence on the satellite equipments (such as the electronics box), which can cause the satellite equipments failures.

The representation of adhesive model using finite elements analysis in this study proved to be a good approach and improves the quality of the results.

From the results obtained in this paper, the position of the inserts and the assembly of the equipment into the honeycomb plate are very significant in order to avoid any risk failure.

This study will help to guide the designers and manufacturing specialists in choosing the most effective parameters for improving the robustness of bonded joints using inserts and thus to improve its design by selecting optimum joint configurations.

Acknowledgements

The authors wish to thank the Mechanical Engineering Faculty of the University of Oran and the Centre of Satellite Development

for their support to perform this project and the Alsat-1 project manager, Mr. M. Bekhti. The authors wish also to thank Prof. M.N. Sweeting from Surrey Space Center (SSC)-UK.

References

- [1] T. Bitzer, *Honeycomb Technology*, Chapman & Hall, London, 1997.
- [2] A. Boudjemai, R. Amri, A. Mankour, H. Salem, M.H. Bouanane, D. Bouchicha, Modal analysis and testing of hexagonal honeycomb plates used for satellite structural design, *Mater. Des.* 35 (March 2012) 266–275.
- [3] A.G. Evans, J.W. Hutchinson, N.A. Fleck, M.F. Ashby, H.N.G. Wadley, The topological design of multifunctional cellular metals, *Prog. Mater. Sci.* 46 (2001) 309–327, [http://dx.doi.org/10.1016/S0079-6425\(00\)00016-5](http://dx.doi.org/10.1016/S0079-6425(00)00016-5).
- [4] H.N.G. Wadley, N.A. Fleck, A.G. Evans, Fabrication and structural performance of periodic cellular metal sandwich structures, *Comp. Sci. Technol.* 63 (2003) 2331–2343, [http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538\(03\)00266-5](http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538(03)00266-5).
- [5] A.G. Evans, J.W. Hutchinson, M.F. Ashby, Multifunctional of cellular metal systems, *Prog. Mater. Sci.* 43 (1999) 171–221, [http://dx.doi.org/10.1016/S0079-6425\(98\)00004-8](http://dx.doi.org/10.1016/S0079-6425(98)00004-8).
- [6] A. Boudjemai, M. Bekhti, M.H. Bouanane, A.M. Si Mohammed, G. Cooper, G. Richardson, Small satellite computer-aided design and manufacturing, SP-581, in: *Proceedings of the European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing*, 10–12 May 2005, August 2005, pp. 181–188. ISSN: 1609-042X.
- [7] A. Boudjemai, M.H. Bouanane, L. Merad, M.A. Si Mohammed, in: *Small Satellite Structural Optimisation Using Genetic Algorithm Approach*, 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies, RAST '07, 2007, pp. 398–406. Istanbul, Turkey, ISBN: 1-4244-1057-6, © IEEE.
- [8] R. Amri, D. Gibbon, In orbit performance of butane propulsion system, *Adv. Space Res.* 49 (2012) 648–654.
- [9] F. Noiro, J.-F. Ferrero, J.-J. Barrau, B. Castanié, M. Sudre, Analyse d'inserts pour les structures sandwich composites, *Mec. Ind.* 1 (2000) 241–249.
- [10] *Insert Design Handbook*, 1987. ESA PSS 03-1202.
- [11] O.T. Thomsen, Sandwich plates with 'through-the-thickness' and 'fully-potted' insert: evolution of differences in structural performance, *Compos. Struct.* 40 (2) (1998) 159–174.
- [12] www.shur-lok.com/product_dls/Design_Manual.pdf.
- [13] www.shur-lok.com/product_dls/Sandwich_Structure.pdf.
- [14] <http://www.wittenco.com/WittenCo-Catalog.pdf>.
- [15] Sebastian Heimbs, Marc Pein, Failure behaviour of honeycomb sandwich corner joints and inserts, *Compos. Struct.* 89 (2009) 575–588.
- [16] Bryan Smith, Biswajit Banerjee, Reliability of inserts in sandwich composite panels, *Compos. Struct.* 94 (3) (February 2012) 820–829.
- [17] Song-Jeng Huang, Hwa-Long Lin, Hsiao-Wei Liu, Electronic speckle pattern interferometry applied to the displacement measurement of sandwich plates with two 'fully potted' inserts, *Compos. Struct.* 79 (2007) 157–162.
- [18] Elena Bozhevolnaya, Anders Lyckegaard, Structurally graded core inserts in sandwich panels, *Compos. Struct.* 68 (2005) 23–29.
- [19] P. Bunyawanichakul, B. Castanié, J.-J. Barrau, Non-linear finite element analysis of inserts in composite sandwich structures, *Compos. Part B* 39 (2008) 1077–1092.
- [20] Byoung Jung Kim, Dai Gil Lee, Characteristics of joining inserts for composite sandwich panels, *Compos. Struct.* 86 (2008) 55–60.
- [21] G. Bianchi, G.S. Aglietti, G. Richardson, Optimization of bolted joints connecting honeycomb panels, in: *1st CEAS, 10th European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing*, Berlin, Germany, 10–13 Sep 2007, 2007.
- [22] P. Bunyawanichakul, B. Castanié, J.-J. Barrau, Experimental and numerical analysis of inserts in sandwich structures, *Appl. Compos. Mater.* 12 (2005) 177–191.
- [23] N. Raghu, M. Battley, T. Southward, Strength variability of inserts in sandwich panels, *J. Sandw. Struct. Mater.* 11 (6) (2009) 501.

- [24] G. Bianchi, G.S. Aglietti, G. Richardson, Static performance of hot bonded and cold bonded inserts in honeycomb panels, *J. Sandw. Struct. Mater.* (2010), <http://dx.doi.org/10.1177/1099636209359840>.
- [25] Byoung Jung Kim, Dai Gil Lee, Development of a satellite structure with the sandwich T-joint, *Compos. Struct.* 92 (2010) 460–468.
- [26] H.K. Cho, J. Rhee, Vibration in a satellite structure with a laminate composite hybrid sandwich panel, *Compos. Struct.* 93 (2011) 2566–2574.
- [27] Keun-Il Song, Ji-Young Choi, Jin-Hwe Kweon, Jin-Ho Choi, Kwang-Soo Kim, An experimental study of the insert joint strength of composite sandwich structures, *Compos. Struct.* 86 (2008) 107–113.
- [28] M. Bekhti, M.N. Sweeting, High Temperature Effects on the Performances of the Alsat-1 Power Subsystem, vol. 1–2, RIGEL, January 2011, pp. 48–56.
- [29] Gilmore G. David, *Spacecraft Thermal Control Handbook*, in: *Fundamental Technologies*, vol. I, The Aerospace Corporation, EL Segundo, California, 2002.



Impact of the orbital eccentricity on the attitude performance before and after the deorbiting phase for Alsat-1

R. Roubache^{a,b,*}, M. Benyettou^b, A.M. Si Mohammed^a, A. Boudjemai^a, A. Bellar^a

^a Centre of Satellite Development, BP 4065 Ibn Rochd USTO, Oran, Algeria

^b USTO-MB, Laboratoire de Modélisation et Simulation, BP 1505 El M'Nouar, Oran, Algeria

Received 17 June 2013; received in revised form 13 November 2013; accepted 15 November 2013

Available online 25 November 2013

Abstract

Due to the presence of periodic forcing terms in the gravity gradient torque, orbit eccentricity may produce large response for the roll, yaw and pitch angles. This paper investigates the influence of the orbit eccentricity on the performance of the attitude determination and control subsystem (ADCS) pointing of passive Low Earth Orbit (LEO) satellites stabilized by a gravity gradient boom or having long appendages before and after the deorbiting operation. The contribution of this work is twofold. First, the satellite attitude dynamics and kinematics are modeled by introducing the orbit eccentricity in the equations of motion of a LEO satellite in order to provide the best scenario in which satellite operators can keep the nominal functionality of LEO satellites with a gravity gradient boom after the deorbiting operation. Second, a Quaternion-based Extended Kalman Filter (EKF) is analyzed when the orbit eccentricity is considered in order to determine the influence of this disturbance on the convergence and stability of the filter. The simulations in this work are based on the true parameters of Alsat-1 which is a typical LEO satellite stabilized by a gravity gradient boom. The results show that the orbit eccentricity has a big influence on the pointing system accuracy causing micro-vibrations that affect the geocentric pointing particularly after the deorbiting phase. In this case, satellites have no orbital correction option. The Quaternion-based Extended Kalman Filter analyzed in this paper, achieved satisfactory results for eccentricity values less than 0.4 with respect to pointing system accuracy. However, singularities were observed for eccentricity values greater than 0.4.

© 2013 COSPAR. Published by Elsevier Ltd. All rights reserved.

Keywords: Spacecraft attitude dynamics; Kalman Filter; Gravity gradient torque; Eccentricity

1. Introduction

At the end of their lifetime, the non-operational satellites constitute a threat of collision with operational satellites thereby creating debris. These satellites might be re-orbited to an altitude where they will constitute no threat to other satellites, or be de-orbited and burned up in the atmosphere.

De-orbiting operation does not mean the end of the satellite operational life. Some satellites after the de-orbiting phase continue their missions in spite of the absence of the attitude and orbit control elements. This is the case of the Algerian satellite Alsat-1 which is an earth observation satellite launched on November 28, 2002 and de-orbited by early 2009.

In the last decades, many authors have investigated in the simulation of the attitude and control satellite subsystem, by considering the gravity gradient effect on a LEO satellite with an elliptic orbit and several cases have been intensively approached in the literature. However, the majority of the works considered in this area focused on a spacecraft with a special shape and mass properties.

* Corresponding author at: Centre of Satellite Development, BP 4065 Ibn Rochd USTO, Oran, Algeria. Tel.: +213 41620324; fax: +213 41620320.

E-mail addresses: nimaroubache@yahoo.fr (R. Roubache), Med_Benyettou@yahoo.fr (M. Benyettou), Arezki_s@yahoo.fr (A.M. Si Mohammed), a_boudjemai@yahoo.fr (A. Boudjemai), a_bellar@yahoo.fr (A. Bellar).

Roach (1968) referred to the failure of its implementation of three-axis gravity gradient stabilization on ATS-2 satellite due to improper modeling of the gravity gradient disturbance as well as the neglected orbit eccentricity factor. Frik (1970) investigated the stability of a rigid body satellite in a circular orbit in the presence of aerodynamic and gravitational torques when both have the same order of magnitude. Ravindran and Hughes (1972) performed active control analysis based on gravity gradient and aerodynamic torques assuming a circular orbit and no variation in the moment of inertia of the satellite. Shrivastava and Modi (1983) and Ashenberg and Lorenzini (1999) analyzed the effect of an elliptical orbit on the dynamics of the satellite and concluded that in the existence of an elliptical orbit, the system could experience periodic excitation in yaw, roll or pitch depending on the geometry of the spacecraft. Chen et al. (2000) combined the gravity gradient torque and the aerodynamic torque in order to reach three axes stabilization. Zanardi and Real (2003) made a comparison between the two satellites to show the effect of the gravity gradient, the solar radiation, the aerodynamic and magnetic torques at a specific altitude in a circular orbit and the cross product of moments of inertia were ignored. Alsaif and Al-dakkan (2005) have investigated the influence of the products of inertia magnitude and orbit eccentricity on the attitude response and the stability of a satellite (for a passive mode i.e., without actuators) due to gravity gradient moments.

The study presented in this paper investigates the influence of the orbit eccentricity on the performance of the attitude determination and control subsystem (ADCS) of a LEO micro-satellite stabilized by a gravity gradient boom, namely ALSAT-1 satellite, after the de-orbiting operation. In this situation, satellites are in front of a critical situation regarding the ADCS pointing performance and the satellite's nominal operation. The study focuses on a complete analysis of the performance of the ADCS subsystem and gives the different satellite orbital configuration cases and behavior in the presence of the orbit eccentricity in order to provide the best scenario in which the satellite operators can keep the nominal functionality of the satellite after the de-orbiting operation. In the case of high eccentricity orbits, the micro-satellites with a gravity gradient boom have orbital micro vibrations problems generated by the boom oscillations, which degrade the satellite mission until its failure. Furthermore, as part of the ADCS task, a Quaternion-based Extended Kalman Filter (EKF) is also analyzed when the orbit eccentricity is considered. The goal of this analysis is to determine when the EKF filter resists at this disturbance and maintaining the nominal performance of the mission, and on the other hand to understand at what stage the filter diverges or becomes unstable under a maximum stress with respect to the eccentricity value.

2. Alsat-1 satellite description

Alsat-1 (Algerian satellite) is an earth observation satellite with 90 kg mass launched by a COSMOS 3 M vehicle

from the Plesetsk Cosmodrome in Russia on the 28th November 2002. The platform is measuring $640 \times 640 \times 680$ mm. The spacecraft is cubical in shape with four body-mounted panels, with the remaining sides including the spacecraft launch adaptor, sensors, payload apertures and antennas. It is placed at a 686 km altitude on a circular heliosynchronous orbit inclined 98.2° to the equator at the beginning of the satellite life time. The micro-satellite is Nadir-pointing (see Fig. 1). These requirements specify several operating constants for the EKF.

The Alsat-1 attitude determination and control system uses a pitch momentum wheel and yaw reaction wheel, cold-gas thrusters, gravity gradient boom (6 m + 3 kg tip mass) and 3-axis magnetorquer rods. Two vector magnetometers and four dual axis sun sensors are carried to determine an attitude better than $\pm 0.25^\circ$, but because of the wide swath of the prime instrument, the control is relaxed to $\pm 1^\circ$ (Si Mohammed et al., 2009). Precise orbital knowledge is obtained using an antenna GPS receiver supported by an on-board orbit estimator. The Alsat-1 attitude determination and control system is shown in Fig. 2.

The existing ground station supports communications in S-band. It is implemented in the Centre of Space Techniques building, located in Arzew, west of Algeria. It includes a 3.7 m parabolic dish and radio equipments for receiving and transmitting the S-band signal (Bekhti and Sweeting, 2008). All the telemetry data of Alsat-1 satellite were down-

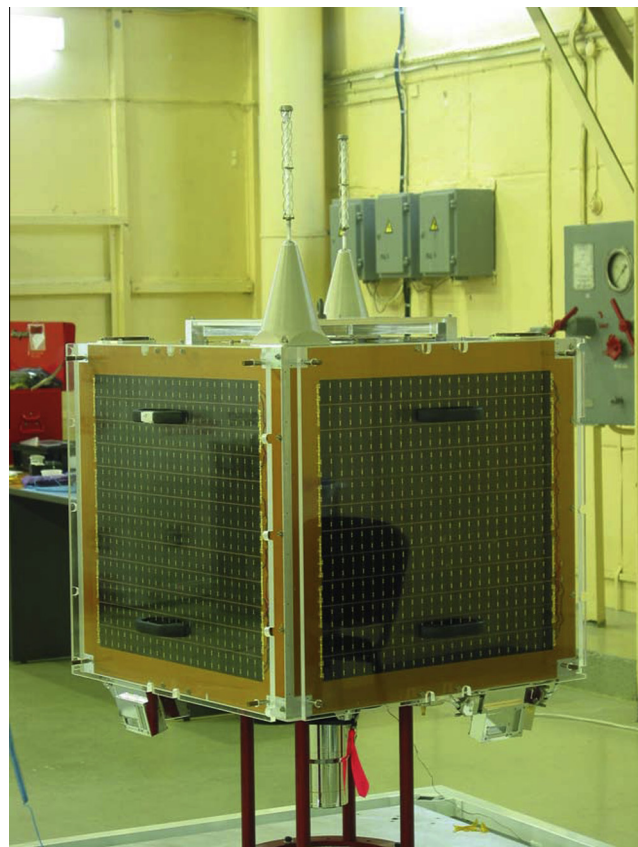


Fig. 1. Alsat-1 microsatellite.

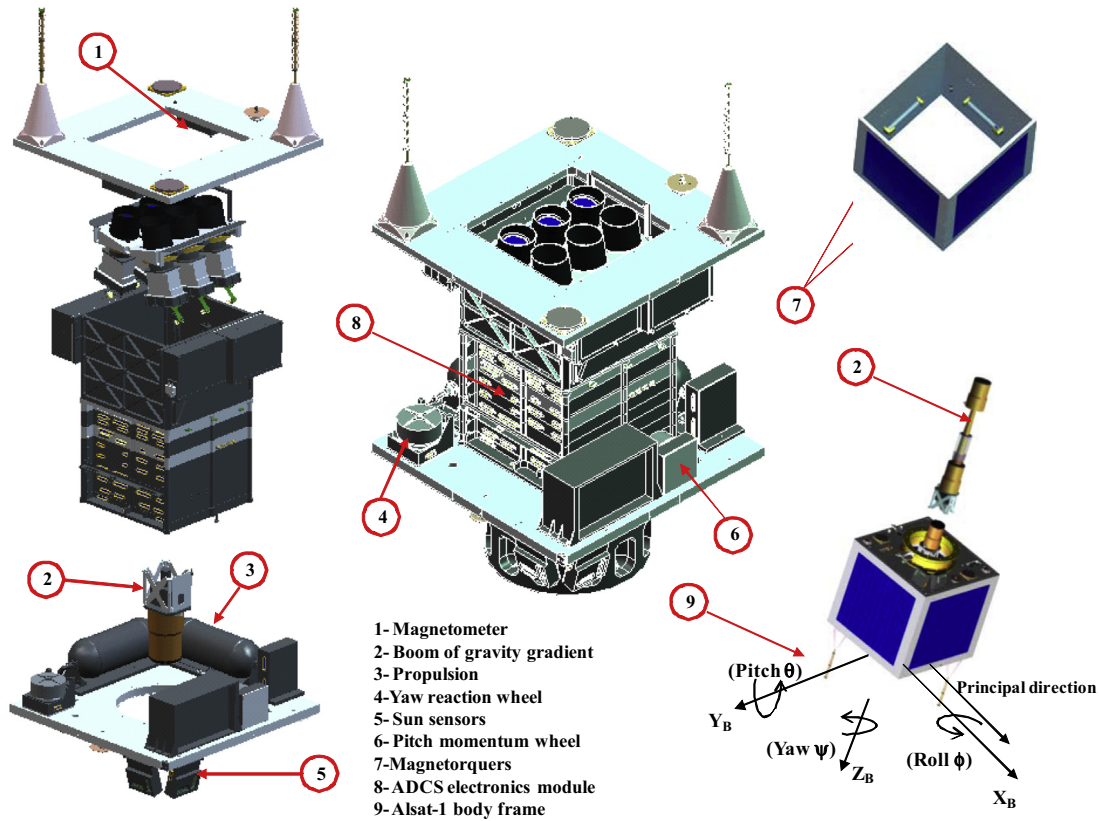


Fig. 2. The Alsat-1 attitude determination and control system (Si Mohammed et al., 2009).

loaded from this ground station. The telemetry data relating to the orbital parameters were used in this paper.

By early 2009, the Alsat-1 had already 18 months past the design lifetime (5 years). To minimize the risk of orbital debris created by space collisions, it was decided to lower the orbit of the spacecraft and reduce the period of time between end of life and re-entry to the Earth's atmosphere within 25 years (Burkhardt et al., 2002). For this end, the satellite was lowered using all the remaining fuel in the propellant tanks. This stage started from April 2nd to May 17th, 2009 and caused Alsat-1 to decay by 20 km in altitude, the final altitude after orbit lowering was 663 km (Amri and Gibbon, 2012).

3. General mathematical modeling of a satellite

3.1. Reference frames

There are numerous reference frames to be used when describing spacecraft attitude. These frames can be highly dependent on the mission scenario, operating characteristics, or project standards. Most attitude simulations and analyses are done with respect to spacecraft-fixed coordinates (origin moving with the spacecraft).

The physical interpretation of the Euler angles for the Alsat-1 microsatellite platform is illustrated on Fig. 3. The roll (ϕ), pitch (θ) and yaw (ψ) angles are defined by successive rotation around coordinate axes X_0 , Y_0 and Z_0

in the body fixed frame. As we can see on Fig. 3, the frame origin of reference (RF) is in the mass center of the satellite and moves with it. Z_0 axis is orientated towards Earth mass center, X_0 axis is in orbit plane, normal of Z_0 axis and orientated towards velocity direction. Y_0 axis is normal to the orbit plane, and completes an orthogonal right-hand system. In the same time, we define an angular velocity ω_0 which means angular velocity of the reference frame related to inertial frame considered as a non-rotating reference frame in fixed space. Inertial frame X_1, Y_1, Z_1 (IF) has its origin in the Earth center being use for the description of orbital moving of the satellite. The body frame X, Y, Z (BF) is an orthogonal frame having the axis, if this is possible, along the principal inertial axis.

For Earth pointing spacecraft the satellite body is generally commanded to an orientation or rate with respect to orbit fixed coordinate system. Spacecraft orientation with respect to the orbit Reference system can be described by an Euler sequence of roll, pitch, and yaw angles about the Spacecraft X_0 , Y_0 , and Z_0 axes respectively.

The attitude of the body frame related to the reference frame is defined using Euler attitude angles, or quaternion vector or, as we will present later on, the rotation angles.

3.2. Attitude dynamics

The attitude dynamics of the spacecraft in an inertial space frame are governed by Euler's equations of motion

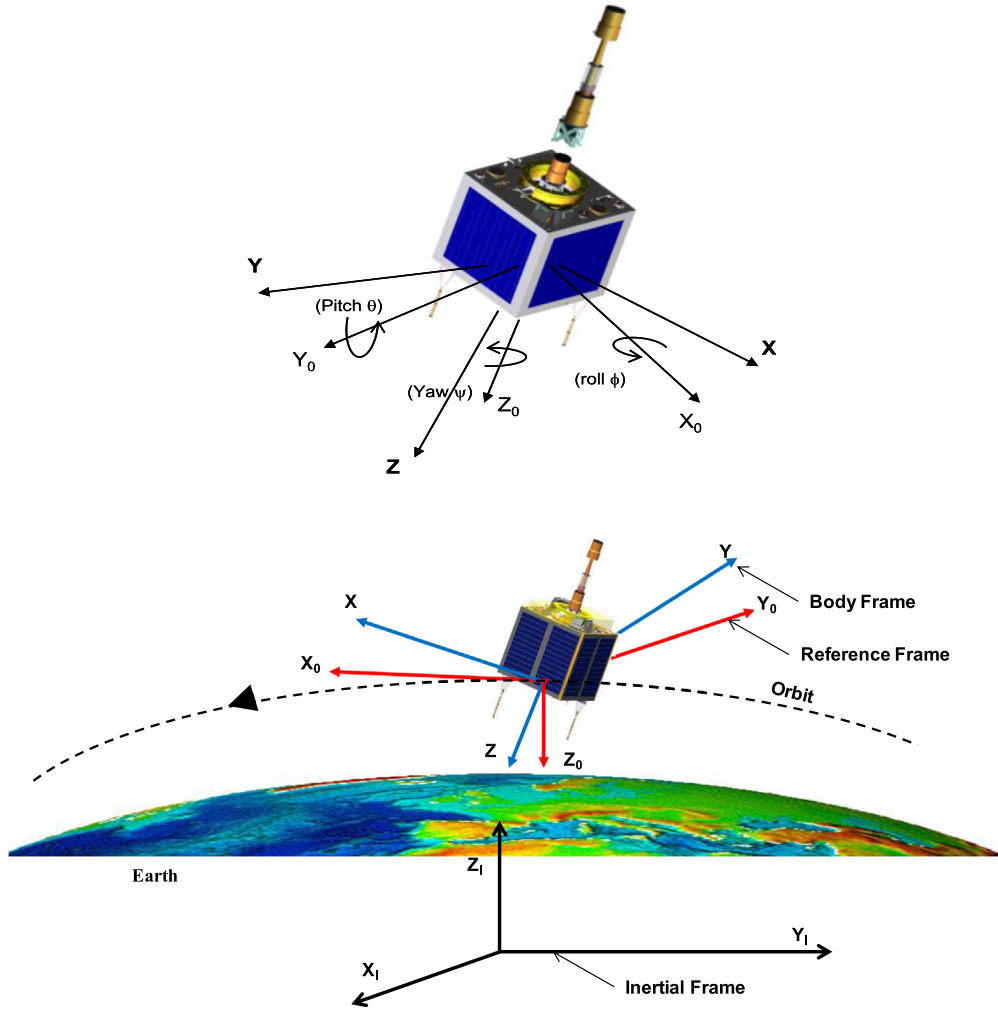


Fig. 3. Definition of the used frames.

and can be expressed as follows in a vector form [Wertz \(1978\)](#)

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathbf{B}}^{\mathbf{I}} = \mathbf{N}_{\mathbf{GG}} + \mathbf{N}_{\mathbf{D}} + \mathbf{N}_{\mathbf{M}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}}^{\mathbf{I}} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}}^{\mathbf{I}} + \mathbf{h}) - \dot{\mathbf{h}} \quad (1)$$

where \mathbf{I} , $\mathbf{N}_{\mathbf{GG}}$, $\mathbf{N}_{\mathbf{M}}$, $\mathbf{N}_{\mathbf{D}}$ are respectively moment of inertia of spacecraft, gravity-gradient torque vector, applied magnetorquer control firing, unmodeled external disturbance torque vector such as aerodynamic or solar radiation pressure.

(·) Is the first time derivative.

The body angular velocity in the inertial frame is given by

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}}^{\mathbf{I}} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$$

The reaction wheel angular momentum vector is expressed by

$$\mathbf{h} = [h_x \quad h_y \quad h_z]^T$$

The body angular velocity of the BF related to the RF is given by

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}}^{\mathbf{O}} = [\omega_{ox} \omega_{oy} \omega_{oz}]$$

The orientation of the satellite is obtained by rotating from the inertial frame to the satellite frame by the directional cosine (rotation) matrix \mathbf{A} which is given by

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

where $q = (q_1, q_2, q_3, q_4)$ is the quaternion vector.

Using the attitude transformation matrix \mathbf{A} , the two vectors $\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}}^{\mathbf{O}}$ and $\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}}^{\mathbf{I}}$ become related by

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}}^{\mathbf{O}} = \boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}}^{\mathbf{I}} - \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_0 \quad (3)$$

$\boldsymbol{\omega}_0 = [0 \quad -\omega_0 \quad 0]^T$, where ω_0 : an orbital rate vector expressed in the reference frame.

ω_0 : The orbital angular velocity of the spacecraft in the case of a circular orbit, it was used in order to get a constant value.

3.3. Attitude kinematics

The kinematics of the satellite, are described using the attitude quaternion to present a rotation. The quaternion kinematical differential equation is described by

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \mathbf{\Omega} \mathbf{q} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_{oz} & -\omega_{oy} & \omega_{ox} \\ -\omega_{oz} & 0 & \omega_{ox} & \omega_{oy} \\ \omega_{oy} & -\omega_{ox} & 0 & \omega_{oz} \\ -\omega_{ox} & -\omega_{oy} & -\omega_{oz} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (4)$$

where

$$\mathbf{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{oz} & -\omega_{oy} & \omega_{ox} \\ -\omega_{oz} & 0 & \omega_{ox} & \omega_{oy} \\ \omega_{oy} & -\omega_{ox} & 0 & \omega_{oz} \\ -\omega_{ox} & -\omega_{oy} & -\omega_{oz} & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

4. Effect of the orbit eccentricity on the pointing performance of the satellite

In this Section, we study the effect of the orbit eccentricity on the pointing performance of the satellite. Any non-symmetrical object of finite dimensions in orbit is subject to a gravitational torque because of the variation in earth's gravitational force on the object. The gravity gradient torque results from the inverse square gravitational force field. For most applications, it is sufficient to assume a spherical mass distribution for the earth. The gravity gradient torque in the case of a non-circular orbit is expressed in an inertial frame as follows:

$$\mathbf{N}_{\text{GG}} = \frac{3\mu_e}{R_0^3} (1 + 2e \cos(\omega_0 t))^2 \begin{Bmatrix} (I_{zz} - I_{yy}) \sin \varphi \cos \varphi \cos^2 \theta \\ -(I_{xx} - I_{zz}) \sin \theta \cos \theta \cos \varphi \\ -(I_{yy} - I_{xx}) \sin \theta \cos \theta \sin \varphi \end{Bmatrix} \quad (6)$$

We note here that the gravity gradient torque expressed in Eq. (6) was obtained via a development of the first power of the eccentricity of orbital rate with an error of 4% regarding to high eccentricity in the exact analytical solution without using any approximations.

The orbital rate in case of an elliptical orbit can be defined as follow

$$\omega_e = \omega_0 (1 + 2e \cos(\omega_0 t)) \quad (7)$$

where $\omega_0^2 = \frac{\mu_e}{R_0^3}$, μ_e is the gravitational parameter of the earth,

e : the orbit eccentricity,

R_0 : the orbital radius.

φ , θ , ψ (roll, pitch, yaw): the Euler angles which are related to 2-1-3 Euler rotation sequence and \mathbf{I}_{ii} is the mass moment of inertia about the body axes.

It can be seen that the spacecraft yaw angle ψ does not influence the gravity gradient torque; this is intuitively

reasonable, because the yaw represents the rotation around the local vertical. We also note from Eq. (6) that the gravity gradient influence is proportional to $\frac{1}{R_0^3}$. The torque magnitude clearly depends upon the difference between principal moments. Thus, spacecrafts that are long are more affected than those which are short and big. Substituting Eq. (6) into Eq. (1) and considering the satellite motion subject only to a gravity gradient torque, respecting the stability conditions ($I_{xx} = I_{yy}$) (Giebelmann, 2006; Ashenberg and Lorenzini, 1999) and in the case of small angles, the attitude equations are given by:

$$I_{xx} \ddot{\varphi} - \omega_0 [1 + 2e \cos(\omega_0 t)] I_{zz} \dot{\psi} + 4\omega_0^2 (I_{xx} - I_{zz}) \times [(1 + 2e \cos(\omega_0 t))^2] \varphi + 2e\omega_0^2 I_{xx} \psi \sin(\omega_0 t) = 0 \quad (8.a)$$

$$I_{xx} \ddot{\theta} + 3\omega_0^2 [1 + 2e \cos(\omega_0 t)]^2 (I_{xx} - I_{zz}) \theta = I_{xx} 2e\omega_0^2 \sin(\omega_0 t) \quad (8.b)$$

$$I_{zz} \ddot{\psi} + \omega_0 [1 + 2e \cos(\omega_0 t)] I_{zz} \dot{\varphi} - [2e I_{zz} \omega_0^2 \sin(\omega_0 t)] \varphi = 0 \quad (8.c)$$

where $(\ddot{\cdot})$ is the second time derivative.

The satellite mission is provided by the geocentric pointing using pitch axis. We noticed, from Eq. (8), that the pitch equation is decoupled from the roll and yaw axis and it is subjected to eccentricity force disturbance which causes the orbital micro-vibration of the satellite boom.

To ensure a geocentric pointing, we are interested in pitching motion which is given by Eq. (8.b). The general solution of this equation is given by:

$$\theta = \frac{2e}{3a-1} \sin \omega_0 t + C_0 \cos(\sqrt{3a}\omega_0 t + \phi_0) \quad (9)$$

where a is the ratio of the mass moment of inertia about the body axes, and calculated by the following formula:

$$a = \frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{yy}}$$

C_0 : a constant of integration.

The particular solution of the Eq. (8.b) is given by

$$\theta_p = \frac{2e}{3a-1} \sin \omega_0 t \quad (10)$$

Notice that AF is an Amplification factor which is given by

$$\text{AF} = \frac{1}{3a-1} \quad (11)$$

As shown in Fig. 4, above $a \approx 1/3$ (that is, if a is close to $1/3$), a resonance phenomenon occurs in the pitch axis and this configuration should be avoided. To avoid this is to have $a > 1/3$. Fig. 4 represents the variation of the amplification factor according to the inertia ratio " a ".

We are assuming that the satellite is non-moving, which implies that the boom is fixed on the satellite end, the fundamental frequency of the boom can be calculated by Boyere (2009)

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{3E I_z}{L^3 \cdot M}} \quad (12)$$

where

- E Young modulus
- L Length of boom or beam
- M Mass.

It is clear that, if we increase the length of the boom, the frequency of vibration decreases. In other side, increasing the length of boom will considerably increase the satellite lateral inertia (I_{xx} and I_{yy}) relative to longitudinal inertia (I_{zz}), which will increase the ratio of the moments of inertia. So we can say that the frequency varies inversely with (a) and regarding to the equation of amplification (AF), we can say that the higher the frequency of vibration increases boom, there will be an increase in AF or more AF increases, we will have an increase in the boom vibration frequency.

Moreover, the influence of the eccentricity of the orbit is that the disturbing effect is more pronounced due to the presence of periodic forcing terms as shown in Eq. (8) and hence would produce large response for the roll, yaw and pitch if the resonance condition prevails. It was observed that the increase of orbit eccentricity would increase the amplitude of attitude oscillations and the system response will be unstable if the spacecraft mass properties satisfy the relation $\frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}} \approx \frac{1}{3}$, which is the pitch resonance condition. Therefore the spacecraft with a gravity gradient boom has an orbital micro vibrations problem.

The simulation was performed using Msc Patran/Nastran software (MSC.Software Corporation, 2001) in order to show the micro-vibration caused by the orbit eccentricity in terms of the force.

MSC/PATRAN is utilized to model the geometry of the boom, the materials, thickness properties, initial conditions and boundary conditions.

MSC/NASTRAN is an industry-standard finite element modeling pre- and post-processor. It is a full-featured modeling environment for almost any kind of structural or thermal geometry. Fig. 5 shows the analysis model of a gravity gradient boom, the first bending frequency was $f_1 = 7.19$ Hz.

The simulation shows that the orbit's eccentricity causes periodic variations of the gravity torque, which leads to

oscillation of the satellite about the y -axis normal to the orbit-plane.

5. Six state Extended Kalman Filter

A Kalman Filter is an optimal, recursive, data processing algorithm (Matthew et al., 2004; Steyn, 1995) and the use of a quaternion parameter that is introduced in this sub-section.

The estimation of the Kalman Filter operates in two primary cycles, propagation and correction. During the propagation cycle, the filter propagates the state of the system, using a system model to predict the state of the system one time step in the future. The correction cycle inputs measurements of the system state and utilizes these observations to correct for differences between the state propagated from the system model and the measured satellite state.

As the filter iterates, this corrected state estimate is utilized as an initial condition for the Kalman Filter propagation cycle.

In the 6-State correction cycle, the auxiliary state vector is calculated and then utilized to update the true state. Therefore, these calculations primarily involve the auxiliary state. In effect, this reduction in size is the great benefit of the 6-State EKF. By assuming normalization and linearization of the quaternion differential error, a much less computationally intense EKF is possible. The basic theoretical concepts of the Kalman Filter are described in Gelb (1989) and Brown and Hwang (1997).

Two distinct state vectors are utilized in the 6-State EKF process. The state vector is given as:

$$\mathbf{x} = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4 \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T \tag{13}$$

The 6-State filter also introduces the differential state, which is:

$$\mathbf{y} = [\delta q_1 \ \delta q_2 \ \delta q_3 \ \delta \omega_x \ \delta \omega_y \ \delta \omega_z]^T \tag{14}$$

where, $\delta q = [\delta q_1 \ \delta q_2 \ \delta q_3]^T$ is the differential quaternion and $\delta \omega = [\delta \omega_x \ \delta \omega_y \ \delta \omega_z]^T$ is the differential body rates.

Note that the cross matrix definition is utilized extensively throughout this process. The cross matrix is defined by

$$\mathbf{C}(a) = \begin{bmatrix} 0 & -a_z & a_y \\ a_z & 0 & -a_x \\ -a_y & a_x & 0 \end{bmatrix} \tag{15}$$

5.1. Six State Kalman Filter mathematical process

This sub-section provides the 6-State Kalman Filter mathematical process.

5.1.1. Propagation cycle

5.1.1.1. Covariance propagation. The covariance matrix (P) essentially is a time-referenced estimate of the accuracy of both the system model and the measurements.

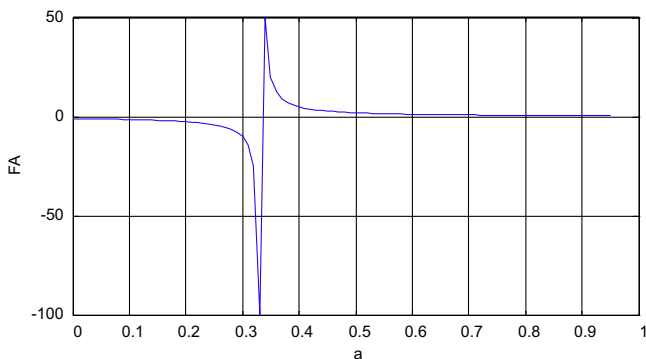


Fig. 4. AF amplifier according to a.

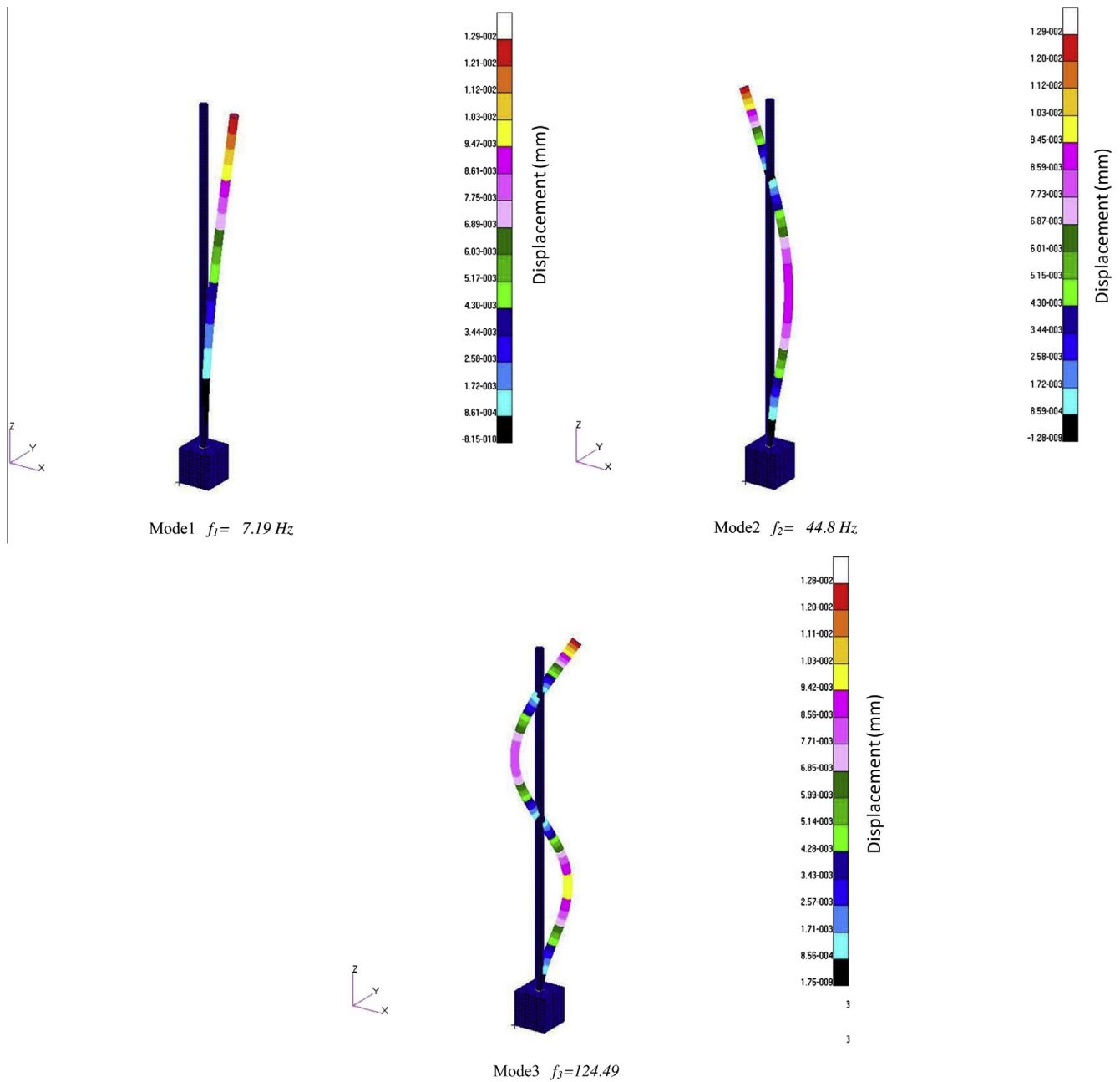


Fig. 5. Various frequency modes of a gravity gradient stabilization boom subjected to an eccentricity force.

The covariance matrix is propagated using the state transition matrix (STM)

$$\bar{\mathbf{P}}_{k+1} = \mathbf{\Phi}_{k+1} \hat{\mathbf{P}}_k \mathbf{\Phi}_{k+1}^t + \mathbf{Q}_{k+1} \tag{16}$$

Here the subscript k represents values at time t_k and subscript $k + 1$ represents values at the next discrete time step t_{k+1} .

To make the transformation from Eq. (16) an equivalent $\mathbf{\Phi}_k$ and \mathbf{Q}_k must be calculated. These conversions are performed using the matrix exponential operator $e^{\mathbf{F}\Delta t}$.

The discrete state transition matrix can be formed using the Taylor series expansion of state dynamics matrix. This is expressed to the n th order as:

$$e^{\mathbf{F}\Delta t} = \mathbf{I} + \mathbf{F}\Delta t + \frac{(\mathbf{F}\Delta t)^2}{2!} + \dots + \frac{(\mathbf{F}\Delta t)^n}{n!} \tag{17}$$

The state transition matrix is defined as:

$$\mathbf{\Phi}_k \triangleq e^{\mathbf{F}\Delta t} \tag{18}$$

In cases where the step time is very small and the state dynamics are relatively slow, a first order approximation will suffice, giving a simplified equation for the state transition matrix as:

$$\mathbf{\Phi}_k \approx \mathbf{I} + \mathbf{F}\Delta t \tag{19}$$

The state transformation matrix (Φ) is an approximation of the change that the state undergoes over the specified time interval.

$$\Phi_{k+1} \approx \mathbf{I}_{6 \times 6} + \begin{bmatrix} \frac{\partial(\delta\dot{q})}{\partial(\delta q)} & \frac{\partial(\delta\dot{q})}{\partial(\delta\omega)} \\ \frac{\partial(\delta\dot{\omega})}{\partial(\delta q)} & \frac{\partial(\delta\dot{\omega})}{\partial(\delta\omega)} \end{bmatrix} \cdot (t_{k+1} - t_k) = \mathbf{I}_{6 \times 6} + \mathbf{F}_k \cdot \Delta t \quad (20)$$

where $\Delta t = t_{k+1} - t_k$ and

$$\mathbf{F}_k = \begin{bmatrix} \frac{\partial(\delta\dot{q})}{\partial(\delta q)} & \frac{\partial(\delta\dot{q})}{\partial(\delta\omega)} \\ \frac{\partial(\delta\dot{\omega})}{\partial(\delta q)} & \frac{\partial(\delta\dot{\omega})}{\partial(\delta\omega)} \end{bmatrix} \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{11,k} & \mathbf{F}_{12,k} \\ \mathbf{F}_{21,k} & \mathbf{F}_{22,k} \end{bmatrix} \quad (21)$$

$\mathbf{I}_{6 \times 6}$ is the identity matrix (6×6)
 $F_{ij,k}$ are sub-matrices.

\mathbf{F}_k is the STM given by

$$\mathbf{F}_k = \frac{\partial(\delta\dot{q}\delta\dot{\omega})}{\partial(\delta q\delta\omega)} = \begin{bmatrix} -C(\hat{\omega}) & \frac{1}{2}\mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}^{-1}[\Delta\mathbf{N}_{GG} + \mathbf{M} \times \delta\mathbf{B}] & -\mathbf{I}^{-1}[C(\hat{\omega})\mathbf{I} - C(I\hat{\omega})] \end{bmatrix} \quad (22)$$

The skew symmetric form of a vector cross product of the vector $\hat{\omega}$ can be expressed as

$$\mathbf{C}(\hat{\omega}) = \begin{bmatrix} 0 & -\hat{\omega}_z & \hat{\omega}_y \\ \hat{\omega}_z & 0 & -\hat{\omega}_x \\ -\hat{\omega}_y & \hat{\omega}_x & 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

$\Delta\mathbf{N}_{GG}$ is the differential gravity gradient torque is defines by

$$\Delta\mathbf{N}_{GG} = 3\omega_0^2[1 + 2e \cos(\omega_0 t)]^2(\delta\mathbf{r} \times \mathbf{I}\mathbf{r} + \mathbf{r} \times \mathbf{I}\delta\mathbf{r}) \quad (24)$$

where \mathbf{r} is the satellite radius vector, $\delta\mathbf{r}$ is the differential of the satellite radius vector, \mathbf{M} is the spacecraft residual magnetic dipole and $\delta\mathbf{B}$ is the differential Earth magnetic field.

$\mathbf{I}_{3 \times 3}$ is the identity matrix (3×3).

The discrete version of process-noise covariance \mathbf{Q}_k in Eq. (15) is obtained from continuous process-noise matrix \mathbf{Q} according to Brown and Hwang (1992) and Timothy (2012).

$$\mathbf{Q}_k = \int_0^{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \Phi(\Delta t, u) \cdot \mathbf{Q} \cdot \Phi(\Delta t, v)^T dudv$$

where

$$\mathbf{Q} = \mathbf{E}[\mathbf{w}(u)\mathbf{w}(v)^T]$$

\mathbf{w} : is a zero mean system noise vector
 $E[\cdot]$: Expected value operator.

If $\Delta t = t_{k+1} - t_k$ then process noise covariance matrix \mathbf{Q}_k becomes

$$\mathbf{Q}_k = \int_0^{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \Phi(\Delta t, u)\mathbf{E}[\mathbf{w}(u)\mathbf{w}(v)^T]\Phi(\Delta t, v)^T dudv \quad (25)$$

It is assumed that the Euler angles and angular velocity term have process noise, and then the \mathbf{E} matrix is given by:

$$\mathbf{E}[\mathbf{w}(u)\mathbf{w}(v)^T] = \begin{bmatrix} \sigma_x^2\delta(u-v) & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_y^2\delta(u-v) & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_z^2\delta(u-v) \end{bmatrix} \quad (26)$$

where δ is the Dirac delta function, because \mathbf{w} is time dependant and has no cross correlation.

$\sigma_x^2, \sigma_y^2, \sigma_z^2$ are estimated variances of the body rates.

Substituting the transition matrix Φ and Eq. (26) into Eq. (25), after integration the \mathbf{Q} matrix yields:

$$\mathbf{Q} = \mathbf{Q}_1\Delta t + \mathbf{Q}_2\frac{(\Delta t)^2}{2} + \mathbf{Q}_3\frac{(\Delta t)^3}{3} \quad (27)$$

where

$$\mathbf{Q}_1 = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} \\ \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{S} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{Q}_2 = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{F}_{12}\mathbf{S} \\ \mathbf{S}\mathbf{F}_{12}^T & \mathbf{S}\mathbf{F}_{22}^T + \mathbf{F}_{22}\mathbf{S} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{Q}_3 = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{12}\mathbf{S}\mathbf{F}_{12}^T & \mathbf{F}_{12}\mathbf{S}\mathbf{F}_{22}^T \\ \mathbf{F}_{22}\mathbf{S}\mathbf{F}_{12}^T & \mathbf{F}_{22}\mathbf{S}\mathbf{F}_{22}^T \end{bmatrix}$$

The \mathbf{S} matrix is obtained as:

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_y^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_z^2 \end{bmatrix} \quad (28)$$

Note that in practice, the process noise covariance matrix \mathbf{Q} is assumed diagonal.

The process noise covariance matrix \mathbf{Q} is given by:

$$\mathbf{Q} \approx \begin{bmatrix} \frac{1}{12}\frac{\sigma^2}{I_{xx}^2}\Delta T^3 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{12}\frac{\sigma^2}{I_{yy}^2}\Delta T^3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{12}\frac{\sigma^2}{I_{zz}^2}\Delta T^3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{\sigma^2}{I_{xx}^2}\Delta T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\sigma^2}{I_{yy}^2}\Delta T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\sigma^2}{I_{zz}^2}\Delta T \end{bmatrix} \quad (29)$$

where σ^2 is the system noise intensity of the system equation.

5.1.1.2. State vector propagation. The prediction of the state vector \hat{x} is numerically obtained as:

$$\bar{\mathbf{x}}_{k+1} = \hat{\mathbf{x}}_k + \int_{t_k}^{t_{k+1}} \dot{\mathbf{x}} dt \quad (30)$$

where $\bar{\mathbf{x}}$ is the propagated “x” vector, \hat{x} is the corrected “x” vector, and \dot{x} is the derived vector.

The integration in the state propagation is accomplished by numerical integration. This cyclic process is computationally intensive. Therefore, to reduce the computational demand without sacrificing significant accuracy, an Adam's 2nd order numerical integrator was implemented rather than a more complex but more accurate integrator.

The second Adams integrator is defined as:

$$x_{n+1} = x_n + \frac{1}{2}(3\dot{x}_n - \dot{x}_{n-1})dt$$

where dt is the integration step size.

Specifically

$$\bar{q}_{k+1} = \hat{q}_k + \frac{1}{2} \int_{t_k}^{t_{k+1}} (\mathbf{\Omega}q)dt \quad (31)$$

where \bar{q} is the propagated quaternion vector, \hat{q} is the corrected quaternion vector.

$$\bar{\omega}_{k+1} = \hat{\omega}_k + \int_{t_k}^{t_{k+1}} \mathbf{I}^{-1}[\mathbf{N} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega}]dt \quad (32)$$

with $\bar{\omega}$ is the propagated body rates vector, $\hat{\omega}$ is the corrected body rates vector, and $\mathbf{N} = \mathbf{N}_{GG} + \mathbf{N}_M$ is the disturbance torque.

We notice that Eq. (32) was expressed in the absence of \mathbf{h} and $\dot{\mathbf{h}}$ wheels and \mathbf{N}_D in order to simplify the model and to remind the reader that we are improving the effect of the orbit eccentricity on the satellite pointing knowledge, it is not necessary to complicate the mathematical model and also reduce the operations number.

5.1.2. Correction cycle

5.1.2.1. Compute observation matrix. The spacecraft attitude measurement system consists of several components such as 4 sun sensors and 2 magnetometers; the observation matrix is given by Hashida (2004).

$$\begin{aligned} H_k &= \frac{\partial z_B}{\partial y} \\ &= \left[\frac{\partial A}{\partial(\delta q_1)} z_{LO} \quad \frac{\partial A}{\partial(\delta q_2)} z_{LO} \quad \frac{\partial A}{\partial(\delta q_3)} z_{LO} \dots \right. \\ &\quad \left. \frac{\partial A}{\partial(\delta \omega_x)} z_{LO} \quad \frac{\partial A}{\partial(\delta \omega_y)} z_{LO} \quad \frac{\partial A}{\partial(\delta \omega_z)} z_{LO} \right] \\ &= [2 \cdot C(Az_{LO})0_{3 \times 3}] \end{aligned} \quad (33)$$

where, \mathbf{z}_B is measurements of system state, either sun-sensor or magnetometer.

z_{LO} : Orbit referenced measurements, from orbit model prediction (IGRF).

The magnetometer observation model is as follows:

$$\mathbf{B}_{BY} = \mathbf{A}\mathbf{B}_{LO} + \mathbf{n}$$

where

$\mathbf{B}_{BY} = [B_x^{BY} \ B_y^{BY} \ B_z^{BY}]$, $\mathbf{B}_{LO} = [B_x^{LO} \ B_y^{LO} \ B_z^{LO}]$ are Earth magnetic field vector with respect to the body axis and local orbit coordinate system and $\mathbf{n} = [n_x, n_y, n_z]^T$ is a zero mean measurement noise vector.

The observation noise variance matrix \mathbf{R} is assumed to be

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \text{var}(n_x) & 0 & 0 \\ 0 & \text{var}(n_y) & 0 \\ 0 & 0 & \text{var}(n_z) \end{bmatrix} \quad (34)$$

The measurement noise covariance matrix \mathbf{R} entails the expected error in the states themselves, derived from the precision of the system model.

Similarly, the sun sensor observation model is as follows:

$$\mathbf{S}_{BY} = \mathbf{A}\mathbf{S}_{LO} + \mathbf{m} \quad (35)$$

where $[\mathbf{S}_{BY} = [S_x^{BY} \ S_y^{BY} \ S_z^{BY}]]$, $\mathbf{S}_{LO} = [S_x^{LO} \ S_y^{LO} \ S_z^{LO}]$ are solar vectors with respect to the body axis and local orbit coordinates system and $\mathbf{m} = [m_x, m_y, m_z]^T$ is a zero mean measurement noise vector.

The observation noise variance matrix \mathbf{R} is assumed to be:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \text{var}(m_x) & 0 & 0 \\ 0 & \text{var}(m_y) & 0 \\ 0 & 0 & \text{var}(m_z) \end{bmatrix} \quad (36)$$

5.1.2.2. Compute Kalman gain matrix. The Kalman gain matrix is obtained as:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k \mathbf{H}_k^t [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k \mathbf{H}_k^t + \mathbf{R}_k]^{-1} \quad (37)$$

– Update auxiliary state.

The state update is given by

$$\hat{y}_{k+1} = \bar{y}_{k+1} + \mathbf{K}_{k+1}(\mathbf{z}_B - \mathbf{A}\mathbf{z}_{LO}) \quad (38)$$

where \bar{y}_{k+1} is the propagated differential state vector and \hat{y}_{k+1} is the corrected differential state vector.

– Update covariance.

A simple form of the covariance matrix was used in this study, which is given by the following expression:

$$\hat{\mathbf{P}}_{k+1} = (\mathbf{I}_{6 \times 6} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}) \bar{\mathbf{P}}_{k+1} \quad (39)$$

– True state update.

$$\delta q_4 = \sqrt{1 - \delta q_1^2 - \delta q_2^2 - \delta q_3^2} \quad (40)$$

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{q}} = \delta \mathbf{q} \otimes \bar{\mathbf{q}} \\ \hat{\boldsymbol{\omega}} = \bar{\boldsymbol{\omega}} + \delta \boldsymbol{\omega} \\ \hat{\mathbf{x}} = [\hat{q}_1 \ \hat{q}_2 \ \hat{q}_3 \ \hat{q}_4 \ \hat{\omega}_x \ \hat{\omega}_y \ \hat{\omega}_z]^T \end{cases} \quad (41)$$

6. Results and discussion

We present in this section the different results, those issued from simulation and those from flight data. Note that the different simulations are performed on the Alsat-1 satellite.

6.1. Simulation results

The results presented in this sub-section were obtained with a simulator that implements the dynamics of the satellite using C code, MATLAB and SIMULINK. The spacecraft simulation model includes the attitude dynamics and kinematics. External disturbance torques, include gravity gradient, magnetic disturbances, and aerodynamic drag are simulated. Due to the construction of the model, it is quite simple to simplify the model to discount all disturbances torques etc. or to precisely model gravity gradient (including boom deployment), magnetic (including commanded magnetic moment), drag, reaction wheel effects, and other disturbance torques.

These simulations are required to generate realistic measurements for the 6-State EKF used as an input. This filter takes the measurement vectors (in the body frame) from magnetometers and sun sensors and combines them with the corresponding modeled vectors (in the inertial reference frame) in order to estimate the attitude and its rate. A summary of the operating constants is presented in this section (see Table 1). Note that the assumed integration time step (Δt_{int}) is 1 s unless otherwise specified.

To study the effectiveness and the performance of the spacecraft mission and its attitude in the event where there is no control available of the orbital elements before and after deorbiting the satellite, the detailed response of the system is numerically simulated using the set of governing equations of motion Eq. (1) formulated in an elliptic orbit configuration.

The influence of the orbit eccentricity on the ADCS subsystem performance of a LEO satellite subjected to a gravity gradient torque is investigated. The following conclusions can be made:

6.1.1. Nominal performance

We first study the attitude motion of the spacecraft orbiting in a circular orbit (i.e., $e = 0$) and a quasi-circular orbit

(i.e., $e = 0.01$). Fig. 6 shows the gradient gravity torque, if any principal axis is parallel to orbit normal, the secular gravity gradient torque is zero; the torque does not depend on the yaw (ψ) angle, i.e., it is not affected by the vertical spin this is due to the diagonal values of the inertia tensor.

The simulation shows that the orbit's eccentricity causes periodic variations of the gravity torque, which lead to oscillation of the satellite about the y -axis normal to the orbit-plane. The required accuracy of the satellite's attitude may be one of the factors determining the allowable eccentricity of the orbit, if the satellite is to be stabilized by the gravity torque.

The gravity gradient torque is dependent on the eccentricity which affects the pointing error, therefore the estimation error of our filter.

Fig. 7 shows the attitude response of the spacecraft in the presence of initial attitude conditions according to Table 1. For both cases, by integrating Eq. (8) and by following the algorithm made up of several steps that are detailed in Section 4 give the best performance of pointing knowledge.

Fig. 8 shows the state error estimation. We see clearly that the attitude errors are close to zero. We simulate 10 orbits and we compute the Euler angles root mean square error (RMSE) for the last orbit. The angular error is approximately 0.11° for $e = 0$ and 0.12° for $e = 0.01$ which results in the best attitude determination accuracy and satisfy design requirements.

It is shown that, when the eccentricity value is less than 0.01, the pitch angle is very stable and the satellite can be operated successfully.

The static simulations consist of 10,000 Monte-Carlo runs by which the objective is to analyze the accuracy performance of the attitude algorithm for the EKF 6-State. For each Monte-Carlo run, an Euler angle was picked randomly from a population that spanned the 2-1-3 Euler angle space; the starting attitude came from a uniform population between $\pm 10^\circ$. Once the Euler angles were picked, the magnetometer and sun sensor measurements that corresponded to this attitude were generated. Fig. 9 shows the histogram of attitude errors for 10,000 Monte-Carlo runs.

The overall convergence characteristics of the algorithm are very good, convergence is rapid and assured. The algorithm never diverged over all the 10,000 Monte Carlo runs.

Table 1
Simulation parameters (Si Mohammed et al., 2009).

Parameters	Values
Orbit altitude (km)	686
Orbit eccentricity	0
R_0 (km)	6378
μ_e ($\text{km}^3 \text{s}^{-2}$)	398,600
Sampling period (s)	10
Spacecraft matrix of inertia [$I_{xx} I_{yy} I_{zz}$] (kg m^2)	[158 158 5]
Initial conditions [$\varphi_0 \theta_0 \psi_0$]	[-220]
Magnetometer measurement error variance in X/Y/Z axis (μT) ²	(0.3) ²
Sun sensor measurement error variance in X/Y/Z axis (deg) ²	(0.1) ²

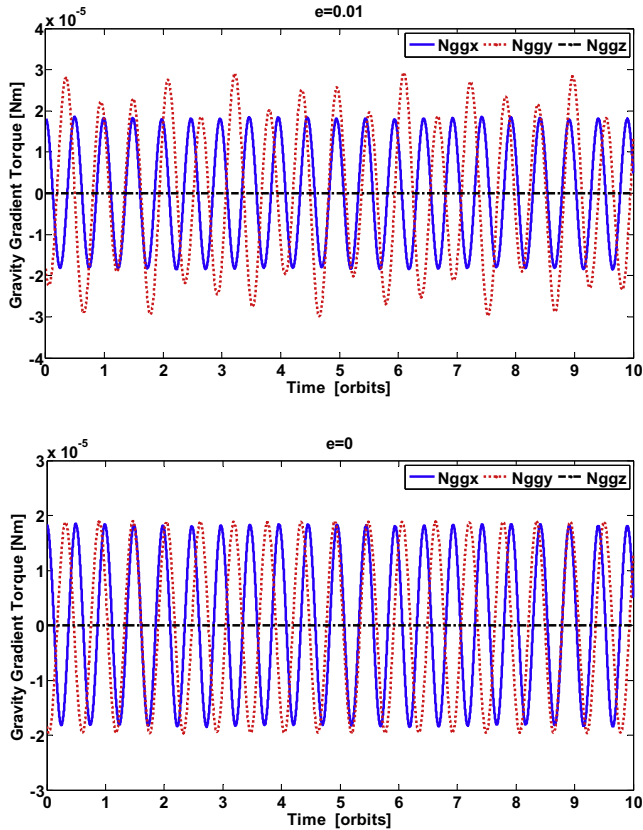


Fig. 6. Gravity gradient torque.

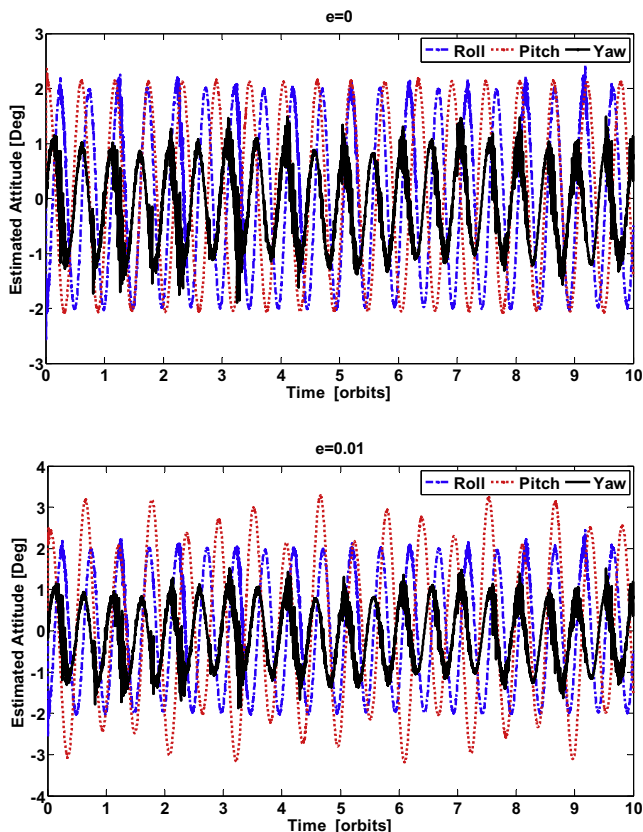


Fig. 7. Estimated attitude.

The attitude standard deviation of the split filter was computed for the last orbit after 10 min of convergence.

Figs. 10 and 11 show the RMSE as a function of eccentricity. We can see that the RMSE overall estimate for the value of $e = 0.5$ gives an RMSE of 0.5 and beyond this value the error estimation is not acceptable according to the satellite mission requirements and this eccentricity value causes a large oscillation of the gravity gradient boom. This significantly affects the pitch axis which represents the Alsat-1 referred camera axis.

We notice that the behavior of the eccentricity $e < 0.95$ differs than in the case of $e \geq 0.95$, this resides in the fact that if we approach the parabolic orbits, i.e., $e = 1$, in this situation the system is strongly disturbed until it leaves the terrestrial attraction.

6.1.2. Insignificant performance

In the case of a high value of eccentricity the satellite produces a strong torque; about the pitch and the roll axes which disturb the desired orientation of the satellite and beyond 0.01, the ADCS subsystem becomes unstable.

This situation may occur after the period of deorbiting phase. The satellite, in this situation, is fragile in front of the existence of the disturbances.

We notice that the performance of the Alsat-1 Kalman Filter for eccentricities about $e = 0.1$ are always good (see Figs. 12 and 13) in spite of the performances in terms of mission are unacceptable and it is impossible to take images. Nevertheless, the satellite can transmit the telemetries which can be used as experimental data.

Fig. 13 shows the gravity gradient torque according to eccentricity value, we notice that the satellite is not affected by the torque in the z axis.

6.2. Flight results

This section describes the orbit results of the Alsat-1 attitude determination and control system algorithm which has been demonstrated before and after the de-orbit phase.

A total of thirteen (13) firings had been performed at this stage for different sequences and firings durations. After this, and because the orbit target for this mission is 686 km, a series of firings were undertaken from the 26th March to 29th April 2003 in order to correct the altitude injection error of the launch vehicle. In total, 155 firings were performed with a total firing duration of 27,150 s (7 h 32 min 30 s). At the end of this stage, Alsat-1 had decayed by 29 km in altitude. Fig. 14 shows the altitude history of Alsat-1 during its lifetime (Amri and Gibbon, 2012). Fig. 15 shows the eccentricity history of Alsat-1 during its lifetime.

Table 2 gives a summary of the propulsion operations during the deorbiting phase.

Alsat-1 performances in terms of pointing are always good during the periods before and after the deorbiting phase as shown in Figs. 16 and 17.

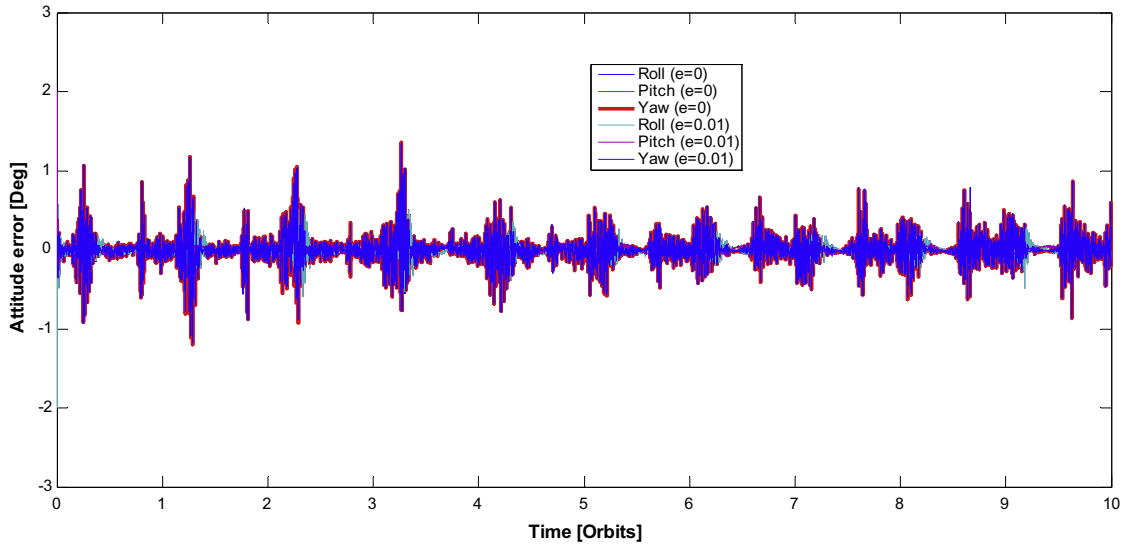


Fig. 8. State error estimation.

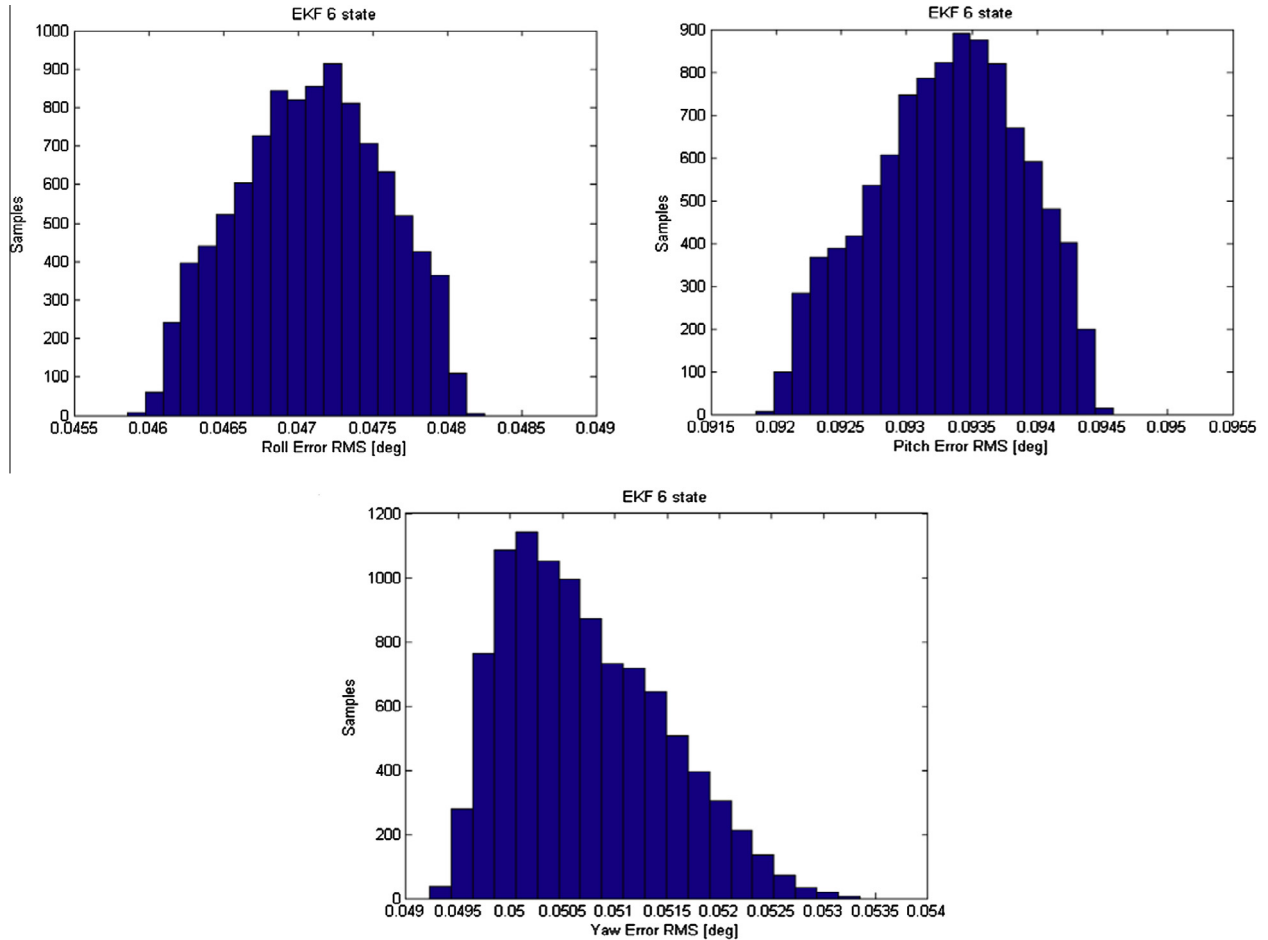


Fig. 9. Histogram of attitude RMS (6-State EKF) for 10,000 Monte-Carlo runs (number of occurrence $N1 + N2 + \dots + N20 = 10,000$).

6.3. Analysis and comparison

Based on the preceding simulation and flight results, the filter was stressed for different values of eccentricity. Remarks which can be made are as follows:

- After the phase-orbiting satellite is nominally still maintaining the orbital parameters and attitude even though the absence of orbital corrections. But over time these parameters will undergo by the orbital perturbations that affect the satellite mission.

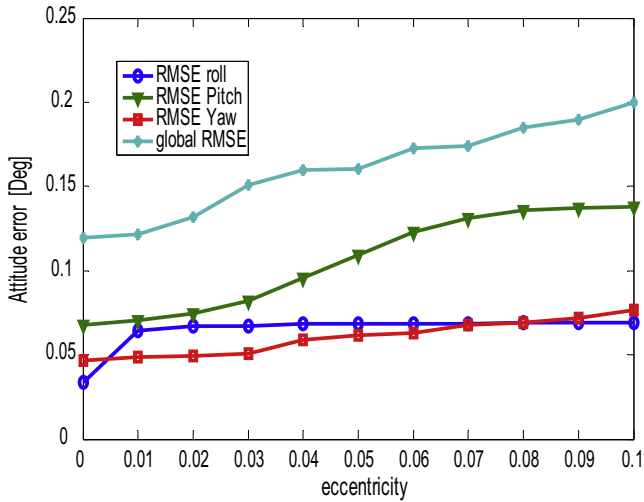


Fig. 10. Attitude error vs. eccentricity ($e < 0.1$).

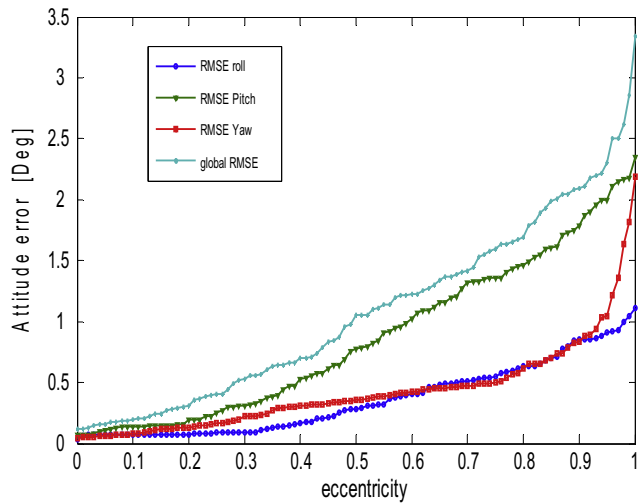


Fig. 11. Attitude error vs. eccentricity ($e > 0.1$).

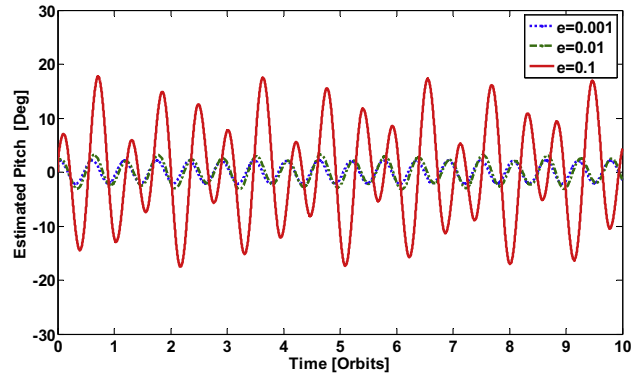


Fig. 12. Estimated pitch according to eccentricity value.

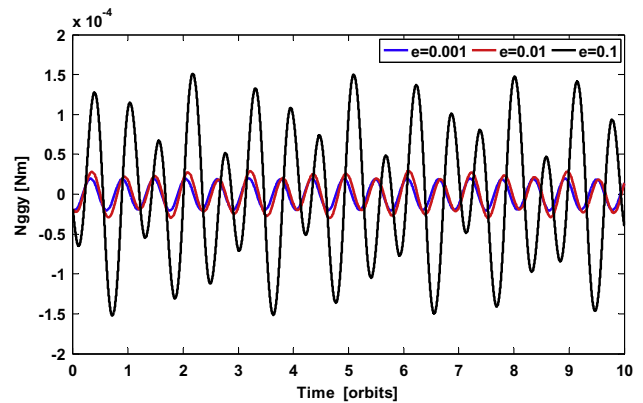
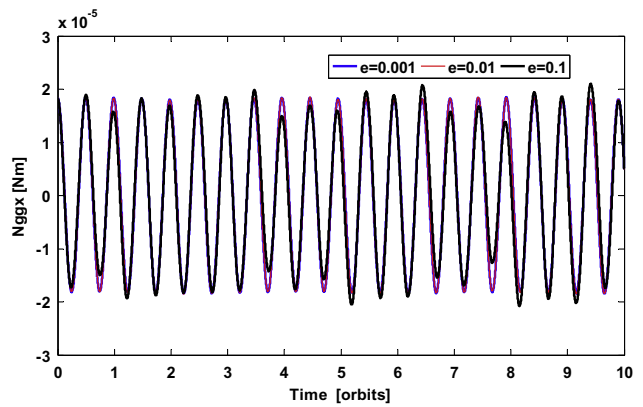


Fig. 13. Gravity gradient torque according to eccentricity value.

- In this first phase of the satellite’s life after de-orbiting operation, the pointing performances are always good.
- Fig. 18 is derived from a complete simulation with Matlab including wheels and magneto-couplers to keep the similar conditions as for the flight model.
- We notice that for eccentricity $e = 0.0025$ (after deorbit phase) the results obtained from the simulation are in good agreement with those from flight results.
- For high orbital parameters degradation and in particular the eccentricity of the orbit, the satellite will lose the performance pointing as it was described in the simulation (case of high eccentricity).
- This situation can happen to satellites in similar conditions and the satellite carrier of long structures and appendages.

- To avoid any system failure, scenarios must be provided for proper operability of satellites and to avoid any risk of the mission failure.

Table 3 shows the Alsat-1 attitude requirements, standard deviation (STD) of the simulation and Alsat-1 in-orbit attitude for imaging mode.

The in orbit results proved that these attitude estimators meet successfully the ADCS requirements. The attitude error is about 0.44° .

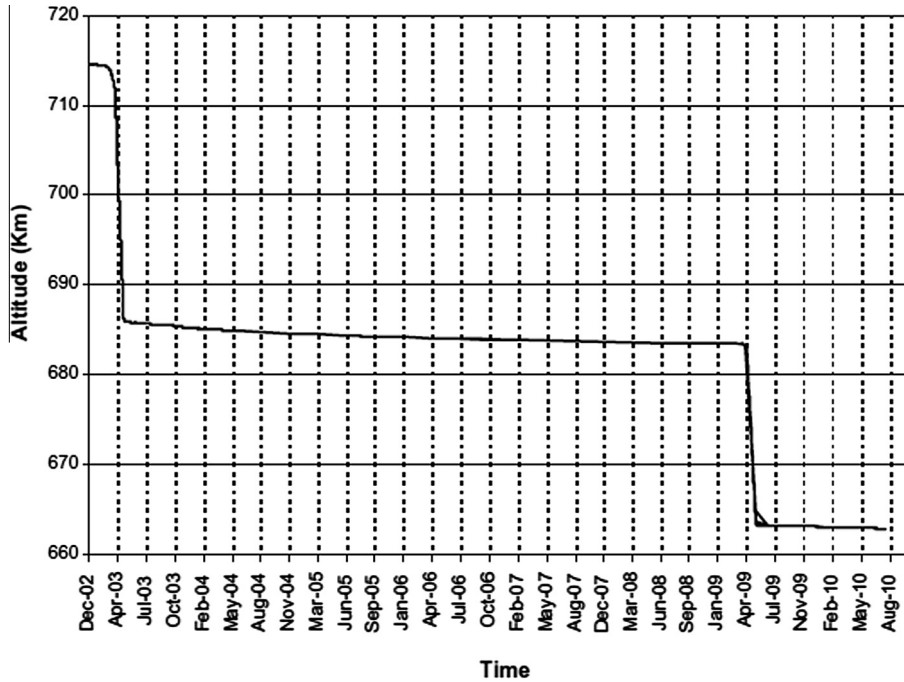


Fig. 14. Alsat-1 altitude history (Amri and Gibbon, 2012).

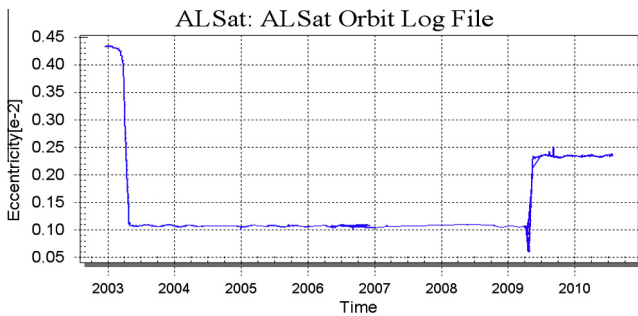


Fig. 15. Alsat-1 eccentricity history.

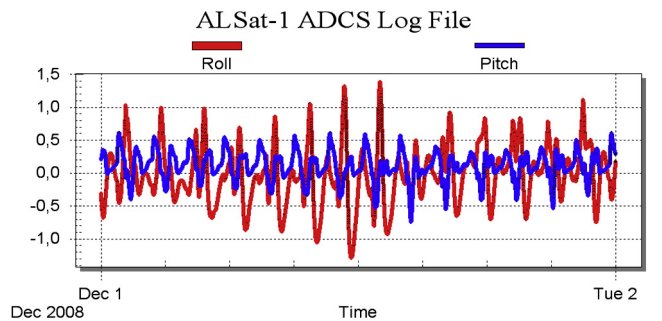
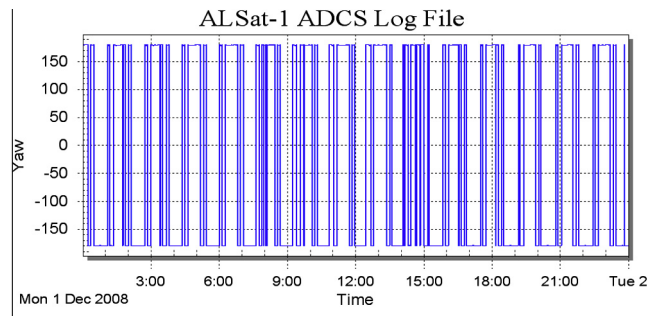


Fig. 16. Alsat-1 ADCS performance before deorbiting phase.

Table 2
The propulsion operations (Amri and Gibbon, 2012).

Parameters	Deorbiting
Date	02nd April to 17th May 2009
Firing number	185–273 (89 firings)
Total firing duration	04 h 21 min 08 s
Consumed mass (g)	623.156
Delta V (m/s)	6.758

7. Conclusion

In this paper, we analyzed the performance of a LEO satellite stabilized by a gravity gradient boom, namely Alsat-1, before and after the deorbiting phase. The results show that the orbit eccentricity parameter has influences on the satellite attitude performance and its mission.

Based on this analysis, one can conclude that tethered satellites, even if other features can happen for such systems, are facing angular instability problem and this is

due to the orbit eccentricity which creates micro-vibrations that affect the geocentric pointing. Consequently, space vehicles such as satellites, orbital stations and tethered satellites, using the gravity gradient boom, and those having long appendages are strongly affected by disturbance due to the high eccentricity in the case of an elliptical orbit.

Furthermore, the Quaternion based Extended Kalman Filter analyzed in this paper, achieved satisfactory results

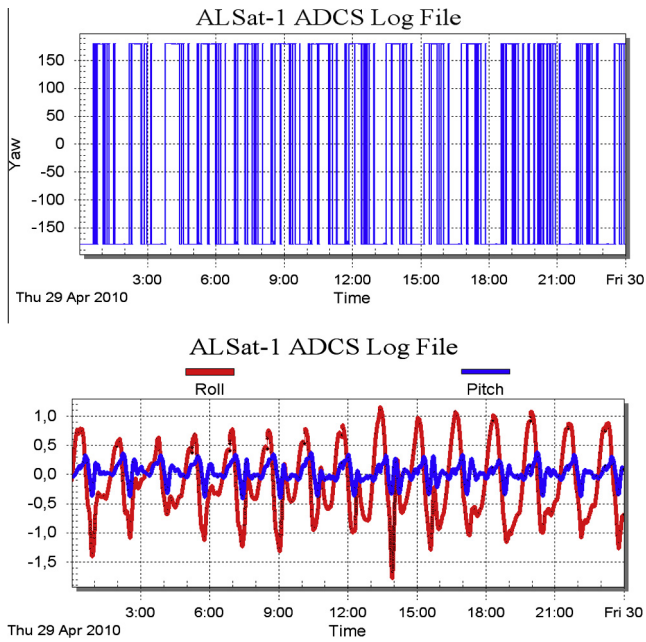


Fig. 17. Alsat-1 ADCS performance after deorbiting phase.

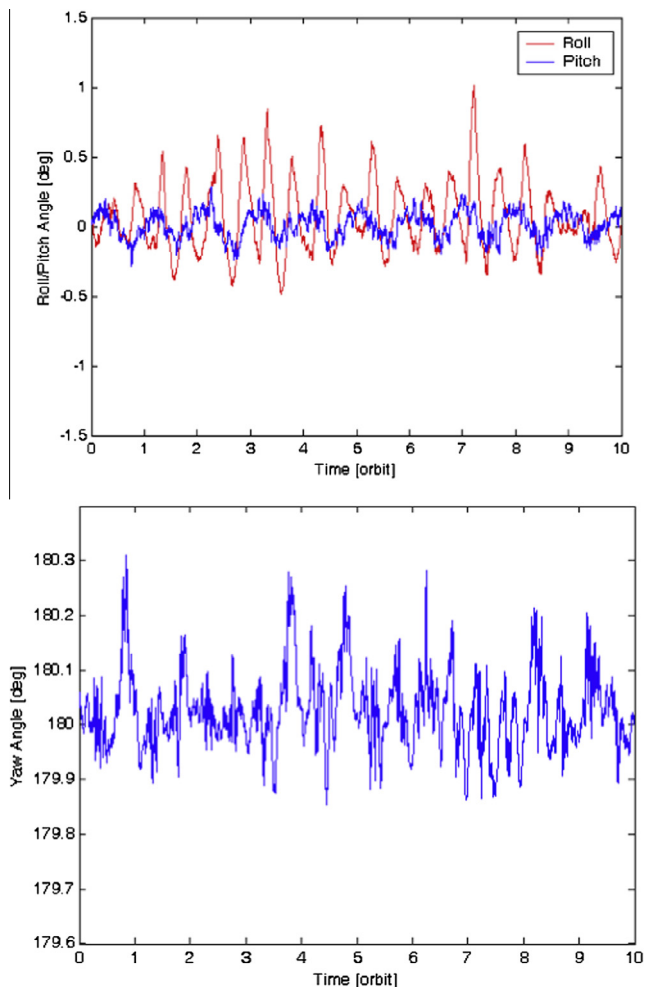


Fig. 18. In orbit Alsat-1 attitude during imaging mode.

Table 3

Alsat-1 attitude requirements, STD of the simulation and in-orbit Alsat-1 attitude for imaging mode.

Attitude	Alsat-1 requirements	Estimated attitude simulation	In orbit Alsat-1 attitude
Roll (°)	1	0.33	0.20
Pitch (°)	1	0.18	0.30
Yaw (°)	0.5	0.45	0.26
Angles (°)	1.50	0.58	0.44

for eccentricity values less than 0.4 with respect to pointing system accuracy. However, singularities were observed for eccentricity values greater than 0.4.

The different results obtained in this paper are very helpful in the preliminary design stage of the spacecraft and which is a very promising application of tethered satellite technology.

Acknowledgments

The authors wish to thank the Centre of Space Techniques and Surrey Satellite Technology for their support to perform this work and Alsat-1 project manager, Mr. Mohamed Bekhti.

References

Alsaif, K., Al-Dakkan, K., 2005. Gravity gradient effect on a LEO satellite with an elliptic orbit and unsymmetrical mass properties. *J. King Saud Univ.* 18, 139–160, Riyadh.

Amri, R., Gibbon, D., 2012. In orbit performance of butane propulsion system. *Adv. Space Res.* 49, 648–654.

Ashenberg, J., Lorenzini, E., 1999. Active gravity gradient stabilization of satellite in elliptic orbits. *Acta Astronaut.* 45, 619–627.

Bekhti, M., Sweeting, M.N., 2008. Power system design and in orbit performance of Algeria’s first micro satellite Alsat-1. *J. Electr. Power Syst. Res.* 78, 1175–1180.

Boyere, E., 2009. Dynamique linéaire des poutres, cas de poutre élançée, encastree-libre, avec masse ou inertie excentree, Code_Aster.

Brown, R.G., Hwang, P.Y.C., 1992. *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering*, second ed. John Wiley & Sons Inc.

Brown, R.G., Hwang, P.Y.C., 1997. *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering*, New York, Chichester, Brisbane, Toronto, Singapore.

Burkhardt, H., Sippel, M., Krülle, G., Fritsche, B., 2002. Evaluation of propulsion systems for satellite end-of-life de-orbiting. *AIAA 4208*.

Chen, Y.H., Hong, Z.C., Chern, J.S., 2000. Aerodynamic and gravity gradient stabilization for microsattellites. *Acta Astronaut.* 46, 491–499.

Frik, M., 1970. Attitude stability of satellite subjected to gravity gradient and aerodynamic torques. *AIAA J.* 8, 1780–1785.

Gelb, A., 1989. *Applied Optimal Estimation*, Cambridge, Massachusetts, London.

Gießelmann, J., 2006. Development of an active magnetic attitude determination and control system for picosatellites on highly inclined circular Low Earth Orbits. RMIT University, Msc thesis.

Hashida, Y., 2004. ADCS design for future UoSAT standard platform, Surrey Satellite Technology Limited Internal Technical Note, Surrey Space Centre, Guilford, UK.

- Matthew, J. Hale, Paul Vergez, Maarten, J. Meerman, Hashida, Y., 2004. Kalman Filtering and the Attitude Determination and Control Task, AIAA-6018.
- MSC.Software Corporation, 2001. Introduction to MSC.Patran, MSC.Patran Version 2001.
- Ravindran, R., Hughes, P.C., 1972. Optimal aerodynamic attitude stabilization of near-Earth satellite. *J. Spacecraft* 9, 499–506.
- Roach, R., 1968. Effects of orbit ellipticity on spacecraft flexible motion. In: Am. Inst. Earon. & Astr., Annual Meeting & Tech, Display, 5th Philadelphia AIAA-1118.
- Shrivastava, S., Modi, V., 1983. Satellite attitude dynamics and control in the presence of environmental torques. *A Brief Survey J. Guidance* 6, 461–470.
- Si Mohammed, A.M., Benyettou, M., Boudjemai, A., Hashida, Y., Sweetng, M.N., 2009. Three axis attitude control system for gravity gradient stabilised microsatellite. *Acta Astronaut.* 64, 796–809.
- Steyn, W.H., 1995. A multi-mode attitude determination and control system for small satellites (Ph.D Thesis). University of Stellenbosch, South Africa.
- Timothy, R. Penn, 2012. All Source Sensor Integration Using an Extended Kalman Filter, Msc thesis.
- Wertz, James R., 1978. *Spacecraft Attitude Determination and Control*, D. Reidel Pub Co., USA.
- Zanardi, M., Real, F., 2003. Environmental torques acting on a low earth orbiter cylindrical spacecraft. *Adv. Space Res.* 31, 1981–1986.