



Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2023

Révision : 0 Date :



NOTE TECHNIQUE : DÉFINITION DE LA STRUCTURE DE LA MISSION ESUS

	Date	Signature
Préparé par : ATTIA-CHEMLA Allan DAVID Clément TISSOT Erwan HELIAL Mehdi HELAINE Alexian	29/04/2024	
Approuvé par : Ingénieurs Système ESUS : LAURENT Tom VEDRENNE Juliette	15/05/2024	
Pour application (Responsable Centre Spatial étudiant) : LAUX CHRISTOPHE CentraleSupélec		



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 2

HISTORIQUE DES MODIFICATIONS

Ed.	Rev.	Date	Modifications	Visa
0	0	29/04/2024	Création du document	TL
1	0	21/04/2022	Mise à jour du document	
2	0	28/04/2022	Modification et mise à jour du document	
2	1	30/05/2022	Finalisation et dernières modifications	
3	0	03/05/2023	Mise à jour du document avec les travaux de la période 2022- 2023	
4	0	14/05/2023	Mise à jour du document avec les travaux de la période 2023- 2024	
5	0	15/05/2024	Approbation du document	TL
6	2	30/05/2024	Modification après le point clé	
7	0	30/05/2024	Approbation du document	TL



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024
Edition : 3 Date : 14/05/2024
Révision : 0 Date :
Page : 3

Table de matières

1. Contexte	4
2. Objectifs.....	4
3. Etude mécanique	5
3.1. Contraintes spécifiques imposées par le lanceur	5
3.2. Modélisation mécanique selon les spécifications du déployeur	6
4. Choix de la structure commerciale	9
5. Modèle SolidWorks.....	10
5.1. Liste des composants	10
5.2. Assemblage et repères	13
5.3. Caractéristiques techniques	18
6. Tests et simulations de la structure	18
6.1. Hypothèses pour la simulation.....	19
6.2. Résultats des simulations de la structure à vide	20
6.3. Résultats des simulations de l'assemblage	23
7. Essais vibrations sur le STM	23
8. Conclusion et perspectives	24

Dans le document suivant on désignera par *Work Package* (WP) un groupe de travail de l'équipe de la mission ESUS (exemples : WP Structure, Thermique, ADCS, ...). Le travail des différents WPs est coordonné par les System Engineers (les SEs).

[1] « CubeSat 101 : Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers », October 2017, NASA, https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2017/03/nasa_csli_cubesat_101_508.pdf

[2] « EXOpod User Manual », 06/09/2022, Exolaunch GmbH, https://exolaunch.com/documents/EXOpod_User_Manual_September_2022.pdf



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 4

1. Contexte

La mission ESUS a pour but de vérifier les performances d'un algorithme de traitement numérique d'image de sorte à transmettre à la Terre uniquement les clichés exempts de perturbations météorologiques (nuages), ou autres incommodités, et donc exploitables pour le traitement de données a posteriori.

Elle a pour objectif second de proposer une première validation d'un démonstrateur interférométrique réalisé par le laboratoire XLIM de l'université de Limoges. Ceci aura lieu par le biais d'un module fourni par XLIM, nommé FIDES, muni d'un interféromètre afin de mesurer la cohérence spatiale du Soleil.

Positionnement du WP Structure :

Le WP Structure occupe un rôle central entre tous les WP : Il propose une architecture qui répond aux besoins de tous les WP et il s'agit notamment d'intégrer leurs composants à un endroit optimal qui leur permet de fonctionner correctement. Son rôle est aussi d'assurer l'intégrité physique des composants lors de toutes les phases du vol. Si la structure ne résiste pas ou si elle n'assure pas le bon fonctionnement de l'ensemble des composants, la mission échoue purement et simplement. Le WP Structure doit prendre conscience de ces risques et endosse alors la responsabilité de mener les études mécaniques nécessaires pour réduire les risques.

2. Objectifs

Les objectifs du projet sont :

1. Définir et étudier les *contraintes mécaniques* tout au long de la mission, surtout pendant la phase de lancement et en prenant en compte les vibrations et chocs. En déduire un cahier des charges mécaniques, quantitatif et spécifique, qui servira de base pour les simulations numériques et les tests expérimentaux.
2. Développer un *assemblage* des composants détaillé sur un logiciel CAD Catia/SolidWorks qui optimise les critères mécaniques et qui correspond parfaitement aux besoins des autres WPs. Le processus est itératif et dépend fortement des résultats obtenus au sein du projet. Une modélisation des composants plus détaillée et réaliste est envisagée. Il est ainsi envisagé d'atteindre un niveau de détail supérieur à de simples blocs et surtout d'intégrer les moyens de fixation.
3. Faire des *simulations* selon le cahier de charges mécaniques de l'assemblage en prenant en compte la fixation des composants à la structure. En pratique, les simulations seront faites sur des logiciels différents pour pouvoir comparer les résultats et éviter les conclusions erronées sur la résistance de



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 5

l'ensemble. Il est essentiel de se donner une idée de la *faisabilité* en termes d'occupation de l'espace interne du satellite.

4. Calcul des *grandeurs mécaniques* comme la matrice d'inertie, le taux d'occupation du volume disponible et la position du centre de gravité, éléments essentiels aux autres WPs.

5. Confirmer les résultats de simulations sur une maquette de la structure.

3. Etude mécanique

Afin d'être capable de modéliser les contraintes imposées sur notre structure, nous avons commencé par étudier les conditions de chargement qui s'appliquent pour une mission spatiale.

Les charges mécaniques dimensionnantes pour une mission CubeSat apparaissent au sein du lancement et du déploiement du CubeSat de sa boîte d'interface. Nous avons supposé que lors de la phase de Detumbling, les charges sont à négliger car elles sont, en ordre de grandeur, moins importantes que celles liées à la fusée et au déployeur.

Des conditions de charges statiques et dynamiques peuvent être imposées à la structure indépendamment ou simultanément. Elles dépendent du choix du lanceur et des différentes étapes de vol. Les excitations sont d'origine aérodynamique (vent, rafales ou tremblements à vitesse transsonique) ou dues aux systèmes de propulsion (accélération longitudinale, accumulation de poussée ou transitoire de queue, couplage structure-propulsion).

3.1. Contraintes spécifiques imposées par le lanceur

Pour pouvoir valider la faisabilité de la mission concernant la résistance mécanique structurelle et la durabilité, nous avons choisi d'étudier 4 lanceurs différents : Ariane 6, Falcon, Soyouz et Véga.

Les porteuses de charge utile permettent à de petits satellites de moins de 200 kg de se greffer sur le lancement de la charge utile principale, ce qui permet de combiner efficacement les charges utiles dans une même mission. Il peut accueillir toutes sortes de petits satellites pour toutes les orbites. Le satellite est attaché à une structure porteuse configurable et modulaire.

Les contraintes mécaniques retenues pour les simulations et essais sont les suivantes : quasi-statique, vibrations sinusoïdales, vibrations aléatoires, modes propres. Ces contraintes sont détaillées dans la Note Technique Mission – Lanceur 2023, qui regroupe l'ensemble des lanceurs retenus pour effectuer la mission. **On retiendra que le lanceur Vega est le plus contraignant d'un point de vue mécanique.**



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 6



Figure 1 : Piggyback d'Ariane 6

3.2. Modélisation mécanique selon les spécifications du déployeur

Inspiré par les missions Aerosat et EyeSat, nous avons analysé les spécifications du déployeur ISIPOD de ISISPACE afin de vérifier la possibilité de lancer notre satellite avec cet interface lanceur. De plus, les développements faits nous indiquent des valeurs des charges mécaniques à prendre en compte.

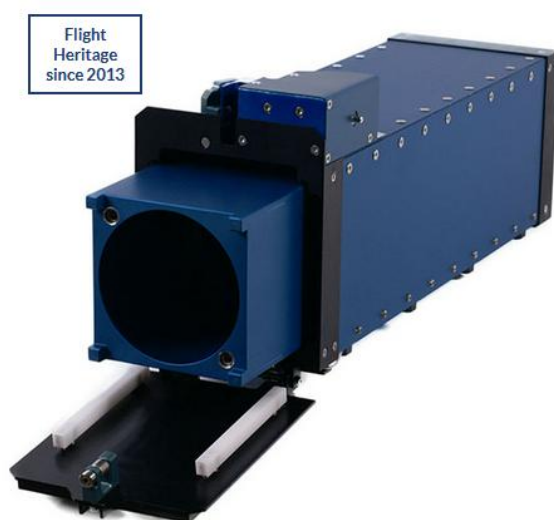


Figure 2 : Déployeur ISIPOD

L'ISIPOD peut contenir les satellite 3U avec une enveloppe intérieure de 100 x 100 x 340.5 mm. Notre satellite ayant ces mêmes dimensions extérieures, il rentre donc correctement dans l'emplacement. De plus, étant donné que l'ISIPOD laisse une tolérance de 9mm sur les cotés, cela nous



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 7

permet de rentrer tout le satellite avec quelques éléments qui dépassent de la structure 3U vide tels que les panneaux solaires d'une épaisseur de 8mm, la protection extérieure en aluminium d'une épaisseur de 1mm, ainsi que l'antenne bande S réceptrice, d'une épaisseur de quelques millimètres. L'interface de CalPoly avec une tolérance de 6.5mm ne laisserait donc pas assez d'espace.

La masse maximale admissible du payload est de 6 kg. Notre satellite avec une masse actuelle de 3kg étant bien inférieure à cette valeur vérifie donc aussi la contrainte du poids.

ISIPOD fonctionne et est utilisée depuis 2013 pour différentes missions, il est notamment qualifié sur Soyouz. Il a par ailleurs passé des tests fonctionnels, vibratoires, de chocs mécaniques et thermiques. Nous pouvons donc être confiant que ce déployeur fonctionnera.

Les grandeurs des charges mécaniques du déployeur sont données dans la figure 7.

Quasi Static Load = 15.0 g

Sine Vibration = 4.0 g 10 Hz to 100 Hz

Random Vibration = 14.1 grms @ 3 sigma

Shock Load = 20 g @100 Hz; 2000 g @ 2 kHz; 6000 g @ 8 kHz

Fn greater than 90 Hz

Figure 3 : Caractéristiques mécaniques du déployeur

3.3. Position des pins RBF selon les spécifications du déployeur

Le pin RBF doit être relié à notre EPS pour pouvoir déconnecter notre source d'énergie (batterie) du reste du circuit : "The RBF pin is a physical object that separates the CubeSat's power system from the rest of the circuitry (particularly the central processor). Ideally, the RBF pin is removed after the CubeSat is integrated into the flight dispenser, but it can be removed just prior to integration." [1]

Avec notre choix de panneaux solaires en pétale, nous ne pouvons pas placer les pins RBF sur les faces latérales de ESUS car ces pins ne seraient, alors, pas accessibles. Toutefois, quel que soit le déployeur choisi (Isipod, Exopod, QuadPack, ou DuoPack), il nous est indiqué que la face supérieure ou inférieure reste accessible lors de l'intégration.



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 8

LAUNCH CANISTER CONFIGURATIONS

ISIPOD



DuoPack



QuadPack 12U



QuadPack 16U



Pour EXOpod :

12U S4 – 4x3U Slots



Nous avons donc fait le choix de positionner ces pins RBF sur la face inférieure de ESUS, pour les placer au plus proche de notre source d'énergie (batterie).

Ainsi, ESUS doit, donc, être intégré dans le dépoyeur avec la face inférieure accessible.



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 9

4. Choix de la structure commerciale

L'utilisation d'une structure commerciale pour notre mission est raisonnable puisque nous n'avons pas de contraintes spécifiques inhabituelles. De plus, des normes doivent être respectées et les structures commerciales s'appliquent parfaitement ici.



Figure 4 : SM03 SPACEMIND

La structure SM03 de l'entreprise SPACEMIND a été retenue pour la mission. Les matériaux sont principalement de l'aluminium avec quelques inserts en acier inoxydable au bord des unités 1U, ce qui est différent des autres structures commerciales. Cela permet d'obtenir de bonnes conditions de rigidité sur toute la longueur de la structure. La gamme thermique de la structure qui est déterminée par ces matériaux est applicable pour notre mission et les contraintes du WP Thermique.

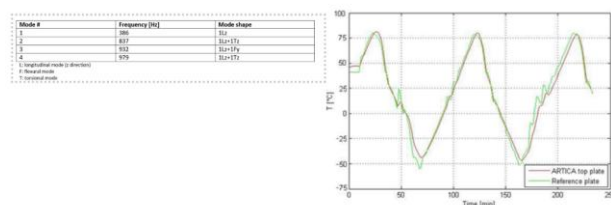


Figure 5 : Comportement mécanique structure



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024
Edition : 3 Date : 14/05/2024
Révision : 0 Date :
Page : 10

SPACEMIND vérifie et réalise chaque élément du produit dans le cadre de son cycle de production et un rapport fonctionnel est fourni pour chaque structure individuelle. Ces essais comprennent également des tests de vibration et des tests de chocs mécaniques qui sont importants afin d'assurer le bon fonctionnement de la structure.

Concernant notre changement de structure, SpaceMind nous a informé :

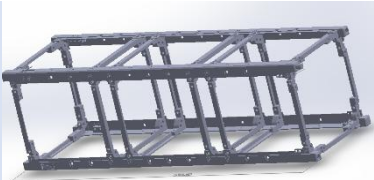
“Relative to the good norms to be applied to ensure the preservation of structural functions, it is necessary to undergo structural analysis of the new model. In particular, the frequency characterizing the structure's first eigenmode must be kept above 100 Hz. The current reference value is in the range of 200Hz. I therefore suggest subjecting the new design to modal and structural analysis. Once completed the analysis we can compare the results with the previous ones.”

5. Modèle SolidWorks

Le logiciel SolidWorks fut utilisé pour l'assemblage. Catia a été utilisé en complément pour des simulations.

5.1. Liste des composants

La liste des composants retenus pour la mission est détaillée dans le tableau ci-dessous. Toutes les Datasheets composants sont regroupées dans le dossier correspondant.

Composant	Modèle SolidWorks	Quantité
Structure externe Spacemind SM03 DataSheet : OK		*1



Mission ESUS

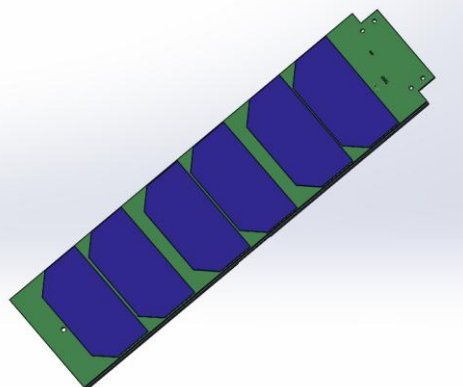
Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 11

Panneau
solaire NanoPower P110

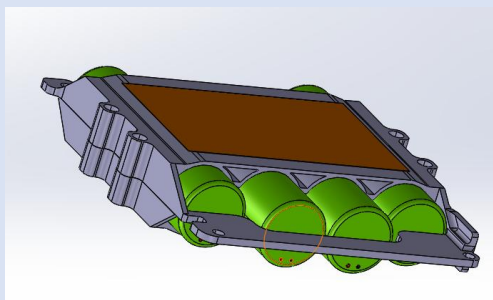
DataSheet : OK



*4

Batteries modèle CNES

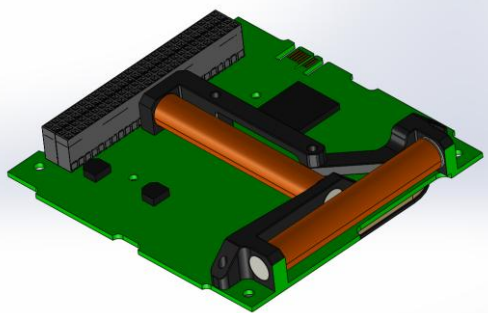
DataSheet : Manquante



*1

Magnétocoupleur 3 axes
ISIS Magnetorquer
Board

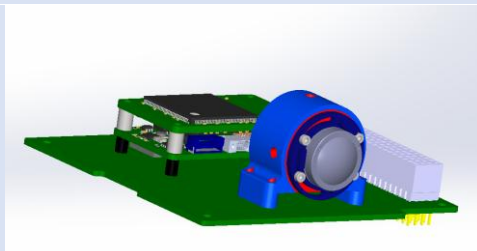
DataSheet : OK



*1

Caméra Crystalspace
CAM1U CubeSat Camera
modèle KIKAS

DataSheet : OK



*1



Mission ESUS

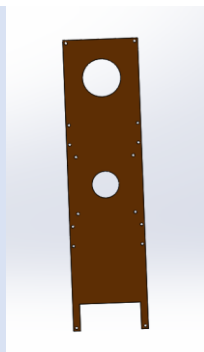
Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 12

Plaque en aluminium

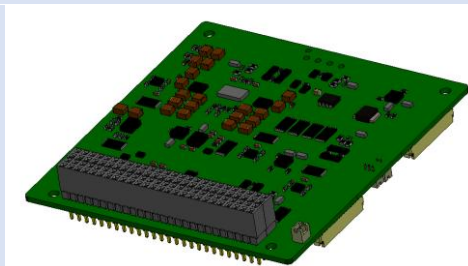
DataSheet : OK



*4

EPS (Energy Power System) modèle CNES

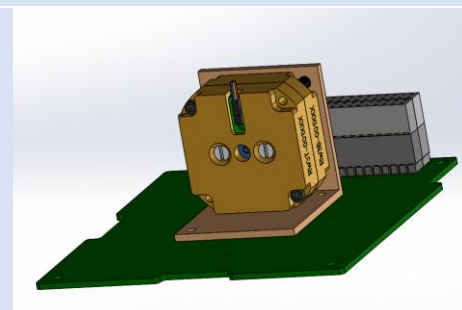
DataSheet : OK



*1

Roue à réaction RW-0.003 Sinclair

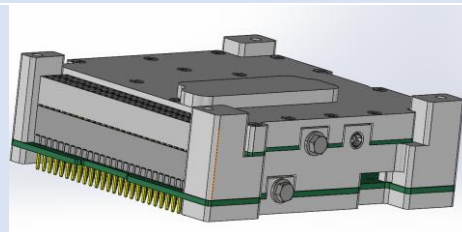
DataSheet : OK



*1

Module Bande S EWC31-NG (Syrlinks)

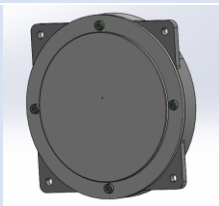
DataSheet : OK



*1

Antenne Bande S ANYWAVES-Compact-S-Band-TTC-Antenna

DataSheet : OK



*2

Carte d'interface CNES

DataSheet : OK



*1



Mission ESUS

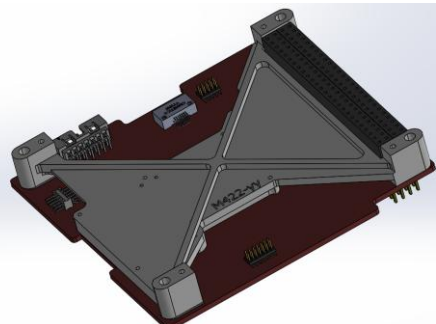
Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date : Page : 13

OBC Ninano

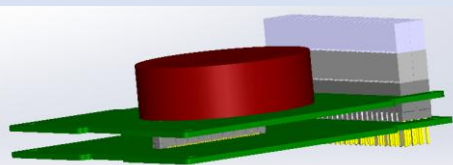
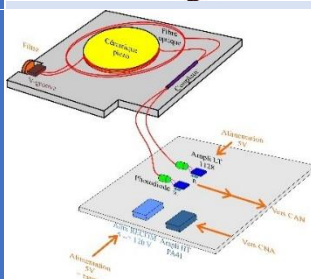
DataSheet : OK



*1

Module XLIM

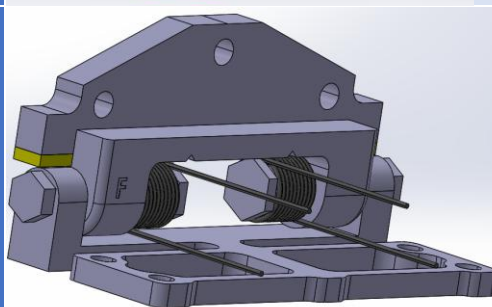
DataSheet : Manquante



*1

Charnière

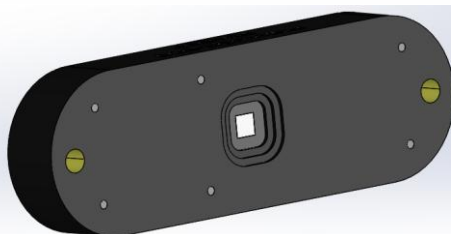
DataSheet : Pas complète



*4

Senseur solaire

DataSet : Manquante



*1

Tableau 6 : Liste des composants

5.2. Assemblage et repères

Un rack des cartes au **format PC-104** nous permet d'intégrer et de fixer les composants dans un format standardisé qui est en lien avec la structure extérieure choisie pour réaliser l'assemblage final.



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 14

Seuls les sous-systèmes Roue à réaction et NUAGES ne seront pas reliés au bus PC104. Ces derniers seront connectés à une carte d'interface.

L'assemblage a été conçu de façon à respecter les contraintes de **position du centre d'inertie**, des **contraintes thermiques** (gradient de température dans la structure, chaleur rejetée par les composants, flux solaire incident) et des contraintes de **compatibilité électromagnétique**.

Le boîtier de la bande S sert de bouclier électromagnétique entre les différents composants électroniques qui pourraient enregistrer des dysfonctionnements à causes d'interférences internes. Il est alors nécessaire de **séparer l'électronique de haute et de basse puissance**.

Notre choix a été de répartir les éléments en s'inspirant de la mission EyeSat, qui a pris en compte toutes les contraintes mentionnées ci-dessus.

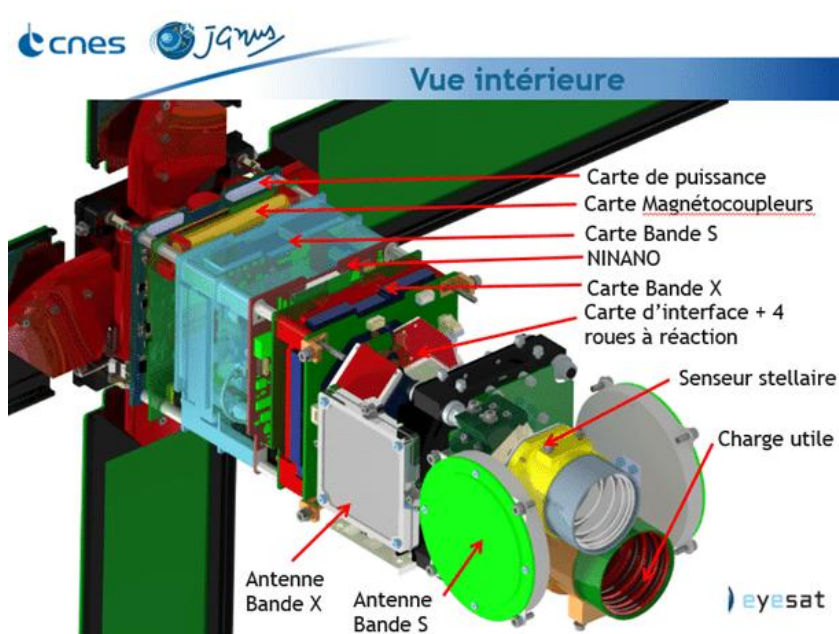
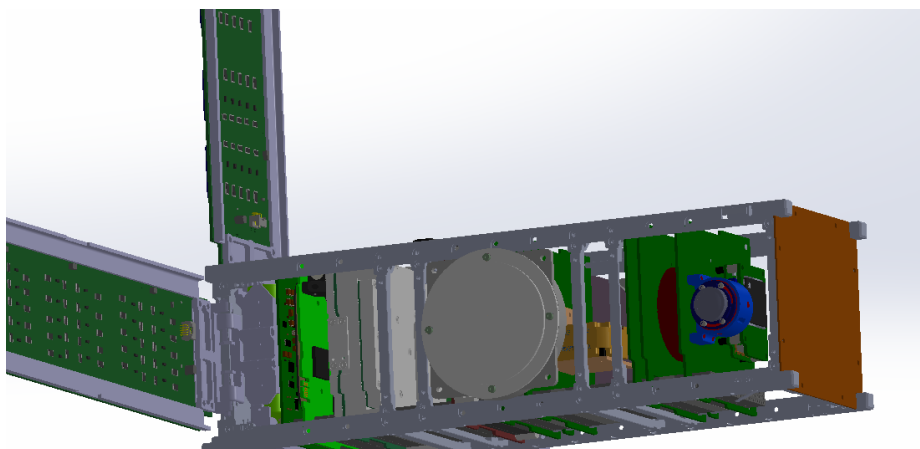


Figure 7 : Structure d'Eyesat

L'assemblage retenu pour la mission ESUS est le suivant :





Mission ESUS

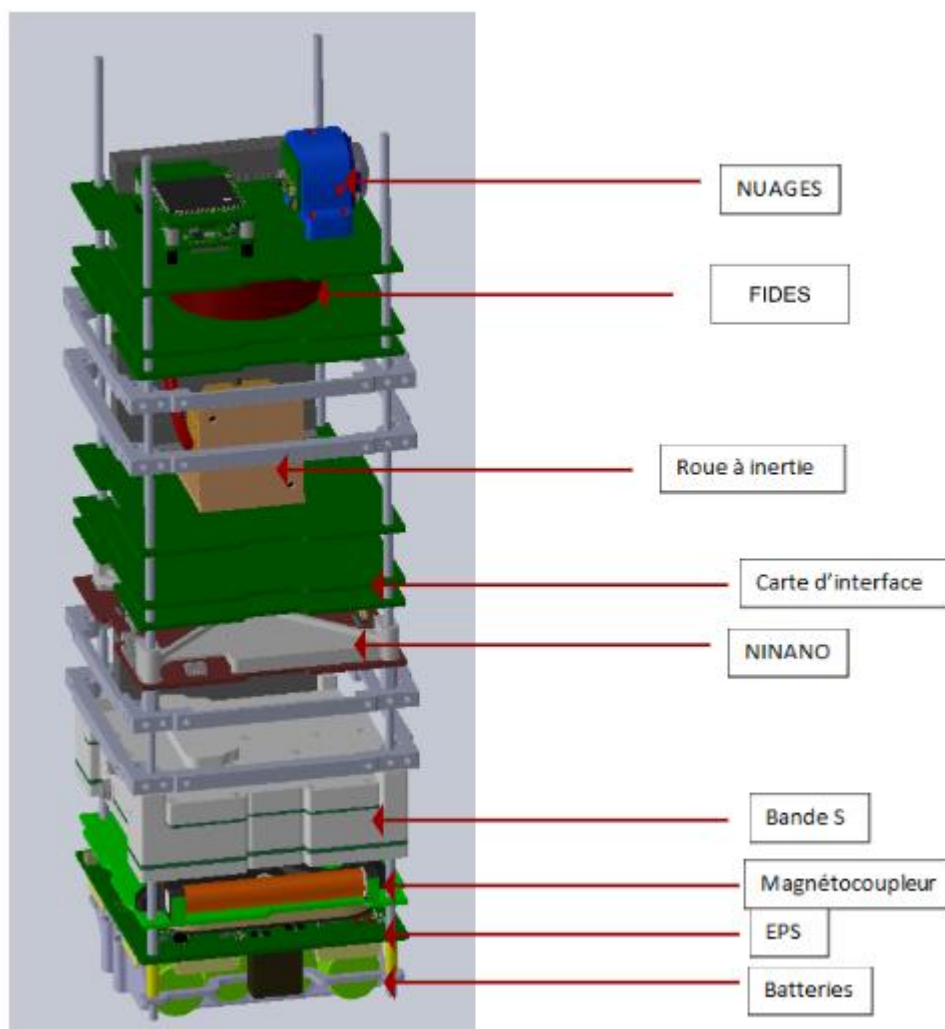
Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 15

Figure 8 : Assemblage d'ESUS

Deux antennes sont placées sur deux faces opposées de la structure. Elles sont fixées par des supports sur le stack du cube du milieu. Les 4 panneaux solaires déployables recouvrent les 4 faces lorsqu'ils sont fermés et se déploieront lors de la phase de detumbling. Ces panneaux accueillent 6 cellules solaires.





Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024
 Edition : 3 Date : 14/05/2024
 Révision : 0 Date :
 Page : 16

Figure 9 : Agencement interne (ancien choix de panneaux solaires)

Le référentiel satellite retenu est le suivant :

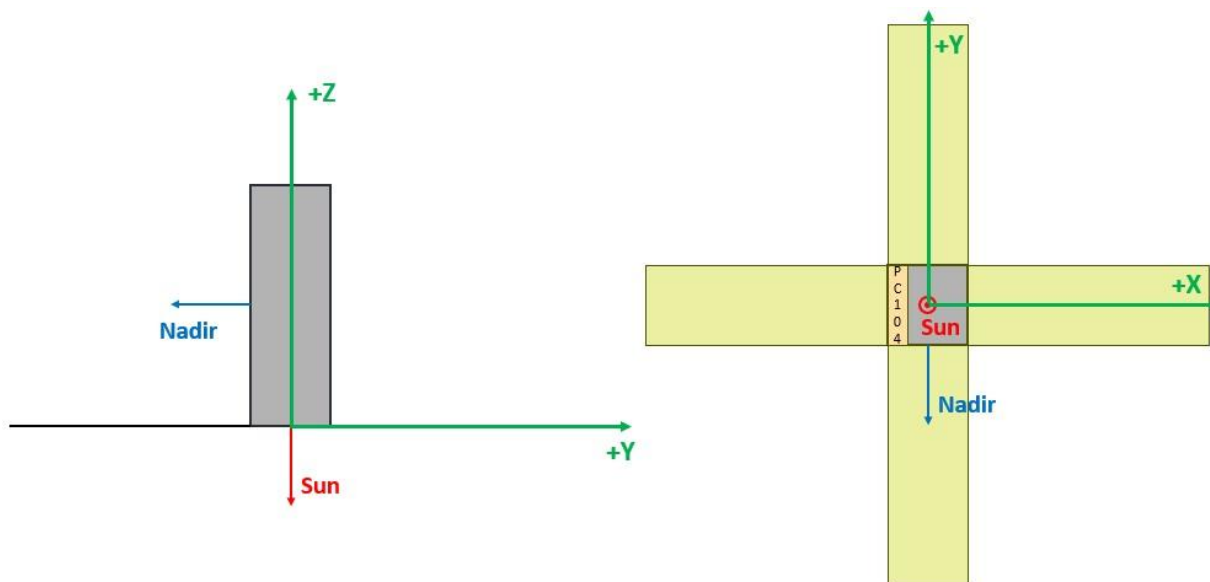


Figure 10 : Repère satellite

L'agencement est définitif. Lors de la phase C, il sera nécessaire de définir correctement l'ensemble des pièces du satellite (référence des vis, caractéristiques des entretoises, etc).

5.3. Intégration des panneaux déployables

L'intégration de panneaux solaires déployables nécessite un aménagement de la structure pour avoir l'espace nécessaire pour intégrer les charnières fournies par le CNES et ne pas dépasser la limite de taille imposée par le dépoyeur.

La solution retenue est de fabriquer un capot sur mesure pour remplacer le cadre de la structure à l'extrémité proche des charnières. Le nouveau capot serait le suivant :



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :

Page : 17

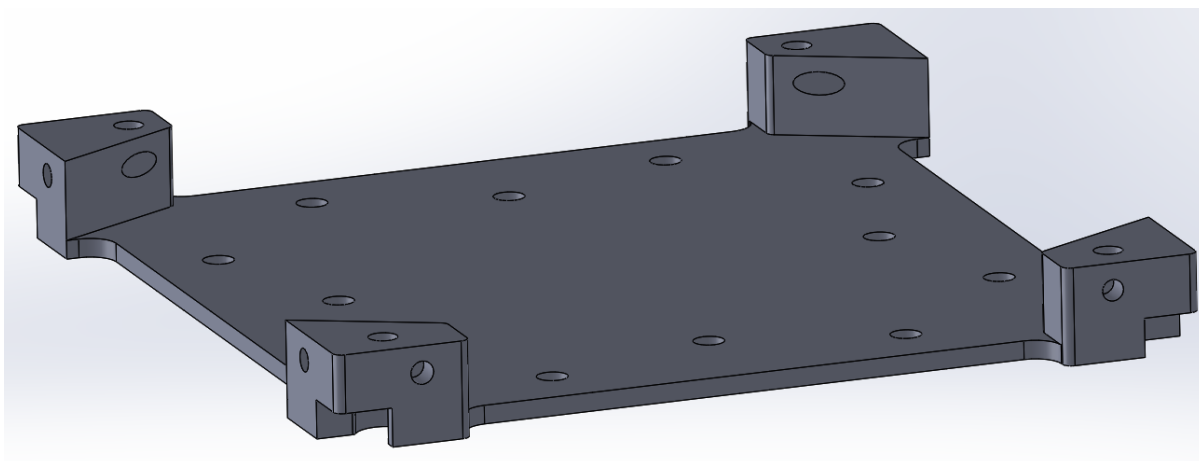


Figure 11 : Nouveau capot

Cette modification a un impact mineur sur le centre de gravité qui reste dans le parallélépipède demandé par le déployeur.

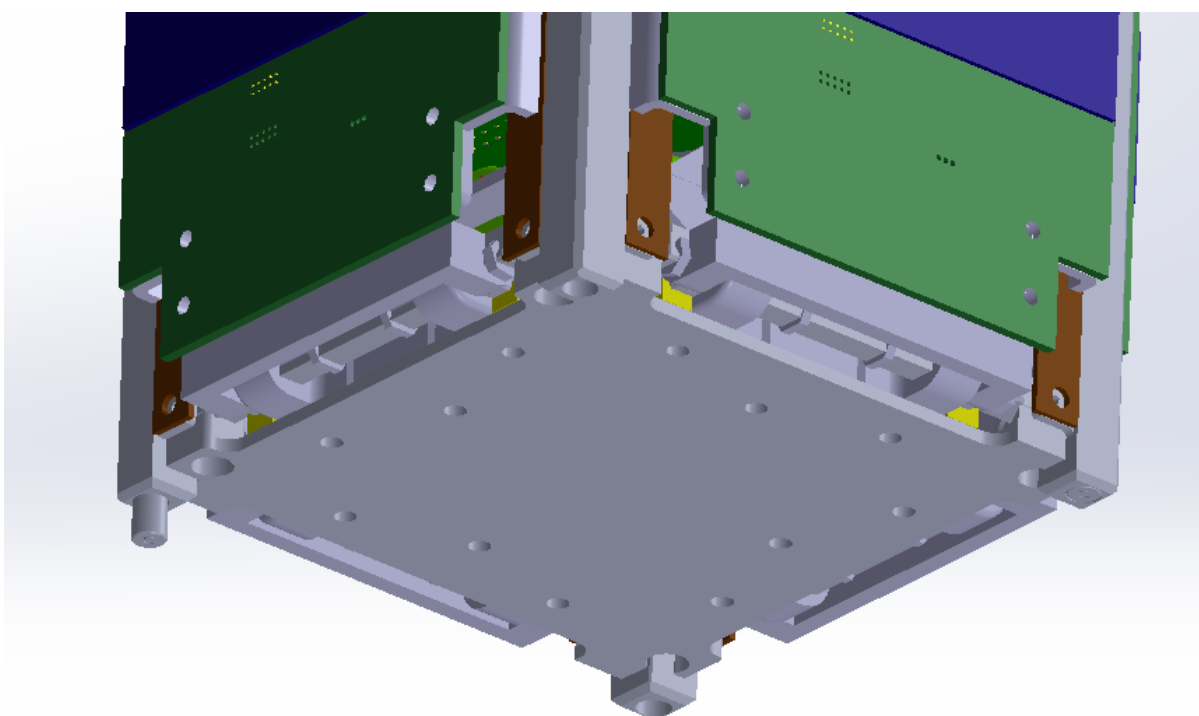


Figure 12 : Vue de dessous du capot installé



Mission ESUS

Réf. :	ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024		
Edition :	3	Date :	14/05/2024
Révision :	0	Date :	
		Page :	18

5.4. Caractéristiques techniques

Les fichiers STEP des différents sous-systèmes ont été obtenus sans les propriétés de masse et d'inertie. Les masses sont accessibles dans les Datasheet des composants. Cependant, les inerties n'étant pas fournies, travailler avec SolidWorks pour obtenir les différentes caractéristiques techniques de l'assemblage (masse, inertie, ...) paraissait donc être une solution hasardeuse.

Le CNES a tout de même fourni un dossier avec les fichiers STEP des sous-systèmes au format STM, nous permettant alors de concevoir le STM. Ceci nous a permis d'obtenir expérimentalement la masse du satellite et la position du centre de gravité de l'assemblage de façon expérimentale (voir les détails dans le rapport des essais sur le STM). Les résultats obtenus étaient alors les suivants :

- Masse : 2998g
- Position du centre de gravité par rapport au centre géométrique de la structure : $x = 0$ mm, $y = 2$ mm, $z = 7$ mm.

Selon les spécifications de Isipod, le **centre de gravité** doit se trouver dans un **parallélépipède de dimension 20 x 20 x 60 mm** autour du centre géométrique.

Avec la nouvelle structure, on obtient un centre gravité par rapport au centre géométrique de la structure : $x = 0$ mm, $y = 2$ mm, $z = 13$ mm, avec une masse totale de 3163g. Ces nouveaux résultats ont été déterminés grâce à l'assemblage IDM-CIC d'ESUS.

Les composantes x et y de la position du centre de gravité du modèle doivent donc être entre -10 et 10 mm tandis que la composante z doit être entre -30 et 30 mm par rapport au centre géométrique. **Le cahier des charges est respecté.**

6. Tests et simulations de la structure

Ces simulations ont été réalisées par les équipes des années précédentes. Il sera nécessaire d'effectuer des simulations Comsol de recherche de résonance (identifier les modes propres) de l'assemblage complet l'année prochaine pour la phase C. L'objectif sera de comparer les résultats des simulations avec les résultats obtenus sur le STM, et de recalibrer les modèles éventuellement.

Afin de s'assurer de la résistance de la structure, nous allons simuler son comportement mécanique dans le cas où celle-ci est vide (les simulations avec l'assemblage complet seront effectuées en phase C). Nous avons simulé son comportement pour deux cas de figure majeurs : le premier lorsque la structure subit une accélération de 15g selon un des axes, valeurs bien supérieures aux valeurs d'accélération relevées lors de l'étude des différentes fusées, ce qui nous permet d'assurer un bon coefficient de sécurité, et la seconde analyse consiste en la détermination des modes de vibration de l'ensemble et de la détermination de ses fréquences propre. Pour valider ces résultats, il faudra que le



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 19

premier mode de vibration de l'ensemble considéré ait son premier mode de vibration bien supérieur à 100Hz, ce qui est la fréquence la plus haute dans le spectre d'excitations sinusoïdales des fusées considérées, et que les contraintes maximales mesurées dans la structure lorsqu'elle est soumise à une accélération de 15g soient inférieures aux contraintes limites du matériau. Nos simulations sont réalisées sous COMSOL Multiphysics dans un premier temps.

6.1. Hypothèses pour la simulation

Pour effectuer les simulations mécaniques, nous avons dû créer une version simplifiée de la structure et de l'assemblage entre les composants car le modèle fourni par SPACEMIND était beaucoup trop complexe pour les simulations FEM avec les outils techniques. Voici les structures retenues :

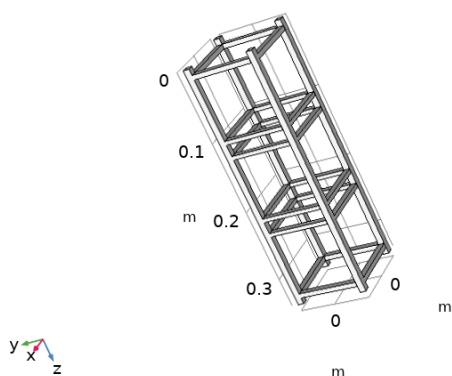


Figure 13 : Géométrie simplifiée de la structure

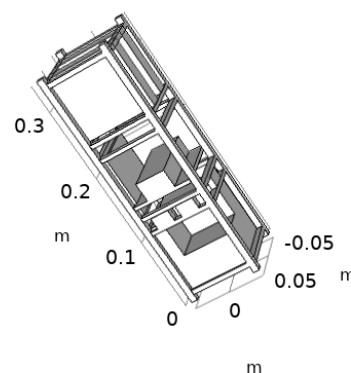


Figure 14 : Géométrie simplifiée de l'assemblage

Pour la simulation avec l'assemblage nous avons également créé une structure fortement simplifiée afin de réaliser les simulations sur COMSOL. Nous avons adopté différentes hypothèses comme l'homogénéité des composants en fixant une densité de masse constante, au regard de la masse des composants, et nous avons imposé des fixations strictes de tous les composants, image d'un encastrement parfait. Nous avons également supposé que toute la structure (avec ou sans composant) est constituée de l'alliage Al-7075, déjà implémenté sous COMSOL Multiphysics, car celui-ci a des caractéristiques très proches du matériau spécifié dans la datasheet de la structure, et est souvent utilisé dans le domaine spatial pour ces applications. Nous sommes conscients que ces hypothèses sont très fortes et qu'elles réduisent alors la capacité de simuler parfaitement la réalité. Néanmoins elles nous permettent d'estimer, en ordre de grandeur, le comportement mécanique de l'ensemble et de mettre ces données en regard des contraintes maximales.

Enfin, pour la simulation quasi-statique, nous avons considéré que la structure subit une accélération linéaire uniforme que nous modélisons par un champ de gravité de 15g. On a également considéré que le satellite est encasté au niveau des arêtes en contact le lanceur.



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 20

6.2. Résultats des simulations de la structure à vide

Les bases étant posées, nous avons pu procéder aux simulations. Pour la structure à vide, sous une accélération transversale de 15g, nous avons obtenu une contrainte maximale 2,7MPa, et de 2,3MPa pour une accélération longitudinale de 15g également. Ces contraintes sont largement en dessous de la limite élastique du matériau Al 70-70 considéré qui est de 300MPa.

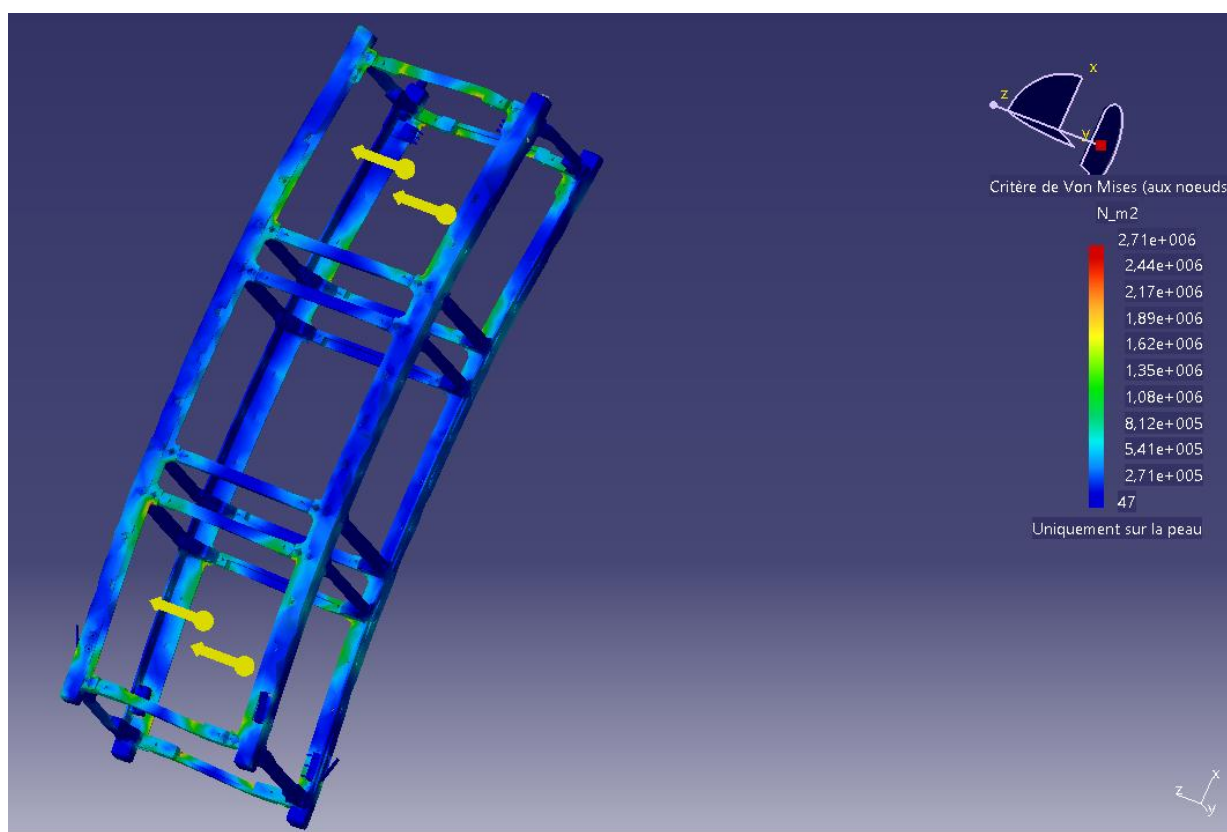


Figure 15 : Contraintes de Von Mises (en $N/m^2 = MPa$) subies par la structure à vide dans le cas d'une accélération transversale de 15g



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 21

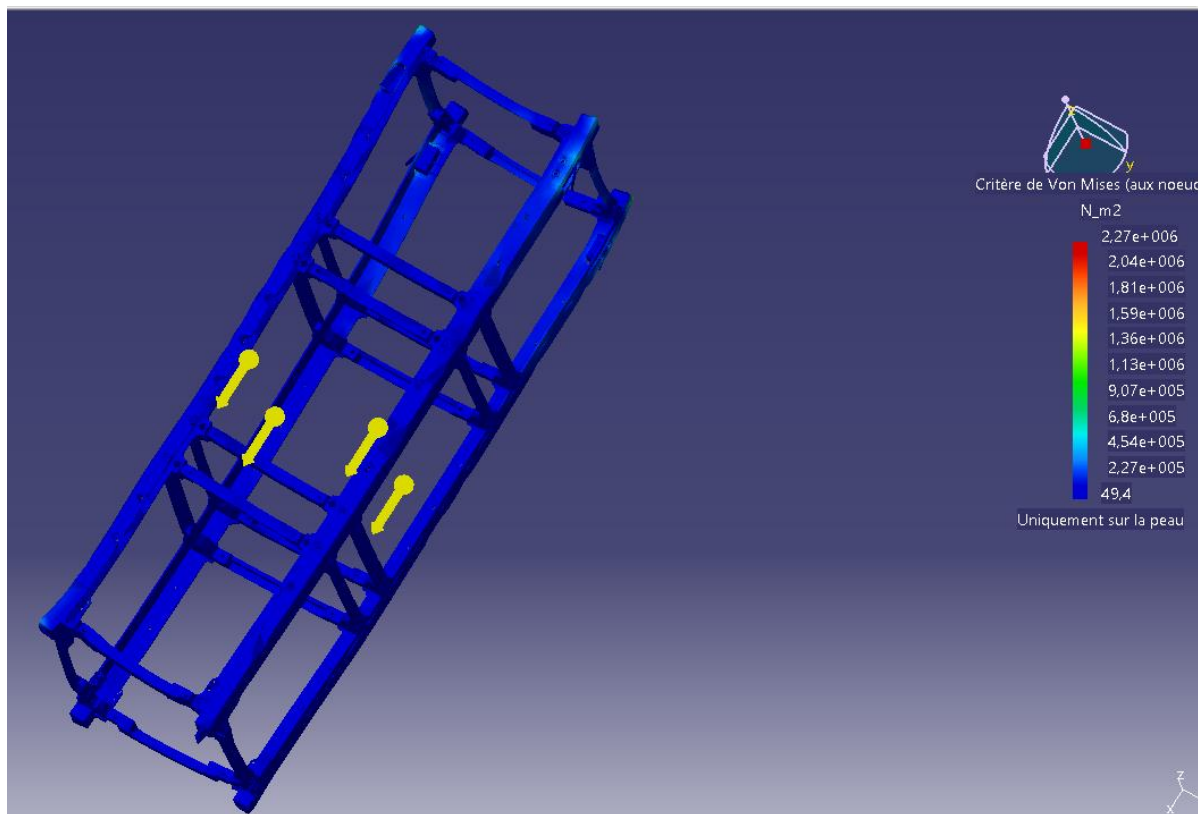


Figure 16 : Contraintes de Von Mises (en $N/m^2 = MPa$) subies par la structure à vide dans le cas d'une accélération transversale de 15g

De plus, en effectuant une analyse modale, nous avons obtenu les fréquences propres du système à vide. Ainsi, nous avons pu constater que les fréquences d'excitations naturelles sont bien supérieures à notre critère minimal de 100Hz, le premier mode étant à 470Hz.

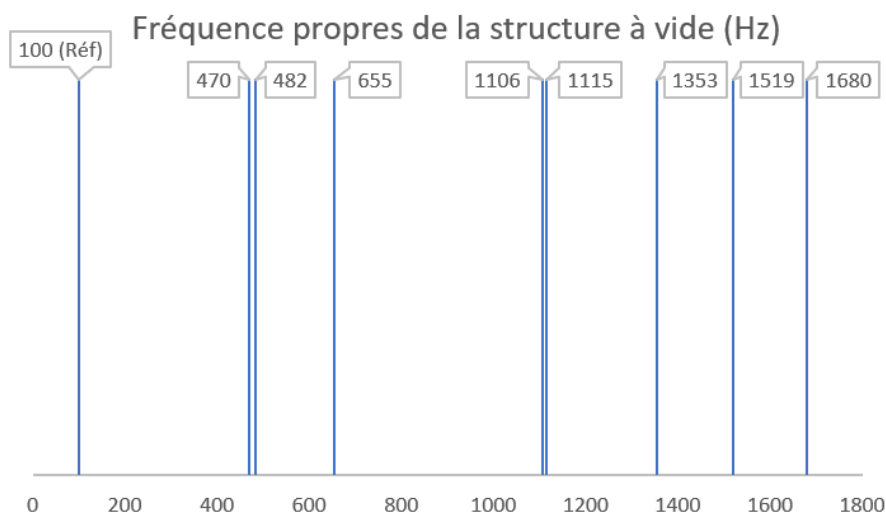


Figure 17 : Fréquences propres de la structure à vide (COMSOL)



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 22

Ces valeurs obtenues diffèrent des données délivrées par SPACEMIND mais restent correctes en ordre de grandeur. Ceci s'explique par le fait que nous avons réalisé nos simulations en se basant sur des hypothèses, là où SPACEMIND a obtenu ses résultats à partir d'expériences. Malgré tout, nous pouvons confirmer que les résultats des tests réels fait par SPACEMIND ainsi que nos résultats des simulations nous permettent de vérifier la stabilité de la structure à vide, et tendent à vérifier, en ordre de grandeur, notre modèle pour des utilisations ultérieures.

Avec le capot prévu pour être vissé dessous, on trouve les modes propres suivants :

992 Hz	2015 Hz	2017 Hz	3236 Hz	3300 Hz	3555 Hz
--------	---------	---------	---------	---------	---------

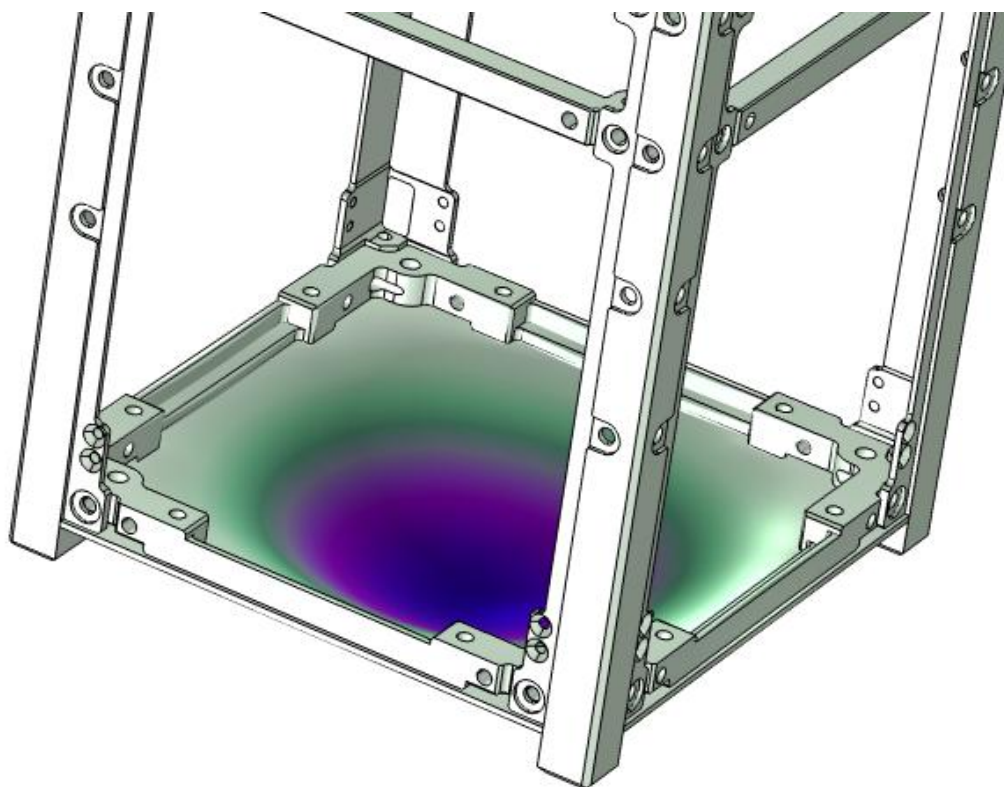


Figure 18 : 1^{er} mode propre de la structure avec le capot prévu initialement à 927Hz (COMSOL)

En prenant en compte la modification proposée pour intégrer les charnières des panneaux déployables, une nouvelle analyse modale nous donne les fréquences propres suivantes :

1100 Hz	1969 Hz	2077 Hz	2402 Hz	3632 Hz	3693 Hz
---------	---------	---------	---------	---------	---------



Mission ESUS

Réf. : ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024

Edition : 3 Date : 14/05/2024

Révision : 0 Date :
Page : 23

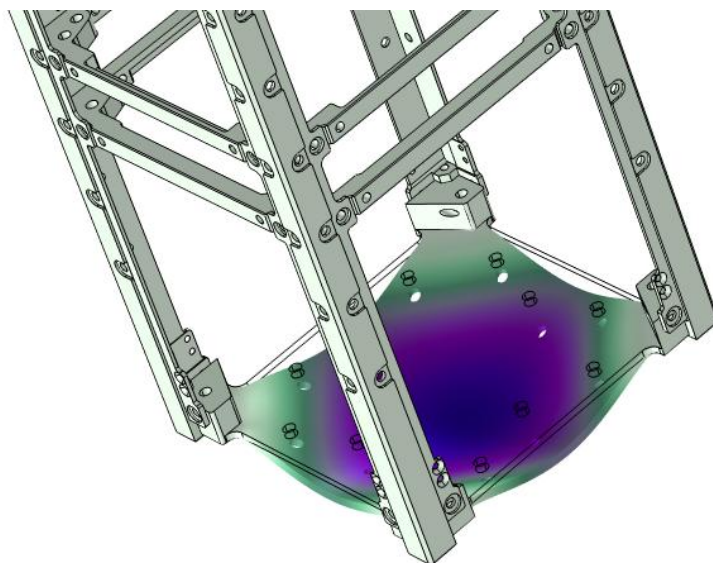


Figure 19 : 1^{er} mode propre de la structure modifiée à 1100Hz (COMSOL)

On remarque que les fréquences des modes propres sont très proches de la structure de base avec capot. De plus, on observe que le 1^{er} mode propre apparaît à une fréquence encore plus élevée que pour la structure commerciale sans changements, et donc bien supérieure à la valeur de 100Hz demandée pour le lancement. La solution proposée pour l'intégration des panneaux a donc peu d'effets sur la stabilité de la structure à vide. La solution proposée est donc une modification mineure du design prévu initialement.

Il sera tout de même intéressant de comparer les résultats des tests effectués sur l'EQM avec les tests déjà effectués sur le STM en 2023.

6.3. Résultats des simulations de l'assemblage

Cette partie sera à compléter en phase C.

7. Essais vibrations sur le STM

L'année dernière fut marquée par la réalisation du STM d'ESUS et les essais sur le pot vibrant de la PIT à Saint-Quentin-en-Yvelines. Tous les détails sont présentés dans les documents suivants :



Mission ESUS

Réf. :	ESUS-NT-0-003-CS3 Structure 2024		
Edition :	3	Date :	14/05/2024
Révision :	0	Date :	
		Page :	24

- Dossier de Définition du STM ESUS
- Protocole des essais en vibrations STM ESUS
- Résultats des essais en vibrations STM ESUS

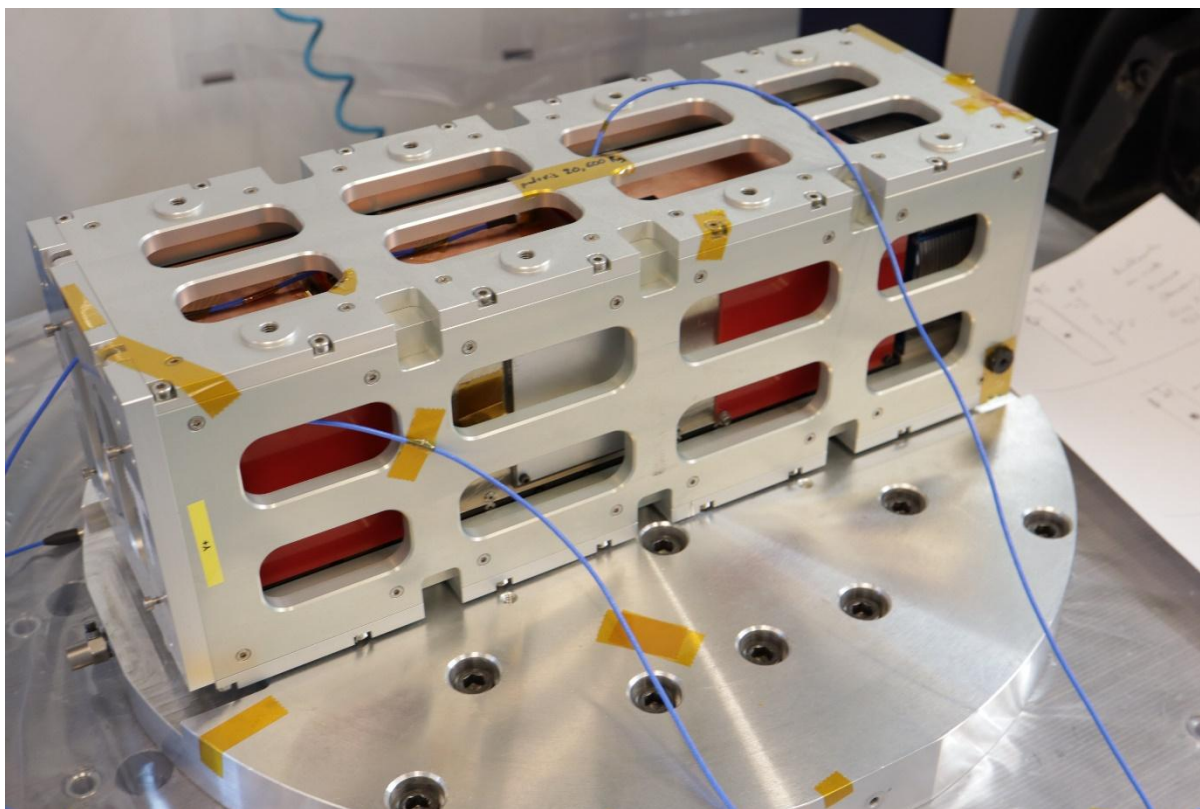


Figure 20 : Photo du STM sur le pot vibrant

8. Conclusion et perspectives

Il nous a été demandé de vérifier la faisabilité de la mission du point de vue de la structure. Nous avons réussi à prouver par le modèle 3D de l'assemblage qu'un agencement de tous les composants nécessaires à la mission est possible dans le format d'un CubeSat 3U. Les résultats des essais en vibrations sur le STM d'ESUS à la PIT de Saint-Quentin-en-Yvelines sont concluants et démontrent un comportement sain de la structure. Des progrès restent cependant toujours à faire sur la qualité du montage. La phase C sera dédiée à la définition détaillée de tous les composants de la structure (vis, rondelles, entretoises, etc) et à la construction de l'EQM à l'aide du Dossier de Définition réalisé cette année. Du fait du changement de la structure une analyse des modes propres de l'assemblage en simulation est attendue, ainsi que des essais en vibrations de niveau recette sur l'EQM d'ESUS avec la nouvelle structure.