



# *Rapport de fin de session*

*MEC6901 - Projet de maîtrise, automne 2018*

*Présenté à Sofiane Achiche*

GABRIEL RODRIGUEZ - 1671063

Polytechnique Montréal



# **Table des matières**

<b>1</b>	<b>Introduction</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>Seconde itération de l'incubateur</b>	<b>3</b>
<b>3</b>	<b>Analyse thermique</b>	<b>11</b>
3.1	Processus d'analyse . . . . .	11
3.2	Outils utilisés, simplifications et hypothèses . . . . .	12
3.3	Matériaux, conditions initiales et frontières . . . . .	13
3.4	Résultats de l'analyse . . . . .	16
<b>4</b>	<b>Analyse modale</b>	<b>21</b>
4.1	Objectifs de l'analyse modale . . . . .	21
4.2	Préparation de l'analyse . . . . .	22
4.3	Résultats et interprétation . . . . .	23
<b>5</b>	<b>Analyse d'étanchéité</b>	<b>26</b>
5.1	Objectifs de l'analyse . . . . .	26
5.2	Méthodologie . . . . .	27
5.3	Résultats et interprétation . . . . .	30
<b>6</b>	<b>Conclusion</b>	<b>32</b>

<b>Appendices</b>	<b>35</b>
-------------------	-----------

<b>A Dimensions externes et internes de l'incubateur</b>	<b>36</b>
--	-----------

## Liste des figures

1	Vue en coupe gauche de Spacebean, itération 2 . . . . .	6
2	Vue en coupe droite de Spacebean, itération 2 . . . . .	7
3	Vue en coupe de face de Spacebean, itération 2 . . . . .	8
4	Vue en coupe du dessous de Spacebean, itération 2 . . . . .	9
5	Solution thermique, orbite ISS, vue 1 . . . . .	16
6	Solution thermique, orbite ISS, vue 2 . . . . .	17
7	Solution thermique, orbite héliosynchrone, vue 1 . . . . .	17
8	Solution thermique, orbite héliosynchrone, vue 2 . . . . .	18
9	Vias thermiques sur un PCB de charge utile spatiale (Wille 2018). . . . .	19
10	Surface supérieure de l'incubateur . . . . .	22
11	Résultats de l'analyse modale - 330 Hz . . . . .	23
12	Résultats de l'analyse modale - 469 Hz . . . . .	24
13	Résultats de l'analyse modale - 892 Hz . . . . .	24
14	Résultats de l'analyse modale - 981 Hz . . . . .	25
15	Vue en coupe du siège des deux joints parallèles. . . . .	29
16	Vue du dessus du siège des deux joints parallèles. . . . .	29
17	Heures planifiées et heures consacrées. . . . .	33
18	Division des tâches au cours du projet. . . . .	33

19	Dimensions principales de Spacebean	36
----	-------------------------------------	----

## Liste des tableaux

1	Légende des vues en coupe de Spacebean	5
2	Matériaux utilisés dans le modèle FEM	15

# 1 Introduction

Lors de la première itération de la conception préliminaire de l'incubateur Spacebean présentée dans le rapport de mi-session, une analyse axiomatique et une première définition des systèmes de l'incubateur ont été réalisés. L'analyse axiomatique a permis de cerner les requis de l'incubateur afin qu'il puisse mener à terme son expérience biologique, et de déterminer quels paramètres de design seront nécessaires pour remplir ces requis. Elle a mené à une première itération de l'incubateur et le choix de tous ses sous-systèmes:

- Capteurs nécessaires à la collecte de données de l'expérience et au maintien de conditions acceptables dans l'enceinte de l'incubateur.
- Systèmes nécessaires au maintien de conditions propices à la croissance de la plante (lumière, pressurisation, contrôle thermique et d'humidité, nutriments, eau, ventilation).

Cette première itération a révélé des problèmes dans la conception de l'incubateur. En effet, les requis de collecte de données, de quantité d'eau et d'espace nécessaire pour les plantes ont été précisés ou modifiés lors de la conception, ce qui a mené à une deuxième itération de la conception préliminaire de Spacebean.

Le présent rapport a comme objectif de cerner une seconde itération de l'incubateur, qui servira de point de départ d'une future conception détaillée qui fixera les choix de design et permettra de faire des analyses plus poussées. Dans cette optique et pour déterminer d'éventuels problèmes avec l'incubateur, trois analyses préliminaires ont été réalisées:

- Une analyse thermique par éléments finis de l'incubateur.

- Une analyse modale (vibratoire) par éléments finis de la structure de l'incubateur.
- Une analyse d'étanchéité de l'incubateur.

Elles ont été choisies étant donné qu'elles se rapportent à trois éléments critiques de la conception de l'incubateur; soit la température interne, le comportement durant le lancement, et la pressurisation du module.

Ces analyses ont permis de savoir à quoi s'attendre dans la suite de la conception. En effet, l'analyse thermique a révélé par exemple que les deux orbites probables que le satellite empruntera l'exposent à un rayonnement solaire intense qui nécessitera de protéger adéquatement l'incubateur et de l'isoler thermiquement du reste de la structure. De son côté, l'analyse modale permet d'identifier des problèmes possibles de vibrations incontrôlées lors du lancement selon le lanceur utilisé. Enfin, l'analyse d'étanchéité permet de quantifier les pertes gazeuses de l'incubateur sous pression et donc d'ajuster la conception des sceaux et de dimensionner adéquatement le système de pressurisation.

Tout d'abord, la seconde itération de l'incubateur sera détaillée, avec ses composantes et les raisons qui ont mené à son élaboration. Cela sera suivi d'une présentation de l'analyse thermique, de l'analyse modale, et enfin de l'analyse d'étanchéité de Spacebean.

## 2 Seconde itération de l'incubateur

Au cours de la première itération de la conception préliminaire de l'incubateur Spacebean, de nouveaux requis et des risques à la croissance de la plante ont été identifiés par le mandataire de l'expérience biologique, Christophe Trouillefou. Ceux-ci sont les suivants:

- Précision et revue à la hausse des requis en eau: 400 ml pour 8 plantes pendant 4 mois.
- Ajout d'un capteur d'éthylène pour surveiller la concentration de ce gaz nocif pour la croissance de la plante en fortes concentrations ( $>1000$  ppm). L'éthylène est un sous-produit de la croissance de la plante.
- Ajout d'un système de ventilation du sol artificiel pour empêcher l'accumulation de CO<sub>2</sub> au niveau des racines, ce qui peut être nocif à la survie de la plante.
- Ajout d'un fluoromètre pour mesurer le taux de chlorophylle dans la plante. Cet instrument est potentiellement très volumineux mais une solution commerciale n'a pas encore été identifiée.
- Précision des dimensions des plantes après 4 mois. Au moins 20 cm de hauteur seront nécessaires.

Ces changements nécessitant un volume d'incubateur plus important que celui alloué à Spacebean lorsque le satellite avait une dimension de deux unités, il a été décidé d'augmenter la taille du satellite à 3 unités. En plus de ces changements identifiés lors de la première itération, de nouveaux éléments se sont rajoutés lors de la deuxième itération. Ainsi, la composition du mélange gazeux a été précisée et s'apparentera à de l'air standard mais avec 1% de CO<sub>2</sub>. De

plus, il a été révélé que le "Metal Organic Framework" prévu pour adsorber le surplus d'éthylène adsorberait également le CO<sub>2</sub>. Une autre solution est donc envisagée par Christophe Trouillefou, celle d'utiliser un tube catalyseur. Ce dernier contiendrait de l'oxyde de titane (TiO<sub>2</sub>) et une diode UV et transformerait l'éthylène contenu dans l'atmosphère en un mélange de CO<sub>2</sub> et H<sub>2</sub>O.

Pour les analyses présentées dans ce rapport, le fluoromètre sera ignoré étant donné que ses spécifications sont encore inconnues, de même que le catalyseur d'éthylène. Pour la convection naturelle lors de l'analyse thermique ainsi que pour l'analyse d'étanchéité, le mélange gazeux sera approximé à de l'air standard. Étant donné qu'elle apporte un environnement plus propice à la croissance de *Medicago Truncatula* et qu'elle permet de mieux suivre son développement; deux des 3 axes de l'analyse axiomatique, cette seconde itération de l'incubateur est considérée supérieure à la première. Malgré tout, elle accentue quelques défis liés au développement du satellite. Tout d'abord, elle augmente la complexité de l'ensemble du système en intégrant plus de capteurs. Cela a comme effet de complexifier le traitement des données mais aussi leur transmission durant l'ensemble de la mission. De plus, les requis de puissance de ces nouveaux capteurs sont à considérer dans la conception électrique du satellite et influencent le dimensionnement des batteries et des panneaux solaires. Enfin, l'augmentation du volume de Spacebean et donc des dimensions du satellite de 2 unités à 3 unités a comme effet principal de faire augmenter de manière substantielle les coûts de lancement, sans compter les coûts de construction. Par exemple, en considérant un lancement avec la compagnie Rocketlabs, passer d'un cubesat de 2 à 3 unités fait grimper le prix du lancement seulement de 170 000 USD à 295 000 USD (Rocketlab 2018b).

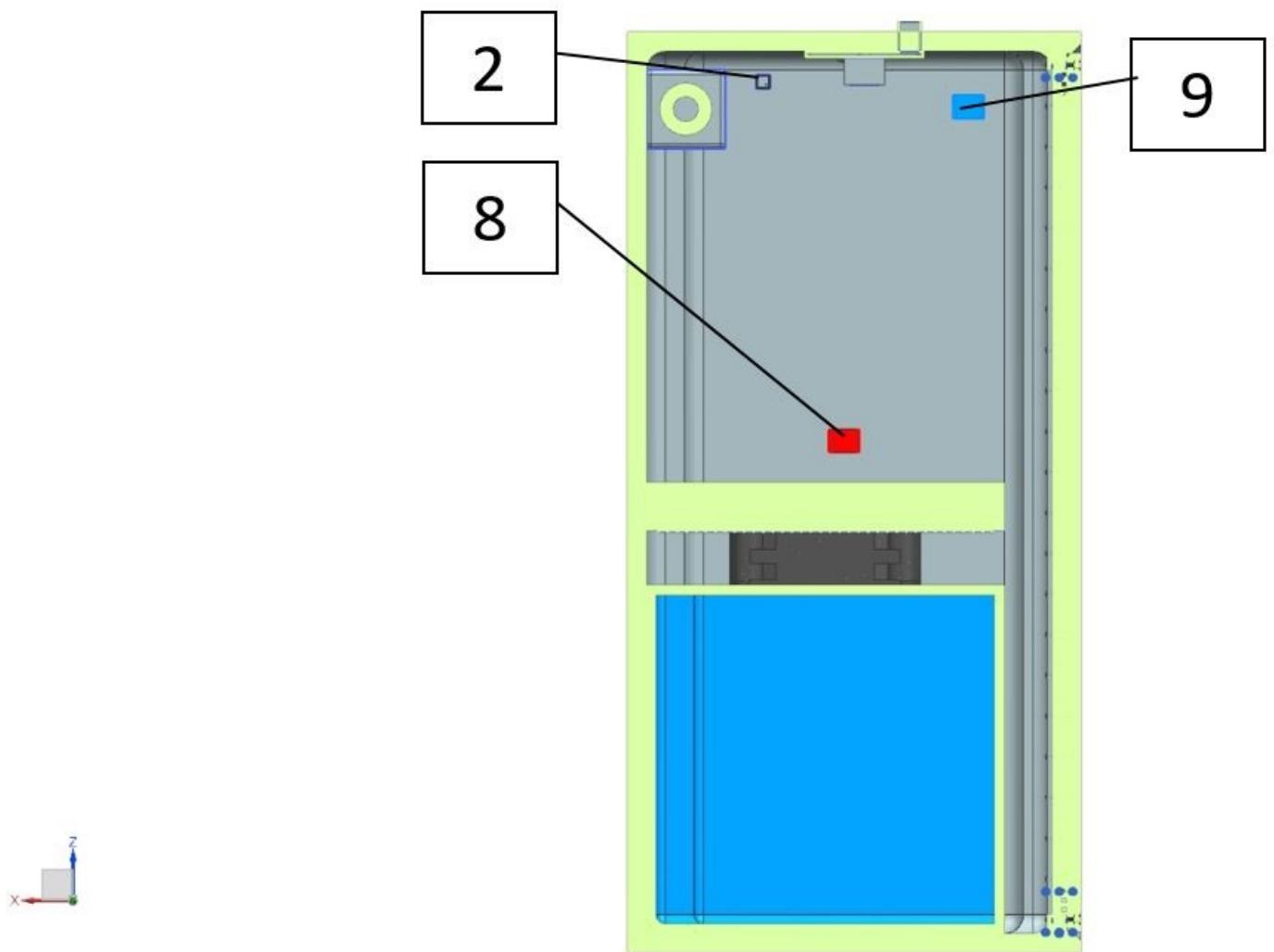
Les prochaines figures présenteront l'arrangement actuel des systèmes dans l'incubateur grâce à plusieurs vues en coupe. Il est important de noter que le fluoromètre ainsi que le catal-

yseur à l'oxyde de titane en sont omis.

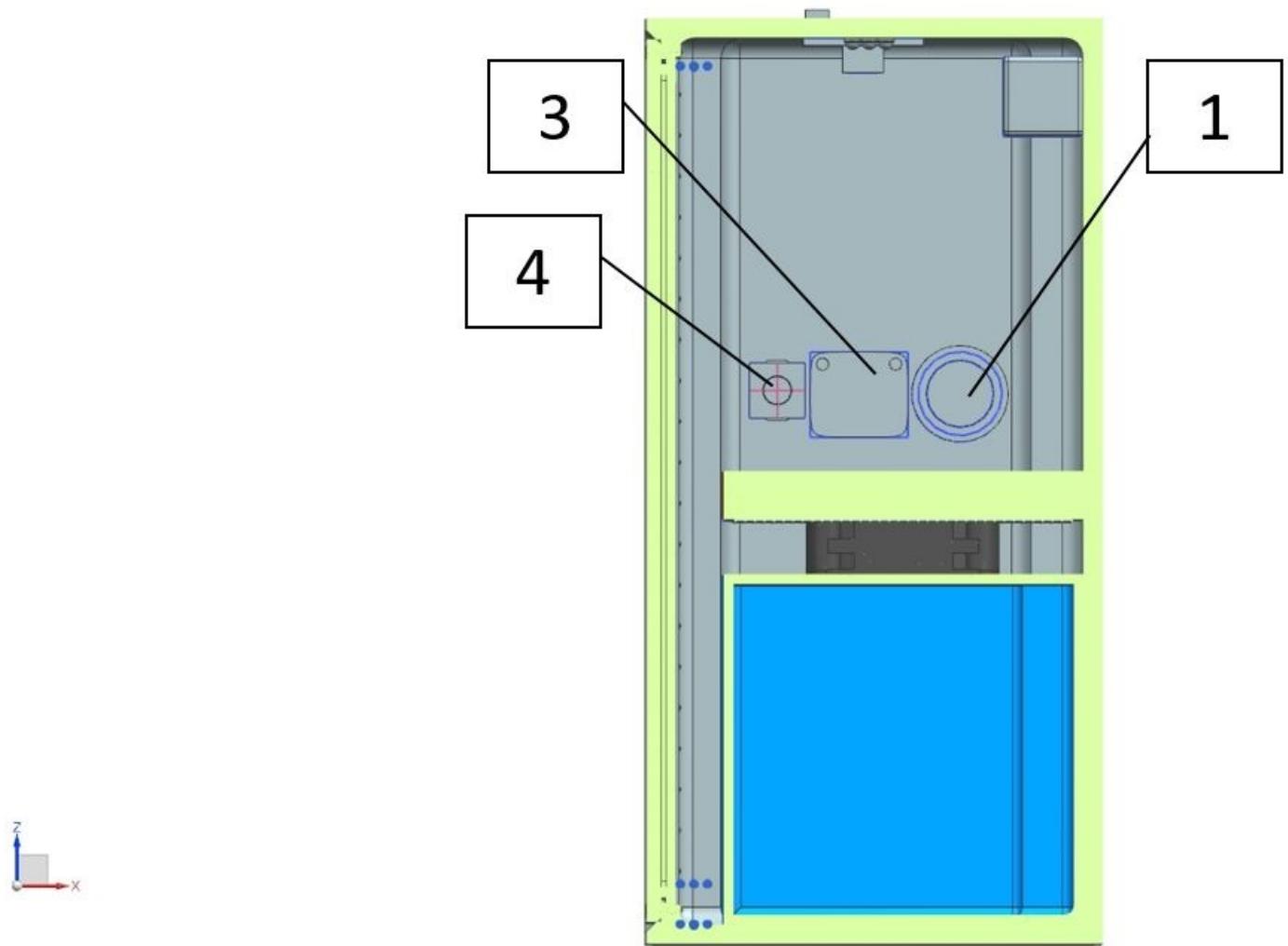
Numéro	Système
1	Capteur d'éthylène ME3-C2H4
2	Capteur de pression, température et humidité BME680
3	Capteur de CO2 Adafruit CCS811
4	Capteur de O2 Euro Gas O2 SS
5	Caméra OV5640
6	DEL XLamp XT et XP
7	Système de pressurisation
8	Module de Peltier chaud (contrôle thermique)
9	Module de Peltier froid (contrôle humidité)
10	Réservoir d'eau
11	Sol artificiel
12	Système de ventilation du sol artificiel

**Table 1:** Légende des vues en coupe de Spacebean

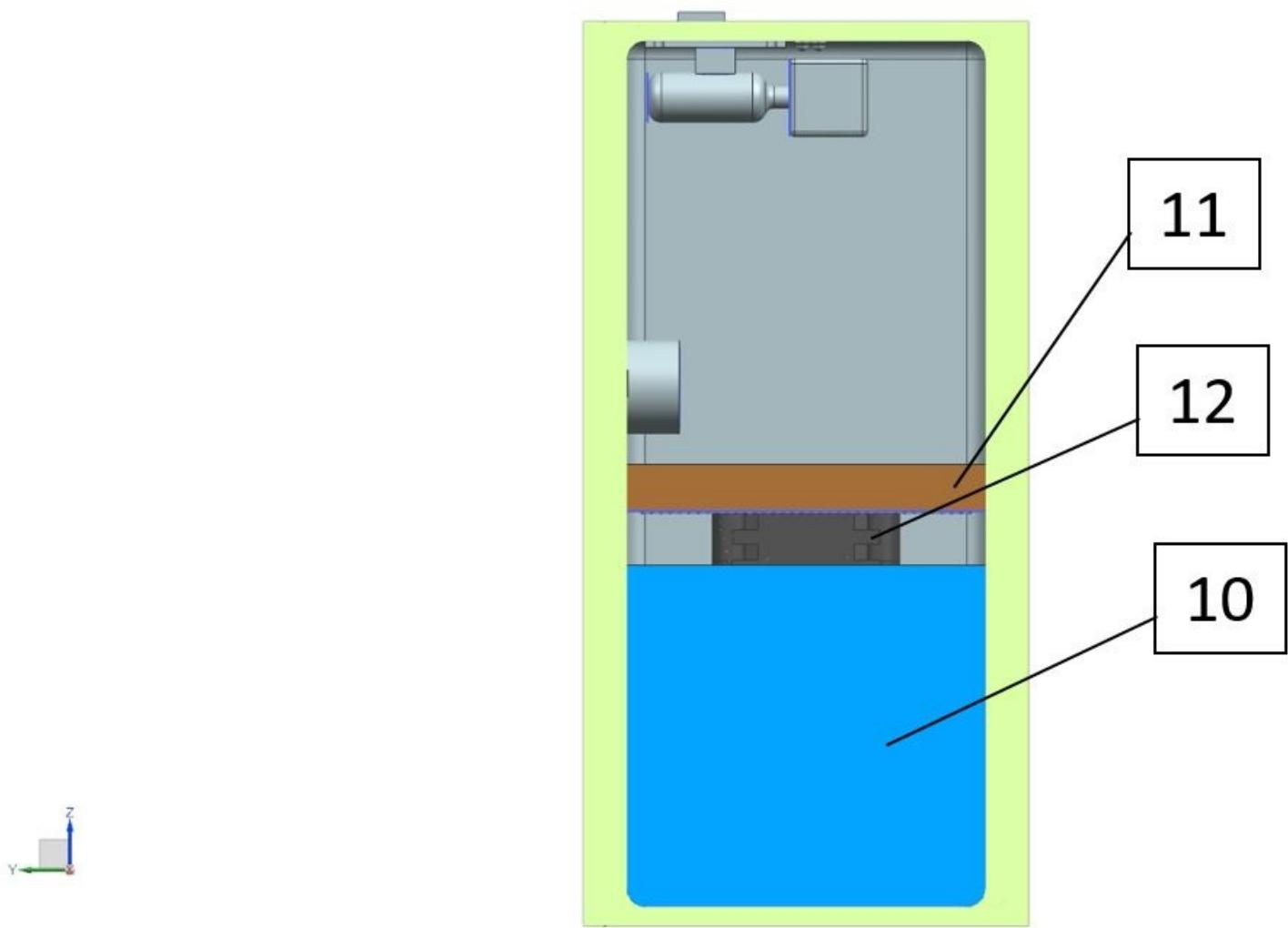
Les dimensions internes principales de Spacebean sont présentées dans le plan à l'annexe A.



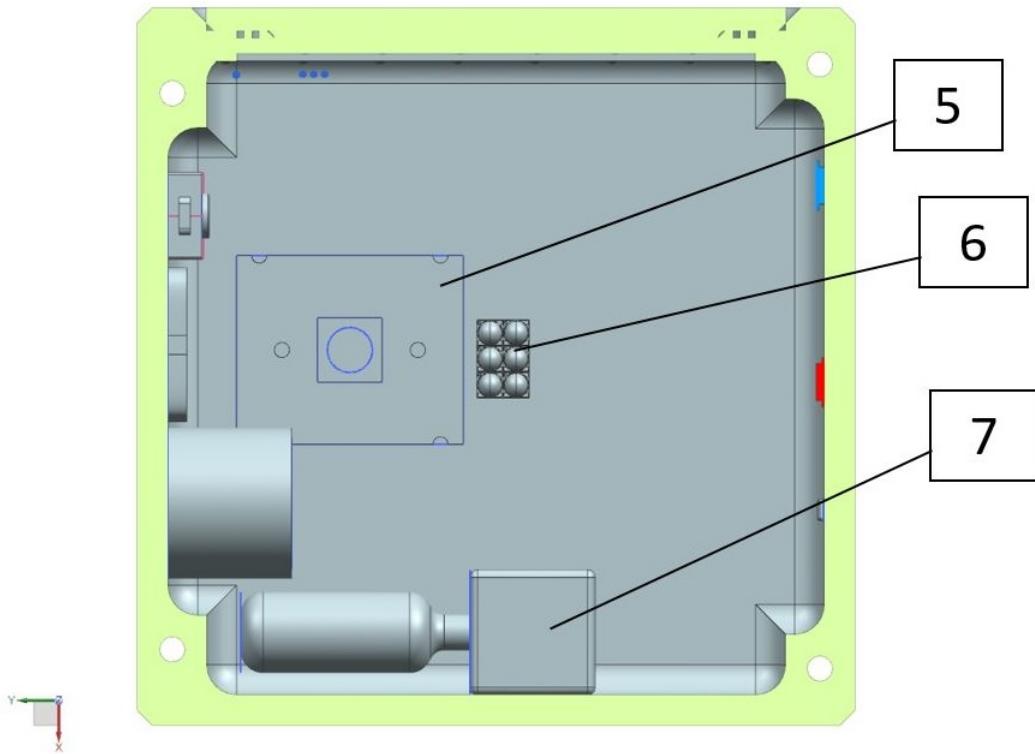
**Figure 1:** Vue en coupe gauche de Spacebean, itération 2



**Figure 2:** Vue en coupe droite de Spacebean, itération 2



**Figure 3:** Vue en coupe de face de Spacebean, itération 2



**Figure 4:** Vue en coupe du dessous de Spacebean, itération 2

Les différences principales visibles dans ces figures entre la première et la seconde itération sont l'augmentation du volume du réservoir d'eau et l'augmentation de la distance verticale entre le "plafond" de l'incubateur et la surface du sol artificiel, afin d'accueillir les plantes durant leur croissance. Les systèmes représentés sont identiques à ceux présents dans le rapport de mi-session et y sont décrits en détail (Rodriguez 2018). Leur arrangement est basé sur le placement des systèmes dans la première itération, qui lui-même était basé sur l'algorithme d'optimisation dimensionnelle de Yuanchao Ma et Yann-Seing Law (Ma et al. 2018).

Suite à l'élaboration de deux itérations de la conception préliminaire, il est important de souligner l'apport de la méthode de conception axiomatique. Cette dernière a permis de cerner

adéquatement les requis de l'incubateur et de produire des solutions de design indépendantes afin de les remplir. Une telle méthode de conception permet d'avoir une approche rigoureuse lors du design préliminaire d'un système et de se poser toutes les bonnes questions, non seulement en ce qui à trait aux requis et aux solutions apportées, mais aussi à l'interaction entre les solutions de design; un élément qui peut être facilement négligé. Cerner un design dans son ensemble avant de commencer des efforts de conception permet d'éviter de nombreux problèmes, oubli et ajustements coûteux plus tard dans la conception.

Enfin, étant donné que ce projet de conception est réalisé en parallèle avec les projets de Yuanchao Ma et Yann-Seing Law, il est pertinent de discuter des possibles failles présentes dans leurs projets que la présente analyse a révélé. À noter que ces éléments ont été soulevés avec eux lors de réunions de design qui ont été réalisées au cours de la session d'automne 2018. Tout d'abord, une différence importante entre les deux designs est la présence d'une pompe à eau. À mon avis, il est important de simplifier le design de l'incubateur là où cela est possible, et une pompe peut apporter un élément complexe et faillible alors que la transmission d'eau du réservoir aux plantes pourrait se faire par capillarité. Un autre élément soulevé est le fait que leur design ne prenne pas en compte des récentes modifications au design de l'incubateur. Il est donc nécessaire que l'algorithme d'optimisation dimensionnelle soit ré-écrit pour un incubateur plus grand avec des systèmes additionnels, comme les nouveaux capteurs et le catalyseur à l'oxyde de titane.

## 3 Analyse thermique

### 3.1 Processus d'analyse

Pour garantir le succès d'une mission spatiale il est impératif de réaliser des analyses thermiques au cours de son développement. Un engin spatial est soumis à des variations très importantes de température qui peuvent réduire la performance de ses systèmes ou l'endommager de manière permanente (NASA 2015). La taille réduite du cubesat dans lequel sera installé l'incubateur ainsi que les contraintes massiques et budgétaires du développement ne permettent pas d'installer de système complexe de contrôle thermique. Il est donc capital de déterminer les failles de conception tôt dans le projet. Dans cette optique, il est nécessaire de réaliser des analyses thermiques de plus en plus détaillées au fil du développement du satellite, en utilisant des logiciels de calculs par éléments finis (Miyake 2013). Dans le cas de Spacebean, la croissance adéquate de la plante et même sa survie sont intimement liées aux températures à l'intérieur de l'incubateur. En effet, il ne faut pas que la température dépasse 4 degrés celsius avant le début de la mission (afin de garder la plante en dormance), il faut que la température soit maintenue à environ 26 degrés lors de la mission, et enfin il est nécessaire de s'assurer que la plante ne soit pas exposée à des variations trop subites de température.

L'analyse thermique qui sera présentée dans cette section a comme objectif de cerner de manière préliminaire les problèmes qui peuvent toucher l'incubateur lorsqu'il sera en fonctionnement en orbite. Elle n'a pas comme objectif de donner des résultats précis de la température en tous points de Spacebean, mais plutôt d'identifier les aspects préoccupants du design.

### **3.2 Outils utilisés, simplifications et hypothèses**

Plusieurs simplifications et hypothèses sont impliquées dans cette analyse. Tout d'abord, elle considérera l'incubateur comme flottant seul dans l'espace, sans la protection que lui offrira la structure du satellite, ce qui est une situation beaucoup plus critique que la réalité. Cette simplification amènera naturellement à des résultats thermiques beaucoup plus élevés, mais était nécessaire étant donné qu'un modèle complet du satellite n'était pas disponible au moment de l'analyse. De plus, du fait des limitations liées à la méthode de calcul "Design Simulation" utilisée, plusieurs éléments ne peuvent pas être simulés. Par exemple, il est impossible de simuler les changements de température du fluide (mélange gazeux) à l'intérieur de l'incubateur. Il faut donc le considérer comme un fluide infini subissant une convection naturelle. De plus, il n'est pas possible de simuler la température à plusieurs moments de l'orbite, changeant au fil de l'illumination du satellite. Un flux radiatif moyen (sur une orbite) a donc été déterminé, ce qui mène à des résultats en régime permanent. Il faut noter qu'en réalité, la température du satellite n'atteindra jamais un régime permanent: elle demeurera entre deux valeurs extrêmes.

Le logiciel utilisé pour cette analyse, Siemens NX Nastran, propose deux méthodes de calcul en FEM: "Design Simulation", et "Pre-post". La première méthode permet de réaliser des analyses simplifiées relativement rapidement, et est celle qui a été choisie pour cette analyse préliminaire. Elle permet de poser des conditions simples, mais ne permet pas de simuler des fluides ou encore le rayonnement solaire vu par un satellite en orbite. Les avantages principaux de cette approche sont la simplicité de prise en main de l'outil et la relative rapidité d'obtention des solutions, qui nécessitaient environ 50 minutes de temps de calcul. Cela permet donc de tester des paramètres et de corriger les erreurs du modèle. De plus, une méthode d'analyse plus détaillée n'aurait pas été

pertinente à ce stade de la conception étant donné les simplifications utilisées et les possibilités de changement importants au design. Tout de même, il a été nécessaire d'utiliser le module Pre-post de manière complémentaire pour déterminer le flux radiatif solaire moyen mentionné plus haut. Cela a nécessité la création d'un modèle très simplifié de Spacebean et un temps de calcul très important (autour de deux heures).

Les autres hypothèses de l'analyse sont liées aux orbites choisies, aux matériaux, et aux conditions initiales et frontières. Deux orbites ont été considérées dans l'analyse thermique, selon les possibilités de lancement: une orbite héliosynchrone à 500 km d'altitude, représentant l'orbite atteinte par le lanceur Electron de Rocketlabs, et l'orbite de l'ISS, en cas de lancement du satellite depuis la station spatiale. Ce sont les deux possibilités les plus raisonnables à ce stade du projet. Les matériaux de la structure de l'incubateur mais aussi ceux des systèmes sont considérés isotropes. De plus, un seul matériau a été assigné par système: par exemple, le ventilateur du sol artificiel est composé uniquement de plastique ABS, négligeant ainsi les matériaux présents dans son moteur. Le choix des matériaux sera explicité dans la section 3.3, ainsi que les conditions initiales et frontières de l'analyse.

### 3.3 Matériaux, conditions initiales et frontières

Les sources de chaleur identifiées et simulées dans le modèle sont les suivantes:

- Le rayonnement solaire. Variable selon les deux orbites mentionnées dans la section 3.2, le rayonnement a été calculé avec le module Pre-post, et une moyenne de ce rayonnement au cours d'une orbite pour chaque face de l'incubateur (6 faces) est implémentée. Le rayonnement cosmique fossile est aussi pris en compte dans ce flux, en considérant une température de 3 Kelvins.

- La puissance fournie par le module de Peltier chauffant, produisant 1W.
- La puissance fournie par les DEL. Celles-ci produisent de la lumière mais aussi de la chaleur, selon leur efficacité lumineuse exprimée en lm/W. Ainsi, il a été calculé que les 3 DEL bleues produisent 1.038 W chacune, tandis que les 3 DEL rouge produisent 0.676 W chacune. À noter que l'efficacité des DEL rouges est supérieure à l'efficacité des DEL bleues.

Les autres capteurs ont été négligés étant donné qu'ils ne sont pas en marche de manière constante.

Les conditions frontières sur les parois internes de l'incubateur ont été posées comme des conditions de convection naturelle entre une plaque plane et un fluide infini. Selon l'orientation des parois, deux corrélations fluides semi-empiriques ont été utilisées pour calculer le coefficient de convection (Trépanier 2016).

$$h = k_{air} Nu_L / L_r$$

- Plaque plane verticale.

$$Nu_L = ((0.825 + (0.387 Ra_L^{1/6})) / (1 + (0.492 / Pr)^{9/16})^{8/27})^2$$

$$Ra_L = g\beta(T_s - T_\infty)L^3/(v\alpha)$$

- Plaque plane horizontale, pour un écoulement laminaire.

$$Nu_L = 0.54 Ra_L^{1/4}$$

$$Ra_L = g\beta(T_s - T_\infty)L^3/(v\alpha)$$

La température initiale de l'incubateur a été posée à 20 degrés celsius.

Des résultats pertinents de simulation exigent que des matériaux représentatifs de la réalité soient assignés aux éléments du modèle. L'aluminium 6061, l'acier et le plastique sont des matériaux déjà présents dans NX. Tous les autres ont dû être créés à partir de fiches techniques. Ils sont présentés dans le tableau 2.

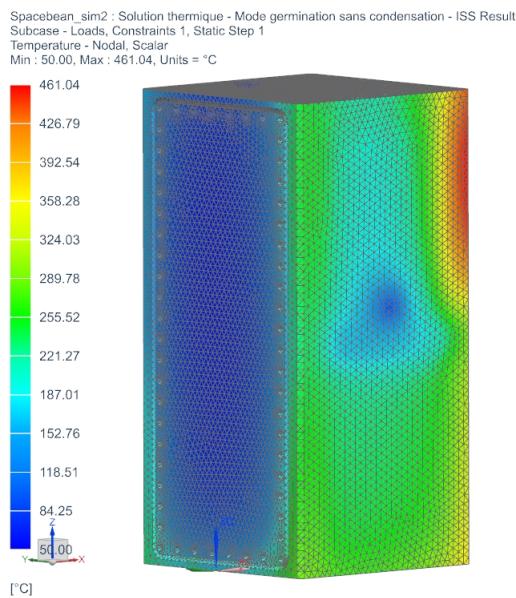
Élément	Matériaux	Commentaires
Corps et porte de l'incubateur	Polyether Ether Keton (PEEK) Unfilled 450G	Plastique thermostable usinable, très utilisé dans des applications spatiales.
Vis	Acier	Vis en acier tirées du catalogue McMaster-Carr.
Réervoir d'eau	Eau	Les parois du réservoir sont minces, donc le réservoir est approximé comme étant intégralement de l'eau.
Ventilateur	Plastique ABS	Plastique commun dont l'utilisation est plausible.
Grille	Acier	
Sol artificiel	SiO <sub>2</sub> (dioxyde de silice non lié)	94.42% de la masse du sol artificiel est constituée de sable. Le sable sera approximé comme étant un bloc de dioxyde de silice, constituant principal de celui-ci.
ME3-C2H4 Electrochemical sensor	Plastique ABS	Le capteur sera approximé comme étant majoritairement constitué de son enveloppe (plastique), qui sera approximée comme étant en ABS.
Adafruit CCS811	Substrat FR-4	Étant donné que ce capteur est majoritairement constitué d'un PCB, il sera approximé comme étant constitué de FR-4, le substrat de PCB le plus commun.
Euro Gas O2 SS	Plastique ABS	Son enveloppe est en ABS. Le capteur sera alors approximé comme étant de l'ABS.
Modules de Peltier	Hilox 965 Alumina Ceramic	Les modules de Peltier sont constitués en grande partie de céramique d'alumine 96%. Le Hilox 965 est une céramique d'alumine 96.5% dont les propriétés sont disponibles. Elle sera utilisée comme approximation.
BME 680	Aluminium 6061	Approximé comme étant majoritairement constitué de son enveloppe métallique. Cette enveloppe sera considérée comme étant de l'Aluminium 6061 à usage général.
Système de pressurisation	Aluminium 6061	Approximé comme étant de l'aluminium 6061 (la bonbonne est faite en aluminium).
ELP OV5640	Substrat FR-4	Étant donné que ce capteur est majoritairement constitué d'un PCB, il sera approximé comme étant constitué de FR-4, le substrat de PCB le plus commun.
DEL XLAMP	Plastique ABS	La DEL sera approximée comme étant majoritairement constituée de son enveloppe (plastique), qui sera approximée comme étant en ABS.

**Table 2:** Matériaux utilisés dans le modèle FEM

Un autre élément essentiel d'un modèle par éléments finis est son maillage. Il a fallu tout d'abord mailler l'incubateur et ses systèmes, puis lier ces différents maillages en utilisant l'outil "Mesh Mating". La taille du maillage tétra d'ordre 2 a été déterminée par une technique d'essai-erreur prenant comme point de départ  $D$ , la dimension donnée par "l'automesh", divisée par 10; et en prenant un paramètre de "Surface Curvature Based Size Variation" de 75. Ce dernier paramètre contrôle le raffinement du maillage à l'approche d'une courbure, comme celle provoquée par les trous de vis par exemple. Suite à plusieurs calculs en FEM, il a été déterminé qu'un maillage de dimensions  $D/2$  avec une "Surface Curvature Based Size Variation" de 50 permettrait d'avoir un niveau de détail acceptable pour le modèle tout en réduisant considérablement le temps initial de calcul.

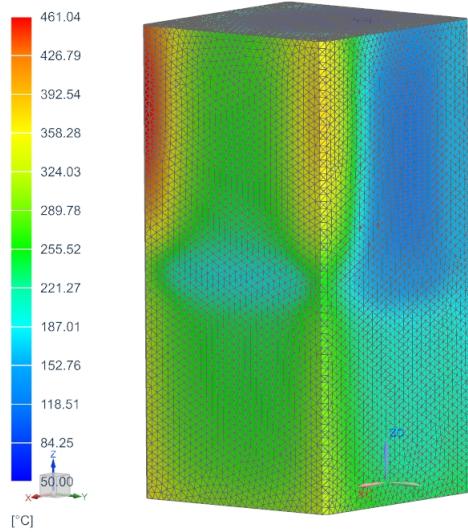
### 3.4 Résultats de l'analyse

Les résultats de l'analyse thermique sont présentés dans les figures 5, 6, 7 et 8.



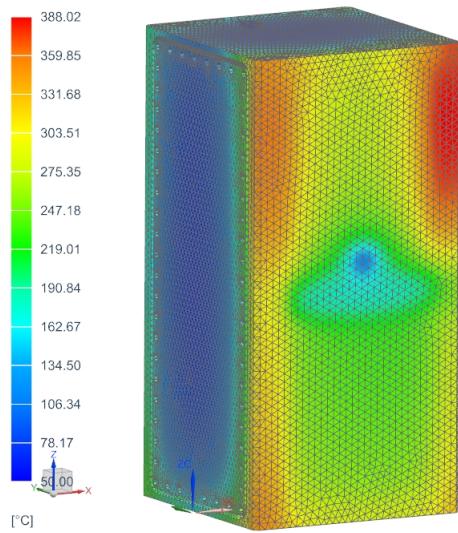
**Figure 5:** Solution thermique, orbite ISS, vue 1

Spacebean\_sim2 : Solution thermique - Mode germination sans condensation - ISS Result  
Subcase - Loads, Constraints 1, Static Step 1  
Temperature - Nodal, Scalar  
Min : 50.00, Max : 461.04, Units = °C



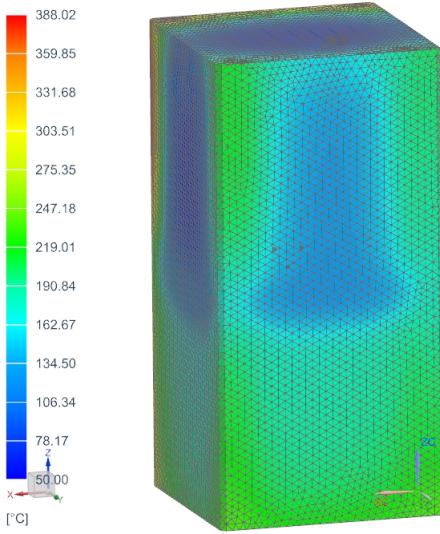
**Figure 6:** Solution thermique, orbite ISS, vue 2

Spacebean\_sim2 : Solution thermique - Mode germination sans condensation - 500km SSO Result  
Subcase - Loads, Constraints 1, Static Step 1  
Temperature - Nodal, Scalar  
Min : 50.00, Max : 388.02, Units = °C



**Figure 7:** Solution thermique, orbite héliosynchrone, vue 1

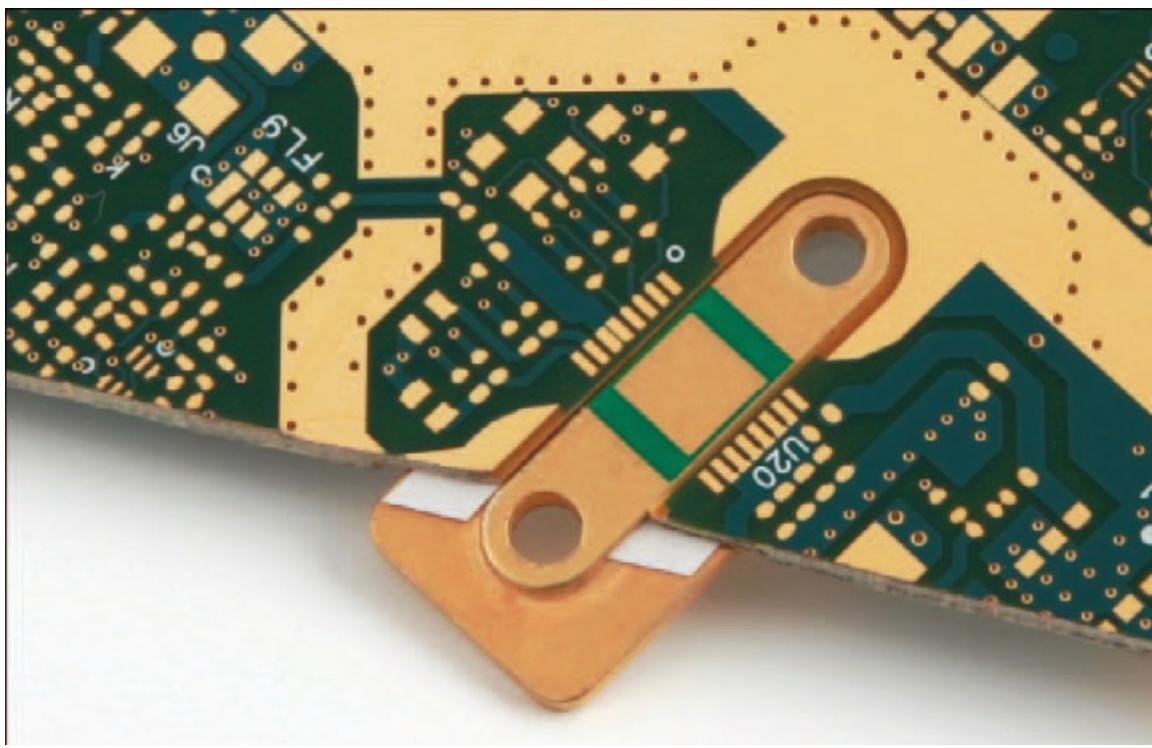
Spacebean\_sim2 : Solution thermique - Mode germination sans condensation - 500km SSO Result  
 Subcase - Loads, Constraints 1, Static Step 1  
 Temperature - Nodal, Scalar  
 Min : 50.00, Max : 388.02, Units = °C



**Figure 8:** Solution thermique, orbite héliosynchrone, vue 2

De prime abord, on constate que la température maximale présente sur l'incubateur est, pour les deux orbites, beaucoup plus élevée que ce qui est demandé par les requis. De plus, la température maximale est plus élevée sur l'orbite de l'ISS que sur l'orbite héliosynchrone. Même si les températures sur la surface externe sont élevées, l'intérieur de l'incubateur est exposé à des températures supérieures à 100 degrés celsius, ce qui est évidemment trop haut pour permettre la survie des plantes. La température minimale présente dans les deux cas (50 degrés celsius) est celle de la surface du module de Peltier. Une condition frontière de flux thermique volumique sur le module causait des erreurs numériques durant la résolution et empêchait cette dernière; une condition de température fixe a donc été utilisée en fixant la température du module de Peltier à pleine puissance. Ceci n'est pas représentatif de la réalité. Il faut noter que la distribution thermique visible dans les résultats est due à l'orientation supposée du satellite dans l'espace, et change selon celle-ci.

Il est possible de tirer plusieurs leçons de ces résultats. Tout d'abord, il semble impératif de protéger l'incubateur des radiations solaires. Le vrai défi semble être de garder l'incubateur assez froid pour permettre la croissance des plantes, et non l'inverse. Il est raisonnable d'imaginer qu'en soustrayant l'incubateur au rayonnement solaire, en l'installant au sein de la structure du satellite, sa température diminuera considérablement étant donné qu'il ne sera pas directement illuminé par le soleil. De plus, il faudra potentiellement isoler thermiquement l'incubateur de la structure du satellite afin d'éviter un transfert de chaleur excessif par conduction. Une autre conclusion à tirer est la mauvaise transmission de la chaleur produite par le module de Peltier, du fait de la très haute résistance thermique du PEEK, le thermoplastique utilisé. Afin de mieux répartir la chaleur dans tout l'incubateur, deux solutions sont envisageables.



**Figure 9:** Vias thermiques sur un PCB de charge utile spatiale (Wille 2018).

La première se base sur des méthodes de dissipation thermique sur des circuits imprimés

(PCB) communément utilisées dans le domaine spatial (Wille 2018). Il serait possible d'installer des vias thermiques partant du module de Peltier et conduisant la chaleur qu'il produit aux endroits requis dans l'incubateur. Celles-ci sont composées d'un métal conduisant adéquatement la chaleur (comme du cuivre) afin d'éviter une dissipation dans le PEEK. Une autre méthode, plus efficace, de diffusion de la chaleur dans l'incubateur serait la réalisation d'une convection forcée. Un petit ventilateur pourrait être installé au niveau du module de Peltier et forcerait alors la convection dans Spacebean, ce qui aurait comme effet d'uniformiser la température de l'atmosphère. Le désavantage de cette solution est que la puissance requise pour un ventilateur additionnel n'est pas négligeable considérant le budget de puissance limité du satellite. De plus, un tel ventilateur occuperait un volume précieux au sein de l'incubateur.

Ces résultats sont indicatifs de plusieurs problèmes liés au design de l'incubateur et permettent d'établir des pistes de solutions préliminaires pour les surmonter. Il sera tout de même capital de réaliser d'autres analyses thermiques, plus rigoureuses et précises, lorsque l'incubateur entrera dans sa phase de conception détaillée. Une analyse "Pre-post" en considérant Spacebean installé dans le satellite (et donc isolé du rayonnement solaire), et prenant en compte à la fois le fluide présent dans l'incubateur mais aussi les changements d'illumination au cours de l'orbite; pourra donner des résultats plus fidèles à la réalité. Une telle analyse permettra de quantifier les interactions thermiques entre Spacebean et la structure.

## 4 Analyse modale

### 4.1 Objectifs de l'analyse modale

Lors de son lancement, une charge utile spatiale est soumise à un environnement dynamique sévère qui comprend des accélérations constantes, des vibrations à basse fréquence, des vibrations aléatoires, des charges acoustiques et des chocs (Calvi 2011). Il est donc nécessaire lors du processus de conception de prendre en compte ces éléments et de réaliser une analyse dynamique de Spacebean.

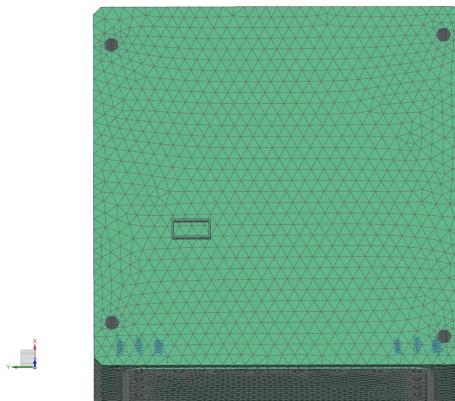
La première étape d'une analyse dynamique consiste généralement à déterminer les fréquences naturelles et les formes des modes de la structure considérée en négligeant l'amortissement (Gracewski 2009), en réalisant une analyse modale (Real Eigenvalue Analysis). Si la charge utile est soumise à des harmoniques proches ou égales à ces modes, un couplage dynamique peut survenir et provoquer des dégâts structurels. De plus, les résultats de cette analyse peuvent permettre de prendre des décisions en lien avec les analyses dynamiques subséquentes telles que celles de réponse transitoire ou fréquentielle. Étant donné que plusieurs options de lancement sont considérées, l'objectif est ici de déterminer l'interaction dynamique entre Spacebean et les trois lanceurs considérés pour l'analyse: Falcon 9 de SpaceX, H-IIB de la JAXA, et Electron de Rocketlabs. Ces lanceurs sont liés aux orbites considérées dans l'analyse thermique. Ainsi, Falcon 9 et H-IIB peuvent amener le cubesat jusqu'à l'ISS, tandis que Electron est le véhicule permettant d'atteindre l'orbite héliosynchrone à 500 km et offre une solution de lancement pour nanosatellite très abordable. H-IIB et Falcon 9 ont été spécifiquement considérés étant donné les discussions entre Polyorbite et la compagnie japonaise SpaceBD pour un éventuel lancement. Cette dernière se concentre sur l'utilisation de lanceurs

américains et japonais. Une telle analyse s'inscrit dans les requis de maintien de l'intégrité de Spacebean lors du lancement et permettra aussi de vérifier sommairement la compatibilité de la charge utile avec plusieurs lanceurs, un requis mécanique commun dans le domaine spatial (Calvi 2011).

## 4.2 Préparation de l'analyse

Tout comme pour l'analyse thermique, le module Design Simulation de NX a été utilisé. Il offre des fonctionnalités suffisantes pour l'analyse modale tout en permettant un temps de calcul plus faible que le module Pre-post. Le modèle de l'incubateur a été grandement simplifié, en ne laissant que la structure interne et la porte. Le maillage utilisé lors de l'analyse thermique a été conservé.

La structure principale de l'incubateur est considérée comme étant traversée par les quatre goupilles cylindriques de la structure du satellite, passant par les ouvertures visibles sur la figure 10. Ces goupilles sont encastrées à leurs extrémités.



**Figure 10:** Surface supérieure de l'incubateur

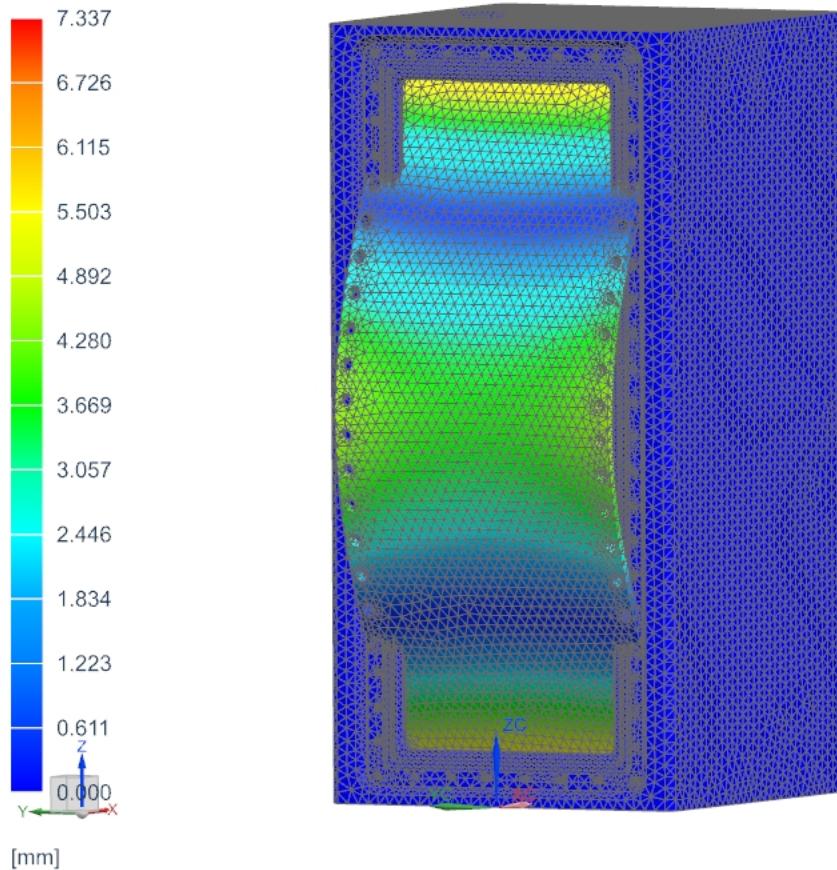
La porte est simulée comme étant fixée à la structure principale par quatre vis, à ses ex-

trémités. Cela est une grande simplification par rapport aux 56 vis réelles mais permet d'obtenir un temps de calcul raisonnable. Cela aura comme effet d'amplifier les déformations observées dans les formes des modes.

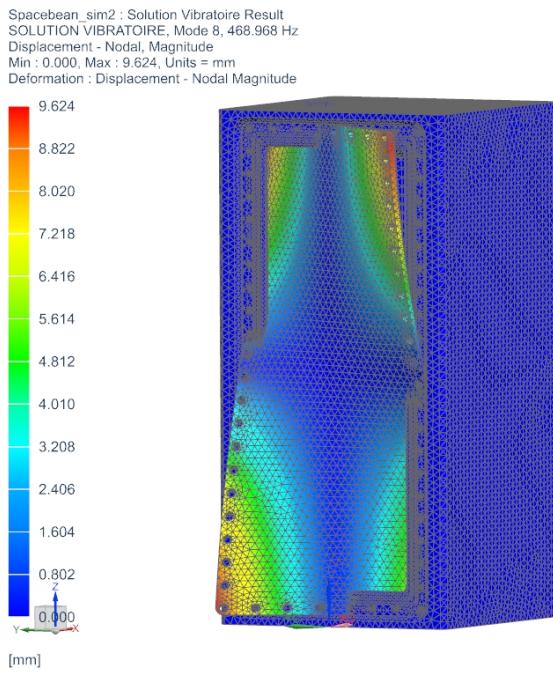
### 4.3 Résultats et interprétation

Les résultats de l'analyse modale sont présentés dans les figures 11, 12, 13 et 14 ci-dessous.

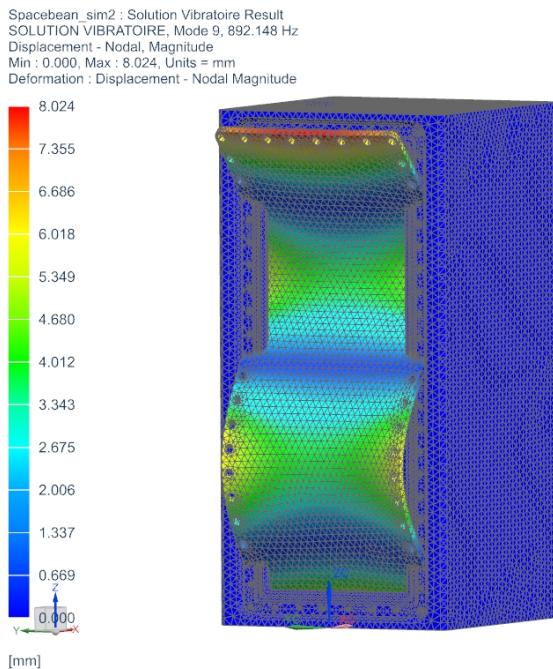
Spacebean\_sim2 : Solution Vibratoire Result  
 SOLUTION VIBRATOIRE, Mode 7, 330.313 Hz  
 Displacement - Nodal, Magnitude  
 Min : 0.000, Max : 7.337, Units = mm  
 Deformation : Displacement - Nodal Magnitude



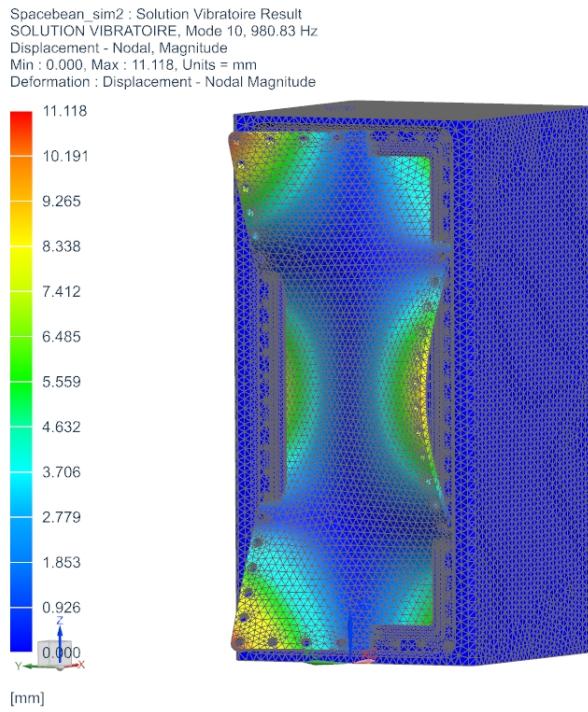
**Figure 11:** Résultats de l'analyse modale - 330 Hz



**Figure 12:** Résultats de l'analyse modale - 469 Hz



**Figure 13:** Résultats de l'analyse modale - 892 Hz



**Figure 14:** Résultats de l’analyse modale - 981 Hz

On constate que quatre fréquences naturelles de la structure ont été identifiées par l’analyse.

Il faut alors les comparer avec les données des différents lanceurs.

Pour Falcon 9, un spectre vibratoire continu est fourni (SpaceX 2015). Il est donc nécessaire de vérifier que la première harmonique de Spacebean est au-dessus de la fréquence maximale de vibration du lanceur. Axialement et latéralement, les fréquences maximales sont de 100 Hz, ce qui est bien en-dessous des 330 Hz de la première harmonique de Spacebean. Falcon 9 ne semble donc pas poser de problèmes dans ce domaine. Dans le cas d’Electron (Rocketlab 2018a) et du lanceur H-IIB (JAXA 2018), un spectre n’est pas fourni mais des tests de qualification impliquent des excitations à plusieurs fréquences spécifiques. Il faut alors vérifier que celles-ci n’entrent pas en conflit avec les modes de Spacebean. Pour Electron, les tests sont réalisés à 20, 50, 800 et 2000

Hz. pour H-IIB, les tests sont à 20, 50, 120, 230, 1000 et 2000 Hz. Aucun conflit ne semble sauter aux yeux de prime abord, mais l'excitation à 1000 Hz de H-IIB est à surveiller étant donné sa relative proximité avec le mode à 981 Hz de l'incubateur.

Tout comme pour l'analyse thermique, les résultats de cette analyse sont limités par le fait que l'incubateur est considéré individuellement, sans prendre en compte ses interactions avec le reste de la structure du satellite. Il est très raisonnable de considérer que les modes identifiés seront altérés lors de l'assemblage de Spacebean avec la structure. Il sera alors important de réaliser encore une fois cette analyse pour quantifier les changements encourus, en utilisant un outil FEM plus rigoureux tel que le module Pre-post de NX. De plus, les analyses subséquentes devront aller au-delà des simplifications présentes dans cette analyse préliminaire. En cas d'apparition de couplage dynamique, il est possible de réaliser certaines modifications au niveau des points d'attache, en installant par exemple des amortisseurs entre l'incubateur et les goupilles de la structure. Enfin, suite à la conception détaillée, il sera nécessaire de réaliser des tests de qualification en configuration de vol pour confirmer les résultats des analyses, comme un test d'identification modale (Calvi 2011).

## 5 Analyse d'étanchéité

### 5.1 Objectifs de l'analyse

Le fait que la charge utile principale du satellite soit un récipient sous pression génère d'importantes préoccupations quant à son étanchéité dans le vide de l'espace. Il faut quantifier les pertes de pression inévitables de l'incubateur afin de déterminer leur origine et concevoir un scellage efficace et pour dimensionner le système de pressurisation, mentionné dans la section 2.

Trois éléments seront considérés dans l’analyse:

- Le joint d’étanchéité (o-ring) au niveau de la porte de l’incubateur.
- Le PEEK, matériau de la structure de l’incubateur.
- Les deux ports aux extrémités de la structure, par où est acheminé le câblage des systèmes de Spacebean.

## 5.2 Méthodologie

Le potentiel de pertes de pression le plus important réside dans le joint d’étanchéité de la porte. Ce joint doit être conçu de manière appropriée selon plusieurs paramètres tels que l’environnement d’opération, le gaz à pressuriser, le chargement éventuel ou encore les variations de température. Ainsi, la source principale des calculs de pertes est le manuel de joints d’étanchéité Parker (Parker 2007). Il fournit toutes les informations nécessaires pour concevoir un joint d’étanchéité, de la sélection des matériaux à la quantification des pertes. Pour estimer la perméabilité du corps de l’incubateur, il a été nécessaire de se baser sur les lois de Fick régissant la diffusion de la matière (CROW 2015). Du côté des ports de câblage, des calculs ne sont pas nécessaires étant donné que les manufacturiers, comme Douglas Electrical Components, fournissent les caractéristiques de leurs produits.

Plusieurs hypothèses sont impliquées dans le calcul de pertes de pression pour le joint d’étanchéité, dont certaines rendent le calcul conservateur. Tout d’abord, le mélange gazeux sous pression est considéré comme étant isotrope et est approximé à de l’air standard. La pression au sein de l’incubateur est de 101 kPa, ce qui est sans doute supérieur à la pression interne finale. Le joint lui même est considéré comme étant lubrifié avec une graisse adaptée au vide, comprimé

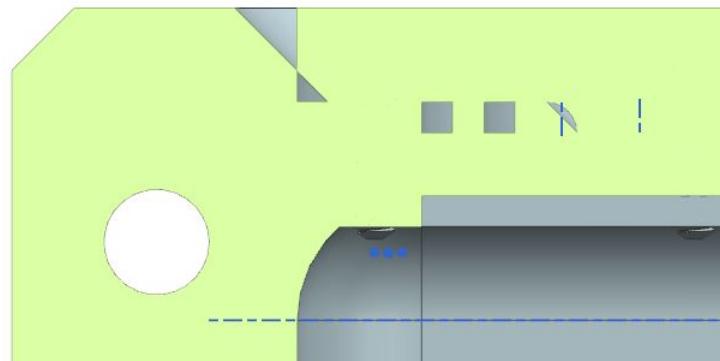
seulement à 50% de son volume et ne voyant que des charges statiques. L'approximation du taux de fuite est conservatrice et ne prend pas en compte la bague du joint ou encore le fini de surface du siège du joint. De plus, elle considère le joint comme un tore ayant un diamètre interne égal à la plus grande dimension (verticale) du siège du joint, ce qui lui confère une surface d'échange avec l'extérieur beaucoup plus importante qu'en réalité. Enfin, elle ne prend pas en compte le fait que deux joints en série sont utilisés afin de réduire la perméabilité de l'ensemble et pour fournir une certaine redondance en cas de défaillance.

Le choix du matériau du joint est dicté par plusieurs facteurs:

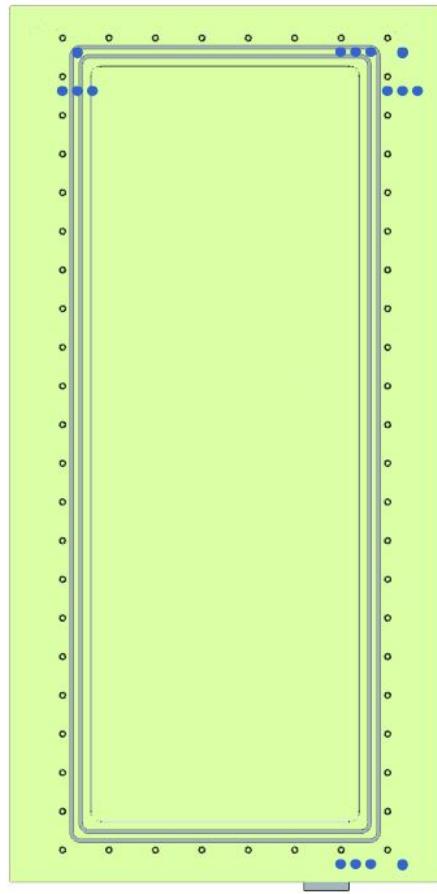
- Sa compatibilité avec le fluide sous pression.
- La fourchette de températures d'opération.
- La durée de vie demandée au joint.
- Le différentiel de pression.
- Les charges qui seront appliquées.

Considérant tous ces paramètres et les propriétés des matériaux fournis dans le manuel Parker, le caoutchouc butylique a été choisi. Il est communément utilisé dans des applications de joints sous vide.

Le siège du joint est présent sur le CAD de Spacebean et est détaillé dans les figures 15 et 16.



**Figure 15:** Vue en coupe du siège des deux joints parallèles.



**Figure 16:** Vue du dessus du siège des deux joints parallèles.

### 5.3 Résultats et interprétation

L'approximation du taux de fuite utilisée pour le joint d'étanchéité est donnée, en centimètre cube par seconde, par:

$$L = 0.7 F D P Q (1 - S)^2$$

Avec:

- F la perméabilité de l'élastomère choisi.
- D le diamètre interne du joint.
- P le différentiel de pression.
- Q le facteur lié à la compression et à la lubrification du joint.
- S le pourcentage de compression du joint.

Elle donne une perte de  $L = 3,51 \cdot 10^{-8} \text{ cm}^3/\text{s}$ .

Pour la structure de l'incubateur, la loi de Fick est:

$$Q = P \Delta p A / L$$

Avec:

- P la perméabilité du PEEK.
- $\Delta p$  le différentiel de pression.
- A l'aire d'échange du PEEK.

- L'épaisseur de l'aire d'échange.

Elle donne une perte de  $Q = 1,23 \cdot 10^{-6} \text{ cm}^3/\text{s}$ .

D'après le catalogue de ports hermétiques pour câblage de Douglas Electrical (Douglas 2018), les pertes dues aux deux ports de câblage peuvent être estimées à  $Q = 1,10^{-7} \text{ cm}^3/\text{s}$ . Elles considèrent que le gaz est de l'hélium, ce qui est plus conservateur que de l'air.

En considérant une durée de mission de 4 mois, la perte de volume d'air de l'incubateur peut être estimée à 14,12 ml. Ce résultat conservateur remet en cause la nécessité d'un système de re-pressurisation de l'incubateur (composé de la bonbonne de gaz et des valves associées). S'en passer serait bénéfique étant donné les économies de volume et de masse encourues, sans compter la simplification conséquente du design.

Avant de prendre une décision relative au système de re-pressurisation, il est nécessaire de se pencher sur les limites de cette analyse. Malgré son optique conservatrice, elle utilise de nombreuses hypothèses qui peuvent venir fausser les résultats. Contrairement aux autres analyses réalisées pour ce projet, il est relativement simple de mettre en œuvre des tests pour valider ces résultats. En effet, un modèle non fonctionnel de l'incubateur en PEEK, avec le joint finalisé, un capteur de pression et les ports requis, pourrait être inséré dans une chambre à vide (ou chambre UHV) disponible à Polytechnique afin de déterminer le volume de gaz perdu. Un tel test pourra être réalisé rapidement parallèlement à la conception détaillée de l'incubateur, et ses conclusions auront un effet important sur le reste du design.

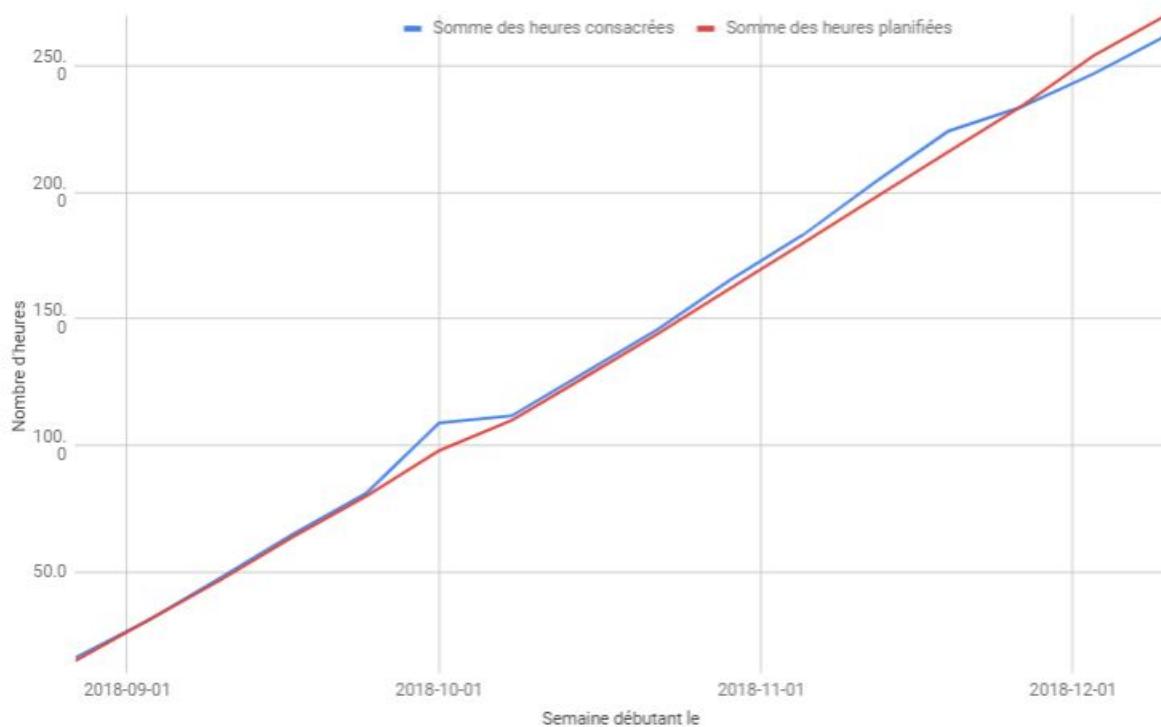
## 6 Conclusion

Ce projet de conception préliminaire de Spacebean a mené à de nombreuses occasions d'apprentissage dans plusieurs domaines. Ainsi, il a permis une introduction au processus d'analyse axiomatique, une formation sur les modules de conception 3D et d'analyse FEM de NX, une découverte du processus de conception de joints d'étanchéité, mais aussi un aperçu des problématiques thermiques et dynamiques uniques auxquelles font face les charges utiles spatiales.

Au delà, il a principalement permis l'élaboration d'un design préliminaire de l'incubateur Spacebean, et a cerné de potentiels problèmes à régler dans la suite du projet. L'analyse thermique a souligné l'importance de protéger l'incubateur du rayonnement solaire, mais aussi de mettre en oeuvre des solutions pour mieux répartir la chaleur produite par le module de Peltier. L'analyse modale a identifié les fréquences naturelles de Spacebean afin de prévenir de possibles incompatibilités avec certains lanceurs. Enfin, l'analyse d'étanchéité a posé les bases de conception du joint d'étanchéité et a remis en cause la nécessité d'inclure un système de re-pressurisation de l'incubateur.

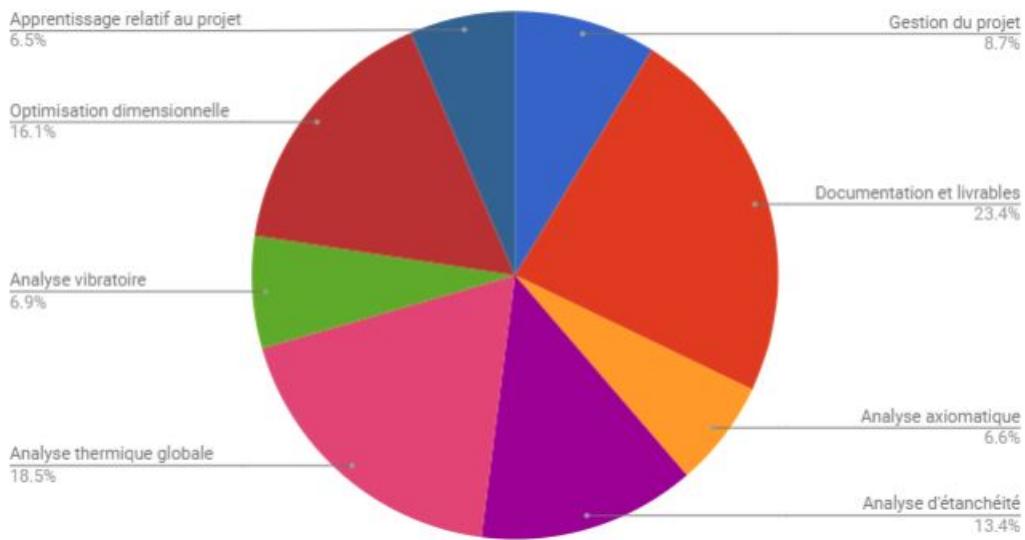
Tel que mentionné dans la conclusion du premier rapport, un suivi des heures à consacrer au projet et de la répartition des tâches a été réalisé au cours de la session. Il est présenté dans les figures 17 et 18. Les objectifs de temps ont été atteints dans leur ensemble mais la planification des heures n'a pas suffisamment pris en compte l'augmentation du temps de travail à la mi-session et à la fin de session, ainsi que la baisse du temps de travail durant la période d'examens finaux.

## Suivi du travail effectué



**Figure 17:** Heures planifiées et heures consacrées.

## Division des tâches effectuées

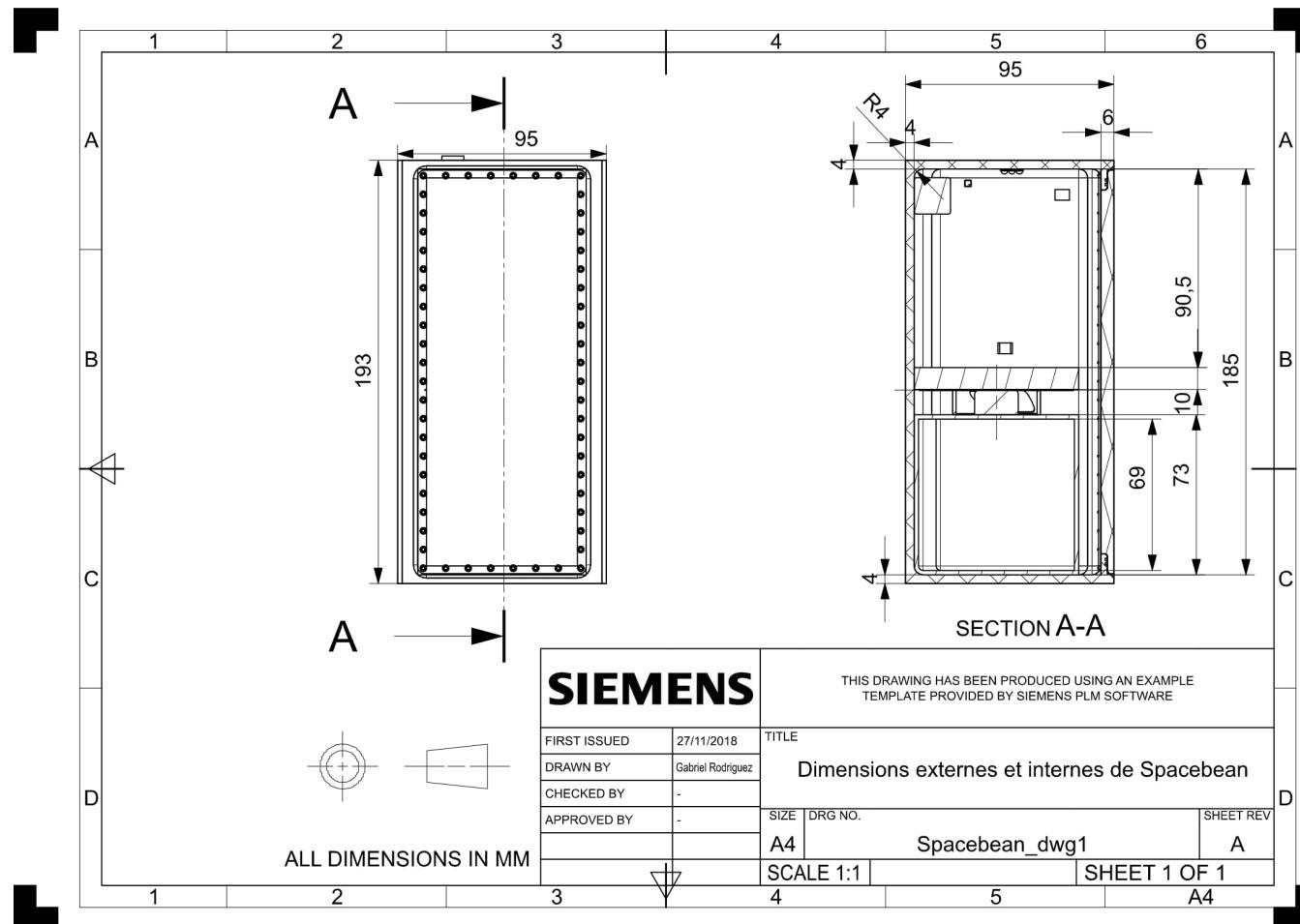


**Figure 18:** Division des tâches au cours du projet.

La prochaine étape du projet consiste à consolider tous les efforts de conception préliminaire en cours au sein de Polyorbite et à démarrer la conception détaillée de Spacebean. Celle-ci fournira une configuration finale apte à passer les tests de qualification et confirmer la capacité du satellite à remplir sa mission. La feuille de route complète du projet sera finalisée par l'équipe de contrôle et opérations de Polyorbite en Janvier 2019.

# **Annexes**

## A Dimensions externes et internes de l'incubateur



**Figure 19:** Dimensions principales de Spacebean

## Bibliographie

- Calvi, Adriano (2011). *Spacecraft Loads Analysis - An Overview*. University of Liege.
- CROW (2015). *Barrier Properties of Polymers*. CROW Polymer Properties Database.
- Douglas (2018). *Hermetics Product Catalog*. Douglas Electrical Components.
- Gracewski, Sheryl (2009). *Real Eigenvalue Analysis*. University of Rochester.
- JAXA (2018). *JEM Payload Accommodation Handbook Vol. 8 - Small Satellite Deployment Interface Control Document*. Japan Aerospace Exploration Agency.
- Ma, Yuanchao et al. (2018). *Evolutionary Design Synthesis of a Mechatronic System*. École Polytechnique de Montréal.
- Miyake, Robert (2013). *Spacecraft Design Thermal Control System*. Lecture. Jet Propulsion Laboratory.
- NASA (2015). *Thermal Analysis of Spacecraft Hardware Guideline. GD-AP-2302*. NASA.
- Parker (2007). *Parker O-Ring Handbook ORD 5700*. Parker.
- Rocketlab (2018a). *Payload User's Guide*. Rocket Lab.
- (2018b). *Rideshare pricing*. <https://www.rocketlabusa.com/launch/rideshare/>.
- Rodriguez, Gabriel (2018). *MEC6901 - Rapport de mi-session*. École Polytechnique de Montréal.
- SpaceX (2015). *Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide - Revision 2*. SpaceX.
- Trépanier, Jean-Yves (2016). *MEC3200 - Transmission de chaleur*. Notes de cours. École Polytechnique de Montréal.
- Wille, Markus (2018). *High Efficient Heat Dissipation on Printed Circuit Boards*. Schoeller Electronics Systems GmbH.