

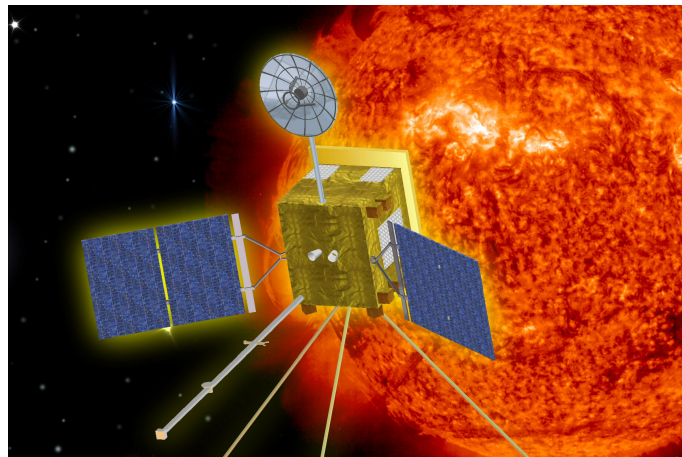


Université de Liège
Faculté des Sciences Appliquées
Centre Spatial de Liège



Modélisation thermique des 4 imageurs EUI de Solar Orbiter

Christian Bastin



Travail de fin d'études
réalisé en vue de l'obtention
du grade d'Ingénieur Civil Physicien
orientation Techniques Spatiales

Promoteur : Dr. Ir. Pierre Rochus

Année académique 2006 - 2007

Remerciements

Je tiens tout d’abord à remercier mon promoteur, Pierre Rochus, pour cet intéressant travail qu’il m’a proposé, et ses conseils avisés.

Mes remerciements les plus sincères vont à Tanguy Thibert pour son suivi constant et son aide précieuse dans l’apprentissage des programmes *EsaRad* et *EsaTan*. Son expérience dans le domaine de la thermique spatiale a été à la fois un guide et une source de motivation tout au long de ce travail.

Je remercie également Pierre Vueghs pour l’éclairage qu’il m’a apporté sur les méthodes utilisées par le programme *EsaRad*.

J’adresse mes remerciements aux membres du jury, Pierre Beckers, Jean-Philippe Ponthot, et Philippe Poinas, pour l’intérêt qu’ils ont porté à mon travail.

Je tiens également à remercier l’ensemble du personnel du CSL que j’ai côtoyé pendant les quelques mois que j’ai passé au sein de cet entreprise.

Enfin, je remercie mes parents pour leur relecture attentive et leur soutien.

Table des matières

Table des matières	iv
Abréviations	vi
Introduction	1
1 La mission Solar Orbiter	4
1.1 Objectifs scientifiques	4
1.2 Orbite	6
1.3 Description du satellite	9
1.4 L'imageur Extrême Ultraviolet (EUI)	10
2 Modélisation en thermique spatiale	15
2.1 Échanges thermiques	16
2.2 Méthodes de calcul des liens conductifs	21
2.3 Le solveur <i>EsaTan</i>	22
2.4 Matériaux utilisés dans le domaine spatial	23
3 Modélisation radiative avec <i>EsaRad</i>	28
3.1 Utilisation du programme	28
3.2 Méthodes de calcul radiatif	29
3.3 Comparaison de différentes méthodes de calcul radiatif	31
4 Premier modèle de l'instrument EUI	35
4.1 Modélisation	36
4.2 Résultats obtenus	39

4.3	Défauts et améliorations possibles	41
4.4	Étude du baffle d'entrée	42
5	Étude du filtre d'entrée	47
5.1	Description du filtre	48
5.2	Description du test	50
5.3	Modélisation numérique	53
5.4	Implémentation du filtre dans EUI 3+1	60
6	Deuxième modèle : EUI 2 + 2	68
6.1	Implémentation du modèle	69
6.2	Design des pieds de support des baffles	79
6.3	Résultats	81
7	Design du système de refroidissement	84
7.1	Hypothèses de travail	85
7.2	Modélisation sans doigt chaud	87
7.3	Utilisation de doigts de refroidissement	89
7.4	Utilisation de radiateurs, supports des baffles isolants	97
7.5	Utilisation de radiateurs, supports des baffles conducteurs	108
7.6	Comparaison des designs obtenus	115
7.7	Analyse de sensibilité	116
	Conclusion	120
A	Annexes	122
A.1	Recalage du modèle du test du filtre	122
A.2	Propriétés thermo-optiques utilisées	125
A.3	Calcul de la température de puits d'un radiateur	126
	Bibliographie	130

Abréviations

CFRP	:	Carbon Fiber Reinforced Polymer
CME	:	Coronal Mass Ejection
CMOS	:	Complementary Metal Oxide Semi-conductor
CSL	:	Centre Spatial de Liège
EIT	:	Extreme ultraviolet Imaging Telescope
ESA	:	European Spatial Agency
ESP	:	Experimental Solar Panel
ESTEC	:	European Space Research and Technology Centre
EUI	:	Extreme Ultraviolet Imager
FSI	:	Full Sun Imager
HRI	:	High Resolution Imager
HRM	:	High Rejection Mirror
MLI	:	Multi-Layer Insulation
NASA	:	National Aeronautics and Space Administration
OSR	:	Optical Solar Reflector
PROBA	:	PRoject for On-Board Autonomy
SDO	:	Solar Dynamics Observatory
SOHO	:	SOLar and Heliospheric Observatory
STEREO	:	Solar TERrestrial RELations Observatory
SWAP	:	Sun Watcher using Active pixel system detector and image Processing
UA	:	Unité Astronomique (distance Terre-Soleil aux équinoxes)

Introduction

Dans le passé, plusieurs missions spatiales ont considérablement augmenté notre connaissance du Soleil. Citons *Ulysses*, qui, à l'aide d'une orbite polaire autour du Soleil, nous a fait découvrir le Soleil sous un autre angle, *SoHO*, qui a révolutionné notre connaissance du Soleil à tout points de vues, ou encore *Trace*, qui s'est concentré sur l'étude de la couronne solaire. A l'heure actuelle, plusieurs missions sont en cours d'achèvement ou même viennent d'être lancées, comme *Stereo* qui compte appréhender les relations entre le Soleil et la Terre, ou encore l'observatoire de la dynamique du Soleil, *SDO*, qui projette de mieux comprendre les phénomènes magnétiques solaires et les grands mouvements d'énergie qui en découlent.

Cependant ces missions se sont contentées d'observer le Soleil à distance, la mission la plus proche étant *SoHo* qui se situe au premier point de Lagrange, à 1.5 millions de kilomètres de la Terre, c'est-à-dire à 0.99 unités astronomiques du Soleil. Pour progresser davantage, il faut donc se rapprocher de notre étoile, pour connaître son environnement proche et par la même occasion en obtenir des images à plus haute résolution à moindre coût ¹.

C'est l'intérêt de la mission **Solar Orbiter** qui, au moyen d'une orbite elliptique autour du Soleil, va se rapprocher à environ un cinquième de la distance Terre-Soleil. La mission est prévue pour un lancement aux alentours de 2015. Aussi proche du Soleil, le rayonnement incident est 25 fois plus puissant. Les contraintes thermiques sur le satellite seront donc très importantes et il convient d'étudier en profondeur la thermique des différents instruments qui le composent.

Ce travail de fin d'études, réalisé au Centre Spatial de Liège, consiste en la modélisation thermique de l'instrument EUI (**E**xtrem **U**ltraviolet **I**mager) du satellite *Solar Orbiter*.

¹les besoins en stabilité de pointage sont moindres lorsqu'on est plus proche, d'où une implémentation simplifiée

L'objectif principal de cette modélisation est de fournir à chaque composant de l'instrument un environnement thermique adéquat, plus particulièrement une température conforme aux spécifications, et permettant une durée de vie et des performances suffisantes. Les éléments critiques dans ce problème sont les suivants :

- Les filtres d'entrée, qui sont soumis à un flux solaire intense mais qui sont très minces. Leurs températures sont particulièrement critiques. L'objectif fixé est une température maximale de 150°C sur chaque filtre.
- Les baffles d'entrée qui sont également soumis au flux solaire, et dont la température est par conséquent élevée. De plus chaque baffle influence la température du filtre, puisque celui-ci est fixé dessus. L'objectif choisi est d'avoir un baffle rejetant au maximum le flux solaire incident, et avec une température maximale de 50°C ².
- La plaque de base sur laquelle sont fixés tous les miroirs et les capteurs. Il faut donc une température plus ou moins uniforme et proche de la température ambiante (20°C), pour conserver des optiques correctement alignées. L'objectif d'uniformité fixé est d'avoir un écart maximal de 15°C sur la plaque de base³.
- Les capteurs CMOS, dont la température de fonctionnement optimale est de -60°C ⁴. Ils doivent donc être isolés efficacement de leur entourage et refroidis de façon optimale.

Ces objectifs concernent le cas chaud, c'est-à-dire lorsqu'on se trouve au plus près du Soleil. Cependant il faut aussi que, lorsque le satellite est éloigné du Soleil, les températures au sein de l'instrument ne deviennent pas trop froides et restent dans les plages de fonctionnement ou de survie des composants. Plus précisément, en cas froid, la température du corps de l'instrument et des baffles devrait rester supérieure à une température de -40°C , tandis que les CMOS devraient idéalement ne pas être refroidis à moins de -80°C .

Dans ce travail, je vais tout d'abord présenter la mission de l'ESA *Solar Orbiter*, et en particulier l'instrument EU1. Je vais ensuite brièvement rappeler les méthodes de modélisation thermique que je vais utiliser, ainsi que les méthodes de calcul radiatif utilisées par *EsaRad*.

Après cette introduction, une étude d'un premier modèle sera réalisée, expliquée et analysée. Ce premier modèle (nommé *3+1*) est composé des trois imageurs haute résolu-

²cette température est choisie arbitrairement mais de façon réaliste pour se fixer un objectif numérique

³cet objectif doit être confirmé par des études thermo-élastiques donnant le désalignement des miroirs pour un tel gradient

⁴des capteurs CMOS spatiaux qualifiés à cette température n'existent pas à l'heure actuelle, mais les avancées technologiques à venir devraient réaliser cet objectif

tion disposés côte à côte sur la plaque de support, l'imageur de l'entièreté du Soleil étant placé en dessous de la plaque, tout comme la boîte d'électronique. Un nouveau baffle de réjection sera ensuite présenté.

Le filtre d'entrée, déjà utilisé pour l'instrument SWAP du satellite Proba-2, est mal connu d'un point de vue thermique. En particulier sa conductivité est mal connue. La troisième partie du travail s'attelle à calculer celle-ci d'après les résultats d'un test réalisé à l'ESTEC en novembre 2005. Ce filtre est ensuite introduit dans le modèle 3+1 et une solution est proposée pour le refroidir davantage.

Ensuite, un modèle amélioré est étudié. Ce modèle $2+2$ est composé de 2 imageurs au-dessus de la plaque de base et des 2 autres en dessous, la boîte d'électronique étant placée à part. Une vérification en profondeur des conductances thermiques est effectuée. Ce modèle est ensuite utilisé pour comparer les méthodes de calcul proposées par *EsaRad*.

Vient ensuite une étude de différentes méthodes de refroidissement de l'instrument. Trois designs basées sur trois hypothèses différentes seront analysés et comparés. Une étude de sensibilité sera réalisée sur le modèle le plus efficace, ce qui permettra de mettre en évidence les paramètres importants.

La conclusion clôture ce travail, en regroupant les principaux résultats, et les principaux objectifs accomplis. Quelques conseils pour les futures études sont également donnés.

1. La mission Solar Orbiter

Solar Orbiter est une mission de l'Agence Spatiale Européenne (ESA) et fait partie de son programme *Cosmic Vision*. Le lancement du satellite est prévu aux alentours de 2015-2017. Son orbite autour du Soleil est elliptique, avec un périhélie à 0.22 UA et un aphélie à 0.88 UA. Dans la phase terminale de la mission, la sonde utilisera l'attraction gravitationnelle de Venus pour augmenter l'inclinaison de son orbite par rapport au plan de l'écliptique, avec un maximum de 35° .

Dans l'avenir, il se pourrait que la mission se joigne à la mission *Sentinels* de la NASA, composée de 4 satellites similaires placés en orbite autour du Soleil. La mission prendrait alors le nom de *Helix*.

1.1 Objectifs scientifiques

Plusieurs phénomènes solaires restent mal compris : l'origine du cycle solaire et du champ magnétique, les phénomènes physiques prépondérants dans l'atmosphère solaire et l'héliosphère, et les liens entre les différentes parties du Soleil (photosphère, couronne, héliosphère, ...). Pour tenter de répondre à ces questions, plusieurs objectifs scientifiques ont été définis dans le document [12] :

Déterminer les propriétés, la dynamique et les interactions des plasmas, champs et particules dans l'héliosphère à proximité du Soleil

Bien que la surface du Soleil, la photosphère, ait une température de 5770 K, la couronne, qui en est séparée par la chromosphère, possède des températures pouvant dépasser le million de Kelvins. La couronne est également le lieu de départ du vent solaire, qui en est éjecté avec des vitesses supersoniques. Ces deux mécanismes sont à l'heure actuelle encore mal compris.

La haute résolution temporelle des instruments observant les plasmas et le champ magnétique vont permettre d'observer idéalement les mouvements de ces éléments, et par conséquent *Solar Orbiter* devrait permettre d'expliquer les hautes températures de la couronne et la vitesse du vent solaire.

Investiguer les liens entre la surface solaire, la couronne et la partie inférieure de l'héliosphère

La matière est expulsée du Soleil selon trois régimes qui agissent à différentes latitudes solaires :

- Le vent solaire à haute vitesse qui est son état normal, à l'équilibre et qui se situe à toutes les latitudes.
- Des courants rapides qui émanent des boucles magnétiques ouvertes autour des pôles lors des périodes de faible activité du Soleil.
- Les Éjections de Masse Coronale (CME), qui proviennent de l'ouverture d'une boucle de champ magnétique qui provoque un flux court et violent. Ces éjections se produisent au niveau de l'équateur et dans les zones actives du Soleil.

Les variations du vent solaire sont souvent les conséquences de la morphologie variable du champ magnétique (régions actives, taches, protubérances, ...). Cependant l'évolution de ces éléments ne peut se voir qu'à l'échelle de la période de rotation du Soleil sur lui-même. Une observation en corotation avec l'étoile s'impose donc.

Grâce à son orbite en quasi corotation et la complémentarité entre ses instruments d'observation à distance et ses instrument in-situ, *Solar Orbiter* va permettre de faire le lien entre l'activité à la surface solaire et ses conséquences sur le vent solaire.

Explorer, à toutes les latitudes solaires, la structure énergétique, dynamique et à petite échelle de l'atmosphère magnétisée du Soleil

La région de transition et la partie intérieure de la couronne possèdent une structure magnétique à une échelle inaccessible aux précédentes missions que sont *TRACE* et *SoHO*, comme illustré sur la figure 1.1. Les plasmas présents dans ces régions arborent des températures variées allant de 10^4K à 10^7K .

Grâce à la haute résolution de ses instruments, aussi bien temporelle que spatiale, ainsi qu'au large spectre de fréquences observé, *Solar Orbiter* va permettre de capter les

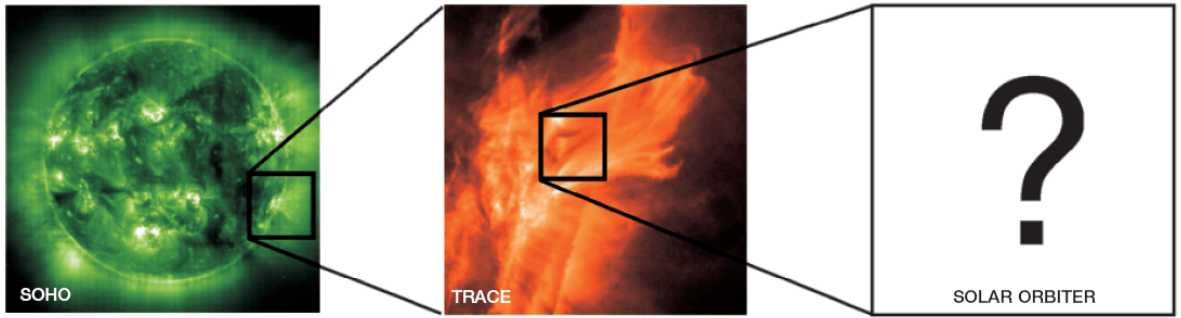


FIG. 1.1: Comparaison des résolutions des précédentes missions

structures élémentaires présentes dans l'atmosphère solaire. La dynamique globale ainsi que la quantité d'énergie présente devraient alors être mieux comprises.

Vérifier le modèle de dynamo solaire en observant, à haute latitude, le champ magnétique, les flux de matière et les vagues sismiques du Soleil

La structure interne et la dynamique des régions polaires sont d'une importance prépondérante dans l'étude du Soleil. La vitesse de rotation du Soleil augmente avec la latitude. Cette rotation différentielle a un rôle certain dans l'origine du champ magnétique solaire. L'observation de celle-ci, ainsi que des flux de matières méridionaux et circumpolaires n'est possible qu'en quittant le plan de l'écliptique pour avoir une meilleure vue sur les hautes latitudes solaires.

1.2 Orbite

Le lancement de la mission est prévu fin mai 2015 ¹ sur un lanceur *Soyuz-LV Fregat*² à partir de Kourou. Après une phase de mise en orbite autour du Soleil, à l'aide de quatre assistances gravitationnelles (Vénus, Terre, Terre, Vénus), la mission entre dans sa phase nominale avec une orbite elliptique de périhélie à 0.22 UA et d'aphélie à 0.88 UA (d'après le document [17]). Le rayon du Soleil étant de 750 000 km, une distance de 0.22 UA correspond à 45 rayons solaires. La période d'une orbite est de 151 jours.

¹une autre période de lancement possible est la mi-janvier 2017

²dans le cas d'un regroupement avec la mission de la NASA *Sentinels*, le lancement se ferait par une fusée américaine en même temps que les autres satellites

Au cours d'une orbite en phase nominale, le satellite va passer dans plusieurs modes de fonctionnement, illustrés à la figure 1.2. Précisons également que les instruments d'observation à distance comme EUI ne sont pas allumés tout au long de l'orbite, mais uniquement en deçà d'une distance de 0.5 UA³ par rapport au Soleil.

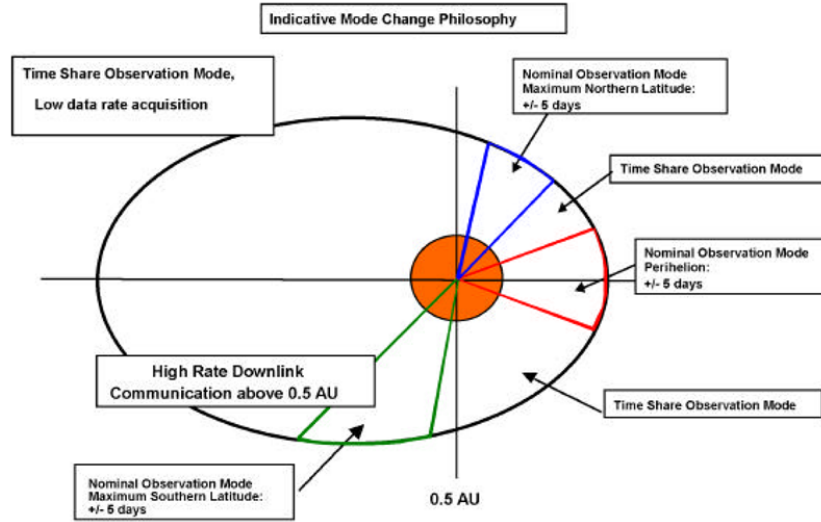


FIG. 1.2: Modes de fonctionnement du satellite

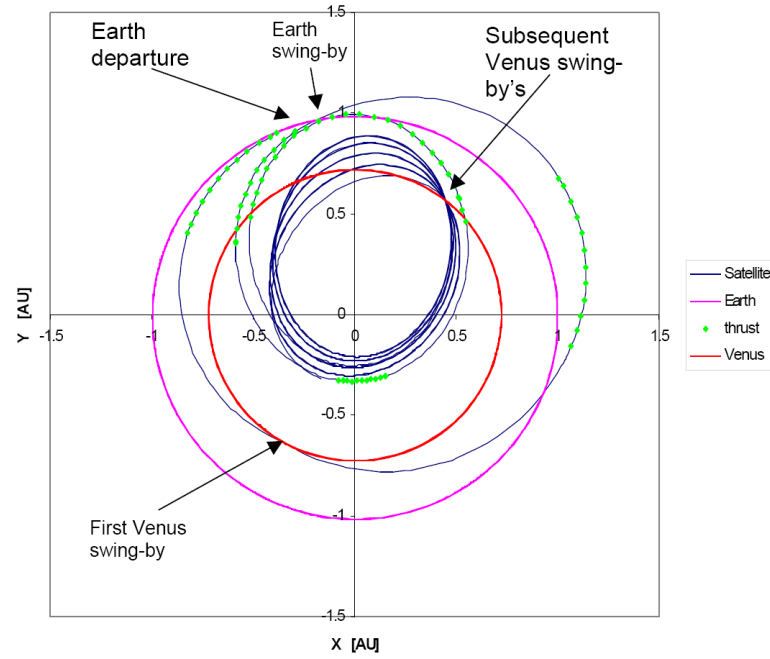
À partir du deuxième passage près de Venus, c'est-à-dire dès le début de la phase nominale, l'orbite du satellite est en résonance avec l'orbite de Vénus, un passage près de Vénus ayant lieu tous les 3 révolutions. Ces passages sont utilisés pour augmenter progressivement l'inclinaison de l'orbite par rapport au plan de l'écliptique, et ce au moyen d'assistances gravitationnelles.

La phase nominale comprendra 7 révolutions du satellite autour du Soleil. Par après, si tout fonctionne encore correctement, et si les réserves en carburant sont encore suffisantes, la mission entrera dans sa phase étendue pendant laquelle l'inclinaison de l'orbite devrait atteindre 35°.

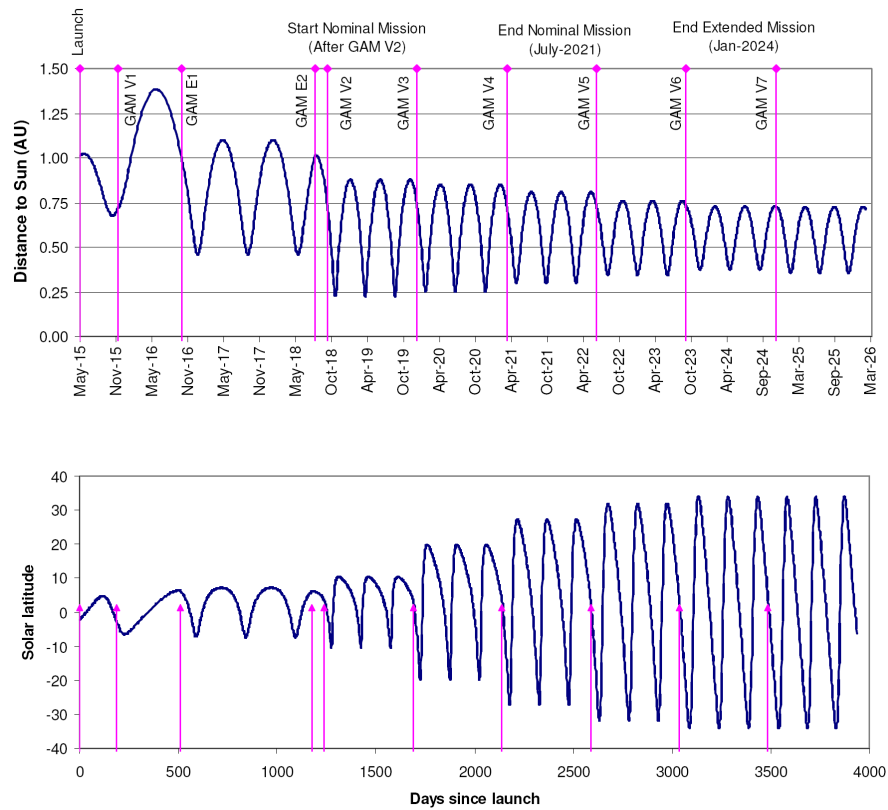
L'évolution du satellite ainsi que les différentes étapes de son voyage sont indiquées sur les figures 1.3a et 1.3b.

Cette orbite elliptique implique une variation du flux solaire incident sur le satellite. Le flux solaire variant inversement proportionnellement au carré de la distance au Soleil, il est 16 fois plus grand au périhélie qu'à l'aphélie. Plus précisément, à 0.22 UA, il est de

³cette distance est donnée à titre indicatif, car la distance exacte n'est pas encore spécifiée



(a) Projection sur le plan de l'écliptique



(b) Évolution de la position du satellite par rapport au Soleil

FIG. 1.3: Vues de l'orbite

28244 W/m², tandis qu'à 0.88 UA, il est de 1765 W/m². Au périhélie, cela correspond à un flux incident 20.7 fois plus grand que sur Terre. Les contraintes thermiques seront donc beaucoup plus importantes que pour une mission classique, et il faudra refroidir le vaisseau en conséquence. Cependant il faudra veiller aussi à ce que celui-ci ne soit pas trop froid à l'aphélie, en le réchauffant notamment.

1.3 Description du satellite

À cause de l'important flux solaire incident, un bouclier thermique est placé à l'avant de la face exposée au Soleil. Celui-ci est un peu plus large que le reste du vaisseau, ceci pour le protéger efficacement. Des trous y sont usinés pour permettre à certains instruments d'observer le Soleil. Une antenne parabolique orientable est utilisée pour communiquer avec la Terre. Celle-ci se replie à proximité du périhélie pour éviter une surchauffe. L'alimentation électrique se fera au moyen de deux panneaux solaires disposés de part et d'autre du vaisseau. Ces différents éléments sont visibles sur la figure 1.4.

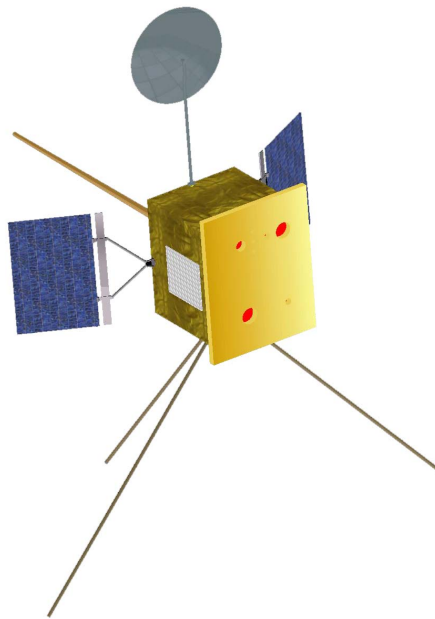


FIG. 1.4: Vue du satellite

Les 3 tiges sur le bas de ce dessin composent l'antenne d'un analyseur d'ondes radio et de plasmas, et la barre à l'arrière contient entre autres un magnétomètre⁴. Le satellite dispose de deux ensembles d'instruments :

- des instruments de mesure *in situ* qui mesurent les propriétés de l'environnement proche du satellite comme le vent solaire, le champ magnétique, les poussières interplanétaires, ...
- des instruments de mesure à distance qui observent directement le Soleil dans les longueurs d'onde visible, de l'ultraviolet extrême, ou dans les rayons X.

L'instrument EUI, pour **E**xtrém **U**ltraviolet **I**mager, fait partie des instruments de mesures à distance et est l'objet d'étude du présent travail.

1.4 L'imageur Extrême Ultraviolet (EUI)

EUI se compose de trois imageurs haute résolution dans différentes longueurs d'ondes, les HRI (**H**igh **R**esolution **I**mager), et d'un imageur à grand champ, le FSI (**F**ull **S**un **I**mager) qui sont visibles sur la figure 1.5. Ces instruments sont accrochés sur une plaque à structure en nid d'abeille sur laquelle les pieds de l'instruments sont également vissés.

La tâche du FSI est d'observer les changements à grande échelle dans l'atmosphère solaire, tandis que les HRI vont obtenir des images des structures à petite échelle dans l'atmosphère. Le FSI permet aussi de voir à grande échelle la zone zoomée par les HRI.

Cet instrument est réalisé par un consortium européen. Le FSI est réalisé par l'institut d'astrophysique spatiale de Paris, le HRI opérant dans la longueur d'onde Lyman- α par l'institut Max Planck de Leipzig et l'électronique par le Mullard Space Science Laboratory en Angleterre. Le Centre Spatial de Liège s'occupe des deux HRI restants et dirige l'ensemble du consortium.

1.4.1 Objectifs scientifiques

Le FSI étant chargé d'observer les phénomènes à grande échelle et donc de faire le lien entre la photosphère, la couronne et l'héliosphère, la longueur d'onde choisie est une des raies d'émission de la couronne. Les choix se portent actuellement sur 17.4 nm ou 19.5 nm.

⁴la barre permet de s'éloigner de l'instrument et donc de ne pas subir l'influence magnétique du corps du satellite

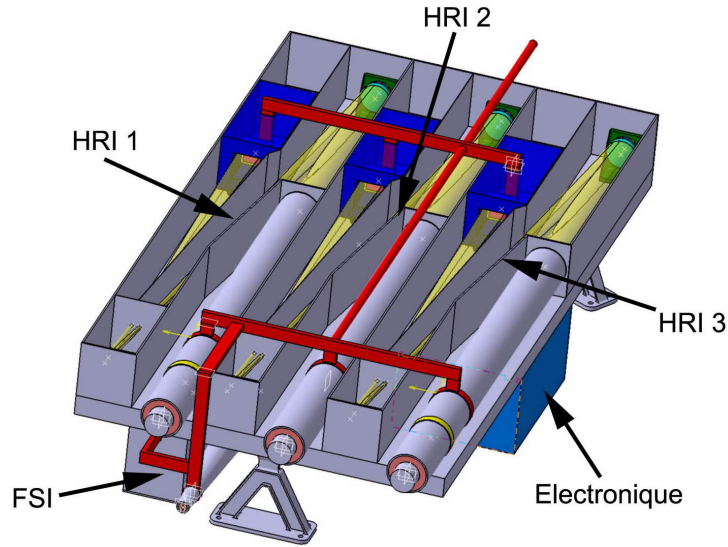


FIG. 1.5: L'instrument EUI avec ses 3 HRI en haut et le FSI en bas

Le premier HRI va observer le plasma de la partie supérieure de la zone de transition et de la couronne. La longueur d'onde correspondante est de 17.4 nm.

Le second HRI compte visualiser les parties chaudes de la couronne. Les choix de longueur d'onde possibles sont les raies d'émissions du fer comprises entre 13.3 nm et 33.5 nm. Le choix s'orienterait actuellement sur la raie XVI à 33.5 nm.

Le dernier HRI sera dédié à l'étude de la raie Lyman- α à 121.6 nm qui correspond à des régions plus froides, et permettra donc d'observer plus particulièrement le haut de la chromosphère et le bas de la zone de transition. Cette raie est aussi présente dans la couronne extérieure, et donc cet instrument devrait permettre de faire le lien entre la chromosphère et la couronne.

Cet ensemble de 4 instruments devrait donc permettre des découvertes dans plusieurs domaines comme :

- l'origine de la haute température de la couronne et sa structure à fine échelle ;
- les phénomènes d'éruptions de masse coronale ;
- l'origine du vent solaire, aussi bien sous sa forme rapide que lente ;
- la dynamique et la topologie de l'atmosphère solaire.

1.4.2 Design optique

Le design optique des HRI est basé sur un montage Gregory et est présenté à la figure 1.6. Après être passé dans un baffle qui rejette au maximum le rayonnement parasite et limite donc le réchauffement de l'instrument, la lumière passe au travers d'un filtre en aluminium qui possède une fenêtre dans l'ultraviolet extrême et qui rejette donc une grande partie du spectre qui ne nous intéresse pas⁵. Le rayonnement est ensuite réfléchi sur un premier miroir recouvert d'un coating interférentiel qui permet d'affiner la sélection fréquentielle commencée par le filtre d'entrée. Ce miroir envoie les rayons restants vers un second miroir à travers un mince trou qui permet d'éliminer les rayons parasites, et finalement il arrive sur un capteur CMOS. L'instrument possède aussi un baffle en son sein qui permet de bien canaliser l'évolution du rayonnement.

L'ESA prévoyait initialement une pupille d'entrée de 20 mm de diamètre. Cependant le consortium s'occupant de l'instrument EUI estime qu'une pupille de 30 mm de diamètre est préférable, pour avoir un plus grand nombre de rayons solaires incidents et donc une meilleure qualité des images. Pour respecter les spécifications de l'ESA, il faut alors rejeter suffisamment de puissance solaire incidente pour se retrouver avec la même puissance qu'une pupille de 20 mm de diamètre. Il faut donc rejeter au moins $(1 - \frac{20^2}{30^2}) \cdot 100 = 55.56\%$ de la puissance incidente. Le baffle d'entrée est prévu à cet effet.

Les HRI donneront des images avec des pixels d'une taille d'une demi-seconde d'arc. Au périhélie, à 32 millions de kilomètres de la surface du Soleil, cela correspond à une résolution spatiale de 80 kilomètres. Rapportée au diamètre solaire qui vaut 1.5 millions de kilomètres, cette résolution correspondrait à 700 mètres sur la Terre.

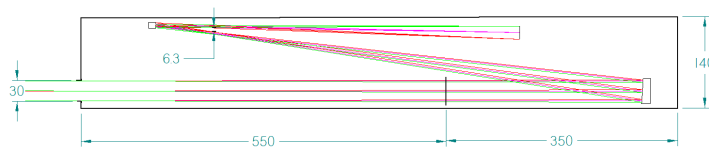


FIG. 1.6: Design optique des HRI

Le FSI est composé d'un baffle d'entrée au bout duquel se trouve un filtre en aluminium qui ne laisse passer qu'une petite partie du spectre, l'ultraviolet extrême. Le rayonnement incident arrive ensuite sur un miroir ellipsoïdal qui le réfléchit sur le détecteur CMOS. Ce dispositif est présenté à la figure 1.7.

⁵pour le HRI Lyman- α , un autre filtre sera utilisé, la longueur d'onde observée étant différente

En mode normal, la résolution angulaire est de 9.5 secondes d'arc par pixel, c'est-à-dire 19 fois plus faible que dans les HRI. Avec une telle résolution, l'établissement d'un lien entre les images HRI et FSI n'est pas aisé. C'est pourquoi il est possible d'utiliser l'instrument en mode moyenne-résolution et on obtient alors une résolution angulaire de 4.5 secondes par pixel, en n'utilisant que la partie de centrale de l'image.

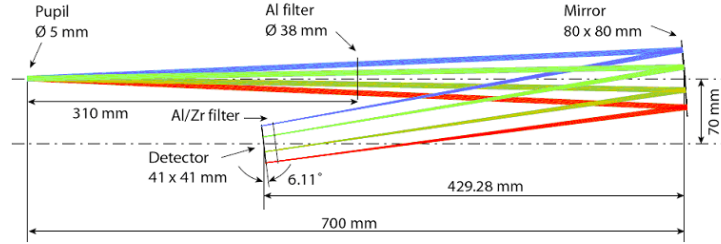


FIG. 1.7: Design optique du FSI

1.4.3 Interfaces thermiques

L'instrument est relié de plusieurs façons à son environnement. Tout d'abord, il est relié au satellite conductivement via ses pieds et éventuellement radiativement via toute sa surface extérieure⁶. La température du satellite est supposée être aux environs de 50°C (dans les dernières spécifications [14]).

Des liens spécifiques sont prévus pour refroidir les éléments délicats, à savoir les baffles, les filtres et les capteurs CMOS. Ces derniers doivent être refroidis à environ -60°C. Par conséquent, un lien spécifique vers un radiateur leur est dédié. On nomme ce lien *doigt froid*. Les baffles et les filtres peuvent éventuellement être reliés à un autre radiateur, via un lien appelé *doigt chaud*. Dans les spécifications données dans le document [11], il est prévu que les radiateurs raccordés aux doigts de refroidissement soient gérés par l'ESA.

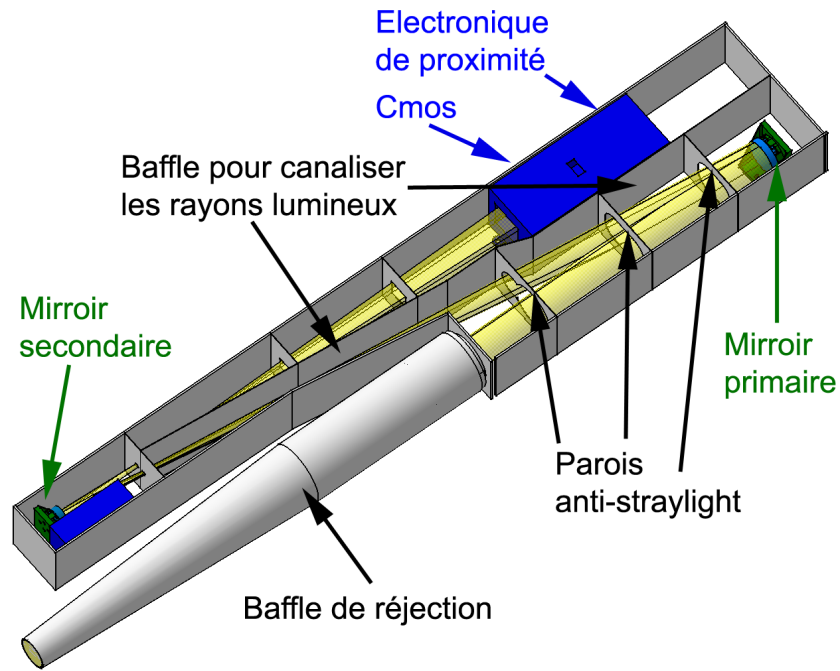
La nature des liens n'est pas encore définie, il pourrait s'agir de caloducs ou de straps en cuivre ou en aluminium selon les nécessités.

1.4.4 Design mécanique

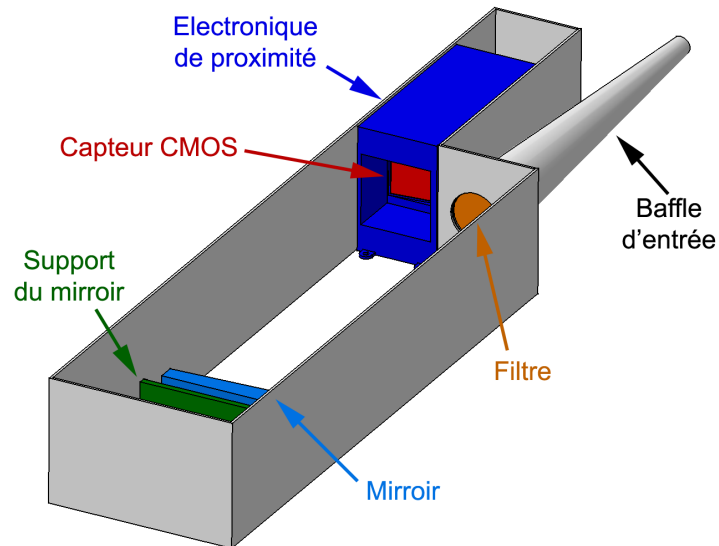
Comme vu précédemment, les 4 instruments sont montés sur une plaque en nid d'abeille recouverte de CFRP qui est un matériau composite. Cette plaque de base est

⁶une séparation en MLI permettrait de réduire très fortement les échanges radiatifs

montée isostatiquement au moyen de trois pieds sur le corps du satellite. Les différents instruments sont, à l'exception de leur baffle, recouverts d'un capot en CFRP. Une vue en perspective des 2 types d'instruments est donnée à la figure 1.8.



(a) High Resolution Imager



(b) Full Sun Imager

FIG. 1.8: Vues en perspective des instruments

2. Méthodes de modélisation en thermique spatiale

La principale différence qui existe entre la modélisation thermique d'éléments sur Terre et dans l'espace, est le vide présent dans l'espace, qui implique que les échanges thermiques ne se font que par conduction et radiation, la convection étant inexistante vu que le libre parcours moyen des atomes et molécules à une pression interplanétaire ($< 10^{-10}\text{Pa}$) est plus grand que les longueurs caractéristiques rencontrées.

La modélisation doit donc se faire en 3 grandes étapes : le calcul des liens radiatifs et le calcul des liens conductifs, et la mise en commun des résultats obtenus pour résoudre le modèle thermique. Le calcul radiatif est réalisé par le programme *EsaRad*, tandis que le calcul conductif est réalisé à la main ou via un fichier *Excel*. Les résultats obtenus sont ensuite injectés dans un modèle thermique global résolu par le solveur *EsaTan*.

D'un point de vue général, le modèle créé est un modèle de différences finies, c'est-à-dire que la réalité physique, qui est continue, est discrétisée : l'instrument est divisé en plusieurs éléments de coques. Ces éléments sont considérés isothermes dans le modèle, la température calculée étant la température au centre de la coque. On a donc un noeud thermique par coque et ce noeud est lié conductivement et radiativement aux autres noeuds. Certains noeuds possèdent également une puissance thermique amenée de l'extérieur, comme le rayonnement solaire Q_S , ou une dissipation électronique. Les mots *différences finies* concernent la méthode de discrétisation des dérivées utilisée.

Dans la réalité, la température n'est évidemment pas uniforme sur un élément. Une bonne modélisation doit donc définir des éléments à l'intérieur desquels la température est la plus homogène possible, ou, lorsque l'échange par conduction est prépondérant et la section de l'élément est constante, le gradient de température est constant.

2.1 Échanges thermiques

2.1.1 Radiation

La modélisation des échanges radiatifs se base sur le modèle du corps noir, qui est un objet idéal qui absorberait toute l'énergie électromagnétique qu'il reçoit, sans en réfléchir ou en transmettre. Il échange donc de l'énergie avec son environnement par son émission propre qui dépend uniquement de sa température T . Le flux émis q dépend de la longueur d'onde λ via la loi suivante :

$$dq_\lambda = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{\exp \frac{hc}{\lambda kT} - 1} d\lambda \quad (2.1)$$

avec la vitesse de la lumière c , la constante de Planck h et la constante de Boltzmann k .

On a donc une distribution spectrale du flux émis. Cette distribution possède un maximum à la longueur d'onde λ_{max} donnée par la loi de Wien

$$\lambda_{max} = 2.898 \cdot 10^{-3} \frac{1}{T} \quad (2.2)$$

Le flux total émis à une température est obtenu en intégrant l'équation 2.1 sur toutes les longueurs d'onde. On obtient alors la loi de Stefan-Boltzmann, avec σ la constante de Stefan-Boltzmann :

$$q(T) = \sigma T^4, \quad \sigma = \frac{2\pi^5 k^4}{15h^3 c^2} = 5.67 \cdot 10^{-8} \text{ Wm}^{-2}\text{K}^{-4} \quad (2.3)$$

En pratique, aucun corps n'est parfaitement noir. On définit alors l'émissivité du corps $\varepsilon_{\lambda,\theta}$, qui dépend de la longueur d'onde et de l'angle θ entre la direction du rayonnement émis et la normale à la surface. L'émissivité exprime le rapport entre le rayonnement du corps étudié à la longueur d'onde et la direction en question et un corps noir à la même température et pour la même longueur d'onde. La conservation de l'énergie donne l'égalité suivante entre l'émissivité, la réflectivité ρ et la transmissivité τ :

$$\varepsilon_{\lambda,\theta} + \rho_{\lambda,\theta} + \tau_{\lambda,\theta} = 1$$

La loi de Kirchhoff énonce l'égalité, à l'équilibre thermique, entre l'émissivité et l'absorptivité $\alpha_{\lambda,\theta}$ à une longueur d'onde donnée et pour une direction donnée. L'ensemble ε, ρ, τ forme les propriétés thermo-optiques d'une surface.

En calcul thermique spatial, on fait l'hypothèse que ces propriétés sont constantes dans deux parties du spectre :

- le spectre infrarouge des thermiciens, qui s'étend de λ allant de $4.25 \mu\text{m}$ à $40 \mu\text{m}$, ce qui, d'après l'équation 2.2, correspond à des températures allant de 70 K à 700 K ;
- le spectre visible des thermiciens, pour lequel λ va de $0.3 \mu\text{m}$ à $2.5 \mu\text{m}$, donc pour des températures allant de 1150 K à 10000 K.

La totalité du rayonnement émis par un corps est alors soit infrarouge, soit visible, selon la température du corps. Dans une modélisation spatiale, les températures des éléments présents étant de l'ordre de 300 K, la totalité du rayonnement émis est infrarouge, mais il faut aussi tenir compte du rayonnement solaire incident qui est visible. Il en découle que l'émissivité et l'absorptivité infrarouge est notée ε tandis que l'émissivité et l'absorptivité visible (qui ne sert donc que d'absorption) est notée α .

En ce qui concerne l'influence de l'angle d'incidence, on considère que l'émissivité infrarouge ε suit la loi de Lambert, à savoir que l'émissivité directionnelle est proportionnelle à $\cos \theta$, donc maximale selon la normale à la surface et nulle parallèlement à la surface. La même hypothèse est faite pour l'absorptivité visible α . Le phénomène de réflexion est envisagé d'une autre manière : une réflexion est soit diffuse, soit spéculaire. Dans le premier cas, le rayonnement est réfléchi dans toutes les directions selon la loi de Lambert, tandis qu'en spéculaire, le rayonnement réfléchi suit la loi de Descartes, à savoir que l'angle de réflexion est égal à l'angle d'incidence. On définit par conséquent deux réflectivités pour chaque domaine (visible et infrarouge) : une réflectivité diffuse ρ_d qui exprime la proportion du rayonnement incident qui doit être réfléchi de façon diffuse, et une réflectivité spéculaire ρ_s .

Pour définir les propriétés d'une surface, huit coefficients sont nécessaires : ε , $\rho_{IR,d}$, τ_{IR} , α , $\rho_{VIS,d}$, τ_{VIS} , $\rho_{IR,s}$, $\rho_{VIS,s}$. Ces coefficients sont liés par les 2 relations suivantes :

$$\varepsilon + \rho_{IR,d} + \rho_{IR,s} + \tau_{IR} = 1 \quad \text{et} \quad \alpha + \rho_{VIS,d} + \rho_{VIS,s} + \tau_{VIS} = 1$$

On définit ensuite le facteur de vue F_{ij} entre deux surfaces S_i et S_j . Celui-ci correspond à la proportion de puissance radiative émise par la surface S_i et directement incidente (c'est-à-dire sans réflexion) sur la surface S_j par rapport à la puissance totale émise par S_i :

$$F_{ij} = \frac{P_{ij}}{P_i} = \frac{1}{\pi S_i} \int_{S_i} \int_{S_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{r_{ij}^2} dS_i dS_j$$

Le facteur de vue dépend donc uniquement de la configuration géométrique des deux surfaces.

Un autre concept utile est le facteur de Gebhart B_{ij} qui représente la fraction du rayonnement propre émis par la surface S_i et finalement absorbé par la surface S_j . Il est différent du facteur de vue parce qu'il tient compte des réflexions multiples et dépend des propriétés thermo-optiques de toutes les surfaces en présence. Il peut cependant se déduire de ce dernier d'après le système d'équations suivant (valable uniquement en diffus¹) :

$$B_{ij} = F_{ij}\varepsilon_j + \sum_k F_{ik}(1 - \varepsilon_k)B_{kj} \quad (2.4)$$

Le facteur de Gebhart est très pratique car on peut en déduire directement le couplage radiatif entre deux surfaces. En effet, la puissance radiative Q_{ij} transitant de S_i à S_j vaut la différence entre la puissance émise par S_i et absorbée par S_j , $\varepsilon_i A_i B_{ij} \sigma T_i^4$ et la puissance émise de S_j absorbée par S_i , $\varepsilon_j A_j B_{ji} \sigma T_j^4$. À l'équilibre thermique, $T_i = T_j$ et la puissance échangée doit être nulle, donc $\varepsilon_i A_i B_{ij} = \varepsilon_j A_j B_{ji}$. Hors équilibre, la puissance échangée vaut

$$Q_{ij} = \varepsilon_i A_i B_{ij} \sigma T_i^4 - \varepsilon_j A_j B_{ji} \sigma T_j^4 = \varepsilon_i A_i B_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) = Y_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4)$$

avec Y_{ij} , le facteur d'échange radiatif entre les deux surfaces S_i et S_j , aussi nommé lien radiatif.

Le calcul radiatif consistera donc à calculer tous les liens radiatifs. Le programme *EsaRad*, décrit dans la section 3.1, permet une évaluation numérique de ces facteurs.

2.1.2 Conduction

La modélisation des échanges conductifs se base sur la loi de Fourier

$$\mathbf{q} = -\mathbf{k} \nabla T \quad (2.5)$$

avec le flux de chaleur $\mathbf{q}$ en W/m^2 et le tenseur des conductivités $\mathbf{k}$ en $\text{W m}^{-1} \text{K}^{-1}$. À partir du premier principe de la thermodynamique (la conservation de l'énergie) exprimé localement, on obtient l'équation de la conduction :

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (\mathbf{k} \nabla T) + Q_V \quad (2.6)$$

avec la densité ρ en kg m^{-3} , la chaleur massique c en $\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$, la conductivité thermique k en $\text{W m}^{-1} \text{K}^{-1}$ et la puissance volumique Q_V en W m^{-3} .

¹il existe une formule similaire en spéculaire, mais il faut utiliser un facteur de vue spéculaire, plus compliqué à calculer

Plaçons nous dans le cas simple d'une barre longueur L et de section constante A et de conductivité isotrope et constante k , à l'état stationnaire. L'équation 2.5 prise sur une section de la barre devient $Q = -kA \frac{dT}{dx}$, où Q est la puissance traversant la barre par conduction, en W. Si on ne considère que la conduction et qu'il n'y a pas d'apport ou de perte de chaleur, Q est conservé le long de la barre et on peut écrire

$$Q = kA \frac{T(L) - T(0)}{L} = C\Delta T \quad (2.7)$$

où on a introduit la conductance thermique de la barre C , en W/K. Par extension, on définit des conductances thermiques, aussi nommées liens conductifs, entre les différents noeuds d'un modèle. On peut alors créer un schéma électrique équivalent, Q correspondant à l'intensité du courant, C à la conductance électrique et T à la différence de potentiel. Cela permet l'utilisation des formules classiques d'association des conductances. En présence d'autres formes géométriques que de simples parallélépipèdes rectangles (cylindres, cônes, disques, ...), il existe d'autres formules pour calculer les conductances thermiques. On peut trouver ces formules dans le manuel [9]. Pour des géométries très complexes, il est également possible d'utiliser *Samcef* pour obtenir les conductances, par exemple en imposant les températures de deux noeuds et en calculant le flux transitant entre les deux.

Un autre phénomène à prendre en compte lorsqu'on modélise la conduction, est la *résistance de contact*. Lorsque deux parties d'une construction sont mises l'une contre l'autre, au moyen d'une vis, d'un soudage, ... le contact n'est jamais parfait. La non planéité des surfaces à l'échelle microscopique implique des contacts seulement par endroits, le reste étant rempli par exemple d'air dans l'atmosphère terrestre. Dans l'espace, il n'y a plus d'air, et le vide empêche quasi tout transfert de chaleur en dehors des points de contact (sauf via radiation). Il est donc indispensable de soigner les zones de contact, en utilisant par exemple des graisses pour boucher les interstices, ou en serrant suffisamment fort pour augmenter la surface réelle de contact.

Ces résistances de contact sont un problème très délicat en modélisation des échanges thermiques. En effet, de nombreux paramètres influencent la qualité du contact (rugosité, pression de contact, matériaux, méthode de contact, ...) et de plus les théories sur le sujet restent rares et demandent des connaissances sur l'état microscopique des surfaces en présence, qui est rarement connu. Les résultats obtenus pour un contact sont donc rarement réutilisables pour un autre.

D'une façon plus générale, la conductance de contact (l'inverse de la résistance) est proportionnelle à la surface de contact, ce qui est logique puisqu'une grande surface aug-

mente le nombre de points de contact et donc l'échange thermique se fait plus facilement. Cette conductance est mise en série avec la conductance liant les noeuds entre lesquels se produit un contact non parfait. On a donc

$$\frac{1}{C_{i-j}} = \frac{1}{C_{i-contact}} + \frac{1}{C_{contact}} + \frac{1}{C_{contact-j}}$$

avec

$$C_{contact} = k_{contact} S_{contact}$$

La conductivité de contact $k_{contact}$ est représentative de la qualité du contact et se mesure en $\text{W m}^{-2} \text{K}^{-1}$. Dans le livre [10], on trouve des valeurs typiques allant de 100 $\text{W/m}^2 \text{K}$ pour un mauvais contact à 50000 $\text{W/m}^2 \text{K}$ pour un bon contact.

2.1.3 Bilan thermique

Il faut maintenant faire un modèle qui tient compte des deux types d'échange, radiatif et conductif. À un noeud i donné, on trouve (les puissances planétaire et d'albedo absorbées ne sont pas incluses vu que le satellite étudié évolue autour du Soleil²)

- Une puissance radiative absorbée ou émise $\sum Y_{ij} \sigma (T_j^4 - T_i^4)$.
- Une puissance conductive incidente (éventuellement négative) $\sum C_{ij} (T_j - T_i)$.
- Une puissance solaire absorbée $Q_{S,i}$.
- Une puissance thermique créée au sein du noeud (dissipation électrique par exemple) Q_i .
- Une puissance thermique due aux capacités calorifiques C_i , $C_i \frac{dT_i}{dt}$. Une capacité calorifique se mesure en J/K . Ce terme dérive du membre de gauche de l'équation de la conduction 2.6, et on a $C_i = \rho_i c_i V_i$, où V_i est le volume associé au noeud considéré.

La conservation de la puissance thermique en un noeud donne alors l'équation suivante :

$$Q_i + Q_{S,i} + \sum Y_{ij} \sigma (T_j^4 - T_i^4) + \sum C_{ij} (T_j - T_i) = C_i \frac{dT_i}{dt} \quad (2.8)$$

En régime stationnaire, le membre de droite est nul.

²on ne considère pas les moments où le satellite est à proximité de planètes, lors d'assistances gravitationnelles

2.2 Méthodes de calcul des liens conductifs

Comme vu à la section 2.1.2, la conductance thermique C d'un élément de barre de longueur L , de section S et de conductivité k vaut $C = kS/L$. Cette formule est également valable pour une coque rectangulaire d'épaisseur constante, puisqu'elle peut s'apparenter à une barre de section constante. Le lien conductif se calcule alors du noeud, qui est au centre du rectangle, à chaque bord. Un lien est ensuite calculé des bords aux noeuds des coques adjacentes, et le lien conductif entre 2 noeuds est la mise en série des 2 conductances calculées. En utilisant les notations de la figure 2.1, on trouve que le lien conductif C_{AB} entre les noeuds A et B vaut

$$\frac{1}{C_{AB}} = \frac{1}{C_A} + \frac{1}{C_B}$$

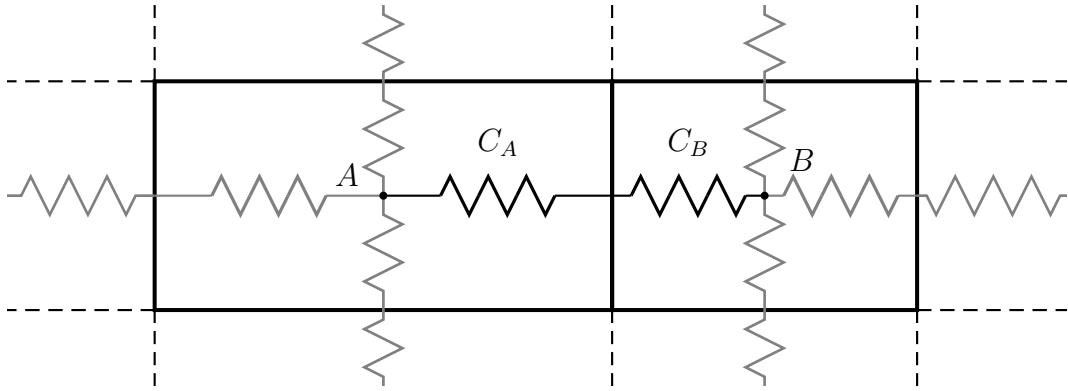


FIG. 2.1: Lien conductif entre deux rectangles

Lorsqu'on a à faire à des géométries plus compliquées (cônes, disques, rectangles troués), la formule simple ne s'applique pas, puisqu'on a pas de section constante. Il faut alors utiliser d'autres formules, présentées dans [9] ou [21].

Pour faciliter le calculs des nombreux liens conductifs présents dans un modèle, j'utilise une feuille de calcul *Excel*, dont un aperçu est donné à la figure 2.2. La première colonne contient une description du lien calculé. Viennent ensuite les 2 noeuds concernés, et la conductance entre eux (nommée **GL** en référence au nom donné à une conductance dans *EsaTan*). Les différentes propriétés thermiques et géométriques sont ensuite introduites (la conductivité est extraite d'une table de conductivité d'après le nom du matériau). Les 2 dernières colonnes contiennent l'inverse des conductances, les résistances de conduction, desquelles sont déduites la conductance totale.

HRI	1	de (A)	a (B)	GL	mat (A)	mat (B)	k (A)	k(B)	e (A)	e (B)	largeur contact	long (A)	long (B)	RL (A)	RL (B)
capot latéral	3600	3601	0.007631351	cfrp	cfrp		27.15	27.15	0.78	0.78	70	97.125	97.125	65.51919535	65.51919535

FIG. 2.2: Aperçu d'un fichier *Excel* utilisé pour le calcul

Ce fichier *Excel* contient également la liste de tous les noeuds existants et leur propriétés : label, température initiale, type de noeud (à température fixée ou libre), puissance thermique créée au sein du noeud, et éventuellement capacité calorifique si on réalise un calcul transitoire. Un programme *MatLab* exporte ensuite le contenu de la feuille de calcul dans deux fichiers *.c* (un pour les liens conductifs et un pour les noeuds). Ces fichiers sont directement utilisables par *EsaTan*.

2.3 Le solveur *EsaTan*

La fonction principale du programme *EsaTan* est de résoudre l'équation 2.8. Les liens conductifs, les liens radiatifs, les noeuds et leurs propriétés, et les puissances solaires absorbées sont insérés dans le script de résolution.

Lorsque plusieurs positions d'orbite sont étudiées, ou lorsque certaines propriétés dépendent de la température, des sous-routines d'interpolation sont utilisées pour calculer les valeurs à utiliser à un moment précis du calcul à partir d'un tableau de valeurs de référence.

Supposons par exemple que la capacité calorifique d'un noeud varie sensiblement en fonction de sa température. À un moment donné, la température du noeud est de 23.2°C, et on sait que la capacité calorifique vaut 15 J/K à 20°C et 20 J/K à 30°C. Le programme interpole alors, par exemple linéairement, la capacité calorifique à 23.2°C qui vaut donc 16.6 J/K.

Le cas de propriétés thermo-optiques dépendantes de la température n'est pas aussi aisément implémentable. En effet il faut alors que le script *EsaTan* connaisse les facteurs de vue entre les différentes surfaces, et qu'il en déduise les liens radiatifs au moyen des propriétés thermo-optiques à la température désirée, que l'on tire d'un tableau comme expliqué au paragraphe précédent. On utilise alors obligatoirement la méthode de la matrice (cfr section 3.2) pour calculer les liens radiatifs, ce qui interdit des surfaces spéculaires et restreint les hypothèses sur le maillage, comme présenté à la section 3.3.

La première partie d'un script *EsaTan* consiste donc à inclure ces différents éléments provenant de *EsaRad* ou de la feuille de calcul des liens conductifs. La seconde partie du script est beaucoup plus intéressante. Il s'agit de choisir quelle routine de calcul le solveur va utiliser. Voici une brève description des deux principales routines utilisées :

- **SOLVFM** : cette routine permet d'obtenir la solution à l'état stationnaire du problème. Elle se base sur l'inversion de la matrice du système 2.8 linéarisé. Vu la présence de la température au quatrième degré dans les couplages radiatifs, et la possibilité de propriétés qui dépendent de la température, plusieurs itérations sont effectuées, et la matrice est à chaque fois réévaluée. Cette routine est la méthode standard pour obtenir la solution stationnaire. Dans le cas d'un très grand nombre de noeuds, la méthode itérative **SOLVIT** peut être utilisée.
- **SLCRNC** : cette routine permet de résoudre les problèmes transitoires. Elle est basée sur la méthode de Cranck-Nicholson. L'équation à résoudre 2.8 peut être réécrite sous la forme

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = \Phi_i$$

Cette équation est discrétisée de la façon suivante

$$C_i \frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\Delta t} = \frac{1}{2}(\Phi_i^{n+1} - \Phi_i^n)$$

Le membre de droite contient les puissances radiatives et conductives à l'instant $n + 1$ qui impliquent les températures des autres noeuds. On a donc un système d'équations à résoudre pour connaître les nouvelles températures : la méthode est implicite. Ce système est aussi non linéaire à cause des liens radiatifs. La routine utilise l'algorithme de Newton-Raphson pour résoudre ce système non linéaire.

D'autres routines sont également disponibles, comme **SLFRWD** qui permet de résoudre un problème transitoire par une méthode explicite, ou **SLMODE** qui permet d'obtenir une solution transitoire par analyse modale. Des explications détaillées sont fournies dans [4] et [5].

2.4 Matériaux utilisés dans le domaine spatial

Le domaine spatial est un domaine particulier de l'ingénierie, et les matériaux utilisés sont donc différents de ceux utilisés sur Terre. Voici les principaux matériaux utilisés dans l'instrument EUI :

- L'**aluminium** est largement utilisé pour son faible poids (densité de 2700 kg/m³), sa bonne résistance mécanique, et sa bonne conductivité thermique (210 W/mK).
- Le **CFRP** (**C**arbon **F**iber **R**einforced **P**olymer) est un matériau composite léger, possédant de bonnes propriétés mécaniques, mais mauvais conducteur (8 fois moins que l'aluminium).
- Le **cuivre** est utilisé pour sa bonne conduction thermique (2 fois plus importante que l'aluminium) dans les straps de refroidissement. Cependant son poids (4 fois plus lourd que l'aluminium) limite ces avantages, et si l'on dispose de beaucoup de volume mais de peu de masse, l'aluminium peut être préférable.
- L'**invar** est un alliage de fer et de nickel qui possède un coefficient de dilatation très faible (environ 25 fois plus faible que l'aluminium) et qui est donc largement utilisé dans les systèmes optiques pour garantir un bon alignement. Il est également peu conducteur (conductivité proche du titane).
- Les feuilles de **MLI** (**M**ulti-**L**ayer **I**nsulation) sont composées de plusieurs fines feuilles, généralement du Milar ou du Kapton, séparées par des grilles isolantes, ce qui permet d'avoir un très bon isolant radiatif.
- Les structures en **nid d'abeille** sont utilisées pour leur bon comportement mécanique en comparaison à leur très faible poids.
- Les **OSR** (**O**ptical **S**olar **R**eflectors) sont composés d'une plaquette de verre sous laquelle on dépose une couche réfléchissante. Le verre étant émetteur dans l'infrarouge, on obtient un matériau possédant un coefficient $\frac{\alpha}{\epsilon}$ très faible (de l'ordre de 0.1), qui permet de refroidir les éléments exposés au Soleil.
- Le **teflon** est parfois utilisé pour ses excellentes propriétés d'isolant thermique (conductivité 700 fois plus faible que l'aluminium), mais ce matériau flue au cours du temps.
- Le **titane** est un matériau peu conducteur (17 fois moins que l'aluminium) qui possède de très bonnes propriétés mécaniques, et il est donc utilisé dans des supports de miroirs ou de capteurs qui doivent être refroidis.

2.4.1 Modélisation radiative du MLI

Une couverture de MLI isole bien radiativement car les liens radiatifs et conductifs entre sa face avant et sa face arrière sont très faibles. Dans la modélisation que nous allons utiliser, on néglige la conduction (ce qui n'est pas valable à proximité de points d'accroche, puisque ceux-ci traversent toute la couverture).

Regardons ce que donne radiativement une couverture plane infinie de MLI à N couches, placé entre deux plaques de surface infinie d'émissivité ε_A et ε_B . L'émissivité de la face avant d'une feuille de MLI est ε_1 et l'émissivité de la face arrière ε_2 . Si on regarde une surface unitaire, on a alors le schéma électrique équivalent de la figure 2.3, où la partie du milieu est placée $N - 1$ fois en série, pour modéliser les N feuilles constituant le MLI.

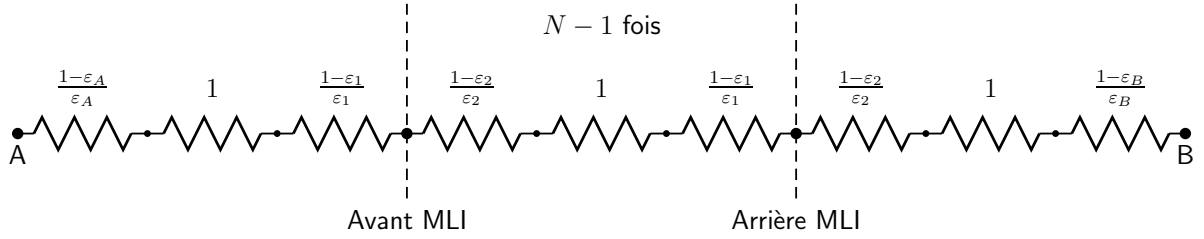


FIG. 2.3: Schéma électrique équivalent d'une couverture de MLI

Nous allons simplifier ce modèle. Un modèle réduit doit cependant garder les mêmes propriétés par rapport à son environnement, c'est-à-dire que les propriétés thermo-optiques et les températures des faces avant et arrière de la couverture doivent être identiques dans le modèle simplifié. On peut donc uniquement toucher à la partie du schéma comprise entre les deux lignes en pointillés. Calculons la résistance équivalente R_{eq} entre l'avant et l'arrière du MLI :

$$\begin{aligned} R_{eq} &= (N - 1) \cdot \left(\frac{1 - \varepsilon_2}{\varepsilon_2} + 1 + \frac{1 - \varepsilon_1}{\varepsilon_1} \right) \\ &= (N - 1) \cdot \left(\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1 \right) \end{aligned}$$

On peut donc remplacer toutes les résistances entre la face avant et la face arrière du MLI par cette résistance. Si on considère maintenant une couverture de MLI à N couches d'une surface A , on trouve que la conductance radiative Y_{MLI} entre l'avant et l'arrière du MLI, c'est-à-dire le lien radiatif, vaut

$$Y_{MLI} = \frac{A}{N - 1} \cdot \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1}$$

On voit donc qu'il suffit qu'une des deux émissivités soit petite et on obtient un bon isolant. Les matériaux recouvrant les feuilles sont généralement du Mylar et de l'aluminium

(ou du Kapton). Le Mylar est émissif ($\varepsilon = 0.7$), tandis que l'aluminium est réfléchissant ($\varepsilon = 0.05$). Avec du MLI à 15 couches, on trouve alors que $Y_{MLI} = 3.5 \cdot 10^{-3} A$. On peut comparer cette valeur avec le lien radiatif entre 2 corps noirs plans et parallèles qui vaut A . On voit donc que le MLI est un très bon isolant radiatif.

2.4.2 Modélisation de la plaque en nid d'abeille en conduction

Une plaque en nid d'abeille possède une conductivité différente selon ses trois directions, à savoir les directions illustrées sur la figure 2.4 :

- T , perpendiculaire à la plaque, dans le sens des axes des alvéoles ;
- L , parallèle à deux des branches d'une alvéole ;
- W , perpendiculaire aux deux directions précédentes.

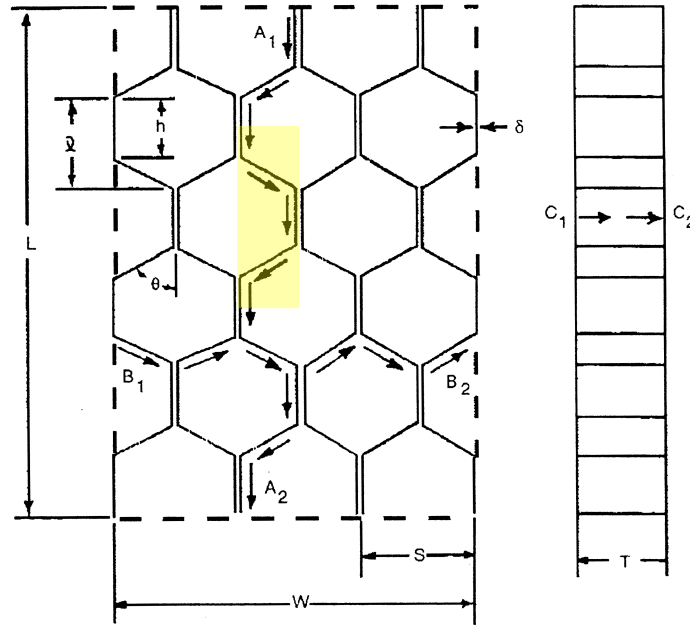


FIG. 2.4: Vue schématique d'une plaque en nid d'abeille

Regardons le rectangle jaune sur la figure 2.4. Sa longueur vaut $\frac{h}{2} + (l-h) + h + (l-h) + \frac{h}{2}$ et sa largeur $\frac{S}{2}$. Or $(l-h) = h \cos(\theta)$ et $\theta = 60^\circ$, donc la longueur du rectangle vaut $3h$. Si ce rectangle était rempli d'une matière de conductivité k_L , sa conductance selon la longueur vaudrait $k_L \frac{S}{3h}$. Cependant ce rectangle est en fait pratiquement vide, et la conduction ne se fait que via le chemin montré par les flèches sur la figure 2.4. La longueur de ce chemin vaut $4h$ et donc la conductance réelle du rectangle vaut $k \frac{\delta T}{4h}$, k étant la conductivité du

matériau composant le nid d'abeille. En égalant les deux conductances, on obtient la conductivité du nid d'abeille dans la direction L , qui vaut $k_L = \frac{3\delta}{2S}k$.

En procédant de façon similaire selon les autres directions, on trouve les conductivités selon les différentes directions. On a finalement :

$$k_L = \frac{3\delta}{2S}k \quad k_W = \frac{\delta}{S}k \quad k_T = \frac{8\delta}{3S}k \quad (2.9)$$

Étant donné que l'on désire une température la plus homogène possible dans l'instrument, on choisira d'orienter la plaque de telle sorte que la direction L soit parallèle au baffles de l'instrument. La direction T est évidemment parallèle à l'épaisseur de la plaque.

Il faut ensuite tenir compte du fait que le nid d'abeille est pris en sandwich entre deux plaques de CFRP, en calculant la conductivité équivalente de deux plaques superposées. Regardons une coupe schématique de la superposition des deux plaques dans la direction L , représenté à la figure 2.5.

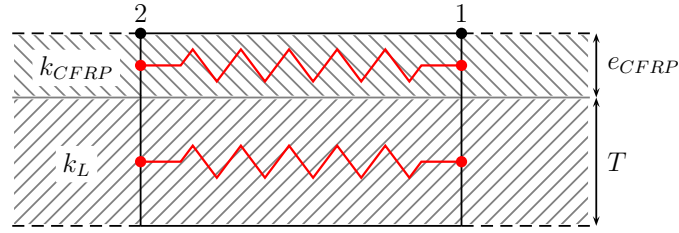


FIG. 2.5: Vue par la tranche de deux disques superposés

La conductance totale C_{tot} entre deux points sur la coupe est la mise en parallèle de la conductance dans le CFRP, C_{CFRP} , et la conductance dans le nid d'abeille, C_L . Si la distance entre les deux points est d , et qu'on regarde sur une largeur unitaire ($W = 1$), on a

$$C_{tot} = C_{CFRP} + C_L = \frac{k_{CFRP} \cdot e_{CFRP}}{d} + \frac{k_L \cdot T}{d} = k_{eq,L} \frac{T + e_{CFRP}}{d}$$

où on a introduit la conductivité équivalente de l'assemblage selon la direction L . On trouve donc

$$k_{eq,L} = \frac{k_{CFRP} \cdot e_{CFRP} + k_L \cdot T}{T + e_{CFRP}}$$

On obtient la même formule dans la direction W (en utilisant bien sûr k_W), et selon l'épaisseur, on trouve

$$k_{eq,T} = \frac{k_{CFRP} \cdot k_T \cdot (e_{CFRP} + T)}{e_{CFRP} \cdot k_T + T \cdot k_{CFRP}}$$

3. Modélisation radiative avec *EsaRad*

Ce chapitre présente d’abord le fonctionnement du programme de calcul radiatif de l’ESA, *EsaRad*. Les différentes étapes de réalisation d’un modèle radiatif sont expliquées. Ensuite, les différentes méthodes de calculs des liens radiatifs sont présentées. Enfin un exemple pratique compare les résultats des deux méthodes disponibles pour obtenir les facteurs de Gebhardt, et explique pourquoi une des deux méthodes n’est pas utilisable dans notre modèle.

3.1 Utilisation du programme

L’établissement d’un modèle radiatif suit quatre grandes étapes :

- modélisation géométrique de la structure étudiée, au moyen de coques de propriétés thermo-optiques adéquates sur les deux faces ;
- définition de l’orbite du modèle et spécification des mouvements éventuels du satellite (spin, pointage, ...) ;
- définition de la méthode de contrôle du lancer de rayon à utiliser, de sa précision, et des éléments à calculer (facteur de vue, liens radiatifs, flux ou puissances solaires, d’albedo et terrestres,...) ;
- calcul des éléments demandés et écriture des résultats dans des fichiers utilisables par *EsaTan*.

La modélisation géométrique consiste à définir toutes les coques (*Shell* en anglais) comme dans l’exemple fictif ci-dessous.

```
SHELL HRI1_filter;                                /*création de la variable de coque "HRI1_filter"*/
HRI1_filter = SHELL_SCS_DISC(                      /*la coque est un disque*/
    label = "HRI1 filtre",                          /*label de la coque*/
```

```

rmax = 16.707e-3,          /*rayon du disque*/
opt1 = opt_filter2,        /*propriété thermo-optique de la face 1*/
side2 = 'INACTIVE'        /*la face 2 est inactive*/
nodes1 = 2,               /*maillage : 2 noeuds selon la circonférence*/
nbase1 = 3300,            /*premier noeud de la face arrière*/
nodes2 = 3,               /*maillage : 3 noeuds selon la rayon*/
nbase2 = 3300,            /*premier noeud de la face avant*/
ndelta1= 1,               /*écart de numérotation des noeuds sur la face 1*/
criticality1 = "CRITICAL", /*la face 1 est critique */
);                          /*fin de la définition de la coque*/

```

Les différentes géométries de coques sont disponibles dans [6]. Les formes les plus courantes sont présentes : rectangle, quadrilatère, disque, cylindre, sphère, cône, etc... A la sixième ligne du code, la face 2 est spécifiée inactive, et elle ne fera donc pas partie du lancer de rayons. La dernière propriété introduite, la criticalité de la surface, est utilisée par le programme de lancer de rayon. Elle permet de lancer plus ou moins de rayons selon l'importance présumée de la surface. On peut donc avec cette option optimiser le calcul en utilisant les ressources du processeur là où elles sont nécessaires. L'utilisation de cette propriété est illustrée à la section 6.1.4.

3.2 Méthodes de calcul radiatif

La méthode de lancer de rayon utilisée dans *EsaRad* est une méthode stochastique de Monte-Carlo¹. Un rayon est lancé d'une surface de la façon suivante : le point duquel part le rayon est choisi au hasard sur la surface mais avec une probabilité uniforme sur la surface, et sa direction est aussi aléatoire, mais la probabilité d'une direction dépend du cosinus par rapport à la normale, pour respecter de la loi de Lambert. Ce rayon possède une certaine énergie. Lorsqu'il arrive sur une autre surface, une partie de son énergie est absorbée, proportionnellement à ε (ou α si on calcule dans le visible). Son comportement est ensuite choisi aléatoirement : la probabilité qu'il soit transmis, réfléchi de façon diffuse ou réfléchi de façon spéculaire est respectivement proportionnelle à τ , ρ_d et ρ_s . Le rayon poursuit alors son chemin avec l'énergie qui lui reste. Lorsque cette énergie est inférieure à un certain pourcentage de l'énergie initiale, défini dans la variable `extinct`, le rayon disparaît et un nouveau tir commence.

Avant de procéder au lancer proprement dit, le modèle est divisé, maillé, en cubes de taille identique. Cette division est utilisée pour trouver sur quelle face un rayon va

¹le nom *Monte-Carlo* vient des nombreux jeux de hasard présents dans les casinos principautaires

arriver : si un rayon est lancé à l'intérieur d'un cube, le programme recherche d'abord les intersections entre les surfaces à l'intérieur du cube. Si il n'en trouve pas, il regarde dans le cube suivant (qui est celui vers lequel le rayon se dirige), et ainsi de suite jusqu'à entrer en contact avec une surface.

Pour définir le nombre de rayons lancés à partir d'une surface, 3 options sont possibles :

- Un nombre fixé de rayons par surface : ce nombre dépend de la criticalité de la surface qui est inférieure, normale ou supérieure. Le nombre de rayons à lancer pour chaque criticalité est choisi par l'utilisateur.
- Une densité de rayons par unité de surface fixée, qui dépend également de la criticalité. Cette option est déconseillée car les résultats sur les petites surfaces risquent d'être très mauvais.
- Une précision demandée sur le résultat du lancer de rayon. La précision est donnée par la somme d'une ligne de la matrice des facteurs de vue ou de Gebhart qui vaut en théorie l'unité. Cette précision dépend de la criticalité de la surface considérée. Il faut pour cette méthode également introduire un degré de confiance sur la précision demandée puisque la méthode de Monte-Carlo est par définition statistique.

Il reste enfin à choisir les éléments que l'on veut calculer, et la méthode à utiliser. Le programme peut calculer les facteurs de vue, les liens radiatifs et les différentes puissances incidentes ou absorbées (solaires, d'albedo ou planétaires). Il est en général important de calculer les liens radiatifs et les puissances absorbées, les autres éléments n'étant pas nécessaires pour la résolution du modèle.

Les facteurs de vue sont toujours calculés par lancer de rayon. Leur calcul est aisé puisqu'il n'est pas nécessaire de tenir compte des réflexions. Le calcul des liens radiatifs peut se faire de 2 manières :

- Lancer de rayon en tenant compte des réflexions, absorptions et transmissions comme expliqué plus haut.
- Méthode matricielle : les facteurs de vue sont d'abord calculés par un lancer de rayon direct, et les liens radiatifs en sont ensuite déduits via la résolution d'un système du type de l'équation 2.4. Cette méthode n'est valable que si chaque surface est suffisamment isotherme, si son émissivité est uniforme, si il n'y a pas de spécularité, et si l'énergie est émise et réfléchi uniformément sur toutes les surfaces. L'hypothèse de spécularité pourrait être supprimée si le programme utilisait des facteurs de vue spéculaires, mais ce n'est pas le cas.

La méthode matricielle peut aussi être utilisée pour calculer les puissances incidentes ou absorbées à partir des liens conductifs visibles ou infrarouge. De plus amples informations sur ces méthodes sont disponibles dans le manuel [7].

3.3 Comparaison de différentes méthodes de calcul radiatif

Il existe principalement deux méthodes pour obtenir les liens radiatifs et les flux solaires incidents : le lancer de rayon et la méthode de la matrice. Ces méthodes sont expliquées à la section 3.2. L'avantage de la méthode de la matrice est que les rayons lancés sont absorbés dès la première surface rencontrée, il n'y a pas de réflexion. Par conséquent le temps de calcul est sensiblement diminué, approximativement d'un facteur 5 dans mes calculs, effectués avec un même nombre de rayons lancés par surface.

La méthode de lancer de rayon est prise comme référence. En effet il n'y a aucune restriction pour son utilisation, mais il faut juste lancer un nombre suffisant de rayons par faces pour obtenir un résultat satisfaisant. La solution de référence est obtenue en lançant 40 000 rayons par face.

Le principal défaut de la méthode de la matrice est qu'elle ne fonctionne pas lorsqu'on a des réflexions spéculaires. Cependant, dans le domaine infrarouge, les propriétés thermo-optiques des matériaux utilisés sont toutes définies diffuses. Les liens radiatifs obtenus devraient donc être cohérents. Cependant, une première différence entre les 2 méthodes est le plus grand nombre de liens radiatifs obtenus avec la méthode de la matrice (2.5 fois plus).

Pour expliquer cette différence, regardons les facteurs de Gebhart calculés à partir de l'intérieur de la face avant du capot d'un HRI. Cette face n'est connectée radiativement qu'aux faces non grisées de la figure 3.1a, puisque ces faces forment une boîte opaque au rayonnement extérieur dans notre modèle. Cependant on voit sur la figure 3.1b que la méthode de la matrice calcule des liens (très faibles) avec quasi toutes les faces du modèle.

Cette différence provient du fait que la division des faces utilisée ne respecte pas les hypothèses de la méthode de la matrice : la plaque de base est plus large que la boîte et elle crée donc un lien entre la boîte et le reste de l'instrument. On obtient alors finalement des facteurs de Gebhart, pour la plupart très faibles, entre toutes les faces du modèle. Ces

facteurs de Gebhart sont logiquement plus grands avec les faces proches de la plaque de base qui dépasse, comme on peut le voir sur la figure 3.1c.

Le maillage n'est donc pas approprié pour la méthode de la matrice. Regardons maintenant ce que donne un maillage approprié, en divisant la plaque de base au niveau du capot. On obtient alors le résultat de la figure 3.1d. Il n'y a maintenant plus de liens entre l'intérieur de l'avant de l'instrument et le reste, et le calcul est correct. Le maillage utilisé est donc déterminant pour la qualité des résultats de la méthode de la matrice.

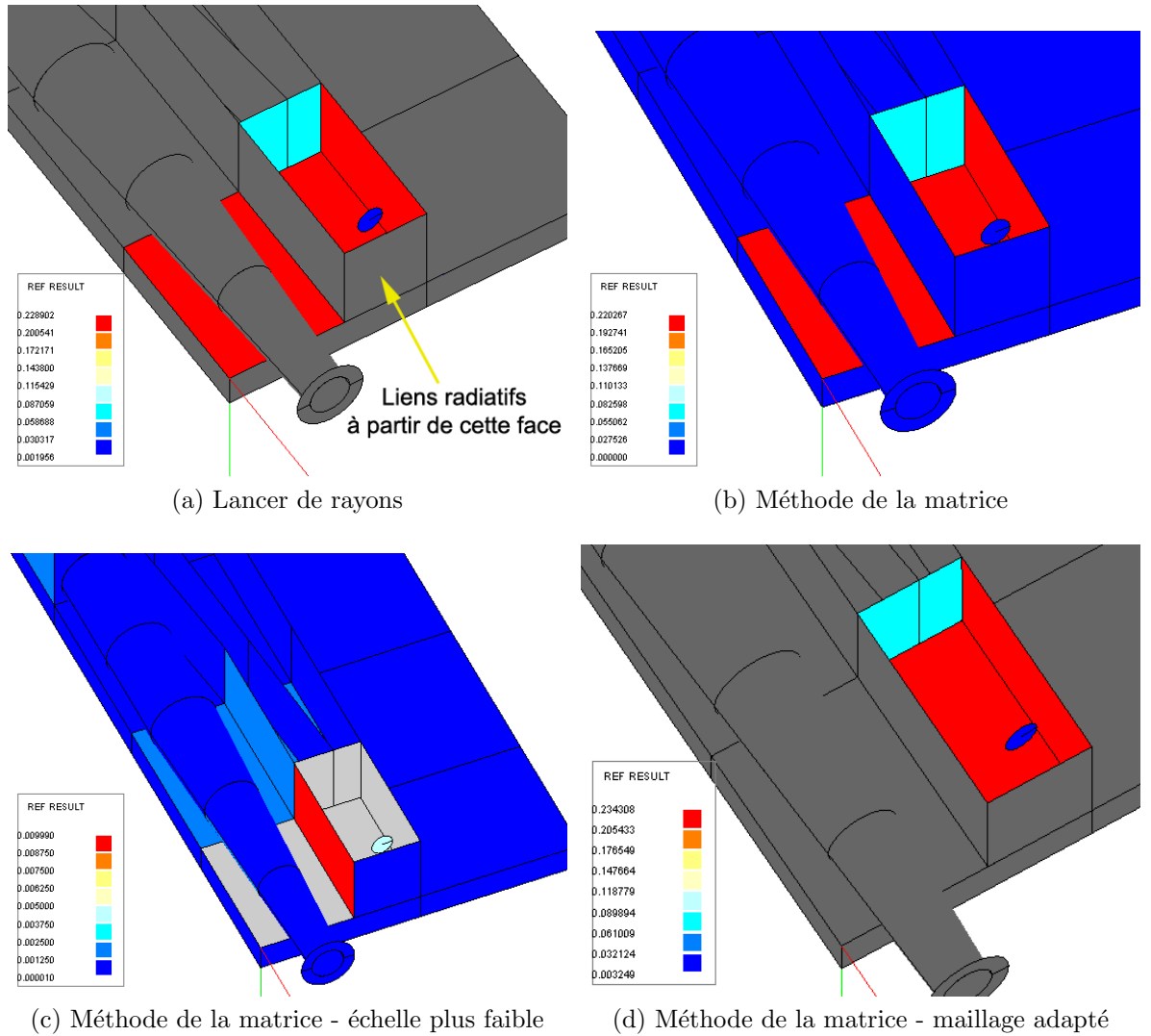


FIG. 3.1: Différences dans le calcul des facteurs de Gebhart

Comparons maintenant les résultats obtenus dans le visible. La spécularité des surfaces est ici primordiale, puisqu'elle est utilisée dans le baffle d'entrée pour renvoyer au maxi-

mun la lumière inutile vers le Soleil (cfr section 4.4). La méthode de la matrice n'étant pas implémentée correctement pour des surfaces spéculaires, les résultats vont probablement être peu significatifs. Le filtre est directement exposé au flux solaire. La puissance solaire absorbée Q devrait donc y être correctement calculée, et c'est bien ce qu'on retrouve en comparant les figures 3.2a et 3.2b. Cependant, si on regarde l'intérieur du baffle, qui est éclairé par le rayonnement réfléchi par le miroir du fond, on remarque que les puissances obtenues par lancer de rayon sont beaucoup (environ 6 fois) plus grandes que les résultats obtenues par la méthode de la matrice (cfr figures 3.2c et 3.2d). Cette dernière méthode ne fonctionne donc pas pour ces calculs. Une autre erreur commise par la méthode est qu'elle obtient des flux incidents à l'intérieur de l'instrument, alors que celui-ci est totalement isolé du Soleil.

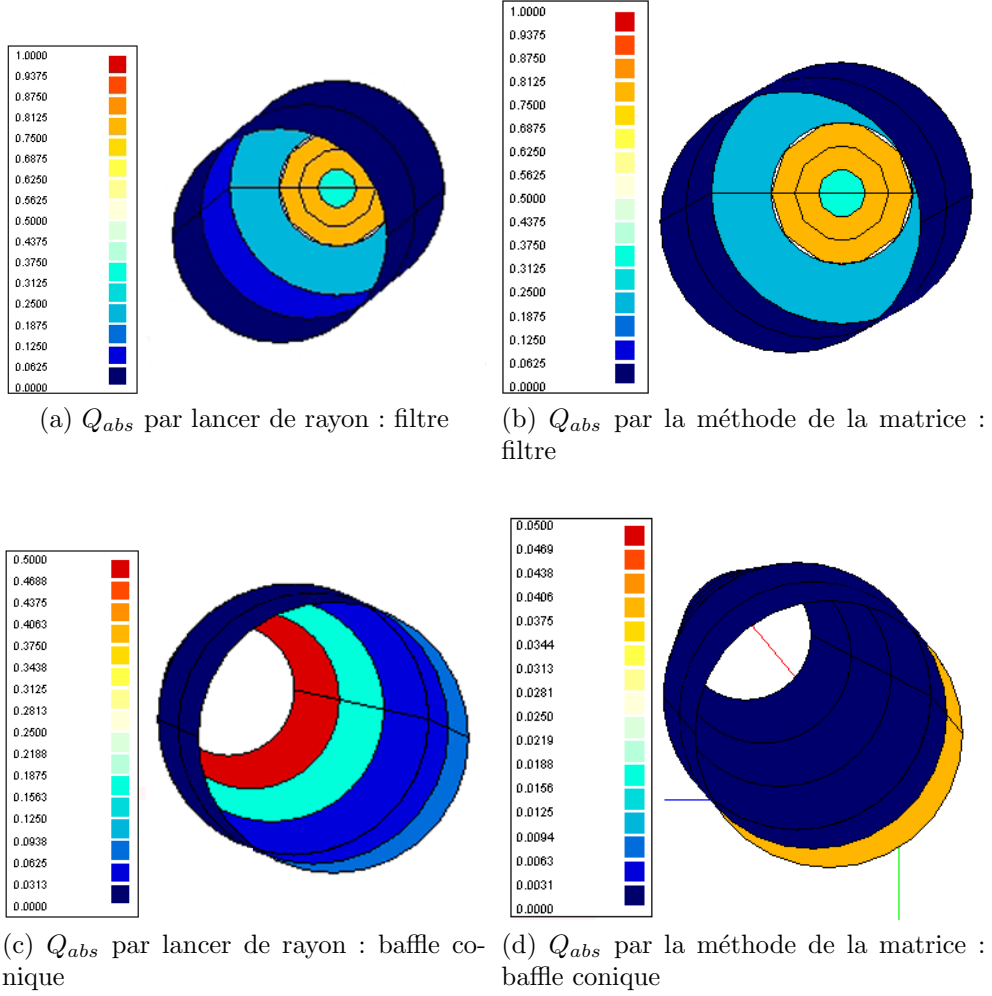


FIG. 3.2: Comparaison des méthodes de calcul des puissances solaires absorbées Q_{abs}

On peut donc conclure que, vu le maillage utilisé et surtout la présence de réflexions spéculaires dans le visible, la méthode de la matrice n'est pas utilisable. Cependant on pourrait l'utiliser dans l'infrarouge à condition de faire un maillage correct. Le problème sous-jacent serait alors la plus grande complexité de calcul des liens conductifs, vu la géométrie plus compliquée alors présente.

4. Premier modèle de l'instrument EUI

Le modèle initial de l'instrument EUI est donné à la figure 4.1 (vue *Catia* réalisée par *GdTech*) et se nomme *3+1*, en référence à la configuration 3 imageurs au-dessus et 1 en-dessous. Ce modèle a été utilisé pour répondre à l'appel d'offres de l'ESA. Les straps de refroidissement en rouge sont provisoires, et le design des baffles est sommaire.

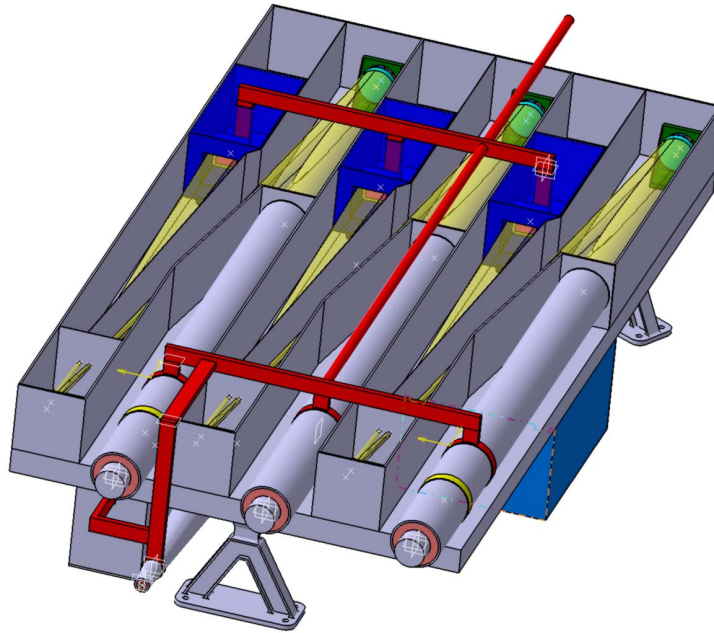


FIG. 4.1: Modèle 3+1

L'étude de ce modèle m'a permis d'apprendre les logiciels *EsaRad* et *EsaTan*. Je vais donc présenter dans ce chapitre ce que j'ai fait pour ce modèle, les résultats obtenus, les défauts du modèle, et les améliorations possibles. En particulier un nouveau baffle d'entrée, réalisé par Tanguy Thibert, sera présenté.

4.1 Modélisation

La première chose à faire est de dessiner le modèle. Ce dessin est évidemment moins fin que le modèle *Catia* : il n'est pas nécessaire de représenter les support des miroirs ou les petits détails qui ne jouent pas un grand rôle en radiatif. En ce qui me concerne, je me suis occupé de la modélisation géométrique de l'instrument FSI, représenté à la figure 4.2. Le modélisation du reste a été réalisée par Tanguy Thibert.

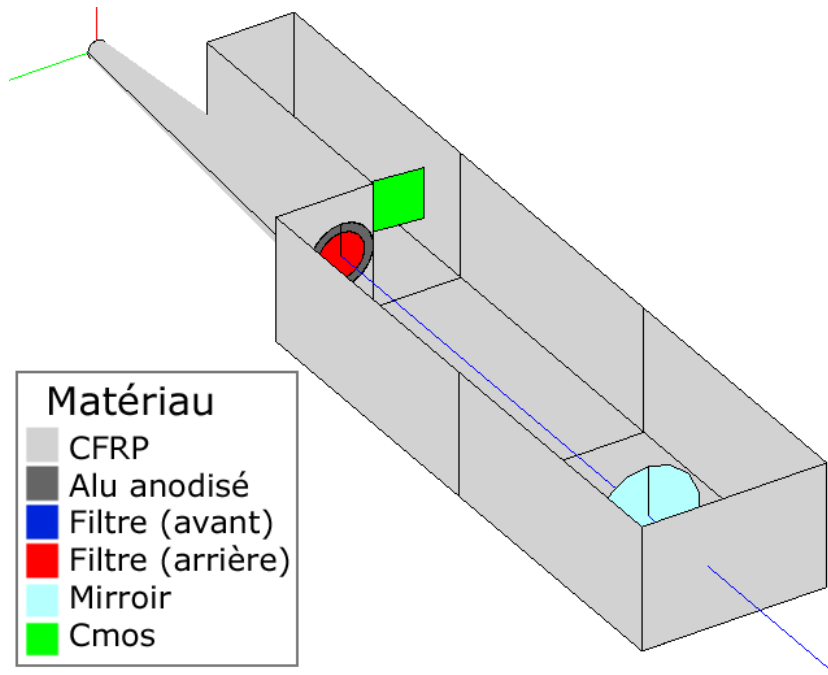
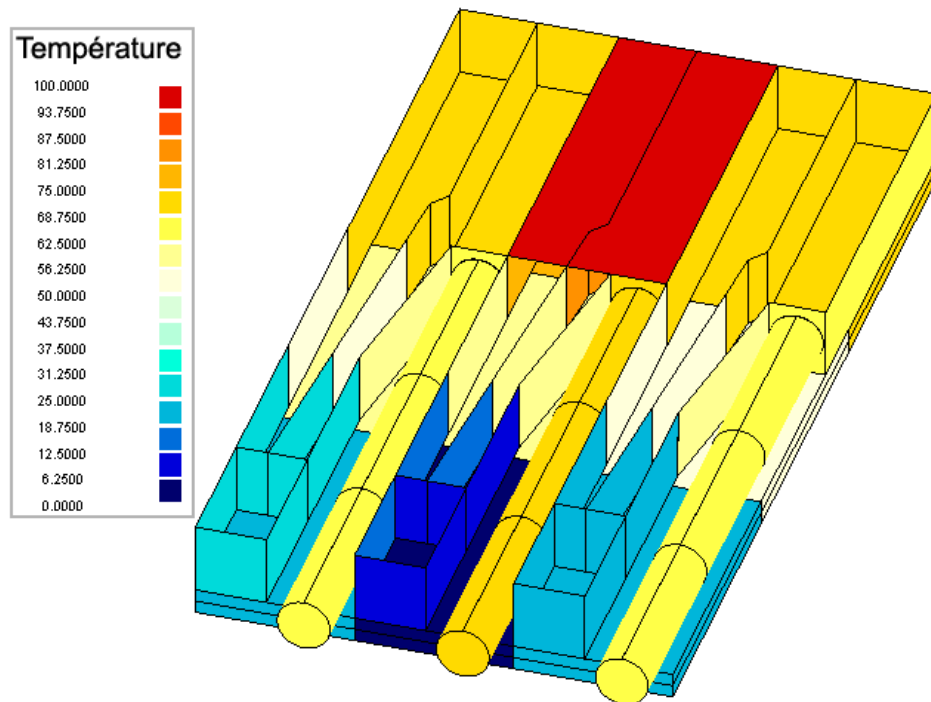


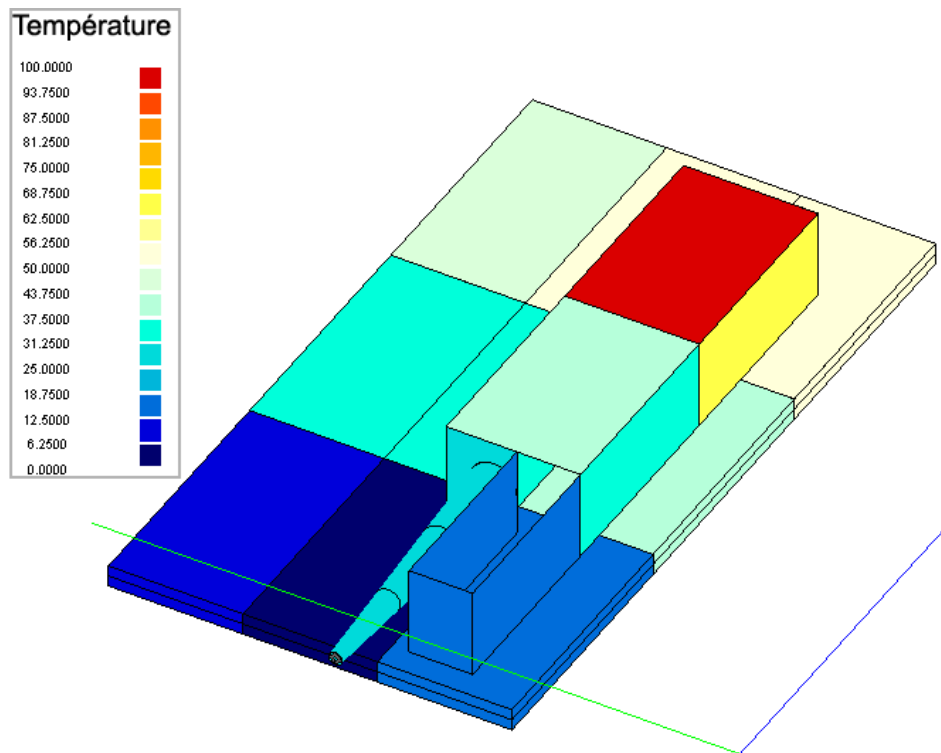
FIG. 4.2: Modélisation du FSI dans *EsaRad*

J'ai ensuite calculé la totalité des liens conductifs entre les différents noeuds de l'instrument. Cela m'a poussé à étudier l'instrument sous tous les angles, pour modéliser correctement la conduction. Pour calculer ces liens j'ai utilisé un fichier *Excel* comme expliqué à la section 2.2 (dans une version plus simple vu que j'en étais à mes débuts).

Vu le nombre de liens conductifs à calculer (environ 400 pour ce modèle), une erreur est vite arrivée. Il suffit d'un faux numéro d'un noeud pour obtenir un modèle totalement erroné. Une vérification doit donc être effectuée. La méthode que j'ai utilisée se base sur un modèle purement conductif, impose à un noeud d'être chaud (par exemple 100°C), à un autre d'être froid (0°C) et consiste en l'analyse visuelle du gradient de température qui se forme. Si celui-ci semble naturel, le test est réussi. Cette méthode n'étant pas infaillible, il convient également de relire attentivement le fichier *Excel* réalisé.



(a) 100°C imposé sur le haut du capot et 0°C sur la plaque de base



(b) 100°C imposé sur le bas du capot et 0°C sur la plaque de base

FIG. 4.3: Tests de vérification des liens conductifs

Un exemple de vérification visuelle est donné à la figure 4.3. Bien que la grande taille des éléments rende la visualisation difficile, on peut conclure que dans l'ensemble, le gradient est correct. D'autres tests ont évidemment été faits sur des plus petites parties d'instrument.

Ce modèle a ensuite été placé dans un vaisseau représentant *Solar Orbiter*. Le tout a été mis dans une orbite circulaire à 0.22 UA du Soleil, pour modéliser la situation la plus chaude, le périhélie. Ces opérations ont été réalisées par Tanguy Thibert. Une vue du satellite en orbite est donnée à la figure 4.4.

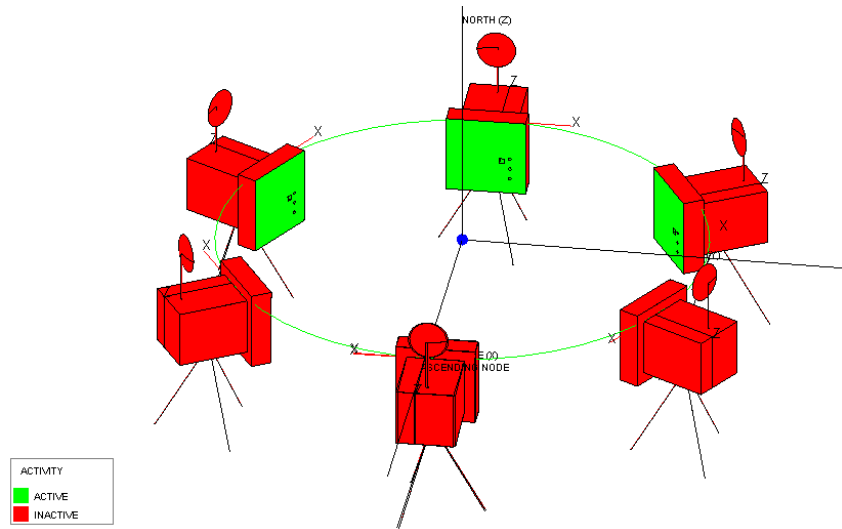


FIG. 4.4: Modélisation du satellite *Solar Orbiter* en orbite circulaire

Un point très important dans la modélisation est le choix des conditions limites, puisqu'elles conditionnent très fortement le résultat obtenu. La température de l'espace froid est évidemment choisie à 3 K (fond de radiation cosmologique). La seconde condition limite est la température de l'environnement fournie par le satellite. A l'époque de la réalisation de ce modèle, elle était prévue à 30°C au lieu des 50°C envisagés dans les dernières spécifications (cfr section 1.4.3).

Le bouclier thermique possède des baffles pour laisser passer la lumière vers l'instrument, et les baffles d'entrées de l'instrument voient les baffles du bouclier thermique. Il faut donc spécifier une température sur ces baffles (une modélisation complète n'étant pas à notre disposition puisque ce bouclier est réalisé par d'autres entreprises). N'ayant aucune information précise, nous avons choisi de mettre ces baffles à la température réaliste et probablement excessive de 200°C.

Dans cette modélisation préliminaire, les straps de refroidissement sont modélisés de façon simplifiée¹ : les baffles sont connectés conductivement à un radiateur de 0.2025 m^2 et les capteur CMOS sont reliés à un radiateur de 0.18 m^2 .

Un autre type de condition limite concerne les puissances injectés en différents noeuds. Il y a évidemment les puissances solaires absorbées qui sont calculées par *EsaRad*, mais il faut également tenir compte des puissances dissipées à l'intérieur de l'instrument par l'électronique. Bien que l'étude en soit encore à ses débuts, on sait qu'une électronique de proximité d'un capteur CMOS dissipe 3.75 W , tandis que le capteur lui-même dissipe environ 0.25 W . L'électronique de proximité est liée au capteur via une nappe de câbles qui permettent de faire passer l'information, et cette nappe conduit évidemment aussi thermiquement. Pour modéliser cela, 1 W est injecté sur chaque capteur, tandis que 3 W , sont injectés sur le noeud de la plaque de base sur lequel sera placé l'électronique de proximité.

4.2 Résultats obtenus

Avec cette modélisation, on obtient les températures de la figure 4.5.

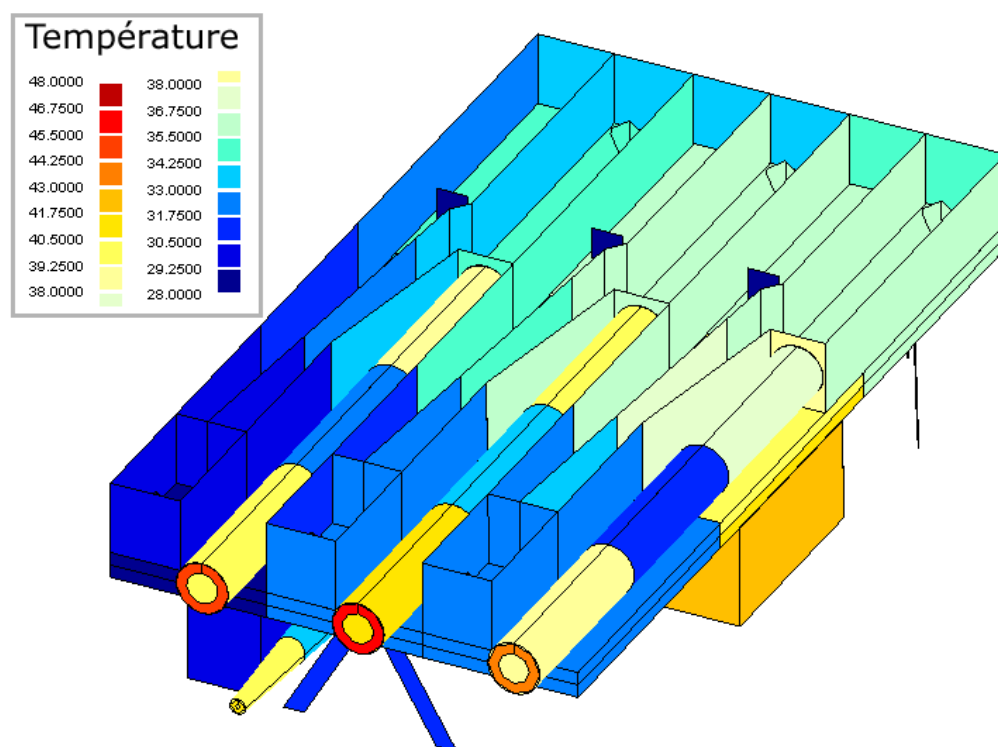
Les filtres des HRI, qui ne sont pas visibles sur ces images, ont au maximum une température de 438°C , et ne survivront donc probablement pas tels quels dans ces conditions (dans leur configuration actuelle).

Avec cette modélisation simplifiée du refroidissement, la température des capteurs CMOS est de -50°C (*EsaRad* représente toutes les températures plus froides que la température minimale de l'échelle comme ayant cette température minimale, ce qui fait que les capteurs apparaissent en bleu foncé dans la figure 4.5). On est donc en deçà des objectifs désirés.

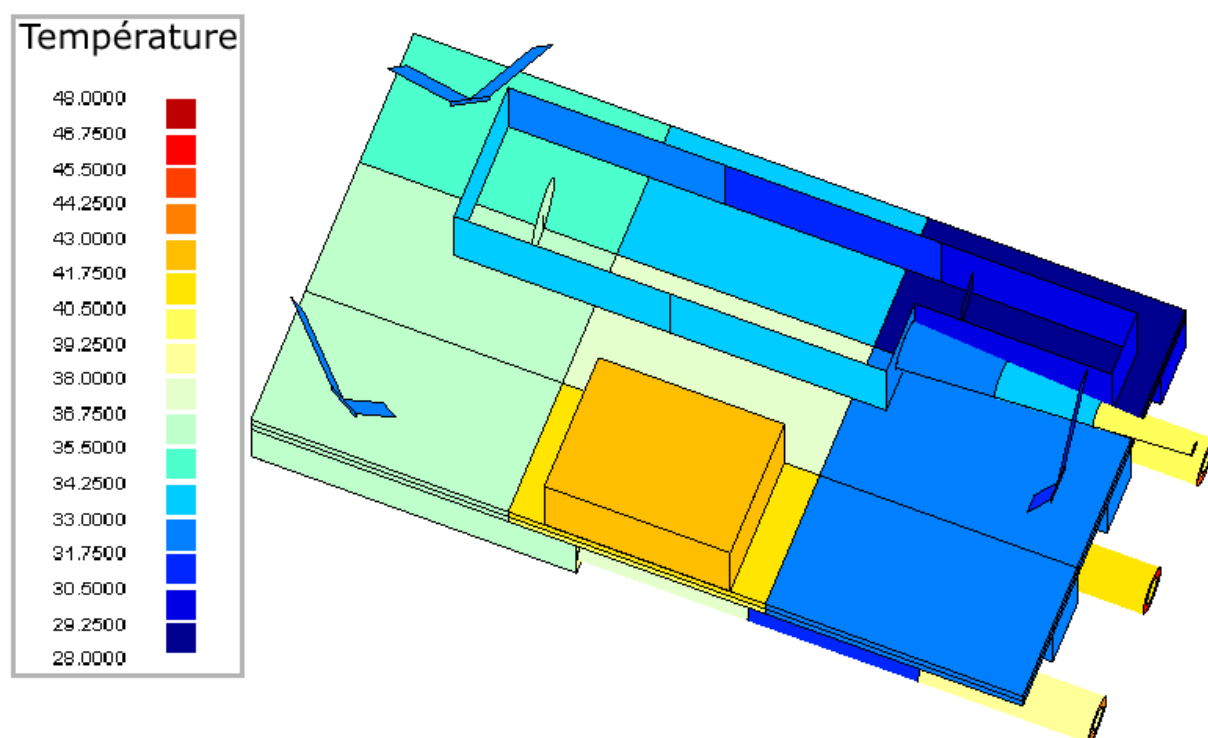
Les éléments les plus chauds des baffles sont les pupilles qui ont une température maximale de 45°C , ce qui remplit les objectifs fixés. Rappelons cependant que l'environnement étant à 30°C (et non à 50°C comme spécifié), il permet ici de refroidir les baffles par radiation, ce qui ne sera pas le cas dans un environnement plus chaud.

La température moyenne de la plaque de base est de 35°C , avec un maximum de 41°C là où est fixée la boîte d'électronique et un minimum de 28°C au niveau de la fixation du

¹une étude approfondie de ces doigts et des straps de refroidissement est réalisée à la section 7



(a) Haut de l'instrument



(b) Bas de l'instrument

FIG. 4.5: Températures obtenues avec le modèle 3+1

CMOS du FSI. L'écart de température sur la plaque est donc de 13°C ce qui remplit les objectifs.

On voit également que dans l'ensemble, la température de l'instrument est supérieure à 30°C . Vu que l'environnement du satellite est à 30°C , l'instrument dissipe de la puissance vers le satellite. Cela se fait conductivement via les pieds qui transmettent 0.4 W , et radiativement via toute la surface extérieure de l'instrument. L'échange radiatif est en fait de 15.6 W ,!!! Le radiateur chaud connecté aux baffles dissipe 25.1 W , et le radiateur froid des capteurs dissipe 12.3 W .

On voit donc que l'environnement agit en quelque sorte comme un radiateur. Cet échange radiatif pose deux problèmes. Tout d'abord il faut se rendre compte que c'est le satellite qui va devoir dissiper ces 15.6 W , et il est probable que l'ESA ne tolère pas une telle puissance. De plus, l'environnement est en fait plus chaud (50°C), et donc la solution consistant à se refroidir au moyen de l'environnement risque d'être nettement moins efficace à cette température, vu les objectifs désirés (50°C sur le baffle, 20°C sur la plaque de base).

4.3 Défauts et améliorations possibles

Le problème principal de ce premier modèle est son poids, 14.3 kg , qui est limite par rapport au budget de masse alloué par l'ESA. Plus spécifiquement, ce modèle comporte plusieurs défauts :

- Le baffle d'entrée des HRI n'a pas été étudié en profondeur, et la réjection de la lumière incidente est loin d'être optimale.
- Le filtre a une température beaucoup trop élevée, et ses propriétés n'ont pas été étudiées en profondeur.
- La boîte d'électronique est attachée à la plaque de base, et donc liée conductivement au reste de l'instrument. Cela implique un surplus de chaleur (lié à la dissipation de l'électronique) à évacuer.
- Les capteurs sont fort éloignés les uns des autres. Or ils doivent en théorie être reliés à un seul doigt froid et donc leur éloignement implique l'utilisation de plus gros straps et donc un surpoids inutile. L'utilisation de plusieurs doigts froids ou d'un radiateur propre à l'instrument éliminerait ce problème.

- La plaque de base est fort large, ce qui implique des fréquences de vibrations plus faibles et un surpoids inutile.
- L'échange radiatif avec le satellite est beaucoup trop important.

Une étude améliorée du baffle d'entrée est présentée à la section suivante. Le filtre est étudié en profondeur au chapitre 5.

En ce qui concerne l'électronique, une solution simple et efficace serait de l'attacher directement au satellite ou en tout cas de la positionner indépendamment du reste de l'instrument. Le couplage entre l'instrument et la boîte ne se fait alors plus que radiativement, voire quasiment plus si on isole l'un des deux avec du MLI.

Pour rapprocher les capteurs, on pourrait envisager une configuration symétrique qui mettrait au moins deux capteurs à proximité directe l'un de l'autre. Enfin, pour réduire la taille de la plaque de base, on peut placer un des HRI en bas (vu que la place de l'électronique est libre) et donc passer d'un instrument de 45 cm de large à un instrument de 30 cm de large. On obtient alors une configuration 2+2 qui sera discutée dans le chapitre 6.

Il est possible d'isoler radiativement l'instrument de l'environnement du satellite au moyen d'une couverture en MLI. Cette couverture sera modélisée dans la configuration 2+2, à la section 6.1.1.

4.4 Étude du baffle d'entrée

Cette étude a été réalisée par Tanguy Thibert et est détaillée dans [19]. Comme expliqué à la section 1.4.2, le baffle d'entrée doit rejeter au moins 55.56 % de la puissance incidente. Le baffle précédent réalise tout juste cette réjection puisqu'il rejette 56% de la lumière incidente. Cependant ce baffle est fort simple et il est possible d'améliorer la réjection et donc de diminuer les contraintes thermiques à l'entrée du baffle, et par conséquent dans tout l'instrument.

4.4.1 Design optique

Le nouveau baffle est composé de 5 éléments présentés à la figure 4.6 :

- le filtre, placé au fond du baffle, qui possède une fenêtre dans l'ultraviolet extrême ;

- un miroir de réjection sphérique (nommé HRM, **H**igh **R**ejection **M**irror) qui a une courbure de 700 mm et qui entoure le filtre ;
- un baffle cylindrique réfléchissant d'un diamètre de 61.7 mm ;
- un baffle conique réfléchissant qui fait le lien entre le baffle cylindrique et la pupille d'entrée ;
- la pupille d'entrée d'un diamètre de 30 mm.

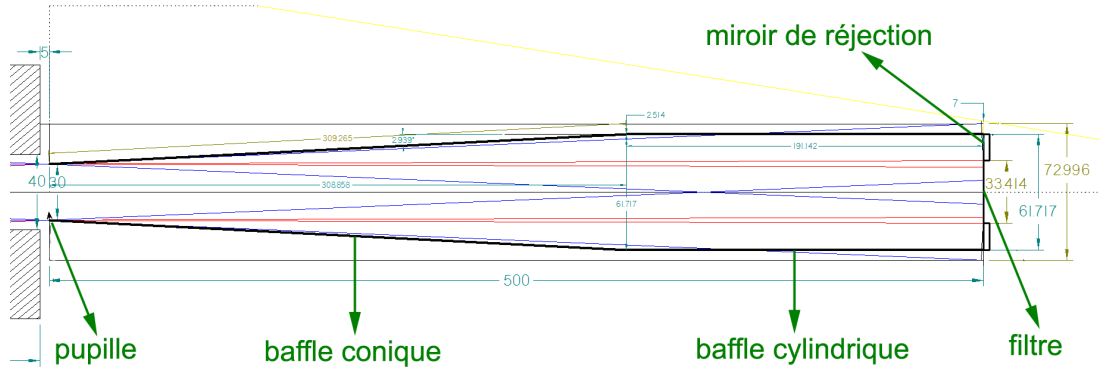


FIG. 4.6: Coupe longitudinale du nouveau baffle d'entrée

La figure 4.7 montre le trajet des rayons obtenu lorsque l'instrument pointe vers le centre du Soleil (pas de dépointage). Les rayons provenant de la couronne sont directement réfléchis vers la sortie par le miroir de réjection (rayons bleus). Les rayons arrivant directement sur le filtre peuvent suivre deux chemins différents : ceux qui arrivent près du centre du filtre sont directement réfléchis vers la pupille (rayons verts), tandis que les rayons arrivant sur le bord du filtre sont réfléchis vers la partie conique du baffle et puis dirigés vers la sortie (rayons rouges).

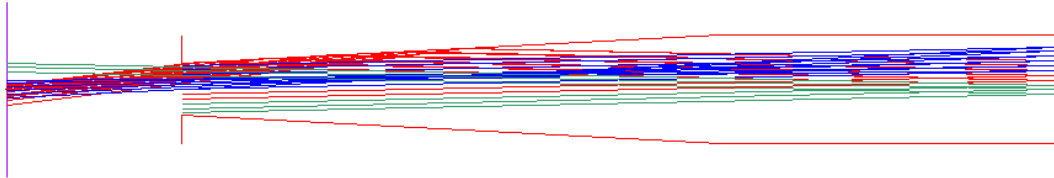


FIG. 4.7: Trajets des rayons sans dépointage

Lorsqu'on ne se trouve pas en incidence normale, la situation se complique. Évaluons d'abord l'angle de dépointage maximal : l'instrument se trouve au minimum à 46 rayons solaire du centre du Soleil. À cette distance, le Soleil présente un rayon angulaire de

$\arctan(1/46) = 1.245^\circ$ et donc l'angle de dépointage maximum est d'environ 1.25° lorsqu'on observe la couronne. La figure 4.8 explique le cheminement des rayons provenant du limbe solaire pour différents angles de dépointage, lorsque ces rayons ne sont pas dirigés directement vers le filtre :

- pour un angle allant jusqu'à 0.7° , le rayon suit le chemin rouge, et est réfléchi directement vers la pupille par le HRM ;
- pour un angle de dépointage compris entre 0.7° et 1.11° , le rayon suit le chemin bleu : cylindre $\rightarrow$ HRM $\rightarrow$ cône ;
- lorsque l'angle de dépointage est maximal (entre 1.11° et 1.25°), le rayon suit soit le chemin bleu, soit le chemin vert, qui consiste en une réflexion sur le HRM suivie d'une réflexion sur le baffle conique.

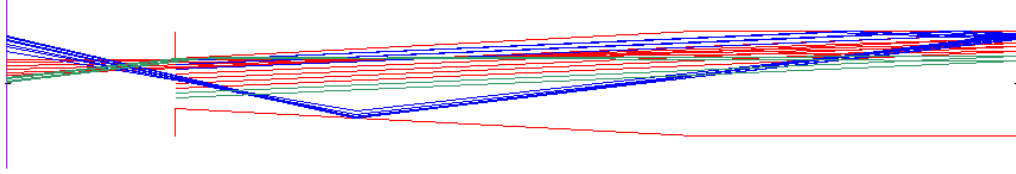


FIG. 4.8: Trajets des rayons pour des dépointages croissants

On voit donc que les rayons incidents qui ne traversent pas le filtre sont toujours absorbés ou renvoyés vers l'extérieur du baffle, en maximum trois réflexions.

4.4.2 Calcul de la réjection

Cette étude a été réalisée en utilisant les propriétés du filtre de EIT ($\alpha = 0.147$) qui sont différentes du filtre utilisé ici ($\alpha = 0.244$, cfr chapitre 5). Cependant les résultats obtenus en ce qui concerne le chemin des rayons sont les mêmes, et la discussion précédente est applicable. Par contre, la réjection du baffle sera logiquement moins bonne pour $\alpha = 0.244$, puisque la puissance absorbée par le filtre sera plus importante. Les propriétés des éléments du baffles dans le domaine visible sont données au tableau 4.1.

Avec ces propriétés, Tanguy Thibert calcule que sur les 19.9 W entrant dans un baffle pour un dépointage nul, seulement 4.56 W sont absorbés, ce qui correspond à un taux de réjection de 77%. Lorsque le dépointage augmente, le taux de réjection augmente jusqu'à 78.2%. On a donc nettement amélioré le taux de réjection précédent qui était de 56 %.

élément	α	$\rho_{spculaire}$	ρ_{diffus}
HRM	0.1	0.9	0.0
cône	0.2	0.76	0.04
cylindre	0.2	0.76	0.04
filtre	0.147	0.823	0.03

TAB. 4.1: Propriétés optiques du baffle dans le visible

En utilisant un filtre avec une absorptivité de 0.244, je calcule grâce à *EsaRad* que chaque baffle absorbe 6.1 W, ce qui donne un taux de réjection de 69.3% (la puissance incidente est évidemment identique).

Vu que la réjection la plus faible est obtenue pour un dépointage nul, nous n'allons pas considérer de dépointage dans la suite de ce travail. Ce résultat est dû au fait que le filtre est l'élément le plus absorbant du baffle. Si les propriétés du filtres venaient à changer, il faudrait prendre en compte le dépointage.

4.4.3 Matériaux utilisés

Les matériaux utilisés doivent évidemment être réfléchissants d'un côté, ou recouverts d'un coating réfléchissant. Ils doivent aussi avoir une conductivité thermique suffisante pour avoir un écart de température acceptable sur le baffle, et permettre un refroidissement aisé. On cherchera aussi à concevoir les baffles les plus légers possibles, vu que le poids est un élément critique sur le satellite. D'un point de vue mécanique, on cherchera donc un matériau très solide, pour qu'une faible épaisseur de baffle soit suffisante. Cependant cette faible épaisseur doit tout de même fournir une conductance suffisante.

Le choix classique est d'utiliser de l'aluminium, poli finement sur sa face intérieure pour obtenir la réflectivité désirée. Ce matériau est léger ($\rho = 2.7 \text{ g/cm}^3$), bon conducteur ($k = 200 \text{ W/mK}$), et solide ($E = 68 \text{ GPa}$).

Une autre solution consisterait à utiliser un matériau composite, plus spécifiquement des fibres de carbones à haute conductivité, qui sont non seulement très solides, mais également très légères et il en existe avec une très bonne conductivité. Les fibres *K-1100* produites par *Thornel* ont par exemple une conductivité longitudinale comprise entre 900 et 1000 W/mK, un module de Young valant 965 GPa, et une densité de 2.2 g/cm³ (valeurs tirées de la fiche technique [3]). Ces fibres sont évidemment noyées dans une colle de type

époxy, ce qui diminue ces qualités. Elles seraient rendues réfléchissante grâce à un coating déposé sur la surface du composite.

Comparons ces deux matériaux. On sait que la conductance C d'une barre vaut

$$C = k \cdot \frac{S}{L} = k \frac{V}{L^2} = \frac{k}{\rho} \frac{m}{L^2}$$

k étant la conductivité de la barre, S la section, L la longueur, V le volume, ρ la densité et m la masse. Pour une barre de même longueur et de même conductivité, le poids de la barre est donc proportionnel au coefficient $\frac{\rho}{k}$. Ce coefficient va permettre de comparer les deux solution proposées.

Calculons d'abord la conductivité du composite. Supposons que le matériau soit composé à 60% de fibres et à 40% de résine², et que l'on superpose les fibres dans différentes directions pour obtenir un matériau isotrope dans le plan. En considérant la résine comme isolante, ce qui est justifiable vu que sa conductivité est typiquement inférieure à 1 W/mK, on en déduit que seule 30% des fibres conduisent dans une direction donnée. La conductivité du composite dans le plan vaut donc 270 W/mK. Il faut également tenir compte de la densité de l'époxy (1.2 g/cm³) dans la densité du composite, ce qui donne $\rho_{composite} = 1.8 \text{ g/cm}^3$.

Le coefficient $\frac{\rho}{k}$ vaut, dans le cas de l'aluminium, 0.0135. Le matériau composite donne un coefficient de 0.0067. Cela veut dire qu'un élément de même longueur et de même conductivité sera plus de 2 fois moins lourd avec le matériau composite. Il faut cependant rappeler que la conductivité dans l'épaisseur du composite sera moins bonne, ce qui n'est pas primordial vu la faible épaisseur qui sera nécessaire. Les qualités réfléchissantes devraient également être moins bonnes que l'aluminium, mais le gain de poids possible représente un réel atout pour ces matériaux composites.

Étant donné que les deux solutions restent cependant envisageables, nous allons utiliser la plus défavorable d'entre elles d'un point de vue thermique, à savoir l'aluminium, avec une épaisseur de 1.5 mm.

Ce nouveau baffle va être utilisé dans la nouvelle version de l'instrument, présentée au chapitre 6. Le chapitre suivant va quant à lui être consacré à l'étude approfondie du filtre d'entrée, dont la température actuelle est beaucoup trop élevée, comme on l'a vu à la section 4.2.

²valeurs standards, utilisées dans le projet ESP du CSL

5. Étude du filtre d'entrée

À la fin du baffle d'entrée de chaque HRI se trouve un filtre de réjection qui laisse passer les longueurs d'onde de l'extrême ultraviolet. Pour cette pré-étude, le filtre choisi est le même que celui utilisé pour l'instrument *SWAP* du satellite Belge *Proba-2*, qui observe le Soleil à une longueur d'onde de 17.4 nm dans une orbite autour de la Terre.

Ce filtre a été soumis à un simulateur solaire lors d'un test à l'ESTEC en novembre 2005, pour savoir si il résisterait au rayonnement solaire auquel il serait exposé au cours de la mission *Proba-2*. Le filtre du test est illustré à la figure 5.1.

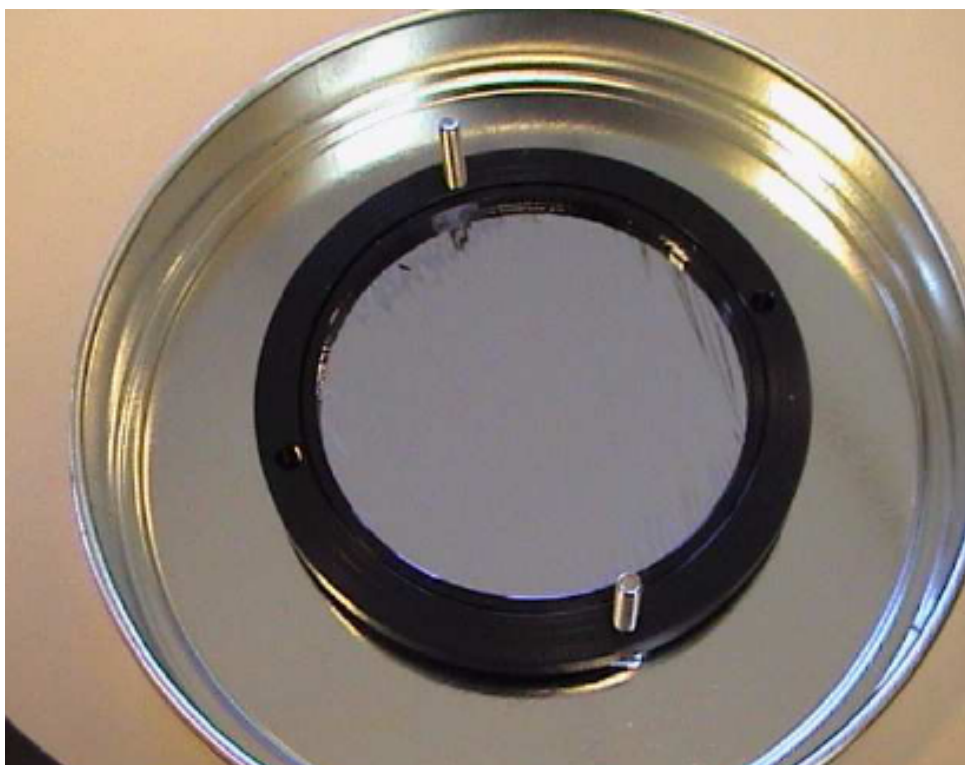


FIG. 5.1: Vue du filtre utilisé lors du test

Ces tests ont déjà été l'objet d'études dans précédents travaux. En effet, dans le travail de fin d'études de Valérie Van Grootel [20], qui a été écrit avant les tests, la spécularité du filtre est déterminée, et ensuite le test est modélisé pour préparer le déplacement à l'ESTEC. Ce modèle est réalisé à l'aide de *Thermica*, un logiciel similaire à *EsaRad*. Cependant, les caractéristiques du filtre étant alors inconnues, elle utilise celles du filtre de *EIT*, un instrument de *SoHO* sur lequel a travaillé le CSL. De plus les conditions limites imposées au modèle ne sont pas celles qui seront utilisées dans le test réel. Les résultats sont donc peu significatifs.

L'an passé, Cédric Cox a participé aux tests à l'ESTEC lors de son stage au CSL. Dans son travail de fin d'études[8], il a également brièvement déterminé la conductance du filtre. Il a utilisé les propriétés thermo-optiques déterminées à l'ESTEC, et en a déduit la conductivité thermique du filtre d'après un calcul simple. Il obtient $k_{\text{filtre}} = 3197 \text{ W/mK}$. Or le filtre étant composé d'aluminium, sa conductivité devrait être de l'ordre de 200 W/mK , voire éventuellement moindre à cause des résistances de contact entre le filtre et son support.

Ce résultat très étonnant nous pousse à réaliser une analyse plus approfondie de ce test. Je vais d'abord décrire le filtre et le test. Ensuite je vais réaliser un modèle thermique du test pour tenter de déterminer les caractéristiques du filtre. Les caractéristiques trouvées sont très proches de celles trouvées par Cédric Cox.

Le modèle de filtre obtenu d'après le test est ensuite utilisé dans l'instrument EUI pour déterminer son comportement. Étant donné sa température beaucoup trop élevée, une conductivité de filtre permettant d'obtenir des températures acceptables sur le filtre est calculée. Un moyen d'obtenir physiquement cette conductivité au moyen d'une grille placée sur le filtre est alors envisagé. Selon le matériau composant la grille, ses dimensions sont calculées et la perte de transmission évaluée.

5.1 Description du filtre

Le filtre, manufacturé par l'entreprise *Luxel*, existe en plusieurs versions : certains sont renforcés par une grille de nickel, d'autres sont recouverts d'une mince couche de polyimide. En l'occurrence, le filtre utilisé pour le test est recouvert de polyimide sur sa face exposée au simulateur solaire. *Luxel* annonce une épaisseur de 150 nm . Cependant, on peut voir sur la figure 5.2 obtenue au microscope électronique, que l'épaisseur d'aluminium

est en fait de 220 nm. On voit aussi la couche de polyimide de 50 nm. Le polyimide étant un matériau isolant (600 fois moins conducteur que l'aluminium), son influence sur la conductivité du filtre est négligeable.



FIG. 5.2: Vue de l'épaisseur du filtre aluminium-polyimide

L'intérêt d'utiliser ce filtre est qu'il possède une fenêtre dans l'extrême ultraviolet, alors qu'il est opaque au rayonnement visible. Il permet donc de ne retenir que la portion du rayonnement électromagnétique incident qui nous intéresse et de rejeter le reste vers l'extérieur de l'instrument, ce qui diminue le réchauffement d'ensemble de l'instrument, ainsi que le rayonnement parasite sur le détecteur.

Plus précisément, le filtre laisse passer le rayonnement pour des longueur d'onde allant de 17 nm à environ 85 nm. La transmissivité de ce filtre a été déterminées à Berlin le 30 mars 2006, le résultat obtenu est présenté à la figure 5.3. On voit que la bande passante du filtre commence à 17.1 nm.

Les propriétés thermo-optiques du filtre ont également été évaluées lors d'un autre test à l'ESTEC. Les résultats sont donnés dans le rapport [13]. En ce qui concerne le filtre présenté ici, qui est recouvert de polyimide sur une face, les propriétés sont celles du tableau 5.1. Il est logique de placer la face polyimide face au Soleil, car elle possède le plus petit rapport α/ε .

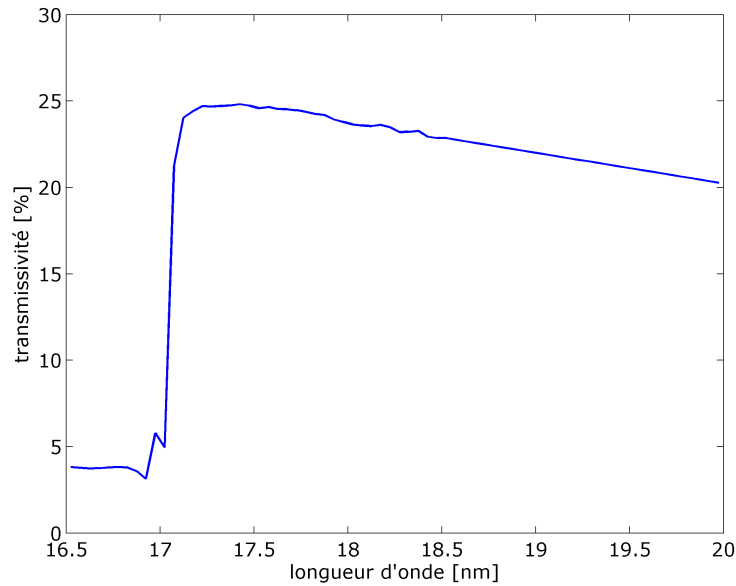


FIG. 5.3: Transmission du filtre recouvert de polyimide

Face	α	ε
polyimide	0.244	0.05
aluminium	0.279	0.02

TAB. 5.1: Propriétés thermo-optiques du filtre

5.2 Description du test

Réalisé du 16 au 17 novembre 2005 à l'ESTEC, le test d'illumination solaire est décrit dans le rapport [16]. Il a été réalisé dans le cadre de l'étude de l'instrument SWAP réalisé par le CSL. Ses objectifs étaient d'observer la température du filtre et sa résistance face à un flux solaire et à des chocs thermiques, et de mesurer le flux de chaleur transmis par conduction au reste de l'instrument.

Une boîte a été conçue pour soutenir le filtre. Lors du test, ce dispositif est relié à un thermostat via une lamelle en aluminium et un strap en cuivre. Le montage est visible à la figure 5.4. La lamelle en aluminium permet de déterminer le flux de chaleur évacué vers le thermostat, à l'aide de deux thermocouples placés dessus. Tout le dispositif a été entouré de MLI pour l'isoler radiativement de l'environnement.

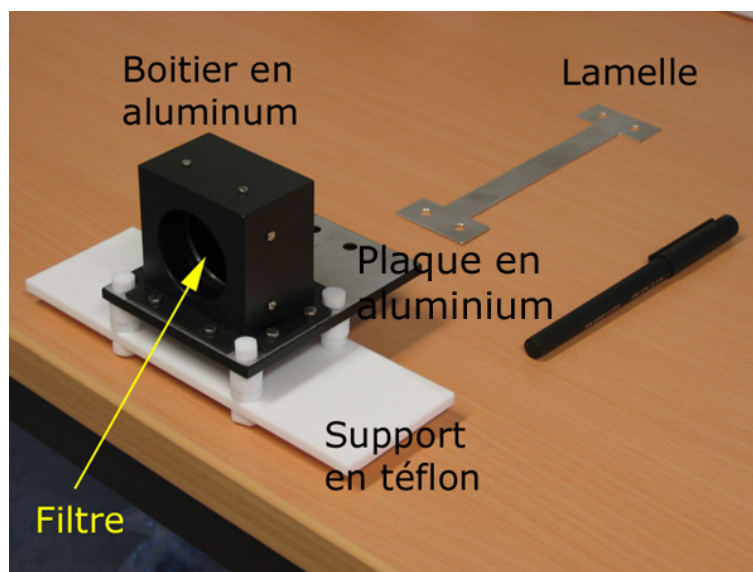


FIG. 5.4: Boîtier utilisé lors du test solaire

Le dispositif est placé dans une cuve à vide de l'ESTEC qui possède deux hublots, un pour laisser passer la lumière du simulateur, et un autre pour permettre à une caméra infrarouge de mesurer la température du filtre. Étant donné la faible émissivité du filtre (0.05), sa température n'est pas aisément mesurable par la caméra. C'est pourquoi un petit point de colle de grande émissivité (0.9) a été déposé sur le centre du filtre comme on peut le voir sur la figure 5.5.

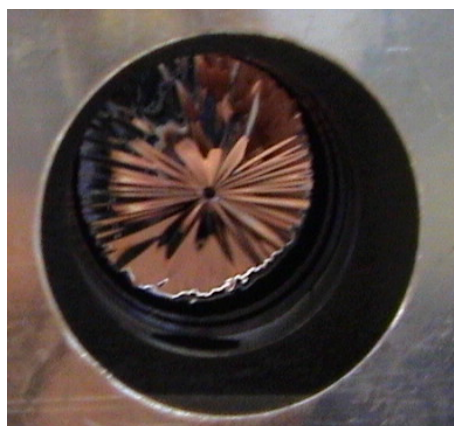


FIG. 5.5: Point de colle au centre du filtre

Sept thermocouples ont été placés à différents endroits du dispositif : anneau du filtre, support de l'anneau, haut du boîtier, plaque de support en aluminium, début et fin de la

lamelle en aluminium et thermostat. Ces capteurs vont permettre entre autre d'évaluer la puissance transmise par le filtre au reste de l'instrument.

Le test proprement dit a commencé par la dépressurisation de la cuve et la stabilisation de la température. Ensuite, une fois un vide de bonne qualité réalisé ($7.6 \cdot 10^{-6}$ mbar), l'exposition au simulateur commence, avec tout d'abord un flux incident de 1167 W/m^2 pendant une heure et demie, puis le flux est augmenté à 1420 W/m^2 pendant 2h30. On procède ensuite à un test de choc en occultant par à-coups le faisceau incident. Enfin pour terminer le test, le flux est poussé à 2402 W/m^2 pour tester les capacités de résistance du filtre dans un environnement plus hostile comme celui de la mission qui nous intéresse, *Solar Orbiter*. Le déroulement du test et les températures enregistrées aux différents points sont indiqués sur la figure 5.6.

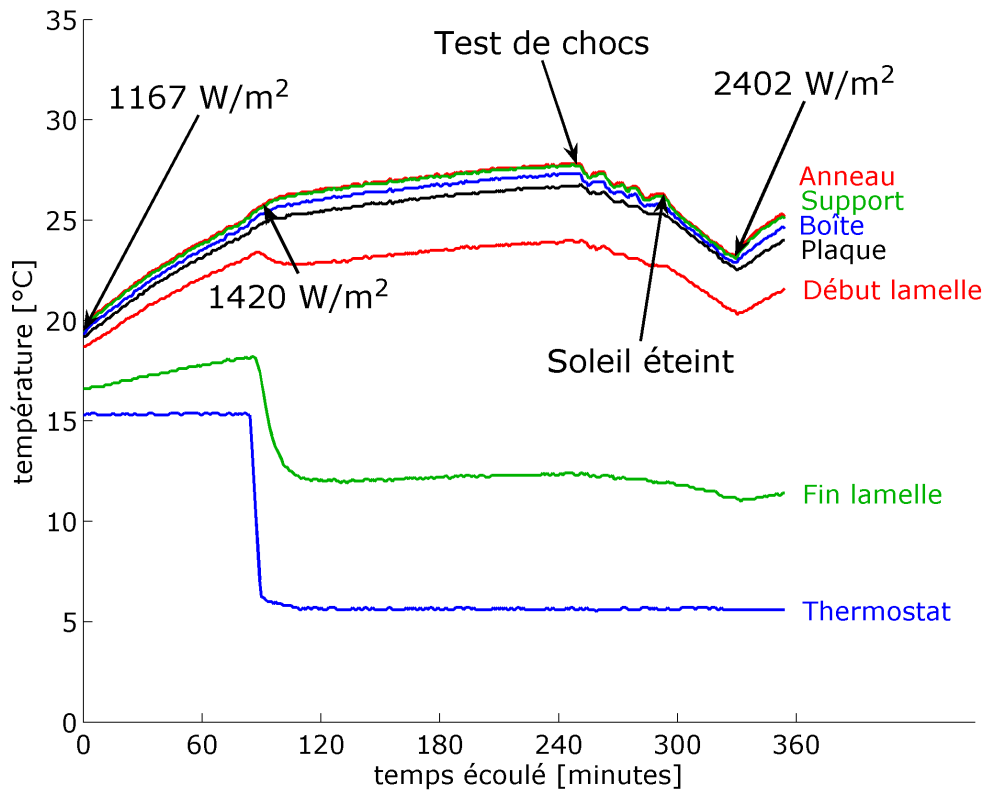


FIG. 5.6: Évolution des températures au cours du test

La caméra infrarouge a enregistré les températures du point de colle à plusieurs moments : à la fin de la phase à 1420 W/m^2 , elle observe 76.9 °C et à la fin de la phase à

2400 W/m², 112°C. Ce test fut un succès, le filtre ayant résisté à toute la série de tests sans aucune dégradation.

5.3 Modélisation numérique

Une modélisation numérique du test va permettre d'en déduire les propriétés collantes le plus au test. L'absorptivité du filtre va d'abord être estimée en calculant la puissance absorbée par le filtre. Ensuite un modèle *EsaRad* - *EsaTan* du test va être réalisé pour déterminer la conductivité du filtre d'après les températures observées au bord et au centre du filtre. Un modèle transitoire sera ensuite réalisé au moyen des propriétés calculées, et nous verrons que les résultats obtenus collent plutôt bien à l'expérience.

5.3.1 Évaluation de l'absorptivité

Sur la figure 5.6, on peut voir que l'on n'est jamais dans un état stabilisé lors du test. Par conséquent, il va falloir tenir compte des effets d'inertie thermique et donc des capacités calorifiques des différentes parties du filtre, pour calculer la puissance absorbée par le filtre.

Le principe utilisé est de faire un bilan de puissance et d'en déduire la puissance absorbée par le filtre Q_{filtre} . Celle-ci poursuit son chemin de trois façons :

- Une partie, nommée $Q_{\text{rad,cuve}}$, est réémise vers la cuve par radiation. On peut la calculer puisqu'on connaît le facteur de vue entre le filtre et la cuve ainsi que leur températures et leurs propriétés infrarouges.
- Une deuxième partie est transmise par radiation vers le boîtier. On la note $Q_{\text{rad,boitier}}$.
- Le reste de la puissance, noté $Q_{\text{cond,boitier}}$ est transmis par conduction au boîtier via l'anneau de support de filtre.

La puissance transmise au boîtier suit deux chemins différents. Une partie transite par conduction vers le point le plus froid du dispositif, le thermostat. Pour arriver jusqu'au thermostat, le chemin thermique oblige la puissance à passer par la lamelle conductrice. En connaissant les températures aux deux extrémités de la lamelle, on peut en déduire la puissance Q_{lamelle} qui la traverse au moyen de l'équation 2.7.

La deuxième partie sert à réchauffer les pièces composant le boîtier. Cette perte de puissance Q_{perte} par inertie thermique correspond au membre de droite de l'équation 2.8.

On peut l'évaluer au moyen des capacités calorifiques et de la pente de l'évolution de la température au cours du temps.

La puissance traversant les éléments isolants, c'est-à-dire le support du boîtier réalisé en teflon et la couverture en MLI, sont négligeables et n'interviennent pas dans le bilan de puissance.

Au final on a donc :

$$\begin{aligned} Q_{\text{filtre}} &= Q_{\text{rad,cuve}} + Q_{\text{rad,botier}} + Q_{\text{cond,botier}} \\ &= Q_{\text{rad,cuve}} + Q_{\text{lamelle}} + Q_{\text{perte}} \end{aligned}$$

Cette dernière équation permet de déterminer la puissance absorbée par le filtre lors du test. Connaissant la puissance incidente sur le filtre, puisqu'on connaît l'intensité émise par le simulateur solaire, on détermine finalement l'absorptivité du filtre.

Ces différents calculs ont été réalisés par T. Thibert dans le rapport [18]. Il trouve une absorptivité de 0.22, qui colle bien avec la valeur mesurée de 0.244. Cette dernière valeur semble donc correcte. Par conséquent dans la suite de la modélisation nous allons utiliser cette valeur. Cependant dans certains cas la valeur 0.22 avait été choisie initialement et les calculs n'ont pas été refaits en profondeur avec la valeur 0.244 à cause du peu de différence existant entre les résultats obtenus pour les deux valeurs.

5.3.2 Modélisation du test

La modélisation du dispositif de la figure 5.4 a été réalisée grâce au logiciel *EsaRad*. Le résultat est donné à la figure 5.7. On peut y voir la couverture isolante de MLI avec des propriétés thermo-optiques différentes sur les 2 faces, comme expliqué à la section 2.4.1 du présent travail. Le tout est placé dans une cuve trouée pour laisser passer le flux lumineux du simulateur solaire.

EsaRad ne permet pas de définir des sources lumineuses autres que le Soleil et l'albedo d'une planète. Par conséquent, le satellite a été placé dans une orbite autour de la Terre et pointé continuellement vers le Soleil. On demande alors au logiciel de calculer uniquement les puissances solaires absorbées, en négligeant l'albedo. Les calculs sont réalisés avec différentes valeurs de la constante solaire, pour correspondre aux flux incidents des tests. L'espace froid, qui représente dans ce cas la salle où a eu lieu le test, est mis à une température de 20°C, tout comme la cuve.

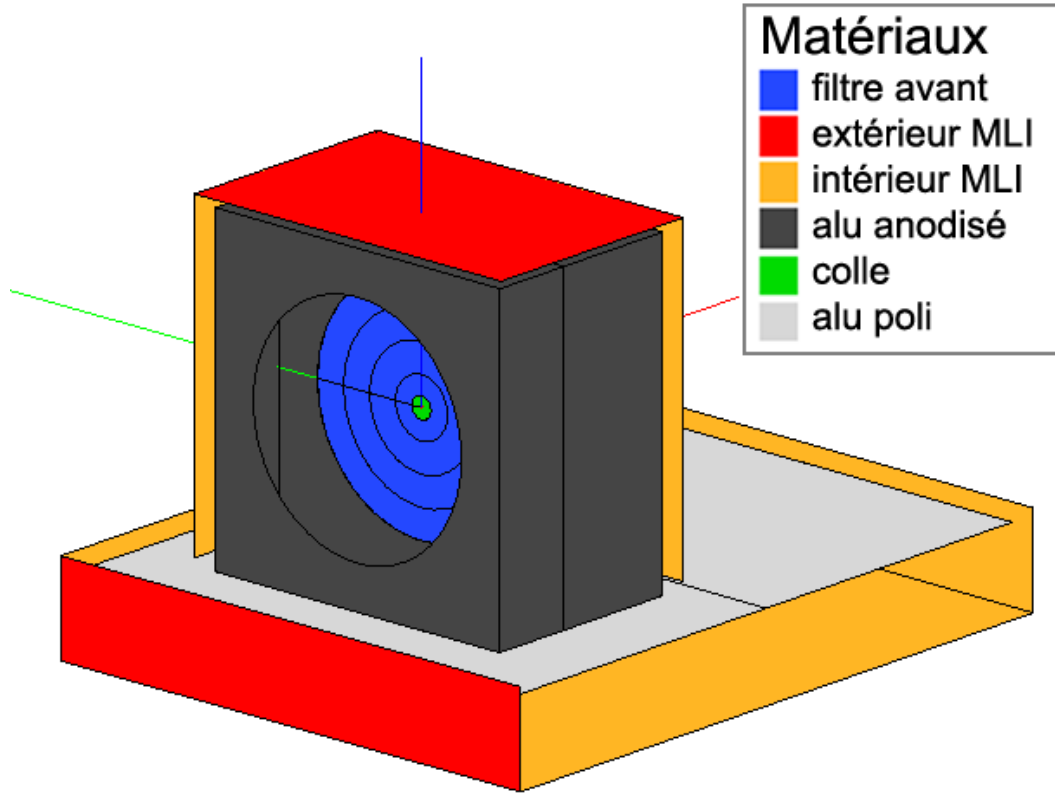


FIG. 5.7: Modèle du dispositif

Une fois les calculs des différents liens radiatifs réalisés par le programme, il faut évaluer les liens conductifs entre les différentes surfaces et les capacités calorifiques des surfaces, pour préparer le solveur *EsaTan*.

Cette évaluation est réalisée grâce aux formules du manuel [9] dans un fichier *Excel*. Signalons juste que des noeuds ont été rajoutés pour modéliser la lamelle et le thermostat. Deux noeuds sont placés sur la lamelle aux endroits des thermocouples.

Les capacités calorifiques sont calculées très facilement au moyen de la formule $C_i = \rho_i c_i V_i$. Celles-ci permettront de réaliser un calcul transitoire. Elles sont aussi utiles pour déterminer la puissance absorbée par le réchauffement du boîtier, comme expliqué à la section précédente.

Le but du calcul est de trouver les propriétés du filtre qui permettent d'expliquer les résultats de l'expérience. Par conséquent on impose comme condition limite les températures obtenues via les thermocouples lors des mesures de température du filtre. Les seules températures variables sont donc celles des éléments du filtre. On effectue alors un calcul

stationnaire qui donne la répartition de la température au sein du filtre. Le filtre peut en effet être considéré comme stationnaire, vu sa très faible épaisseur et donc sa très faible capacité calorifique.

Le solveur choisi dans le script *EsaTan* est **SOLVFM**, qui calcule la solution stationnaire par inversion de la matrice du système. Puisqu'ici le nombre de noeuds est restreint (un peu moins de 40), il n'est pas nécessaire de recourir à une méthode itérative et la routine **SOLVFM** est adaptée.

5.3.3 Résultats obtenus

J'ai tout d'abord utilisé l'absorptivité calculée à la section 5.3.1, à savoir 0.22. Pour une illumination de **1420 W/m²** et en considérant une conductivité du filtre $k_{\text{filtre}} = 200 \text{ W/mK}$, qui est la conductivité théorique de l'aluminium, et les propriétés thermo-optiques mesurées (cfr tableau 5.1), on obtient une température au centre du filtre de 187°C, très éloignée des 77°C mesurés pendant l'expérience. Les propriétés du filtre utilisées sont donc inadaptées.

Nous allons tout d'abord jouer sur la conductivité du filtre pour obtenir une température acceptable. Après quelques essais, on trouve qu'une conductivité $k_{\text{filtre}} = 3200 \text{ W/mK}$ donne la bonne température. Cette conductivité était celle prédite par Cédric Cox au moyen de l'équation de Laplace. Il est logique de retrouver cette valeur car l'évacuation de la chaleur absorbée par le filtre se fait essentiellement par conduction et donc l'équation de Laplace est applicable.

Cette conductivité n'est cependant physiquement acceptable, puisqu'elle est 16 fois plus élevée que la conductivité de l'aluminium. Nous allons donc chercher une autre solution qui va être comparée à la première solution. L'objectif va être de trouver des propriétés thermo-optiques donnant la bonne température au centre du filtre, tout en conservant la conductivité de l'aluminium.

Deux solutions sont possibles pour obtenir un filtre plus froid : une absorptivité plus faible où une émissivité plus grande. Nous allons utiliser les deux. Sur la face non exposée au simulateur solaire, l'émissivité est de 0.7 et sur la face exposée, l'émissivité est de 0.05. L'absorptivité de la face exposée est de 0.05. La conductivité utilisée est $k_{\text{filtre}} = 170 \text{ W/mK}$, qui est correct pour de l'aluminium.

Avec ce deuxième set de propriétés, on trouve une température au centre du filtre de 77.1°C , ce qui correspond tout à fait à l'expérience.

Analysons maintenant les résultats plus en profondeur, en observant sur la figure 5.8 l'évolution de la température du filtre lorsqu'on s'éloigne de son centre.

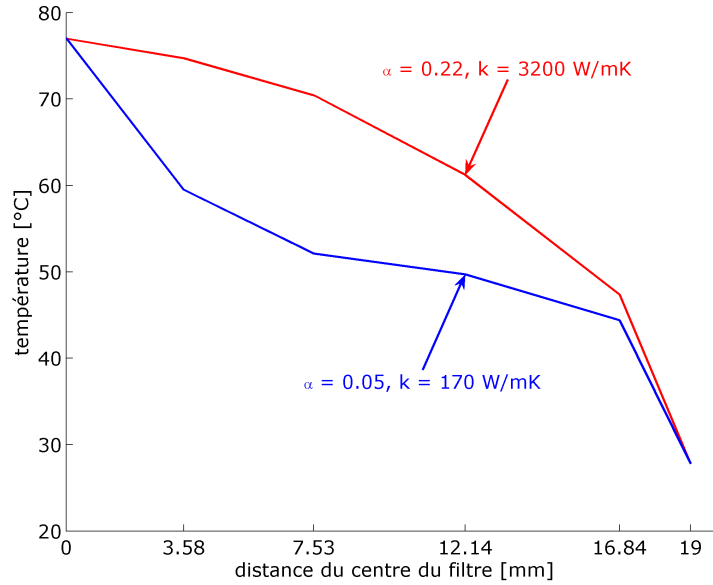


FIG. 5.8: Évolution de la température pour deux sets de propriétés

On remarque que l'évolution de la température pour $k_{\text{filtre}} = 3200 \text{ W/mK}$ semble beaucoup plus régulière. En effet, dans le deuxième modèle, on voit que la présence du point de colle tire les températures du reste du filtre vers le haut. Si les propriétés collent effectivement à celles du filtre, la méthode de test est alors mise en défaut, puisque la température du point de colle n'est pas représentative de la température du filtre.

Passons maintenant à l'analyse des résultats pour une illumination de 2402 W/m^2 , pour laquelle on mesure une température au centre du filtre de 112°C . Pour des propriétés normales ($k_{\text{filtre}} = 200 \text{ W/mK}$), on obtient une température de 239°C sur le point de colle, ce qui est comme on pouvait s'y attendre beaucoup trop élevé.

En prenant la conductivité trouvée précédemment, $k_{\text{filtre}} = 3200 \text{ W/mK}$, on trouve 107°C au centre du filtre. Et avec le second set de propriétés, on trouve 104.2°C . On est donc dans les 2 cas un peu en deçà de la température observée. Cependant il convient de se méfier des résultats de la caméra infrarouge dans cette configuration car il y a une tache chaude à proximité du filtre qui peut fausser le résultat. De plus, lors de cette partie du

test, l'intensité élevée du flux solaire incident a provoqué un dégazement du MLI, et une augmentation rapide de la pression à l'intérieur de la cuve, ce qui a également pu fausser la mesure de température. Retenons donc juste que, pour les deux sets de propriétés donnant un bon résultat à 1420 W/m^2 , les résultats obtenus sont satisfaisants.

Les simulations ont également été faites pour $\alpha = 0.244$. Les résultats obtenus sont sensiblement les mêmes que pour $\alpha = 0.22$, à l'exception de la conductivité recalée qui vaut 3535 W/mK . Le tableau 5.2 résume les températures calculées au centre du filtre pour les différents modèles.

$\varepsilon_{\text{avant}}$	$\varepsilon_{\text{arriere}}$	α	$k \text{ [W/mK]}$	$T \text{ (1420 W/m}^2\text{)}$	$T \text{ (2402 W/m}^2\text{)}$
0.05	0.02	0.22	200	187 °C	239°C
0.05	0.02	0.22	3200	77 °C	107°C
0.05	0.7	0.05	170	77.1 °C	104.2°C
0.05	0.02	0.244	3535	77 °C	107.3°C

TAB. 5.2: Températures obtenues au centre du filtre

5.3.4 Calcul transitoire

Ces calculs en état stationnaire sont valables lorsqu'on fixe les températures du dispositif : le filtre étant très mince et donc très léger, sa capacité calorifique est très faible et les effets transitoire sont négligeables. Cependant, pour le reste du dispositif, les effets d'inertie thermique ne sont pas négligeables. En effet, nous avons vu à la figure 5.6 que le dispositif de test n'atteignait jamais un état stationnaire. Un modèle transitoire s'impose donc pour voir si les évolutions de température observées corroborent bien l'expérience.

Pour faciliter l'implémentation de ce problème, seules les périodes de l'expérience où les conditions limites (température du thermostat et rayonnement incident) ne changent pas ont été modélisées. Sur la figure 5.6, cela correspond de 0 à 60 minutes et de 120 à 240 minutes.

En ce qui concerne la modélisation du problème, seules les conditions limites à imposer changent : il faut non seulement fixer tout au long du calcul la température de la cuve et du thermostat, mais il faut aussi définir des conditions initiales qui sont les températures des différents éléments que donne l'expérience à chaque début de phase. Le solveur choisi dans *EsaTan* est **SLCRNC** qui est décrit à la section 2.3. Qui dit calcul transitoire, dit pas de temps à choisir. Dans notre problème le pas de temps choisi est de une seconde, le temps

de calcul étant de toute façon très court vu le petit nombre de noeuds, typiquement une dizaine de secondes pour résoudre tout le problème.

Ces calculs ont été fait pour les deux sets de propriétés qui donnaient une température correcte lors de l'analyse précédente, à savoir $\alpha = 0.22$ et $\alpha = 0.05$. On obtient alors les résultats de la figure 5.9.

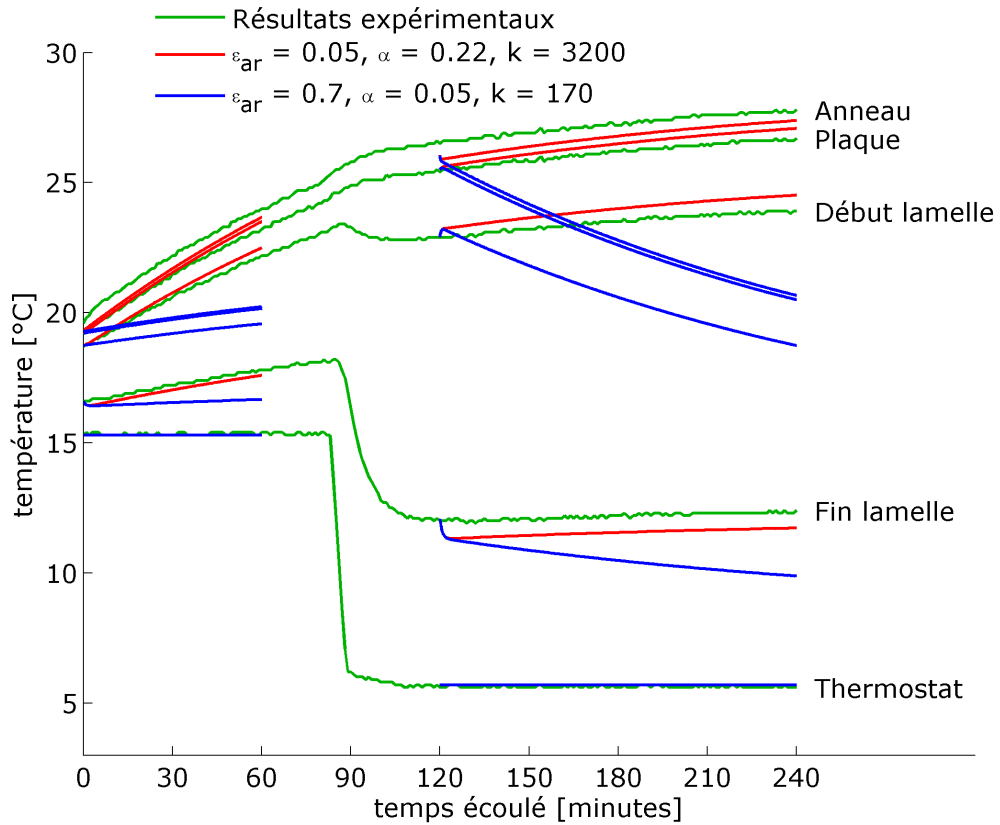


FIG. 5.9: Évolution des températures en transitoire pour deux sets de propriétés

Malgré un écart en température, la solution obtenue en jouant uniquement sur la conductivité reste parallèle au résultat obtenu lors de l'expérience, tandis que la solution obtenue en prenant le second set de propriétés est beaucoup plus froide, ce qui est logique vu que la puissance absorbée par le filtre est quatre fois plus faible. Pour information, un recalage de ce modèle en utilisant des résistances de contact est présenté à l'annexe A.1.

La solution obtenue pour $\alpha = 0.244$ avec la conductance adéquate est presque identique à la solution obtenue pour $\alpha = 0.22$. Ces deux sets de propriétés sont donc ceux qui

représentent le mieux l'expérience et, dans la suite de ce travail, nous allons utiliser les propriétés du tableau 5.3.

ε face avant	ε face arrière	α	k	épaisseur
0.05	0.02	0.244	3535 W/mK	220 nm

TAB. 5.3: Propriétés du filtre déduites du test

Il convient cependant d'insister sur le fait que la conductivité collant aux résultats du test n'est physiquement pas acceptable, puisqu'elle est 17 fois plus élevée que la conductivité naturelle de l'aluminium. La très fine épaisseur du filtre (220 nm) pourrait éventuellement expliquer ce phénomène, vu qu'on se trouve alors à la limite de l'échelle nanoscopique, mais je n'ai pas trouvé de littérature sur ce sujet.

Il semble également nécessaire de refaire des tests sur ce filtre pour mieux le comprendre, ou en tout cas de faire des tests sur le filtre qui sera utilisé dans la mission *Solar Orbiter*.

5.4 Implémentation du filtre dans EUI 3+1

Maintenant que nous avons une connaissance plus précise des propriétés du filtre utilisé pour l'instrument SWAP, nous pouvons utiliser ce filtre, ou du moins ce type de filtre, dans *Solar Orbiter*. Cependant, cette mission est exposée à des flux solaires beaucoup plus élevés, et donc le filtre utilisé va probablement être renforcé par une grille ou même être plus épais, pour augmenter la conductivité et donc diminuer la température au centre du filtre. Un objectif honnête est d'obtenir une température de 150°C au centre du filtre. Cette température dépend évidemment de la façon dont le baffle est refroidi, mais dans un premier temps nous allons nous placer dans un cas défavorable, à savoir un baffle à environ 50°C.

5.4.1 Recherche d'une conductivité adéquate

Commençons donc par insérer le filtre tel quel dans le dernier modèle de EUI 3+1, à savoir le modèle avec les nouveaux baffles décrits à la section 4.4. Les températures obtenues sur le filtre sont données à la figure 5.10¹. La température au centre du filtre monte à 435 °C et donc l'écart entre le bord et le centre vaut 385°C.

¹la représentation approchée du filtre au moyen d'un octogone est due à un bug d'*EsaRad*

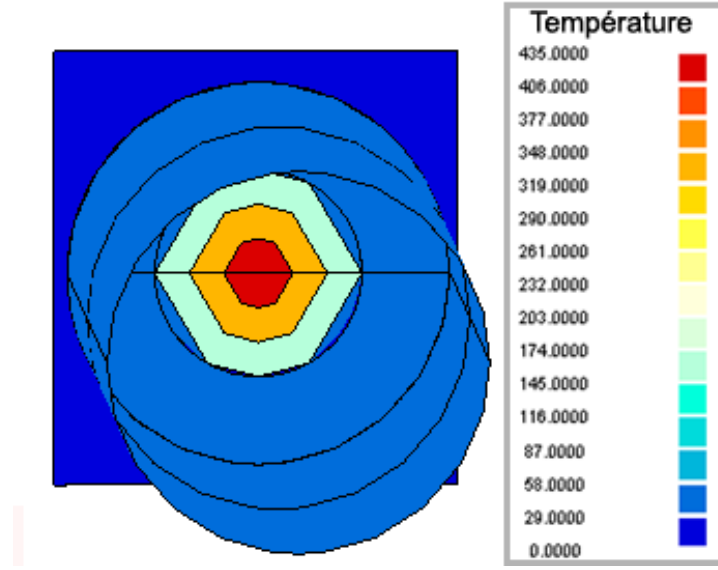


FIG. 5.10: Distribution de la température dans le filtre initial

Le filtre doit être plus froid et donc plus conducteur. Recherchons la conductivité que devrait avoir un filtre de même épaisseur pour obtenir la température désirée au centre du filtre, à savoir 150 °C. Si on considère que la puissance absorbée par le filtre est ensuite entièrement transmise à son support, c'est-à-dire que la radiation ne joue pas, alors le débit Q_{filtre} traversant le filtre est le même quel que soit la conductivité du filtre. Donc, puisque la conductance est proportionnelle à la conductivité

$$Q_{\text{filtre}} = K \cdot k_1 \cdot \Delta T_1 = K \cdot k_2 \cdot \Delta T_2$$

K étant une constante de proportionnalité, et par conséquent

$$k_2 = \frac{\Delta T_1}{\Delta T_2} k_1 = \frac{385}{100} 3535 \simeq 13\,600 \text{ W/mK}$$

Avec cette nouvelle conductivité, on obtient une température au centre du filtre de 167°C et un écart avec le bord de 117°C. On n'est donc pas encore à la température désirée, parce que, le filtre étant plus froid, il rayonne moins et donc Q_{filtre} est en fait plus grand que dans le cas initial. En réutilisant la même méthode que précédemment pour obtenir une nouvelle conductivité, on trouve $k_3 \simeq 16\,000 \text{ W/mK}$. Avec cette valeur, la température au centre du filtre est de 150°C et nous avons donc trouvé la conductivité recherchée. La distribution de température dans le filtre pour ce cas-ci est donnée à la figure 5.11.

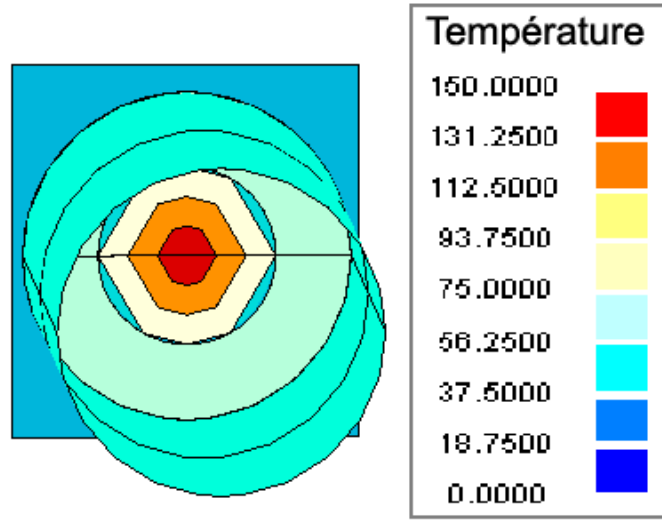


FIG. 5.11: Distribution de la température dans le filtre pour $k = 16\,000\text{ W/mK}$

Il faut maintenant trouver un filtre qui ait cette conductivité. Une solution est d'ajouter une grille sur le filtre. La prochaine section détermine la conductivité d'un filtre sur lequel on a placé une grille.

5.4.2 Calcul de la conductivité d'un filtre grillagé

Soit (cfr figure 5.12)

- k_f et e_f la conductivité et l'épaisseur du filtre ;
- k_g et e_g la conductivité et l'épaisseur de la grille ;
- L la distance entre les milieux de deux barreaux de la grille ;
- l la largeur des barreaux.

Lorsqu'on impose un gradient de température selon une des deux directions principales de la grille, la conduction se fait uniquement dans les barreaux de cette direction. Lorsque le gradient de température est incliné par rapport aux directions principales, la conduction est moins facile car le chemin est plus long puisque le flux de chaleur doit zigzaguer dans la grille. La conductivité selon ces directions est donc moindre que selon les directions principales. Pour simplifier les calculs, nous allons considérer que la conductivité est la même dans toutes les directions.

Plaçons nous donc dans une des deux directions principales de la grille en ne considérant que les barreaux dans cette direction. La conductance de la grille est identique

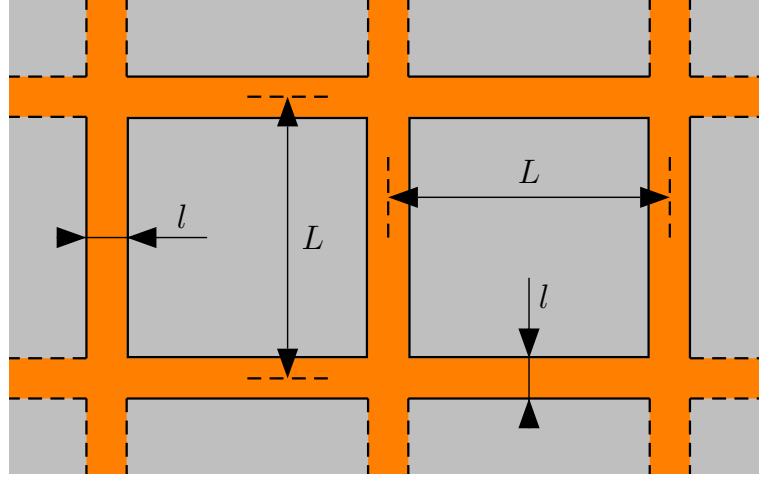


FIG. 5.12: Vue schématique d'une grille

à la conductance d'un disque de même volume, qu'on obtiendrait par exemple en écrasant la grille pour qu'elle remplisse toute la surface du filtre. On définit alors l'*épaisseur équivalente de conduction* e_{eq} qui est l'épaisseur de ce disque écrasé.

Prenons un carreau de la grille. Sa surface vaut L^2 . La surface de la grille vaut $2 \cdot L \cdot \frac{l}{2}$. Donc le volume occupé par la grille vaut $L \cdot l \cdot e_g$. Le volume du carreau obtenu lorsqu'on écrase la grille vaut $e_{eq} \cdot L^2$. Ces deux volumes sont égaux et donc

$$e_{eq} = \frac{L \cdot l \cdot e_g}{L^2} = \frac{e_g \cdot l}{L} \quad (5.1)$$

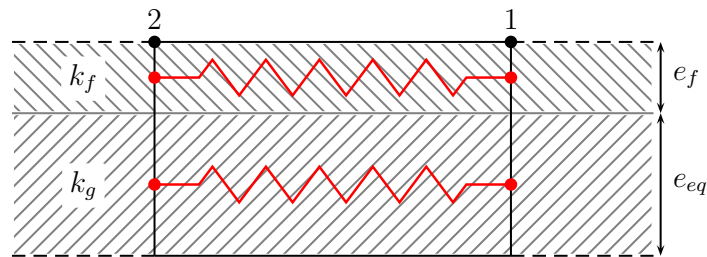


FIG. 5.13: Vue par la tranche de deux disques superposés

Nous sommes maintenant en présence de deux disques superposés, comme présenté à la figure 5.13. Il faut maintenant calculer la conductivité équivalente des deux disques. Analysons la conductance entre 2 points de l'assemblage des 2 disques. Quel que soient ces deux points, la conductance entre eux-ci dans chacun des disques est proportionnelle à $k \cdot e$, le facteur de proportionnalité P ne dépendant que de la position des 2 points.

La conductance totale C_{tot} est la mise en parallèle de la conductance dans le disque du filtre C_f et le disque de la grille C_g , donc $C_{tot} = C_g + C_f$. Or on a $C_g = P \cdot k_g \cdot e_{eq}$ et $C_f = P \cdot k_f \cdot e_f$ et donc

$$C_{tot} = P \cdot (k_g \cdot e_{eq} + k_f \cdot e_f) = P \cdot e_{totale} \cdot k_{eq}$$

où on a introduit la conductivité équivalente k_{eq} . Celle-ci vaut

$$k_{eq} = \frac{k_g \cdot e_{eq} + k_f \cdot e_f}{e_{totale}} = \frac{k_g \cdot e_{eq} + k_f \cdot e_f}{e_{eq} + e_f}$$

Pour faciliter la comparaison et mieux appréhender le gain de conductivité que procure la grille, on peut aussi considérer que l'épaisseur totale équivaut seulement à l'épaisseur du filtre. On a alors

$$k_{eq} = \frac{k_g \cdot e_{eq} + k_f \cdot e_f}{e_f} = k_f + \frac{k_g \cdot e_{eq}}{e_f} \quad (5.2)$$

Nous allons utiliser cette dernière définition de la conductivité équivalente dans la suite du travail. L'objectif est donc d'amener cette conductivité équivalente à une valeur de 16 000 W/mK, pour obtenir un écart de température de 100°C sur le filtre.

5.4.3 Recherche d'un filtre adéquat

La solution pour augmenter sa conductivité d'un filtre est de le renforcer avec une grille conductrice. La firme *Luxel* [1], qui manufacture ces filtres, propose différents matériaux pour la grille : la solution standard est le nickel, mais l'acier et le tungstène sont également disponibles. De ces trois matériaux, le tungstène a la meilleure conductivité (163.3 W/mK d'après [2]), alors que $k_{nickel} = 60.7$ W/mK et que la conductivité de l'acier, qui dépend du type d'acier utilisé, est inférieure à celle du nickel. Le tungstène est donc à priori plus intéressant que le nickel. La meilleure solution serait bien évidemment une grille en cuivre, puisque sa conductivité est de 385 W/mK. Nous ne savons cependant pas si *Luxel* produit ce type de support. Des contacts ont été pris avec l'entreprise pour en savoir plus, mais cela n'a pas donné de résultats. Les solutions obtenues avec ces trois matériaux seront comparées.

Luxel propose des grilles standard en nickel de 70 lignes par pouce qui ont une transmissivité de 82%. Cela correspond à un écart de 360 microns entre les barreaux de la grille, et une largeur des barreaux de 34 microns (puisque la surface des barreaux vaut alors 18% de la surface de la grille). Nous allons garder cette configuration de grille pour ne pas perdre en transmissivité.

Recherchons maintenant l'épaisseur de grille qu'il faudrait pour obtenir la conductivité désirée. La conductivité du filtre k_f a été déterminée dans la section précédente et vaut 3535 W/mK (cfr tableau 5.3). D'après la formule 5.2, on trouve que l'épaisseur équivalente e_{eq} de grille nécessaire pour obtenir une conductivité équivalente k_{eq} désirée vaut :

$$e_{eq} = \frac{k_{eq} - k_f}{k_g} e_f$$

Dans ce problème, la conductivité équivalente désirée vaut 16 000 W/mK. Une fois que l'on a cette épaisseur équivalente, on peut en déduire l'épaisseur d'une grille ayant les propriétés décrites au paragraphe précédent au moyen de l'équation 5.1. On utilise donc dans cette formule les valeurs $L = 360 \mu\text{m}$ et $l = 34 \mu\text{m}$. Selon le matériau utilisé pour la grille on obtient alors les résultats du tableau 5.4, qui sont également donnés pour une conductivité du filtre physiquement plus acceptable, c'est-à-dire 200 W/mK.

Matériau	Nickel	Tungstène	Cuivre
e_{eq}	45.2 μm	16.8 μm	7.1 μm
e_g	478.4 μm	177.8 μm	75.4 μm
e_g si $k_f = 200 \text{ W/mK}$	606.3 μm	225.4 μm	95.6 μm

TAB. 5.4: Épaisseur de grille nécessaire pour différents matériaux

On voit que les épaisseurs nécessaires sont assez élevées par rapport à l'épaisseur d'une grille standard qui avoisine les 15 microns. J'ai donc demandé à l'entreprise *Luxel* la faisabilité de telles grilles, mais je n'ai malheureusement pas obtenu de réponse. En supposant que de telles grilles soient réalisables, il ne faut pas oublier qu'une telle épaisseur influence la transmission de la grille. En incidence normale il n'y a bien sûr pas de différence, mais en dépointage la grille crée une ombre sur le filtre qui n'est pas négligeable. Analysons l'importance de cette ombre.

Lors de la mission, le Soleil présente un rayon angulaire apparent de maximum $\arctan(1/46) = 1.245^\circ$. Le dépointage maximal à considérer est donc de 1.25° . Un autre point à considérer est l'orientation du rayon à son arrivée sur la grille, c'est-à-dire l'angle i entre la projection du rayon lumineux sur la grille et une de ses projections principales. L'ombre a alors la forme de la figure 5.14.

Nommons θ l'angle d'off-pointing. On a alors

$$d_1 = e_g \tan \theta \cos i \quad \text{et} \quad d_2 = e_g \tan \theta \sin i$$

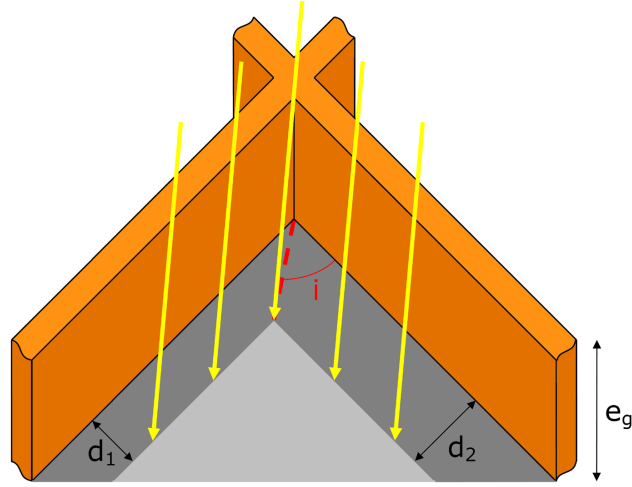


FIG. 5.14: Schéma de l'ombre créée par une grille

Si on regarde la partie illuminée restante d'une fenêtre de la grille, la surface de celle-ci vaut $(L - l - d_1) \cdot (L - l - d_2)$, et la transmissivité de la grille τ_g vaut donc

$$\tau_g = \frac{(L - l - e_g \tan \theta \cos i) \cdot (L - l - e_g \tan \theta \sin i)}{L^2}$$

Le minimum de transmission a lieu pour un angle d'incidence i de 45° . Étant donné que les rayons peuvent venir de n'importe quelle direction, c'est ce cas qu'il faut considérer pour obtenir la transmission dans le pire des cas.

En évaluant cette transmissivité pour un dépointage croissant et pour les trois matériaux de grilles considérés ainsi que pour la grille standard de 15 microns d'épaisseur, on obtient le graphe de la figure 5.15. Comme on pouvait s'y attendre, la grille en nickel donne la moins bonne transmissivité. Cependant la perte de transmissivité reste acceptable, puisqu'elle vaut au maximum 4.4%. Dans le cas du tungstène, la perte est 1.6% et pour le cuivre de 0.7%. Le cuivre donne donc d'excellents résultats et une perte de transmissivité négligeable.

Dans cette étude, les contraintes thermo-élastiques dues aux dilatations différentielles entre le filtre et la grille n'ont pas été prises en compte. Cependant celles-ci peuvent provoquer la casse du filtre, si celui-ci est trop chaud ou trop froid. L'idéal serait d'avoir une grille qui possède le même coefficient de dilatation que l'aluminium, puisque il n'y a alors plus de dilatation différentielle. Les coefficients de dilatation des matériaux considérés sont présentés au tableau 5.5. Le tungstène est dans cette optique le moins bon matériau, tandis

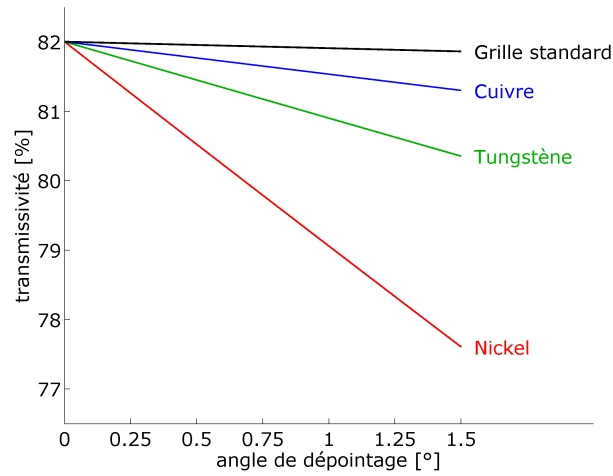


FIG. 5.15: Transmissivité de la grille en fonction de l'angle de dépointage

Matériau	Aluminium	Nickel	Tungstène	Cuivre
Coefficient de dilatation	$24 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$	$13.1 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$	$4.4 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$	$16.4 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$

TAB. 5.5: Coefficients de dilatation des matériaux composant le filtre grillagé

que le cuivre possède des propriétés très intéressantes. Des études thermo-mécaniques futures devront préciser quels matériaux sont envisageables.

La conductivité équivalente de $16\,000 \text{ W/mK}$ est donc réalisable au moyen de grilles plus épaisses que les grilles standards proposées par *Luxel*, même dans le cas où la conductivité du filtre n'est que de 200 W/mK . Dans la suite du travail nous allons donc utiliser cette conductivité équivalente, ce qui permettra d'obtenir des températures acceptables sur le filtre dans les calculs.

6. Deuxième modèle : EUI 2 + 2

Comme présenté à la section 4.3, le modèle 3+1 possède des défauts. Pour améliorer le design, la solution proposée est de déplacer un des HRI en bas. On obtient alors l'instrument présenté à la figure 6.1. Les capteurs ont été rapprochés, ce qui facilite leur refroidissement et permet même éventuellement de partager l'électronique de proximité, et le design est plus compact. Le modèle pèse maintenant 13.5 kg (pour 14.6 kg auparavant), alors que la seule modification réalisée est la réduction de la largeur de base. Ce modèle n'a pas été optimisé d'un point de vue structural, et le gain de poids pourrait encore être amplifié en optimisant la masse d'autres éléments tout en visant une première fréquence propre identique au modèle 3+1.

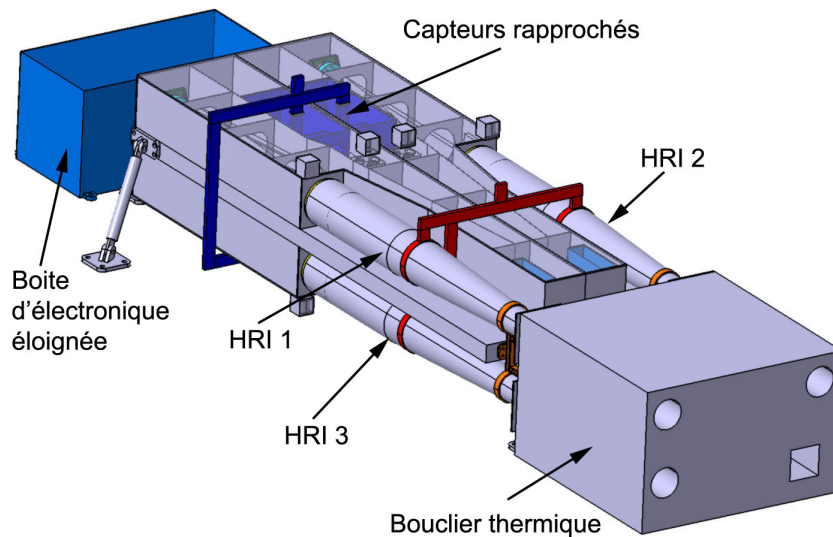


FIG. 6.1: Nouveau design : EUI 2+2 (image de *GdTech*)

La modélisation radiative et les diverses méthodes utilisées pour vérifier les liens conductifs vont tout d'abord être présentées. Ensuite une introduction de criticalités des surfaces adéquates va être présentée, en vue d'optimiser l'utilisation des ressources. Un

design réaliste des supports des baffles sera ensuite présenté. Enfin les résultats obtenus seront présentés et discutés.

6.1 Implémentation du modèle

6.1.1 Géométrie

Le dessin de la géométrie dans *EsaRad* se base sur la version EUI 3+1, mais avec l'ajout des nouveaux baffles présentés à la section 4.4. Ceux-ci étant plus larges que les précédents, plusieurs éléments ont dû être changés : le capot a été décallé, provoquant une modification du baffle optique à l'intérieur de l'instrument. De plus le maillage a été repensé en divisant plus finement la plaque de base et les capots notamment, et l'électronique de proximité entourant les capteurs CMOS a été rajoutée. Un nouveau système d'accrochage des baffles des HRI au capot est également utilisé : un dispositif en teflon permettant la dilatation du baffle est représenté. Enfin le système d'axe a été modifié pour s'adapter au système d'axe général du satellite, donné dans [14].

En résumé, la grande majorité de la géométrie a été repensée. Le modèle obtenu est présenté à la figure 6.2. Les propriétés thermo-optiques utilisées sont détaillées à l'annexe A.2. Une vue de l'instrument à l'intérieur du satellite est donnée à la figure 6.3.

Un problème majeur de la version précédente est qu'elle n'était pas isolée radiativement de l'environnement, et donc l'instrument était refroidi à 30°C par l'environnement fourni par le satellite. Il se fait que la température prévue par l'ESA à l'intérieur du satellite est de 50°C. Une telle température risque d'être trop élevée pour certains éléments de l'instrument, la durée de vie de l'électronique serait par exemple fort réduite. De plus, l'ESA demande d'isoler les instruments du reste du satellite, pour éviter justement que l'environnement ne serve à tempérer les instruments, ce qui compliquerait fortement le travail des ingénieurs dont la tâche est de maintenir la température du satellite.

Il faut donc isoler radiativement l'instrument du satellite, et la solution proposée est l'utilisation d'une couverture de MLI à 15 feuilles, dont les propriétés thermo-optiques sont présentées à la section 2.4.1. L'échange thermique entre l'instrument et le satellite se fait alors principalement via les pieds de supports. Le design de ceux-ci n'est pas encore défini, et ils n'ont par conséquent pas été dessinés dans le modèle radiatif (mais ils sont bien présents dans le modèle conductif).

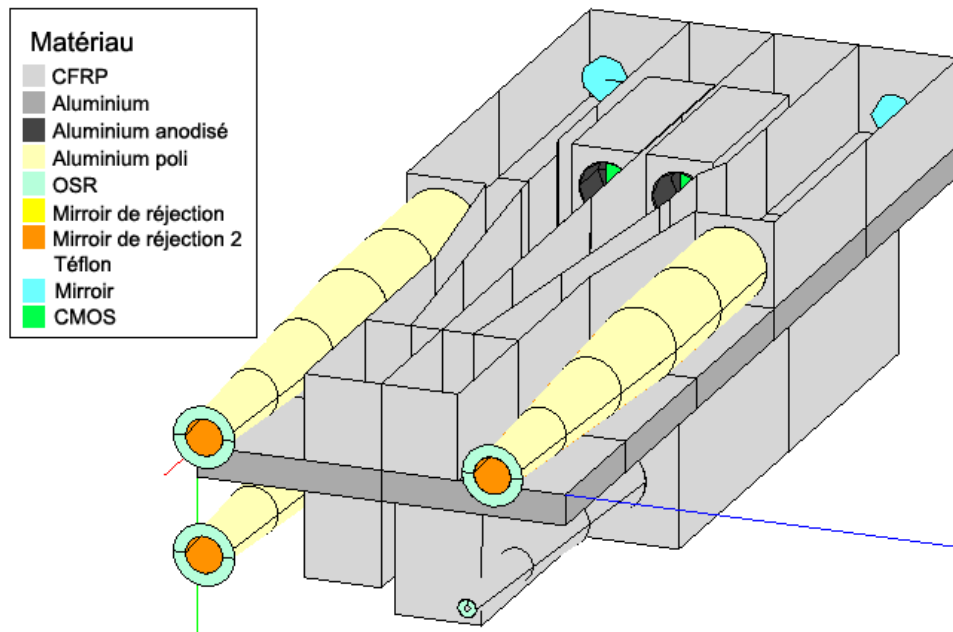


FIG. 6.2: Modélisation radiative de l'instrument EUI 2+2

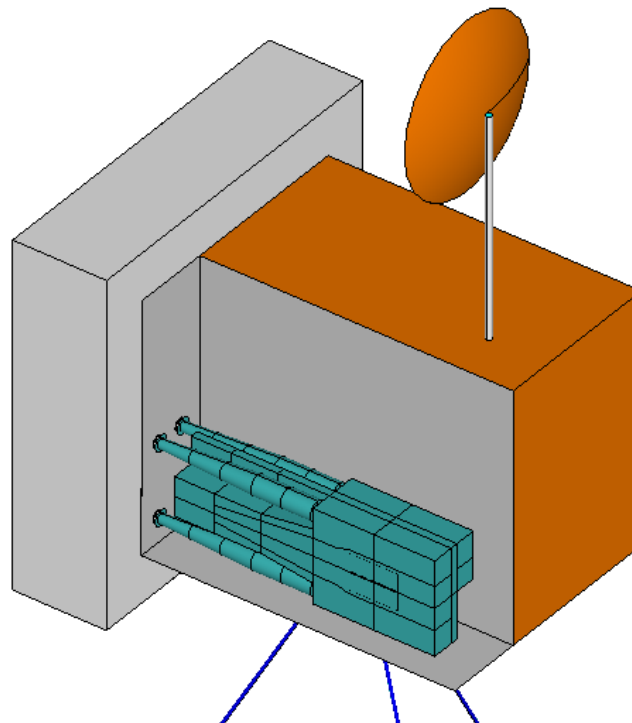


FIG. 6.3: Vue de l'instrument à l'intérieur du satellite

Cette isolation radiative permet de ne pas tenir compte de la boîte d'électronique qui est placée à part. Celle-ci n'est donc pas du tout présente dans le modèle.

6.1.2 Calcul des liens conductifs

Vu les nombreux changements de géométrie réalisés pour obtenir ce nouveau modèle, le fichier *Excel* de calcul des liens conductifs a été revu de fond en comble depuis la version 3+1. Il a aussi fallu rajouter de nouveaux liens à cause de la modélisation plus précise des capteurs et de leur entourage.

Un des grand défis va être de refroidir ces capteurs à -60°C , alors que ceux-ci sont entourés d'électronique à température ambiante, c'est à dire entre 10°C et 30°C environ. Or le design approfondi de ces capteurs et de l'électronique ne sont pas encore connus. Il va donc falloir se baser sur d'autres designs déjà réalisés. L'instrument SWAP est une référence intéressante, vu qu'il observe le Soleil dans l'ultraviolet extrême, et on peut donc se baser sur SWAP pour les liens conductifs entre les différents éléments.

Dans le modèle de SWAP, le capteur CMOS est entouré d'une interface froide, nommée *Cold Cup*, elle-même directement connectée au doigt froid. Le capteur est également relié à l'électronique de proximité, contenue dans la boîte autour du capteur. Il n'y a pas de contact entre la boîte et la *cold cup*. Un capteur et son entourage sont représentés à la figure 6.4, où l'on peut voir en parallèle la modélisation conductive de cette configuration.

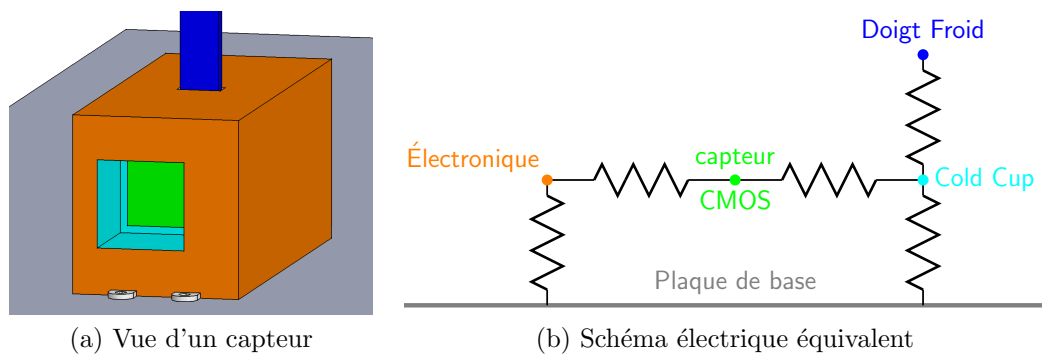


FIG. 6.4: Modélisation conductive d'un capteur CMOS

La grande différence entre les détecteurs de SWAP et de EUI est que l'objectif de température sur le CMOS était de -30°C , et la place disponible pour placer l'électronique de proximité était assez faible, ce qui donnait au final un design peu isolant.

Vu que l'on dispose ici de plus de place derrière les capteurs, on peut placer l'électronique de proximité plus loin, et donc diminuer le liens conductifs créés par la nappe de câbles reliant le capteur et l'électronique. En considérant une nappe de câbles en aluminium avec une surface conductrice de 2 mm^2 et 10 cm de long, on obtient un lien 7.5 fois plus isolant que pour SWAP, ce qui semble réaliste.

On peut supposer que le support des *cold cups* sera également meilleur dans EUI. J'ai donc choisi de prendre une isolation trois fois supérieure à celle de SWAP, c'est-à-dire des conductivités trois fois plus petites.

Il faut maintenant vérifier les résultats des calculs, pour s'assurer que le modèle est correct.

6.1.3 Vérification des liens conductifs

La première méthode pour vérifier les liens conductifs est de constater graphiquement que le gradient de température obtenu est cohérent lorsqu'on impose des températures de part et d'autre de l'instrument. Les résultats de ce test sont présentés sur les figures 6.5, 6.6 et 6.7. Ces tests sont concluants. Cependant il peut subsister des erreurs.

Une deuxième méthode pour vérifier les liens conductifs est d'imposer les températures de part et d'autre d'un élément d'un seul tenant, de section et de conductivité constante, mais décomposé en plusieurs éléments de coques, et de vérifier que le gradient obtenu est bien linéaire. En effet le lien conductif par unité de longueur est constant et d'après la formule 2.7 l'évolution de la température doit être linéaire. Ce test a par exemple été effectué sur le capot latéral et les baffles de HRI 1. Le résultat est donné à la figure 6.8.

Une dernière méthode de vérification des liens conductifs est d'associer plusieurs liens, en série ou en parallèle, pour voir si le lien total obtenu est bien équivalent à une référence connue. Cette méthode est particulièrement pratique pour vérifier les conductances calculées sur la plaque de base. Le problème qui se pose pour les liens de la plaque de base est que les capots et les baffles qui y sont attachés ne tombent jamais exactement sur un noeud de la plaque de base. Il faut par conséquent créer un noeud de conduction aux endroits où les capots et les baffles touchent la plaque, et il y a une conductance entre

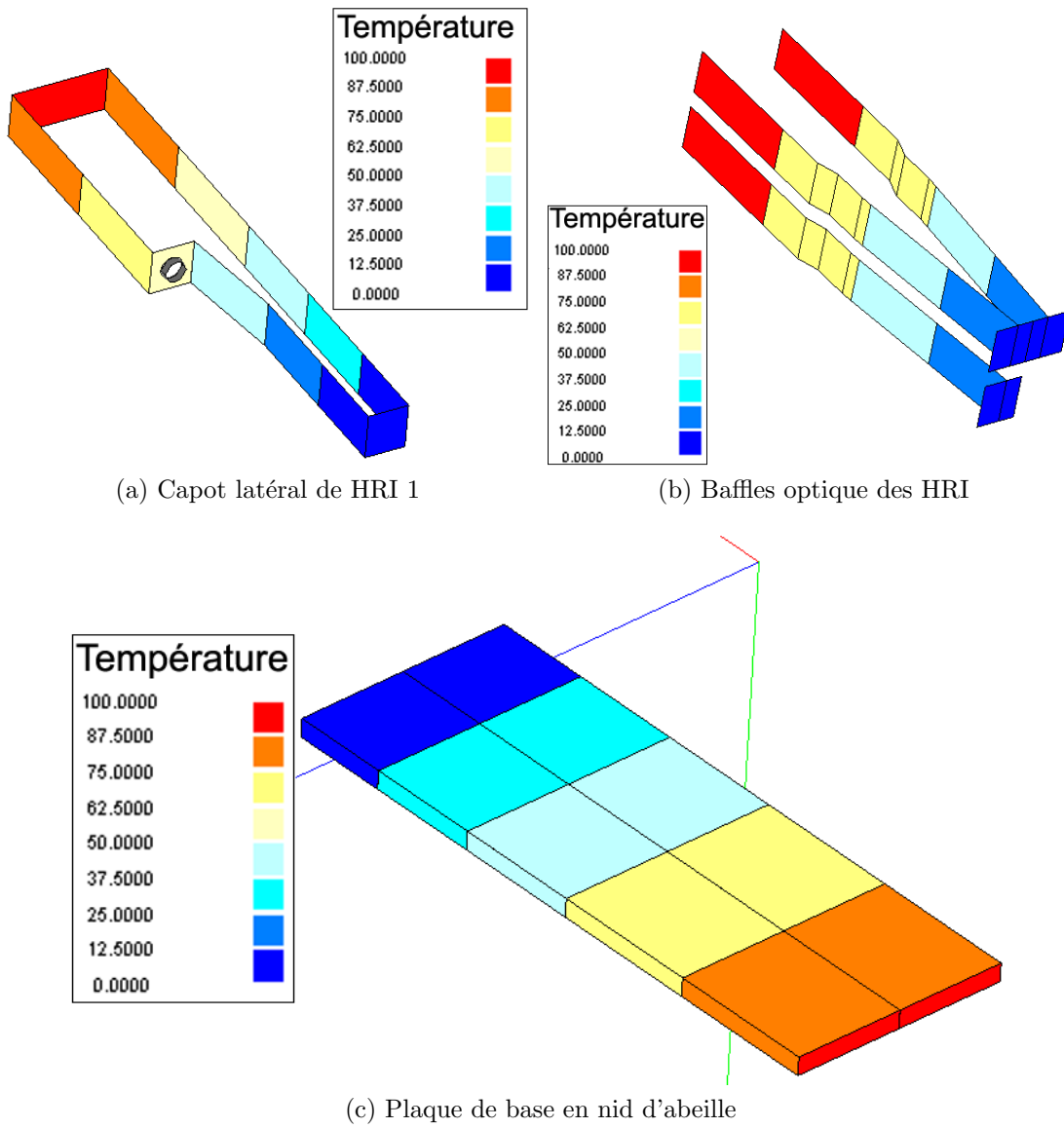
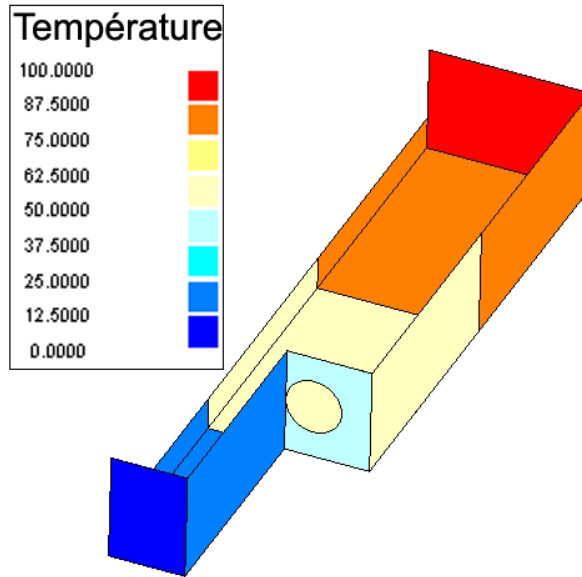
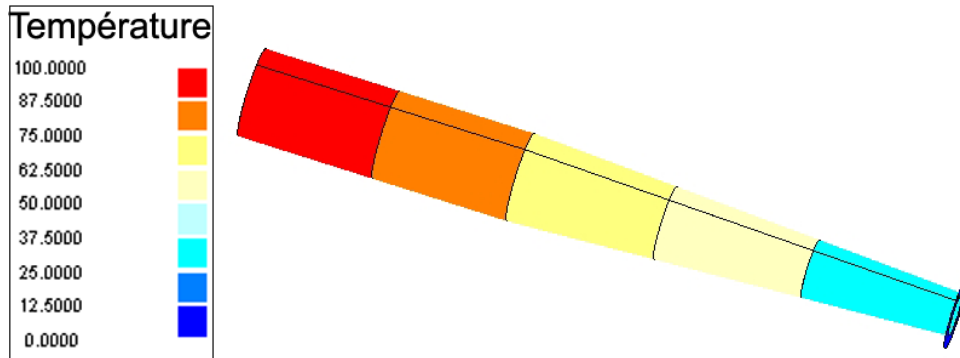


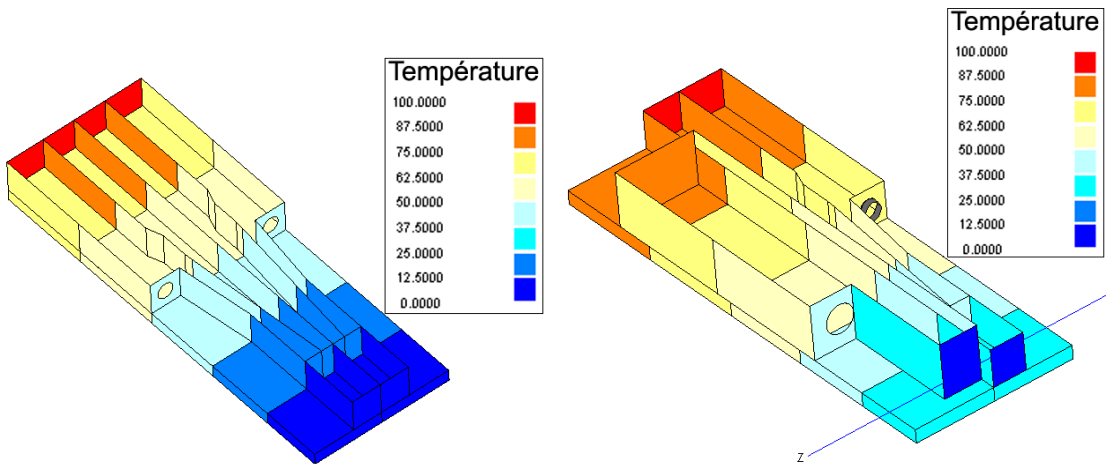
FIG. 6.5: Tests de vérification des liens conductifs



(a) Full Sun Imager



(b) Baffle d'entrée d'un HRI



(c) Haut de l'instrument EUI

(d) Bas de l'instrument EUI

FIG. 6.6: Tests de vérification des liens conductifs

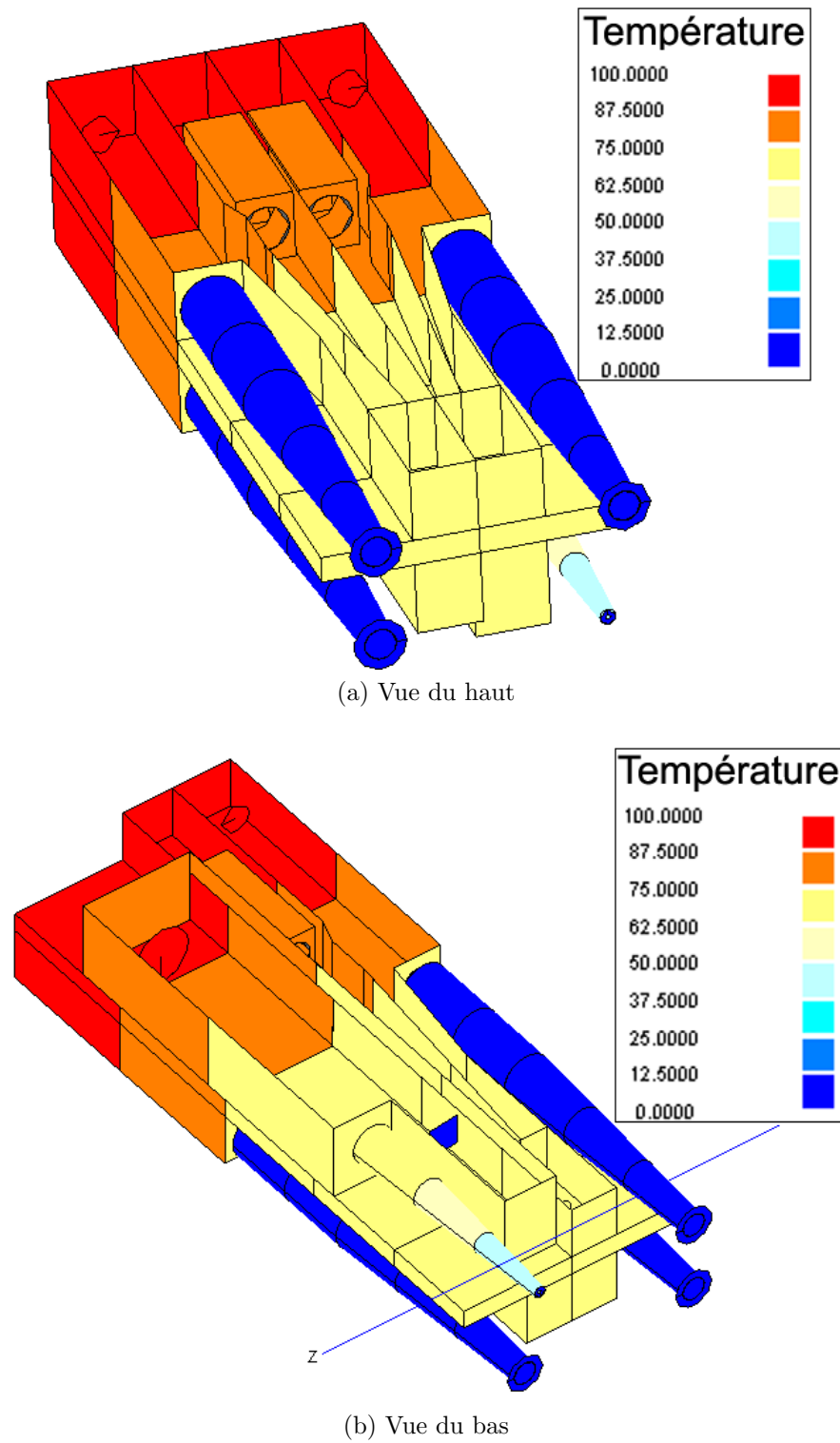


FIG. 6.7: Tests de vérification des liens conductifs sur tout l'instrument

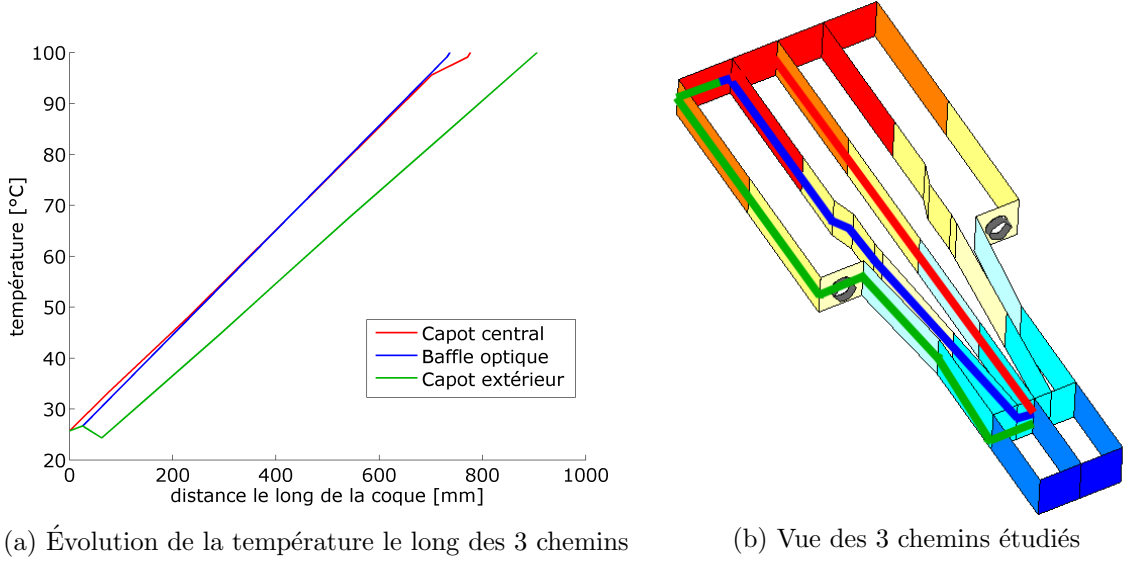


FIG. 6.8: Visualisation du gradient de température sur trois chemins continus

ce noeud et la coque incidente, et entre ce noeud et deux autres noeuds de la plaque de base. Cependant, la conductance totale entre les deux noeuds de la plaque de base doit rester la même. En calculant cette conductance totale, on vérifie que les liens calculés sont corrects.

Pour illustrer cette méthode, regardons ce qui se passe sur l'avant du dessous de la plaque de base, perpendiculairement à l'axe optique : l'avant du capot du FSI et du HRI 3 arrivent sur la plaque de base, ce qui crée de nouveaux noeuds sur la plaque. La situation est présentée à la figure 6.9 et un circuit électrique équivalent qui ne tient compte que de la conduction thermique perpendiculairement à l'axe optique est présenté à la figure 6.10.

Si l'on calcule la conductance équivalente C_{eq} entre les noeuds 1101 et 1100 sur la figure 6.10, on doit retrouver le résultat classique de lien conductif dans une plaque, à savoir $C_{eq} = k_{plaque} \cdot S_{plaque} / L_{1100,1101} = 0.0232$ W/K. Le calcul de la conductance équivalente d'après le circuit donne

$$\frac{1}{C_{eq}} = \frac{1}{(0.7098^{-1} + 0.0400^{-1})^{-1} + 0.0085} + \frac{1}{0.0556} + \frac{1}{0.2782}$$

En effectuant le calcul on trouve que $C_{eq} = 0.0232$ W/K et donc le test vérificatif est concluant.

Évidemment tous ces tests n'ont pas été concluants au premier essai partout, ce qui a permis de corriger plusieurs erreurs, principalement des numéros de noeuds mal écrits



FIG. 6.9: Avant du dessous de la plaque de base

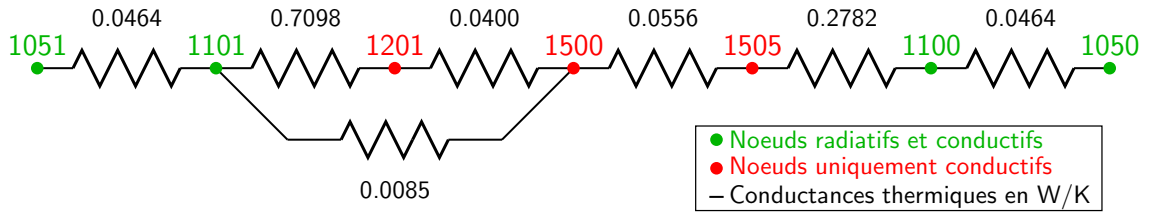


FIG. 6.10: Circuit électrique équivalent de la figure 6.9

(ce qui liait conductivement par exemple deux parties éloignées de l'instrument), ou des distances fausses.

6.1.4 Optimisation du lancer de rayons

Lors de la définition des surfaces, il est possible d'introduire une criticalité sur chaque face. Cette propriété permet de lancer un nombre de rayons plus ou moins grand lors du calcul des liens radiatifs et des flux absorbés. Trois choix de criticalités sont possibles : *critique*, *normal*, et *non critique*.

Une première chose à remarquer est que le flux solaire n'atteint que l'intérieur des baffles, l'extérieur de la couverture en MLI et l'intérieur du vaisseau. Par conséquent, pour optimiser le temps de calcul, il suffit de lancer un seul rayon depuis les autres surfaces

lors du calcul du flux incident, ce flux étant de toute façon nul. Les surfaces exposées au Soleil sont définies *critiques*.

A l'intérieur de l'instrument, sous le capot, la majorité des échanges se fait par conduction (à l'exception des liens avec le filtre et avec l'isolant en téflon au bout des baffles). Par conséquent, une grande précision n'est pas requise pour les liens radiatifs. Le nombre de rayon lancés sera donc plus petit, et ces surfaces sont choisies *non critiques*.

Les liens radiatifs sont plus important à l'extérieur de l'instrument, entre les baffles et la plaque de base par exemple. Ces surfaces sont donc choisies avec une criticalité *normale*. Les différents choix de criticalités sont représentés à la figure 6.11.

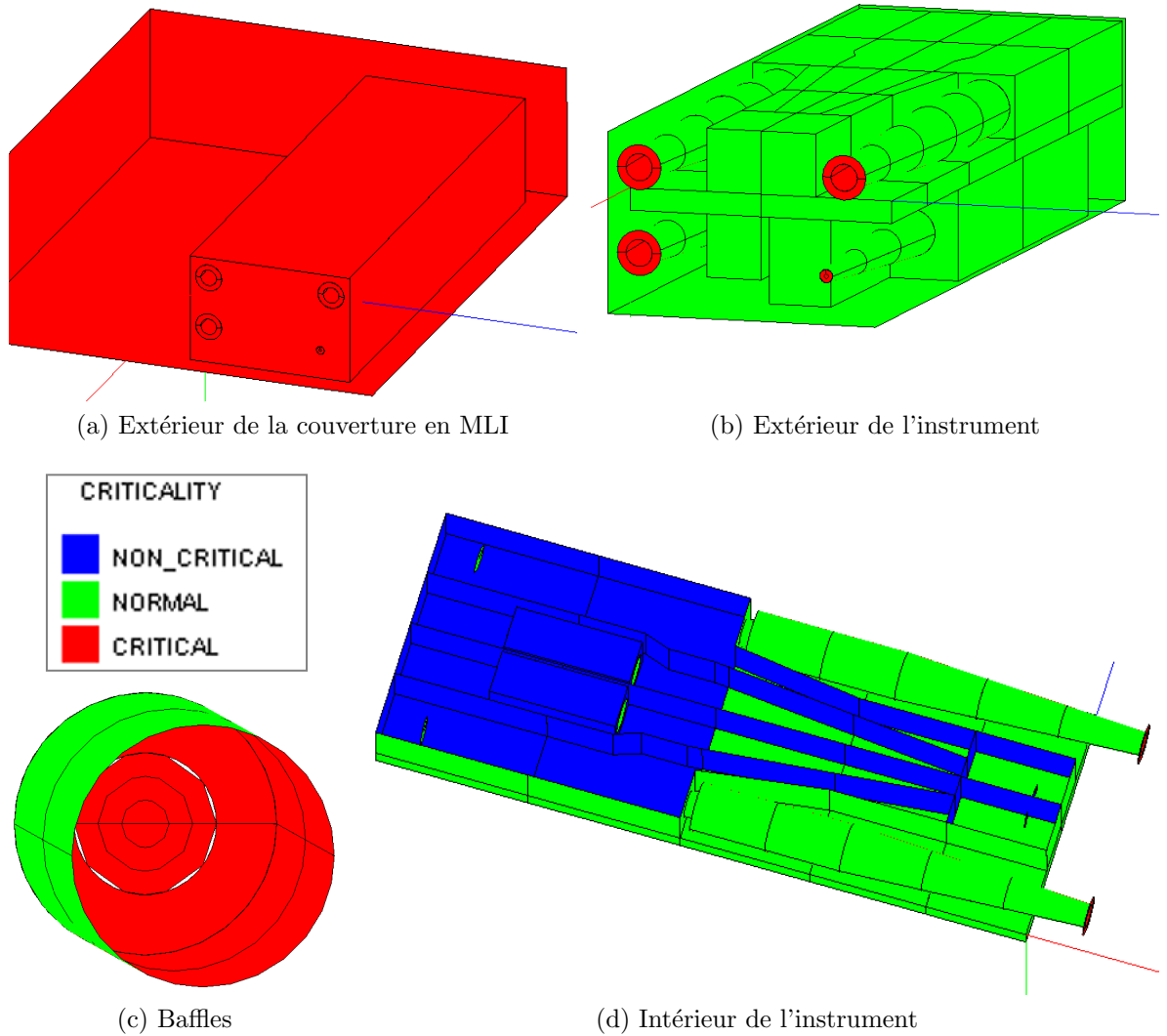


FIG. 6.11: Visualisation de la criticalité des surfaces

6.2 Design des pieds de support des baffles

Bien que cette tâche sorte du cadre de ce travail, il est nécessaire d'avoir des supports réalistes pour en déduire des liens conductifs plausibles. Un design se basant sur des idées simples est présenté ici.

Les baffles vont être réchauffés par le rayonnement solaire incident et vont donc se dilater. La première question à se poser est donc de savoir sur quelle partie des baffles ont veut une haute stabilisation de la position, et sur quelle partie des écarts sont possibles. En l'occurrence, la position de la pupille d'entrée doit être très stable, pour ne pas modifier le design optique. La position du filtre est par contre moins importante. L'entrée du baffle sera donc fixée avec un support solide, tandis que l'arrière sera maintenu avec une lamelle mince qui, en se fléchissant, permet un déplacement dans le sens du baffle. Le lien en téflon entre le capot et le baffle doit être compressible, au moyen d'un système coulissant par exemple.

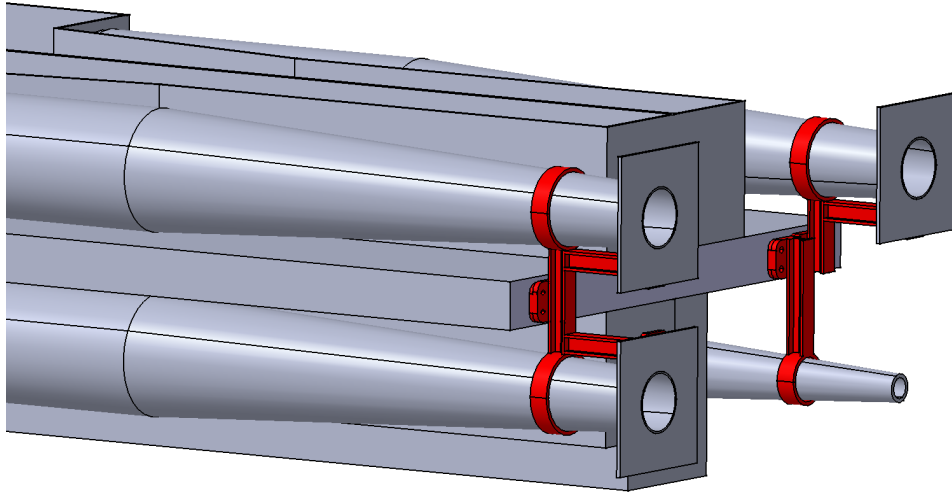
Le système de fixation rigide de l'avant des baffles, et en particulier de la pupille a été dessiné par l'entreprise *GdTech* qui s'occupe du dessin et de l'étude vibratoire de l'instrument. Cependant, lorsque j'ai dessiné ces supports, je n'avais à ma disposition qu'un modèle 3+1. J'ai donc dû transformer ce modèle 3+1 en un modèle 2+2 dans *Catia*, et rajouter les supports arrières. Le design obtenu est présenté à la figure 6.12.

Le matériau utilisé pour ces supports n'est pas défini. Cependant deux types de solution se présentent : une solution isolante et une solution conductive.

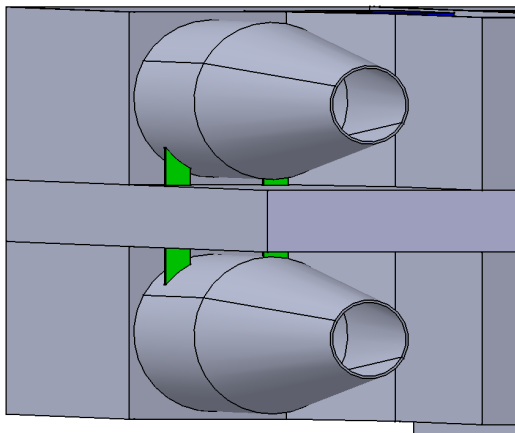
La solution isolante utiliserait de l'invar ou du titane. L'invar est intéressant vu son très faible coefficient de dilatation, qui permettrait d'avoir une position de la pupille très stable et donc un design optique robuste, mais le titane est deux fois plus léger et est plus solide que l'invar, et c'est donc le titane qui est utilisé dans cette modélisation.

Cette solution isolante a l'avantage de pouvoir traiter indépendamment les baffles et le reste de l'instrument pour le refroidissement et donc d'avoir par exemple des baffles plus chauds. Cependant il faut alors trouver une solution pour dissiper l'énergie produite à l'intérieur de l'instrument dans l'électronique de proximité des capteurs.

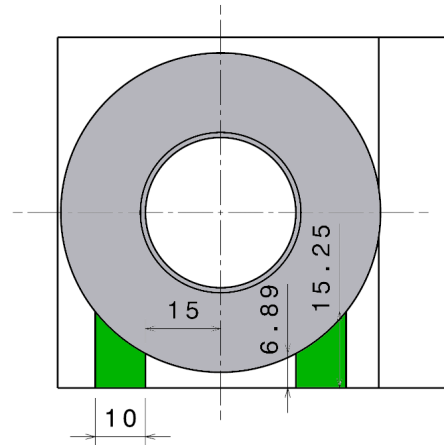
La solution conductive consiste à utiliser un matériau conducteur pour la lamelle et l'attache à l'avant du baffle, comme de l'aluminium par exemple. Il faut cependant s'arranger pour que la dilatation du support avant soit tolérable. Cette solution permettrait de dissiper toute la chaleur de l'instrument à travers les doigts chauds reliés au baffles,



(a) Supports rigides à l'avant des baffles



(b) Supports à l'arrière des baffles



(c) Dimensions des supports arrières

FIG. 6.12: Design du support des baffles

à condition que le gradient dans la plaque de base soit aussi acceptable, pour garder un alignement des miroirs correct.

Une comparaison des résultats que donnent ces 2 méthodes est donnée au chapitre 7, car le choix de la conductivité du support influe directement sur le design des straps et des radiateurs.

6.3 Résultats

Les températures limites et la méthode de refroidissement utilisées sont les mêmes que celles utilisées dans le modèle 3+1 (cfr section 4.1), à l'exception de l'environnement fourni par le satellite qui est ici à 50°C. Vu que les capteurs et leur entourage sont maintenant modélisés plus précisément, on peut injecter toute la puissance de l'électronique sur l'électronique de proximité, à savoir 3.5 W sur les électroniques des HRI et 2.75 W sur le FSI qui dissipe moins, tandis que la dissipation interne des capteurs reste inchangée, à savoir 0.25 W par capteur.

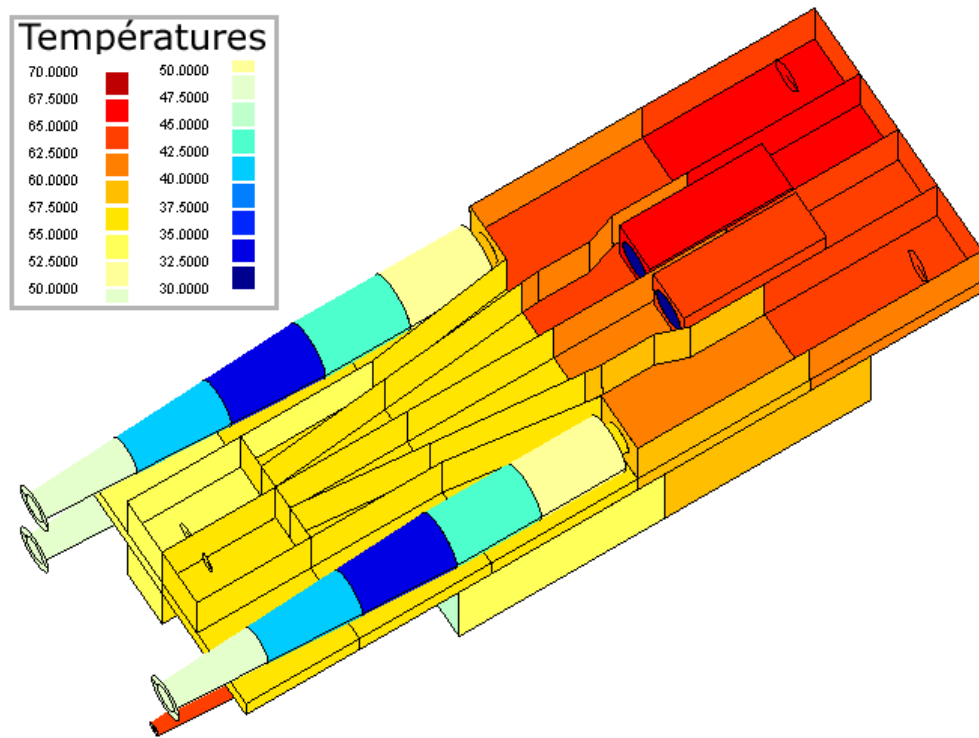
Les supports des baffles utilisés sont en titane et donc isolants. Avec ces hypothèses, on obtient alors les températures de la figure 6.13.

Les filtres des HRI, dont la conductivité est de 16 000 W/mK, ont une température maximale de 155°C, ce qui est a priori acceptable (même si le filtre n'a pas été testé dans de telles conditions).

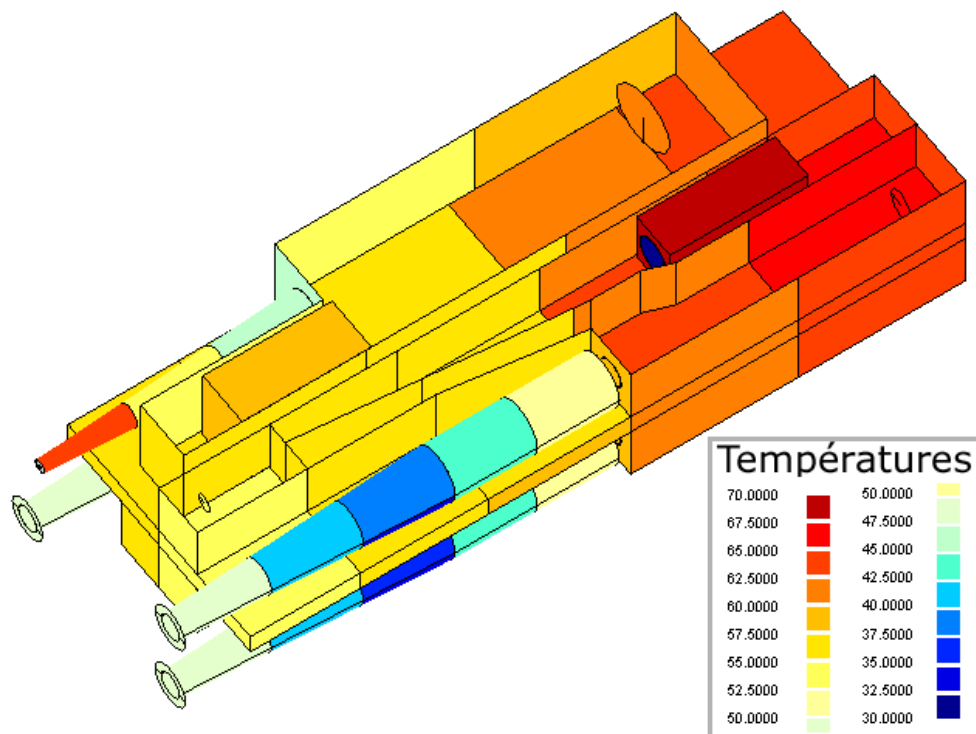
Les capteur CMOS des HRI sont refroidis à des températures de -67°C, tandis que le capteur du FSI est à -60°C. Cette différence provient du fait que le capteur des FSI est plus grand et son facteur de vue avec l'environnement (capots, plaque de base) est plus grand que pour les capteurs des HRI. Les échanges thermiques avec cet environnement sont donc plus importants dans le cas du FSI. Une température de -60°C sur les 4 capteurs serait préférable à ce résultat, car, en cas froid loin du Soleil, ces éléments seront bien sur plus froids, et la température des capteurs les plus froids risque d'être inacceptable.

Les éléments les plus chaud des baffles sont les miroirs de réjection qui ont une température maximale de 55°C, ce qui est légèrement supérieur à l'objectif fixé de 50°C.

La température moyenne de la plaque de base est de 59°C, avec un maximum de 67°C à proximité de l'électronique du HRI 3 et un minimum de 55°C à l'avant du HRI 1. L'écart de température sur la plaque est donc de 12°C ce qui remplit le objectifs. Cependant ces températures sont beaucoup plus chaudes que les objectifs fixés (température ambiante, 10°C - 30°C). Cette haute température est due à l'électronique de proximité qui dissipe sa puissance sur la plaque. Cette puissance transite alors sur la plaque de base vers les baffles des HRI (qui sont plus froids) et les pieds de support de l'instrument. Vu que les support des baffles et les pieds sont isolants, la conductance du chemin suivi par la puissance de l'électronique est faible et donc la différence de température est grande, ce qui donne au final un corps de l'instrument fort chaud. Pour éviter ce réchauffement, on peut soit rendre



(a) Haut de l'instrument



(b) Bas de l'instrument

FIG. 6.13: Températures obtenues avec le modèle 2+2

les supports des baffles conducteurs, le corps resterait alors tout de même plus chaud que le baffle, mais avec un écart de température plus faible. L'autre solution est de refroidir indépendamment l'électronique et donc la relier à un radiateur au moyen de straps.

La MLI joue bien son rôle d'isolant radiatif. En effet l'échange radiatif entre le satellite et EUI est limité à 0.21 W, à comparer aux 15.6 W échangés dans la version 3+1 sans couverture isolante. L'échange par conduction via les pieds de supports vaut 1.4 W. On a donc nettement limité le déversement de puissance dans le satellite, ce qui permet par la même occasion de moins être tributaire des variations de température de celui-ci, et au final de gérer la température de notre instrument indépendamment.

Le radiateur chaud connecté aux baffles dissipe 26.5 W vers l'espace froid et le radiateur froid des capteurs dissipe 9.8 W. On voit donc que au total la puissance à dissiper est plus faible que dans le modèle 3+1. Cette différence provient des nouveaux baffles qui rejettent mieux la puissance solaire inutile, et donc la puissance absorbée est plus faible.

Les principaux problèmes de ce modèle sont donc

- la température excessive de la plaque de base et de l'électronique ;
- la température légèrement trop élevée des baffles d'entrée ;
- la différence entre les températures des 4 capteurs.

Ces problèmes viennent principalement de la modélisation simpliste des straps de refroidissement utilisée. En effet, en utilisant des straps pour l'électronique, on pourrait refroidir le corps de l'instrument plus efficacement. Un dimensionnement adéquat des straps vers les baffles d'entrées permettrait d'obtenir une température maximale de 50°C sur ceux-ci. Et un design des straps reliés aux capteurs permettrait aussi de les refroidir indépendamment. Le prochain chapitre se charge d'étudier le design et le dimensionnement de ces straps, et plus généralement le design du système de refroidissement.

7. Design du système de refroidissement

Jusqu'à présent, le refroidissement des capteurs et du baffle d'entrée était modélisé par un simple lien conductif vers un radiateur, et les résultats obtenus ne respectaient pas les exigences, à savoir une température de -60°C sur chaque capteur. Il convient donc de modéliser les systèmes de refroidissement en détail pour obtenir des résultats réalistes, et ensuite dimensionner l'épaisseur des straps pour obtenir les températures désirées. Le design obtenu doit aussi ne pas être trop froid lorsqu'on s'éloigne du Soleil, et il faut donc vérifier que, dans un environnement froid, les températures restent acceptables.

Je vais d'abord présenter en profondeur les objectifs à atteindre, et les hypothèses prises sur les différents éléments. Les différences entre le cas chaud et les cas froids (porte ouverte et porte fermée) seront aussi abordées.

Dans les documents [14] et [11], il est spécifié que l'on dispose de deux interfaces thermiques pour refroidir l'instrument : un doigt chaud utilisé pour les éléments qui sont soumis à un fort réchauffement, comme les baffles d'entrée des HRI, et un doigt froid pour refroidir les capteurs. Les doigts chauds ne sont pas disponibles pour tous les instruments, et, en ce qui concerne EUI, la demande pour un doigt chaud n'a pas encore été transmise à l'ESA. Un premier modèle ne contenant pas de doigt chaud va donc d'abord être étudié. Il permettra aussi d'avoir une idée du refroidissement à effectuer.

Ce modèle donne des résultats très éloignés des objectifs, et donc un doigt chaud est indispensable pour maintenir l'instrument dans une gamme de températures acceptables. Le deuxième modèle présenté utilise donc trois interfaces : un doigt chaud et un doigt froid, et un deuxième doigt chaud utilisé pour maintenir la température du corps de l'instrument dans des températures raisonnables. Le premier doigt chaud est utilisé pour refroidir les baffles, tandis que le second sera raccordé aux électroniques de proximité des capteurs,

pour évacuer la puissance dissipée. Une fois des résultats acceptables obtenus dans le cas chaud, ce design est étudié dans des cas froids.

Le principal défaut du modèle à deux interfaces est le poids exagéré des straps. Or, l'instrument EUI est placé au bord du satellite, dans un coin, comme on peut le voir sur la figure 6.3. Il serait dès lors judicieux de pouvoir disposer d'accès vers l'espace froid et de placer des radiateurs à notre guise pour minimiser la quantité de straps nécessaire. Le deuxième modèle présenté utilise trois radiateurs, et le gain en masse de straps est significatif. Ce modèle sera aussi étudié dans des environnements plus froids.

Dans ce modèle, les supports de baffle utilisés sont supposés isolants, et il faut utiliser des straps pour évacuer la puissance de l'électronique de proximité. Une autre idée serait d'utiliser des supports de baffles conducteurs, et d'évacuer la puissance d'électronique via les doigts chaud des baffles, sans utiliser de strap dédié à l'électronique. Le troisième modèle présenté utilise ce concept. Il sera également placé en situation froide.

Les 3 designs obtenus seront comparés, et leurs points forts et points faibles seront mis en valeur.

Enfin, quelques analyses de sensibilité seront réalisées sur le meilleur design, à savoir le deuxième, en vue de caractériser les paramètres qui ont une importance majeure et les paramètres secondaires. L'influence de l'absorptivité du filtre, de l'absorptivité de l'intérieur du baffle, de la température de l'environnement direct de l'instrument (satellite, bouclier thermique), ainsi que l'influence de l'environnement des radiateurs sera étudiée.

7.1 Hypothèses de travail

L'objectif principal du design des straps est d'obtenir un poids minimum, tout en réalisant les objectifs de températures suivants :

- refroidir les capteurs CMOS à -60°C ;
- maintenir les baffles d'entrée des HRI à moins de 50°C , pour avoir une température de filtre inférieure à 150°C ;
- maintenir l'électronique de proximité à température ambiante (0°C - 30°C), la plus froide possible, pour augmenter sa durée de vie et diminuer l'écart de température avec le capteur, ce qui permet de refroidir ce dernier plus facilement.

En cas froid, les objectifs de température seront de :

- maintenir le corps de l'instrument à plus de -40°C , pour éviter d'endommager l'électronique et garder des contraintes thermo-élastiques acceptables¹ ;
- garder les capteur CMOS à une température supérieur à -80°C ².

Le refroidissement de l'électronique de proximité n'est pas prévu dans les spécifications de l'ESA. Cependant, une interface conductive est prévue pour maintenir l'instrument dans une gamme de températures. Nous avons décidé d'utiliser cette interface pour refroidir l'électronique.

Le design se base sur des straps en cuivre, car ce matériau est un très bon conducteur. Les caloducs (*heat-pipe* en anglais) ne sont actuellement pas envisagés, vu les problèmes de test qu'ils posent, et leur fonctionnement restreint à certaines plages de température, or les variations de température au sein de l'instrument entre le cas chaud et les cas froids risquent d'être assez grandes. Ces straps seront modélisés uniquement conductivement. On suppose qu'ils seront recouverts d'un coating peu émissif qui les isole radiativement de l'environnement. Les fixations de ces straps ne sont pas modélisées, et donc les flux de pertes dus à ces fixations sont négligés.

L'interface entre les straps et les doigts chauds et froid sera placée sur le haut d'instrument, vu qu'on se trouve alors à proximité de l'espace, et donc probablement a proximité des radiateurs.

Dans les cas où on utilise des radiateurs, il faut également tenir compte d'un flux de perte qui provient de la fixation des radiateurs. Plus le radiateur sera froid, plus ce flux sera évidemment grand. Une pièce de support type est utilisée pour modéliser ces pertes.

Ces radiateurs sont recouverts de peinture silicone blanche conductrice à faible dégazage PCBE dont l'émissivité varie entre 0.9 en début de vie et 0.86 en fin de vie. Nous allons dans un premier temps supposer que le facteur de vue de ces radiateurs avec l'espace froid est maximal, c'est-à-dire unitaire. Pour modéliser les radiateurs radiativement, j'ai simplement rajouté un lien radiatif dans le script *EsaTan*, ce qui est pratique pour modifier rapidement la surface du radiateur, sans devoir refaire un lancer de rayons. Puisque le facteur de vue entre le radiateur et l'espace vaut 1, le facteur de Gebhart vaut également 1 et donc le lien radiatif entre un radiateur d'aire A et d'émissivité ε et l'espace froid vaut $A\varepsilon$.

¹le filtre grillagé sera probablement un point délicat lorsqu'il est refroidi, car les contraintes sur la fine couche d'aluminium risquent de la déchirer

²les capteurs CMOS utilisés n'existent pas encore, et cet objectif a été choisi arbitrairement

Cette modélisation est cependant inexacte, car elle ne tient pas compte de l'environnement chaud des radiateurs (panneaux solaires, bouclier thermique, corps du satellite). Une fois un dimensionnement obtenu dans le cas idéal sans perturbation, la température de puits de l'environnement de chaque radiateur est calculée, et les radiateurs sont redimensionnés en conséquence.

Deux cas froids seront analysés : porte ouverte et porte fermée. Le cas porte fermée est évidemment le pire cas, puisqu'il n'y a plus de flux incident sur les baffles. Dans le document [14], il est spécifié que l'environnement fourni par le satellite est à -20°C . Les instruments sont évidemment éteints, mais nous disposons de 20 W de chaufferettes pour réchauffer l'instrument dans cette configuration. Ces cas froids seront étudiés en début de vie, c'est-à-dire que l'on considère que les surfaces n'ont pas encore subi de vieillissement. Les surfaces exposées aux radiations extérieures risquent de vieillir plus vite, c'est-à-dire les surfaces de l'intérieur des baffles. Ces surfaces ont donc des propriétés différentes dans ces cas froids. Les différentes propriétés utilisées sont spécifiées à l'annexe A.2.

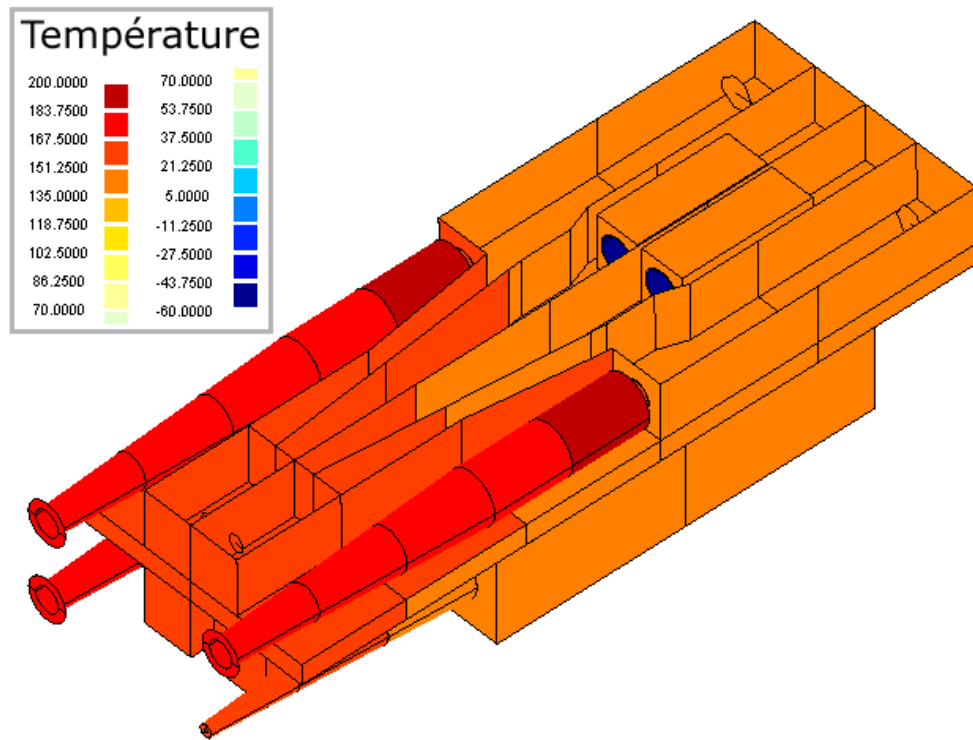
La distance exacte de l'ouverture de la porte des instruments n'est pas encore définie, mais nous avons supposés que cela se produisait à 0.5 UA du Soleil. Le cas porte ouverte est donc étudié dans une orbite circulaire autour du Soleil avec un rayon de 0.5 UA. La température du satellite n'étant pas connue à cette distance, nous avons supposés le cas le pire, c'est-à-dire la même température qu'en porte fermée, à savoir -20°C . Nous avons supposés que l'on disposait aussi d'un petit peu de puissance pour réchauffer l'instrument dans ce cas, au maximum 5 W.

7.2 Modélisation sans doigt chaud

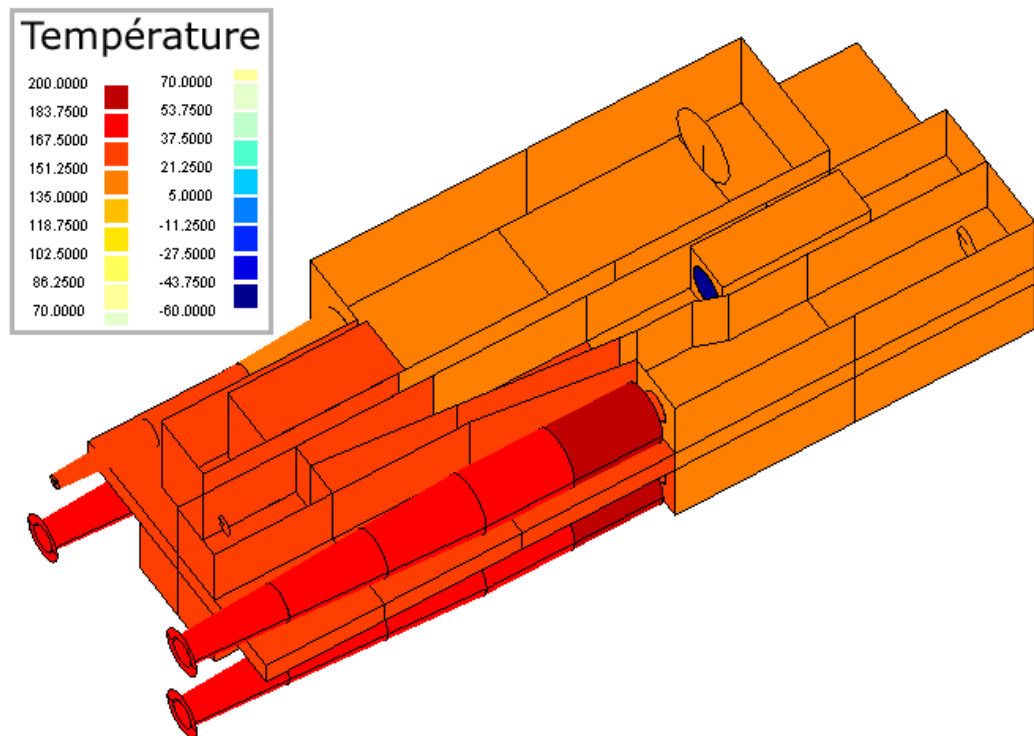
Ce modèle utilise des doigts froids pour refroidir les capteurs CMOS, mais le reste de l'instrument n'est pas refroidi. De plus l'échange avec le satellite est limité par l'entourage de MLI et les pieds de l'instrument qui sont en titane, et donc isolants.

Vu la puissance absorbée par les baffles, les températures vont probablement être beaucoup trop élevées. En effet, la température moyenne de l'instrument approche les 150°C , comme on peut le voir sur la figure 7.1.

Plus précisément, les températures des baffles d'entrées vont de 173°C à 190°C , tandis que le point le plus froid de la plaque de base est à 143°C et le point le plus chaud à 155°C . Les 4 capteurs sont refroidis entre -60°C et -61°C , au moyen de radiateurs indépendants.



(a) Haut de l'instrument



(b) Bas de l'instrument

FIG. 7.1: Températures obtenues sans doigt chaud

Nous n'allons pas nous étendre sur ce cas qui est de toute façon beaucoup trop chaud. L'enseignement principal est la nécessité de refroidir les baffles d'entrée indépendamment.

7.3 Utilisation de doigts de refroidissement

Comme précisé dans les hypothèses de travail, un doigt spécifique a été introduit pour refroidir l'électronique. On a donc trois interfaces thermiques. La première chose à faire est de dessiner un chemin possible entre les éléments à refroidir et les trois doigts. Ce dessin a déjà été effectué par *GdTech* et est visible sur la figure 6.1.

7.3.1 Dessin

La solution de *GdTech* est loin d'être optimale. En effet il faut réaliser le chemin le plus court possible pour avoir le gradient de température le plus faible possible. Ma solution est présentée à la figure 7.2. Le principal problème est la distance entre le CMOS du FSI et le doigt froid. Le strap va devoir être très épais pour limiter la perte de température.

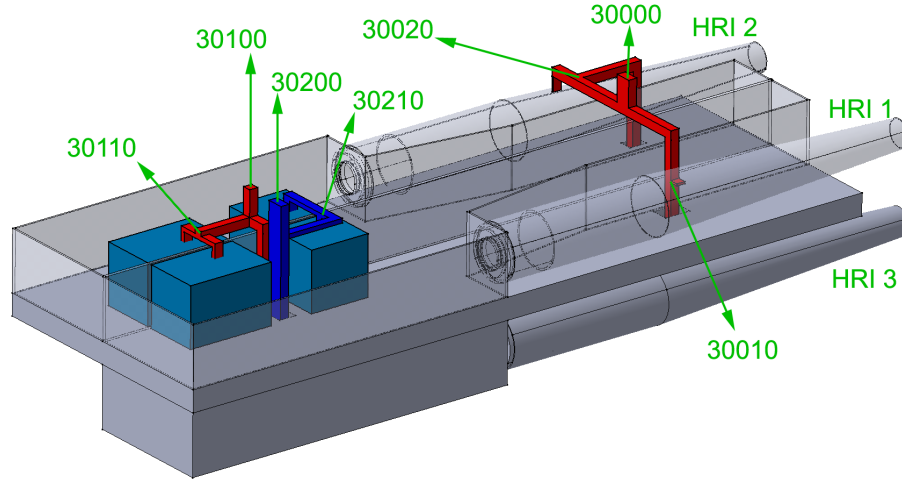
Le dessin des straps vers ces radiateurs a été réalisé grâce au logiciel *Catia* en modifiant le design de *GdTech*³. Les numéros sur les dessins sont les noeuds utilisés dans *EsaTan*. Ils permettent d'identifier différentes parties des straps, dont les sections vont être dimensionnées indépendamment. Signalons que l'électronique de proximité a été dessinée à part du capteur et de la *cold cup*, pour préciser qu'ils vont être éloignés. Cependant un capot non dessiné va probablement recouvrir les deux éléments.

Ce dessin permet d'obtenir des longueurs de straps réalistes. Il faut maintenant jouer sur les sections de ces straps et sur les températures imposées au bouts des doigts de refroidissement pour respecter les contraintes définies plus haut à la section 7.1. Les températures des doigts doivent évidemment être les plus chaudes possibles, pour simplifier le travail de l'ESA qui doit fournir les températures désirées.

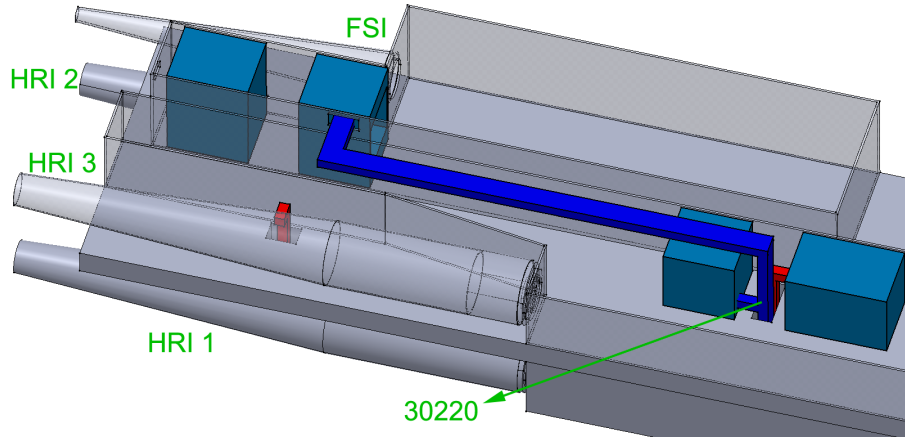
7.3.2 Recherche de dimensions optimales

Le dimensionnement des straps s'effectue dans le cas chaud, qui est bien entendu le cas critique en matière de refroidissement. La méthode suivie pour dimensionner est

³Je me suis basé sur leur design 3+1, n'ayant pas accès à leurs fichiers *step* du 2+2



(a) Vue du haut



(b) Vue du bas

FIG. 7.2: Dessin des straps vers les doigts de refroidissement

la suivante. Premièrement on évalue les puissances traversant les différentes parties des straps à partir de différentes approximations :

- La puissance traversant les straps des baffles est égale à la puissance absorbé par chaque baffle.
- La puissance créée par l'électronique est évacuée par le strap du CMOS et par le strap de l'électronique de proximité.
- Vu que l'on désire des CMOS à -60°C et une électronique à $\pm 20^{\circ}\text{C}$, la puissance échangée par conduction vaut $C_{CMOS-Elec} \cdot \Delta T = 0.004 \cdot 80 = 0.32 \text{ W}$. En procédant de la même façon, on trouve que 0.54 W devraient transiter conductivement de la plaque au CMOS. La puissance évacuée par chaque CMOS vers les doigts froids doit

donc valoir $0.32 + 0.54 + 0.25 = 1.11$ W. La puissance évacuée par doigt connecté à l'électronique doit valoir $3.75 - 0.32 = 3.43$ W.

A partir de ces hypothèses, on crée un modèle simplifié uniquement conductif représentant les straps. Les conditions limites sont les températures des interfaces et les puissances injectées au début des straps. Ce modèle linéaire est implémenté dans un fichier *Excel* qui permet d'avoir instantanément le résultat de modifications sur les sections des straps.

Une fois qu'on obtient les températures désirées sur les noeuds de l'instrument, à savoir les baffles, les électroniques et les CMOS, on copie les sections des straps estimées dans le script *EsaTan* du modèle complet qui calcule alors les températures en tenant compte des liens entre toutes les parties du modèle.

Le script sort alors les puissances transitant dans les straps, en plus des températures de tous les noeuds, et celles-ci sont injectées dans le fichier *Excel*. On redimensionne alors les straps avec ces nouvelles conditions limites, et ainsi de suite jusqu'à obtenir les objectifs désirés en température dans le modèle *EsaTan*.

7.3.3 Analyse des résultats obtenus

Il y a 19 paramètres à déterminer : 16 sections de straps et les températures des 3 interfaces. Les résultats obtenus sont présentés aux tableaux 7.1 et 7.2.

On voit que le strap refroidissant le capteur du FSI pèse plus d'un tiers du total. Cela est dû à l'éloignement entre ce capteur et les trois autres, ce qui implique une section élevée pour diminuer le gradient de température et par conséquent éviter une température d'interface trop froide. Cela dit, obtenir une interface à -95°C n'est pas non plus une chose aisée.

Un autre défaut de cette solution est qu'en voulant obtenir les mêmes températures sur les quatre capteurs, j'ai dû mettre des straps très minces vers les capteurs des HRI. Ces capteurs pourraient être aussi froids avec une température de doigt plus élevée, à condition de disposer de deux doigts froids de température différente.

La répartition de la température dans l'instrument est représentée à la figure 7.3. Sur la plaque de base, cela s'étend de 19.2°C à 26.2°C ce qui est tout à fait conforme aux objectifs.

Les autres températures importantes sont notées sur la figure 7.4 qui donne un schéma détaillant les cheminements suivis par la puissance à dissiper. Sur ce schéma, la puissance

de	à	section	poids
30000	30010	120 mm ²	129 g
30010	baffle HRI 1	30 mm ²	4 g
30010	baffle HRI 3	120 mm ²	108 g
30000	30020	150 mm ²	101 g
30020	baffle HRI 2	40 mm ²	27 g
30020	électronique FSI	100 mm ²	215 g
30100	30110	100 mm ²	54 g
30110	électronique HRI 1	50 mm ²	27 g
30110	électronique HRI 2	50 mm ²	27 g
30110	électronique HRI 3	100 mm ²	179 g
30200	30210	30 mm ²	24 g
30210	capteur CMOS HRI 1	12 mm ²	3 g
30210	capteur CMOS HRI 2	35 mm ²	25 g
30200	30220	100 mm ²	103 g
30220	capteur CMOS HRI 3	8 mm ²	3 g
30220	capteur CMOS FSI	140 mm ²	702 g
TOTAL			1731 g

TAB. 7.1: Section optimisée des straps - cas avec 3 interfaces

30000	30100	30200
-15°C	0°C	-95 °C

TAB. 7.2: Température des doigts de refroidissement - cas avec 3 interfaces

dissipée par les capteurs en leur sein n'est pas représentée (c'est pourquoi le bilan de puissance n'est pas nul en ces noeuds). Le baffle du FSI a également été volontairement omis, car il n'est pas refroidi spécifiquement, et, de plus, la puissance solaire qu'il absorbe est faible par rapport aux autres baffles (environ 0.7 W).

On voit sur ce schéma que l'électronique de proximité est bien isolée des capteurs. Ce n'est pas le cas en ce qui concerne le support des capteurs, qui laisse passer environ 0.6 W par conduction. Le reste (0.4 W pour les HRI) est échangé par radiation. L'échange entre le capteur du FSI et le corps de l'instrument est plus grand que pour les capteurs des HRI, car le capteur du FSI est plus grand et son facteur de vue avec la plaque de base et le capot est plus important, d'où un échange radiatif plus élevé (0.9 W). Un point critique dans la conception de l'instrument sera donc le support de ces capteurs. L'échange radiatif entre l'instrument et les CMOS pourrait également être diminué en utilisant des *cold cups* plus longues.

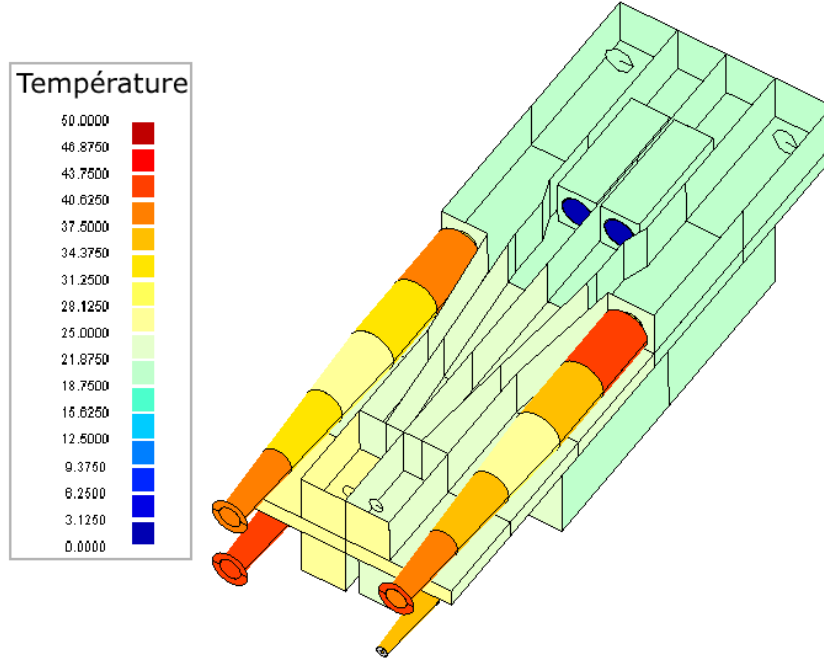


FIG. 7.3: Températures obtenues dans le cas chaud avec 3 interfaces

Les supports isolants des baffles remplissent bien leur office, vu que l'échange par conduction est du même ordre que l'échange radiatif (± 0.7 W) . L'échange via conduction vers le satellite est de 1.1 W, tandis que l'échange par radiation est de 0.61 W. On voit donc les qualités isolantes de la MLI et des pieds en titane.

7.3.4 Cas froid, porte ouverte

En cas froid, la température des interfaces sera évidemment plus froide qu'en cas chaud. Cependant, nous ne disposons pas d'information sur ces températures. Pour en avoir une idée, nous avons supposés qu'au bout de chaque doigt se trouvait un radiateur recouvert de peinture silicone blanche conductrice PCBE d'émissivité 0.9 en début de vie et 0.86 en fin de vie⁴. Ce radiateur voit l'espace froid avec une facteur de vue unitaire, et sa taille est telle que l'on obtient les températures désirées sur les doigts dans le cas chaud. On conserve alors cette taille dans la cas froid, mais en utilisant l'émissivité de 0.9, et on détermine grâce à ce radiateur la température des différents doigts.

⁴le cas chaud est bien entendu étudié en fin de vie et le cas froid en début de vie, pour prendre les cas les plus critiques

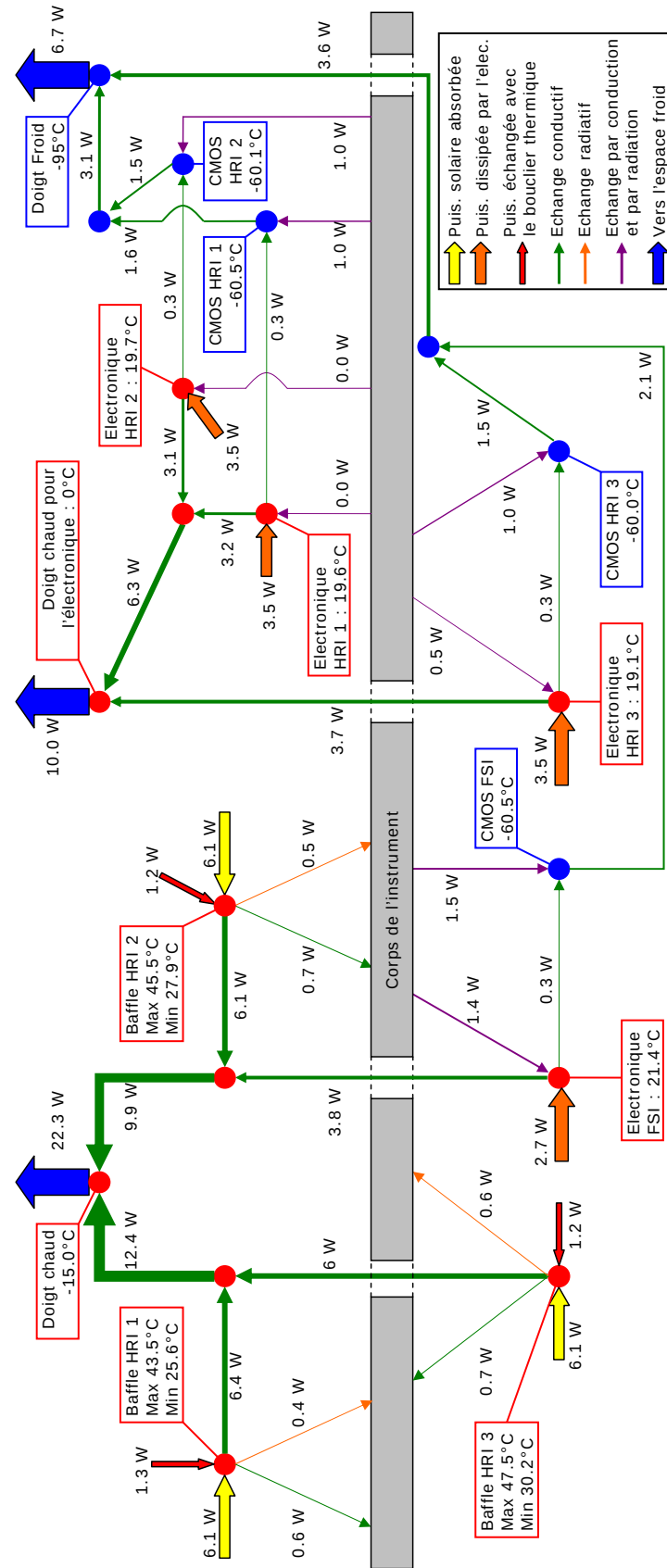


FIG. 7.4: Bilan de puissance du système de refroidissement, en cas chaud avec 3 interfaces

Comme précisé dans les hypothèses, ce cas froid est à une distance de 0.5 UA, où le flux solaire incident est environ 5 fois plus faible. L'environnement est fixé à -20°C . En utilisant le dimensionnement précédent, on trouve des températures de l'ordre de -50°C dans l'instrument et -90°C sur les capteurs, ce qui ne remplit pas les objectifs demandés. Puisque la porte est ouverte, les instruments sont opérationnels et ils dissipent la même puissance qu'en cas chaud.

On va donc utiliser des chaufferettes pour remplir les objectifs désirés. Nous savons qu'il faudra de toute façon en mettre sur les capteurs ou sur les *cold cups*, pour nettoyer le capteur de temps en temps, en utilisant la technique du *baking*. On peut donc déjà utiliser ces chaufferettes pour réchauffer les capteurs jusqu'à -80°C . L'autre point délicat est le baffle d'entrée de chaque HRI, qui n'a plus qu'un cinquième de la puissance solaire incidente qu'il avait en cas chaud. Il est donc logique de placer des chaufferettes sur chaque baffle, idéalement à proximité de l'arrivée des straps, puisque c'est à cet endroit qu'ils seront les plus froids. Après quelques tâtonnements, on trouve qu'injecter 0.5 W sur chaque *cold cup* et 1 W sur chaque baffle permet d'atteindre les objectifs fixés. On utilise alors au total $14.25 + 3 \cdot 1 + 4 \cdot 0.5 = 19.25\text{W}$ de puissance.

On obtient alors les températures de la figure 7.5. Les capteurs ont des températures allant de -71°C à -77°C . Le radiateur des baffles atteint -60°C , celui de l'électronique -35°C et celui des capteurs -104°C .

7.3.5 Cas froid, porte fermée

En porte fermée, les instruments sont évidemment éteints. On est donc en quelque sorte en mode "survie". Pour compenser la puissance qui était dissipée par cette électronique, on a à notre disposition 20 W de chaufferettes, qu'il va falloir placer de façon idéale pour tirer parti au mieux de cette puissance. Il faut donc placer ces chaufferettes au plus proche des straps, pour réchauffer les points les plus froids, et donc également réchauffer tous les éléments liés à ces points froids, et finalement tout l'instrument. Il faut également veiller à placer ces chaufferettes à des endroits réalistes, c'est à dire si possible plans, et avec suffisamment de surface.

Les endroits où il faut logiquement les placer sont les baffles des HRI, les électroniques de proximité et les capteurs (ou les *cold cups* juste à côté). Après plusieurs essais, on obtient le tableau 7.3, et les températures de la figure 7.6.

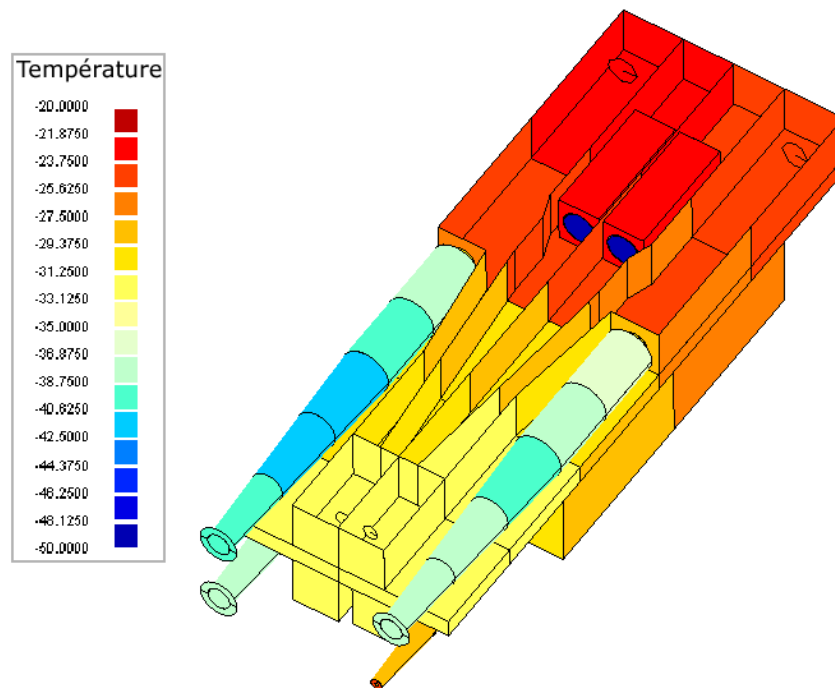


FIG. 7.5: Cas froid porte ouverte avec 3 interfaces

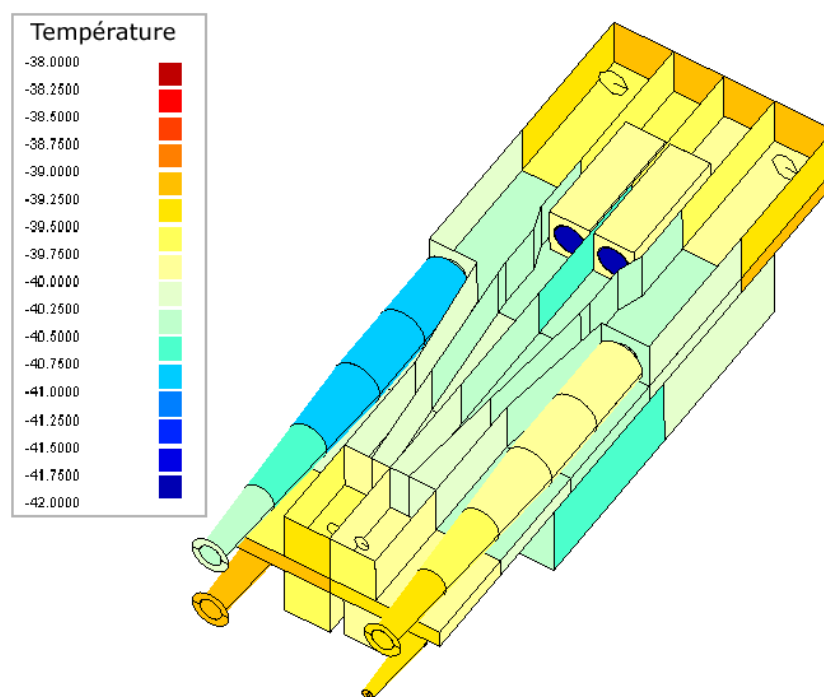


FIG. 7.6: Cas froid porte fermée avec 3 interfaces

Baffle HRI 1	Baffle HRI 2	Baffle HRI 3	Elec HRI	CMOS HRI	Elec FSI	CMOS FSI	TOTAL
3.2 W	2.8 W	2.5 W	2 W	0.7 W	2.5 W	0.9 W	20 W

TAB. 7.3: Puissances injectées par les chauffeuses, cas froid porte fermée

Les températures dans l'instrument varient de 39°C à 41°C ce qui est très homogène, mais l'objectif d'uniformité de température n'est pas pertinent dans ce cas-ci, puisque les instruments sont éteints, et l'alignement des optiques a donc peu d'importance. Les capteurs des HRI sont à -80°C tandis que le capteur du FSI est à -81.5°C ce qui ne remplit pas totalement l'objectif mais est tout de même très proche. Des températures plus chaudes pourraient être obtenues aisément en injectant 0.1 W de plus sur ce capteur.

Le principal défaut de cette solution avec 3 interfaces est la masse des straps. Pour éviter ce surpoids et obtenir une température d'interface froide plus élevée, il serait intéressant d'avoir accès à une seconde interface froide à proximité du capteur du FSI. En poussant le raisonnement plus loin, on pourrait également réduire ces défauts en dessinant les radiateurs nous-même. En effet, l'instrument EUI est placé dans un coin du satellite, et possède donc deux côtés qui pourraient avoir accès à l'espace froid. Cette solution est proposée aux deux sections suivantes.

7.4 Utilisation de radiateurs, supports des baffles isolants

Nous allons maintenant utiliser des radiateurs placés à proximité directe des instruments, ce qui permet d'alléger les straps. Nous allons dimensionner ces radiateurs nous-mêmes, en tenant compte de la température de puits fournie par l'environnement. Ce système se base sur l'hypothèse de supports des baffles constitués d'un matériau isolant, du titane en l'occurrence. Il faut donc utiliser des straps dédiés pour refroidir l'électronique.

7.4.1 Dessin

Le principal surpoids du système précédant est dû au doigt de refroidissement du capteur du FSI. Nous allons donc utiliser un radiateur dédié à ce capteur. Les 3 capteurs des HRI étant proches, il peuvent être relié au même radiateur. Le second avantage de

cette configuration est qu'il ne sera pas nécessaire de mettre des straps à faible section vers les capteurs des HRI, car ceux-ci seront refroidis indépendamment du capteur du FSI.

Un seul radiateur sera utilisé pour refroidir les baffles. En mettant ce radiateur au-dessus du milieu de l'instrument, il est également possible d'y relier les straps raccordés à l'électronique des HRI. Avec ces considérations, on obtient le dessin de la figure 7.7.

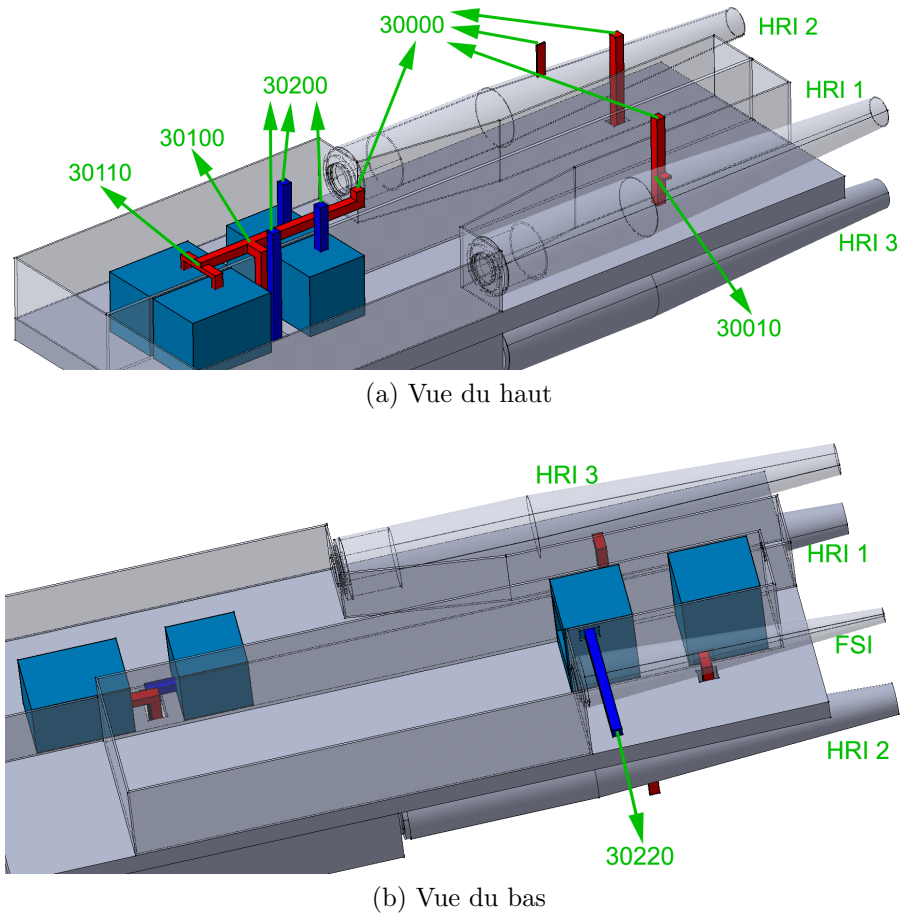


FIG. 7.7: Dessin des straps vers les radiateurs

7.4.2 Dimensionnement des straps et des radiateurs

Maintenant que nous avons des longueurs de straps réalistes, il faut dimensionner les sections de ces straps, ainsi que les surfaces des radiateurs. En ce qui concerne les radiateurs, on fait d'abord l'hypothèse que ceux-ci voient l'espace froid avec un facteur de vue unitaire.

Il faut tenir compte d'un flux de perte relatif aux radiateurs. En effet, dans l'optique où l'on s'occupe nous-même des radiateurs, ceux-ci sont fixés sur le capot de l'instrument. Cette fixation crée alors un lien conductif entre le radiateur et la structure de l'instrument, ce qui provoque une dissipation de puissance vers le radiateur qui est beaucoup plus froid que la structure.

Pour modéliser ce flux de perte, j'ai dessiné un support plus ou moins réaliste, inspiré du design du support du radiateur de l'instrument *EIT* sur lequel a travaillé le CSL lors de la mission *SoHO*. Ce support est montré à la figure 7.8. Pour le rendre le plus isolant possible, ce support est constitué de titane. Les dimensions du support sont évidemment dépendante du radiateur supporté, et j'ai considéré que le radiateur avait un porte à faux maximal de 5 cm. Une analyse vibratoire devrait évidemment corroborer cette idée. Je calcule ensuite la conductance du support en supposant que la conductance de la partie conique du support vaut la moitié de la conductance d'une portion de cône de mêmes dimensions (on suppose donc que la moitié de la surface du cône est trouée). Cette conductance est enfin insérée dans le modèle *EsaTan*.

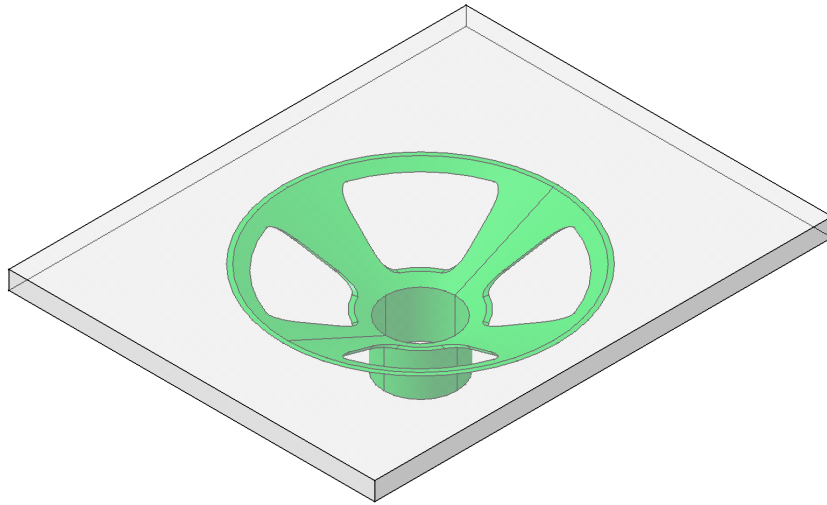


FIG. 7.8: Modèle de support du radiateur

La méthode de dimensionnement utilisée est la même qu'au point 7.3.2, à savoir l'utilisation d'un modèle uniquement conductif qui permet une première estimation, puis injection du dimensionnement dans *EsaTan* et ainsi de suite... On obtient alors un premier set de sections de straps et de tailles de radiateurs.

Le problème est que les radiateurs ne voient en réalité pas l'espace froid avec un facteur de vue unitaire. L'arrière du bouclier thermique, et les panneaux solaires font

également partie du champ de vision direct des radiateurs. Les radiateurs subissent aussi indirectement l'influence de l'extérieur du vaisseau.

Pour tenir compte de ces perturbations, je vais calculer la température de puits des trois radiateurs dans cette environnement avec leur dimensions actuelles. Les radiateurs vont être dessinés dans *EsaRad* qui va calculer les liens radiatifs entre ces radiateurs et les trois éléments perturbateurs (bouclier thermique, panneaux solaires, extérieur du satellite) ainsi qu'avec l'espace froid. On utilise ensuite ces liens dans le modèle présenté à l'annexe A.3, et on en tire les températures de puits et les émissivités effectives.

Malheureusement, il nous manque des informations pour faire ce modèle, puisque ni les dimensions, ni les températures du bouclier thermique et des panneaux solaires ne sont connues. Les dimensions ont donc été évaluées grossièrement au moyen des quelques images dont nous disposons, comme par exemple l'image présente sur la page de garde de ce travail. En ce qui concerne les températures, on peut supposer que l'extérieur du satellite est à la même température que l'intérieur (50°C), et que les panneaux solaires et l'arrière du bouclier thermique sont à 100°C .

La géométrie du modèle *EsaRad* utilisé est représenté à la figure 7.9.

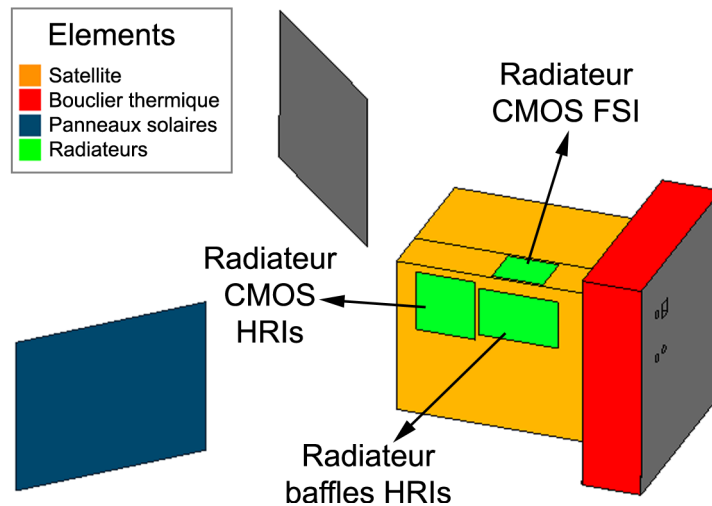


FIG. 7.9: Modèle radiatif des radiateurs et de leur entourage

Les températures de puits trouvées vont de -120°C à -170°C . On crée alors un noeud par radiateur avec comme condition limite la température de puits adéquate. Un lien radiatif est ensuite créé en utilisant l'émissivité effective calculée.

L'introduction de ces températures de puits modifie évidemment les températures obtenues au sein de l'instrument, qui sont forcément plus chaudes. Il faut alors augmenter la taille des radiateurs pour obtenir les températures désirées. Mais modifier la taille d'un radiateur modifie les liens radiatifs entre le radiateur et l'environnement extérieur. Il faut donc recalculer des températures de puits pour ces nouvelles dimensions de radiateurs, et ensuite réinjecter ces températures dans le modèle *EsaTan* et ainsi de suite jusqu'à ce que l'on obtienne les températures désirées⁵.

On obtient finalement le dimensionnement des straps au tableau 7.4 et des radiateurs au tableau 7.5. Une vue de la taille prise par les radiateurs par rapport à la place totale disponible autour de l'instrument (qui vaut 4000 cm²) est présentée à la figure 7.10. On peut également apercevoir un support de radiateur comme je l'ai imaginé sur ce dessin.

de	à	section	poids
30000	30010	100 mm ²	65 g
30010	baffle HRI 1	25 mm ²	15 g
30010	baffle HRI 3	100 mm ²	100 g
30000	baffle HRI 2	20 mm ²	37 g
30120	électronique FSI	50 mm ²	170 g
30000	30100	100 mm ²	140 g
30100	30110	100 mm ²	60 g
30110	électronique HRI 1	75 mm ²	60 g
30110	électronique HRI 2	75 mm ²	60 g
30100	électronique HRI 3	75 mm ²	200 g
30200	capteur CMOS HRI 1	35 mm ²	70 g
30200	capteur CMOS HRI 2	35 mm ²	70 g
30200	capteur CMOS HRI 3	110 mm ²	220 g
30220	capteur CMOS FSI	120 mm ²	170 g
TOTAL			1072 g

TAB. 7.4: Section optimisée des straps - supports isolants

Radiateur	30000	30200	30220	TOTAL
Surface	1160 cm ²	1056 cm ²	744 cm ²	2960 cm²
Température	-2.2°C	-69.9°C	-69.1°C	
Température de puits	-111.3°C	-153.2 °C	-129.8°C	

TAB. 7.5: Taille optimisée des radiateurs - supports isolants

⁵la convergence étant rapide, il ne faut que 2 ou 3 itérations pour obtenir un résultat correct

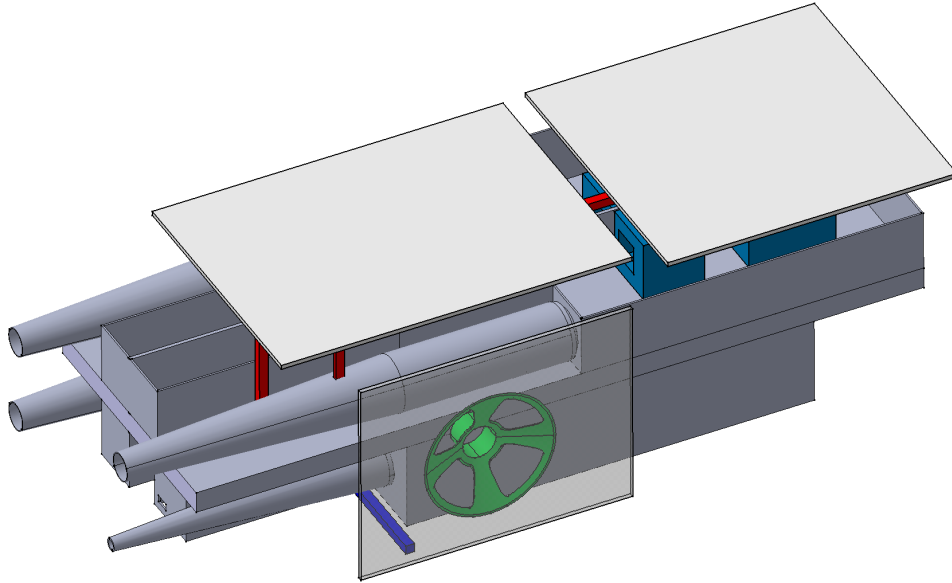


FIG. 7.10: Encombrement des radiateurs dans le cas de supports isolants

7.4.3 Analyse des résultats

Le poids total des straps n'est maintenant plus que de 1072 g, on a donc gagné 659 g, soit plus d'un tiers du poids précédent. Remarquons aussi que les températures des radiateurs sont à environ -70°C , ce qui est beaucoup plus faible que les -95°C requis au dimensionnement avec trois interfaces. De ce point de vue, ce modèle est donc avantageux par rapport au modèle où l'ESA nous donne trois interfaces.

Les températures obtenues avec ce modèle sont présentées à la figure 7.11. La température de la plaque de base va de 19.4°C à 25.9°C , ce qui fait un écart maximal de 6.5°C , et donc des déformations thermo-élastiques a priori acceptables. Les électroniques sont maintenues dans un intervalle allant de 20°C à 25°C ce qui est l'objectif désiré. Le baffle du HRI 3 monte jusqu'à 49.7°C , et l'écart maximal de température sur un baffle est de 18°C . Cette différence de température est assez importante, et il faudra vérifier que le système optique du baffle reste correct avec ces températures.

Un bilan de puissance est réalisé à la figure 7.12. Comme dans le design précédent, on voit que les éléments isolants font bien leur office (support des baffles, liens électronique - capteurs), à l'exception des supports des capteurs qui laissent passer chacun 0.6 W.

La dissipation de la puissance générée par l'électronique vers le radiateur est moins bonne. En effet, des 3.5 W générés, seulement environ la moitié se dirige vers les radiateurs.

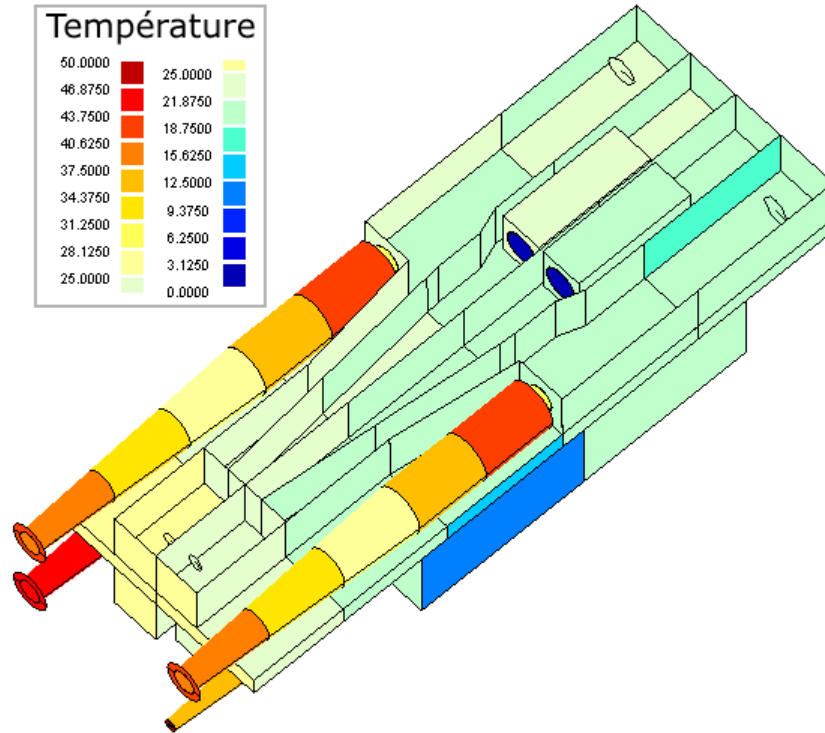


FIG. 7.11: Cas chaud avec 3 radiateurs, supports isolants

Le reste transite principalement vers la plaque de base, qui elle-même la véhicule vers les capteurs. Une solution pour améliorer la conduction entre l'électronique et les radiateurs serait d'utiliser de plus gros straps, cependant la prise de poids risque d'être conséquente, c'est pourquoi le modèle actuel est conservé.

On peut aussi voir la perte des radiateurs sur ce bilan de puissance, c'est-à-dire la puissance transitant entre le capot de l'instrument et les radiateurs via les supports des radiateurs. Le radiateur de l'électronique et des baffles étant plus chaud, la perte y est forcément plus faible. La perte dans le radiateur des capteurs des HRI s'élève à 2.9 W, ce qui fait quand même 38% de la puissance totale dissipée par le radiateur. Un support des radiateurs soigné et le plus isolant possible sera donc indispensable. Le cas du radiateur du capteur du FSI est encore pire, puisque sur les 4.7 W qu'il dissipe, 2.7 W proviennent de pertes, ce qui correspond à 57% de la puissance émise. Ce radiateur sert donc plus à refroidir la structure que le capteur. Il faudra trouver un support suffisamment isolant pour minimiser la puissance perdue. Des supports plus isolants permettront de réduire la taille des radiateurs, et donc de gagner un poids certain.

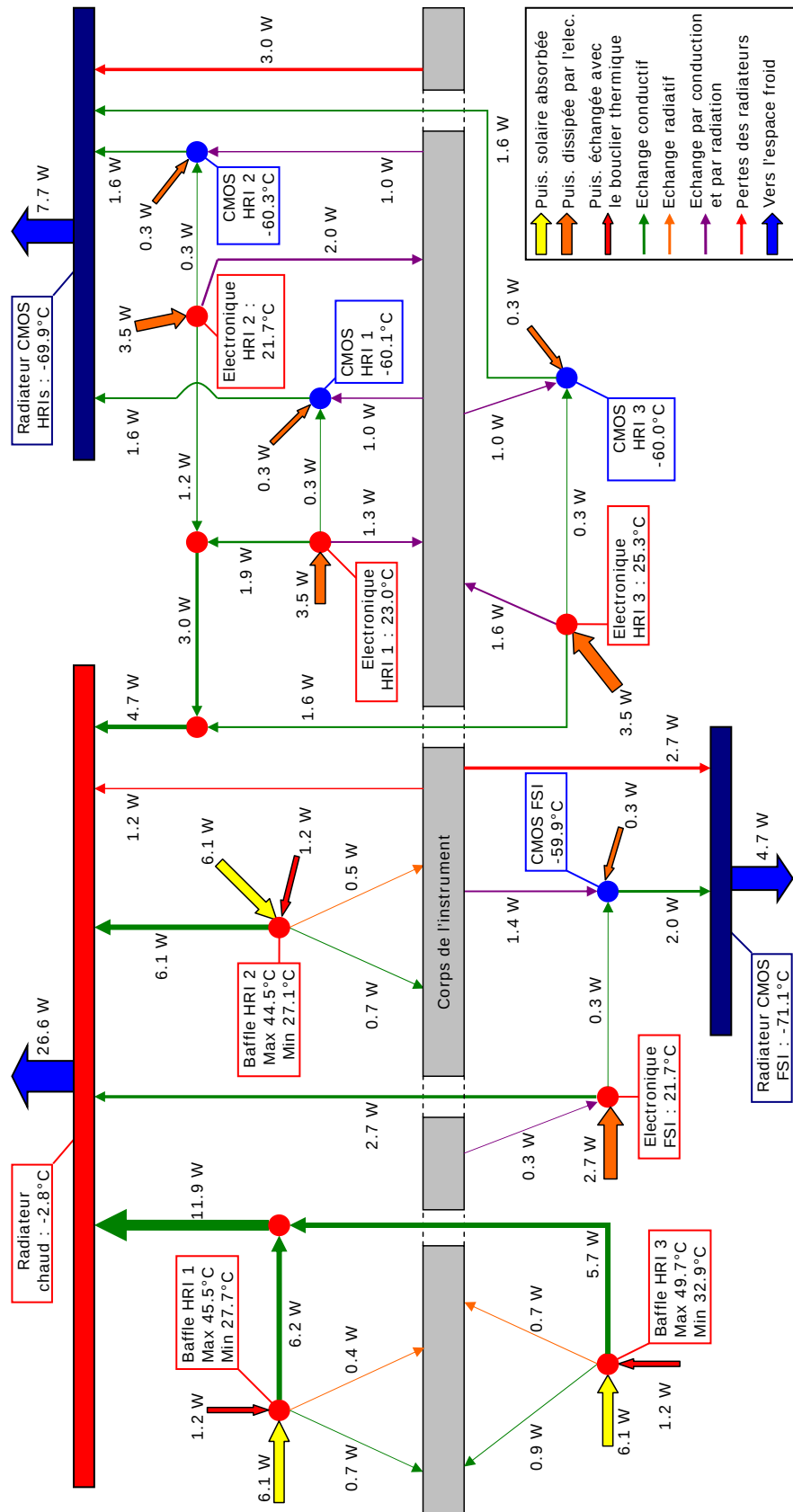


FIG. 7.12: Bilan de puissance du système de refroidissement, cas chaud, 3 radiateurs et supports des baffles isolants

L'échange du satellite vers l'instrument s'élève à 1.8 W, dont 1.2 W transitant par conduction via les pieds et 0.6 W s'évacuant radiativement au travers de la MLI, ce qui témoigne d'une bonne isolation, tant conductive que radiative.

7.4.4 Cas froid, porte ouverte

Ce cas froid est considéré en début de vie, pour prendre la situation la plus défavorable. L'émissivité des radiateurs vaut alors 0.9 (au lieu de 0.86 en cas chaud). Les températures de l'environnement changent aussi. Il faut tenir compte de ce changement dans le calcul des températures de puits. L'extérieur du satellite est donc pris à -20°C , l'arrière du bouclier à -20°C et les panneaux solaires à 80°C (qui est la température de fonctionnement d'un panneau au voisinage de la Terre).

Un autre changement à prendre en compte est l'orientation des panneaux solaires. En effet, si il est logique que ceux-ci ne soient pas perpendiculaires aux rayons provenant du Soleil lorsqu'on se trouve à sa proximité directe, pour modérer la température du panneau, il est aussi logique que, plus loin du Soleil, les panneaux soient orientés perpendiculairement aux rayons pour capter le maximum d'énergie possible. J'ai changé la position de ces panneaux dans le modèle radiatif, comme présenté à la figure 7.13. Le facteur de vue entre les panneaux et les radiateurs est alors plus grand, ce qui donne des températures de puits plus élevées. Ces nouvelles températures de puits sont à nouveau insérées dans le modèle *EsaTan*. Elles valent -127.2°C pour le radiateur des baffles, -154.3°C pour celui des capteurs des HRI et -175.2°C pour le radiateur du CMOS du FSI. La deuxième température ne varie presque pas par rapport au cas chaud, car ce radiateur est vers l'arrière, à proximité directe des panneaux solaires.

On a maintenant tous les éléments pour résoudre le modèle. Regardons d'abord les températures obtenues sans utiliser de chaufferettes. La température des capteurs des HRI vaut -85°C et celle du capteur du FSI -94.6°C . Les baffles sont à environ -45°C et la plaque de base à -35°C . La température plus froide du capteur du FSI provient du fait que son radiateur ne voit pas les panneaux solaires, et donc elle ne profite pas du changement d'angle de ceux-ci.

Ces températures sont trop froides, et il va donc falloir utiliser des chaufferettes. Nous allons en placer sur les endroits à réchauffer, c'est-à-dire les baffles et les capteurs. Pour obtenir des températures acceptables, on utilise les puissances injectées présentées au

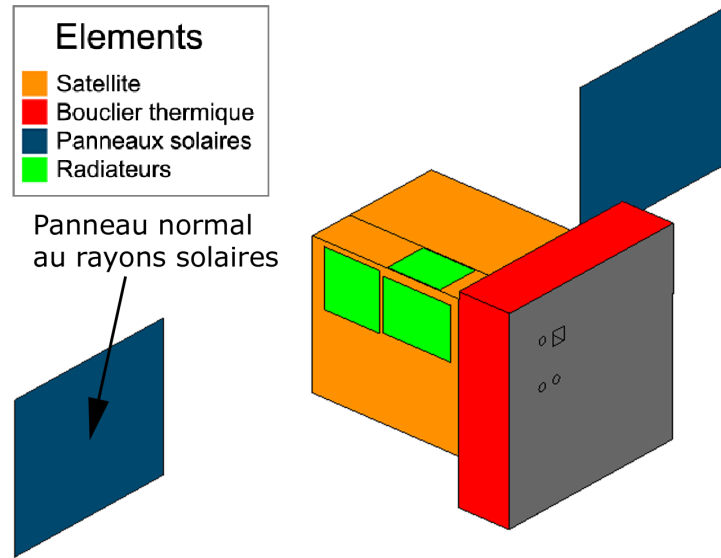


FIG. 7.13: Panneaux solaires normaux aux rayons solaires

tableau 7.6, à savoir un total de 2.95 W, soit 2 W de moins que dans le modèle précédent (cfr section 7.3.4).

Baffle HRI 1	Baffle HRI 2	Baffle HRI 3	CMOS HRI	CMOS FSI	TOTAL
0.5 W	0.5 W	0 W	0.25 W	1.2 W	2.95 W

TAB. 7.6: Puissances injectées par les chaufferettes, cas froid porte ouverte

On obtient alors la carte de température de la figure 7.14, avec notamment -80.1°C sur le détecteur du FSI et -78.6°C sur ceux des HRI. On voit aussi que la plaque de base est beaucoup plus chaude que les baffles, et l'électronique atteint des températures allant de -23.6°C (HRI 3) à -33.4°C (FSI) ce qui est acceptable en fonctionnement. La température moyenne de la plaque de base est de -31.5°C , avec un maximum de -25.7°C et un minimum de -35.1°C , soit un écart de 9.4°C qui devrait être tolérable d'un point de vue thermo-élastique.

7.4.5 Cas froid, porte fermée

Comme précisé à la section 7.3.5, les instruments sont éteints, et il faut donc impérativement utiliser des chaufferettes dans des températures acceptables. En effet sans celles-ci, on atteint -100°C dans l'instrument et -120°C dans les capteurs, ce qui n'est bien

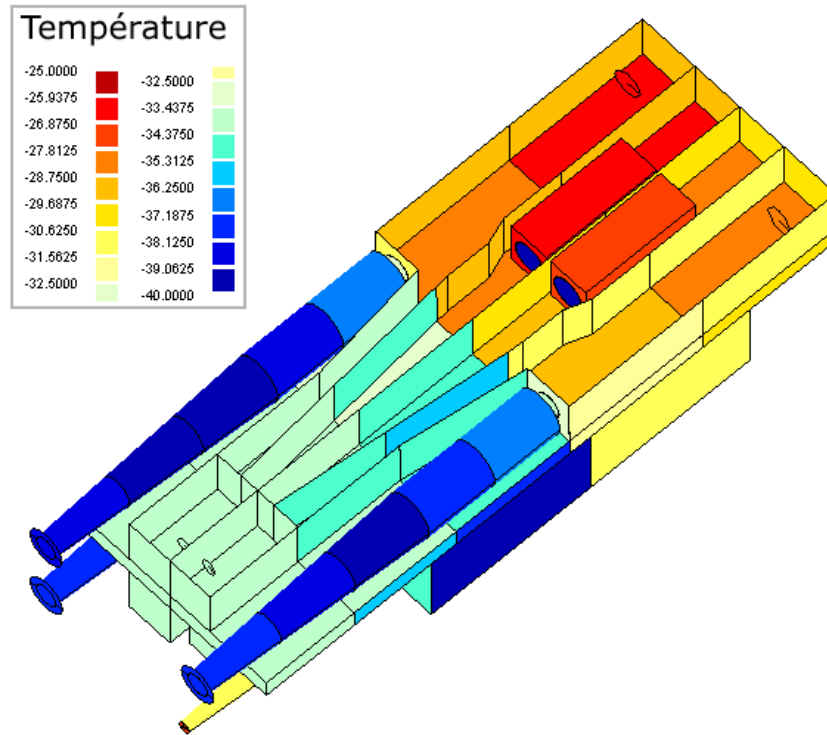


FIG. 7.14: Cas froid porte ouverte avec 3 radiateurs, supports isolants

évidemment pas tolérable. Les endroits critiques seront comme précédemment les capteurs, l'électronique et les baffles, mais il va aussi falloir réchauffer les parois sur lesquelles sont posés les radiateurs.

Après plusieurs essais pour bien répartir la puissance à injecter, on obtient le résultat du tableau 7.7. Les 20 W accordés sont donc tout justes suffisants pour atteindre les objectifs désirés.

La répartition de la température dans l'instrument avec ces chaufferettes est présentée à la figure 7.15. Seuls deux éléments du capot latéral sont à peine plus froids que les -40°C , tandis que le reste de l'instrument est maintenu entre -37°C et -40°C . Les 4 capteurs atteignent -79.3°C .

Dans ce modèle, nous avons supposé que les supports des baffles étaient isolants. Il fallait alors utiliser des straps dédiés aux électroniques pour dissiper la puissance qui y est produite. Un autre concept est d'utiliser des supports conducteurs, qui permettraient de dissiper la puissance de l'électronique via les baffles. C'est l'objet de la section suivante.

Élément	Q_{diss}	Élément	Q_{diss}
Baffle HRI 1	2.7 W	Electronique HRI 1	1.5 W
Baffle HRI 2	2.5 W	Electronique HRI 2	2 W
Baffle HRI 2	1.8 W	Electronique HRI 3	1 W
CMOS HRI 1	0.7 W	Electronique FSI	1.8 W
CMOS HRI 2	0.7 W	Haut du capot - arrière	1.2 W
CMOS HRI 3	0.7 W	Haut du capot - milieu	0.5 W
CMOS FSI	1.7 W	Côté du capot	1.2 W
TOTAL : 20 W			

TAB. 7.7: Puissances Q_{diss} dissipées par les chaufferettes, cas froid porte fermée

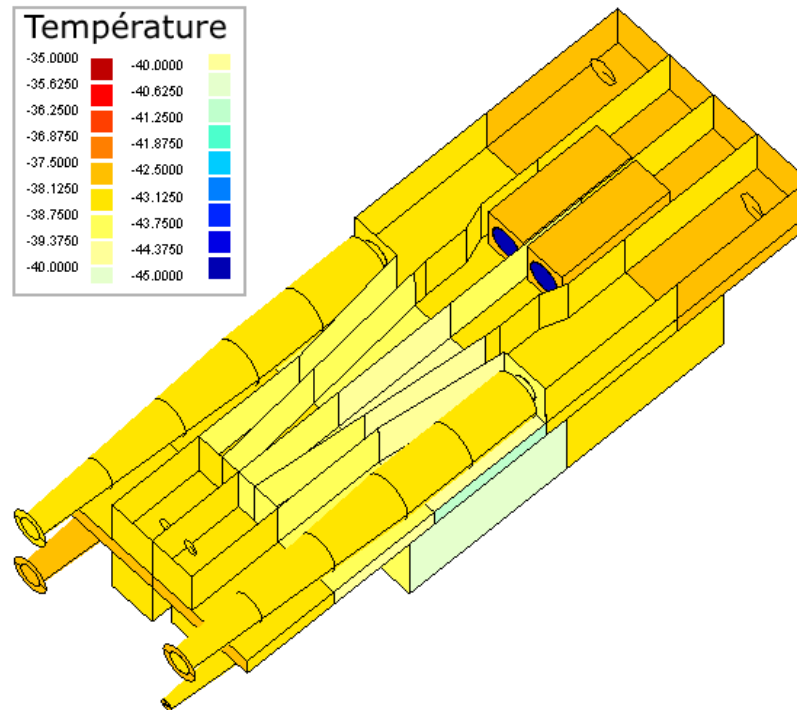


FIG. 7.15: Cas froid porte fermée avec 3 radiateurs, supports isolants

7.5 Utilisation de radiateurs, supports des baffles conducteurs

Les supports des baffles, présentés à la section 6.2, sont dans ce modèle constitué d'aluminium, qui conduit environ 16 fois mieux que le titane, utilisé auparavant.

L'électronique n'est plus refroidie de façon spécifique, et on peut donc supprimer tous les straps qui y sont reliés. Le dessin des straps est le même qu'à la figure 7.7, à l'exception des straps provenant de l'électronique qui sont supprimés.

7.5.1 Dimensionnement des straps et des radiateurs

La procédure de dimensionnement est la même qu'à la section 7.4.2, c'est-à-dire qu'on recherche d'abord les dimensions des straps et des radiateurs optimales en considérant les radiateurs connectés à l'espace froid avec un facteur de vue unitaire. On insère les dimensions de radiateurs obtenues dans un modèle *EsaRad* qui sort les liens radiatifs entre les radiateurs et l'environnement. On en déduit alors la température de puits de chaque radiateur, ainsi que son émissivité effective, et on insère ces données dans le modèle *EsaTan* à parti duquel on détermine de nouvelles dimensions de radiateurs, et ainsi de suite. Les pertes des radiateurs sont également prises en compte.

On obtient après ces multiples étapes les sections de straps du tableau 7.8 et les tailles de radiateur du tableau 7.9.

de	à	section	poids
30000	30010	200 mm ²	116 g
30010	baffle HRI 1	50 mm ²	7 g
30010	baffle HRI 3	200 mm ²	179 g
30000	baffle HRI 2	50 mm ²	17 g
30200	capteur CMOS HRI 1	35 mm ²	22 g
30200	capteur CMOS HRI 2	35 mm ²	22 g
30200	capteur CMOS HRI 3	110 mm ²	217 g
30220	capteur CMOS FSI	120 mm ²	183 g
TOTAL			762 g

TAB. 7.8: Section optimisée des straps - supports isolants

Radiateur	30000	30200	30220	TOTAL
Surface	900 cm ²	1410 cm ²	1032 cm ²	3340 cm²
Température	5.2°C	-72.1°C	-71.2°C	
Température de puits	-104.9°C	-151.1 °C	-122.5°C	

TAB. 7.9: Taille optimisée des radiateurs - supports conducteurs

7.5.2 Analyse des résultats

Le poids des straps est évidemment plus faible que lorsqu'on utilise des supports de baffle conducteurs, puisqu'on n'a plus de straps dédiés à l'électronique. Le gain en masse s'élève à 29%. Cependant la taille totale des radiateurs est plus élevée, puisqu'elle atteint 3340 cm^2 , soit 13% de plus, ce qui limite le gain de poids.

La température des radiateurs est semblable au cas précédent. Remarquons juste que les radiateurs froids sont un tout petit peu plus froids que dans le cas précédent, car la puissance traversant les straps est plus grande et il faut donc une plus faible température de radiateur pour obtenir la même température sur les capteurs, malgré des straps plus épais utilisés.

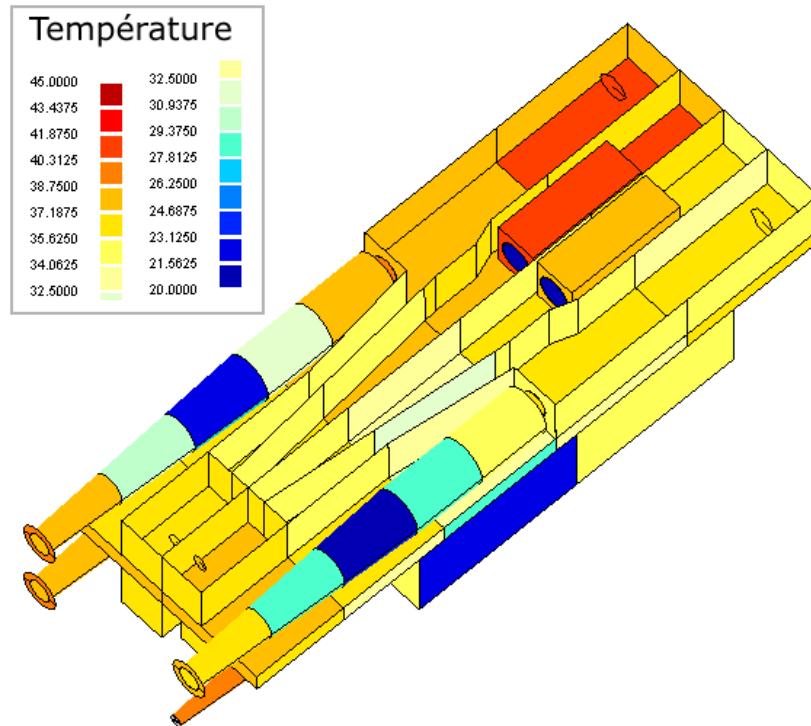


FIG. 7.16: Cas chaud avec 3 radiateurs, supports conducteurs

La figure 7.16 donne la carte de température obtenue. On voit immédiatement que le corps de l'instrument est beaucoup plus chaud que dans le cas précédent, ce qui est logique vu que l'on veut dissiper la puissance vers les radiateurs des baffles qui sont donc sensés être plus froids que la plaque de base. Plus précisément, la plaque de base atteint une température moyenne de 37°C avec un maximum à 41.9°C et un minium à 32.7°C .

L'écart est donc de 9.2°C ce qui est tolérable. Le problème est que les électroniques de proximité ont des températures allant de 38.3°C à 44.9°C , ce qui fait environ 15°C de plus que dans le cas précédent. Si on en croit la règle pratique qui dit qu'une électronique 10°C plus chaude a une durée de vie deux fois plus courte (cfr [15]), on peut en conclure que ce modèle risque d'être beaucoup moins robuste que le précédent.

L'écart de température sur les baffles des HRI est au maximum de 19.3°C ce qui est semblable au cas précédent. Les capteurs sont refroidis à -60°C , comme désiré.

La figure 7.17 montre le bilan de puissance du modèle. Remarquons que l'échange entre les baffles et le corps de l'instrument est quasi-nul, et donc l'idée de base de ce design, utiliser les radiateurs des baffles pour refroidir l'instrument, n'est pas vérifiée. En fait la puissance de l'électronique est dissipée vers radiateurs froids, soit via les capteurs, soit via les supports des radiateurs. L'évacuation de la puissance est donc moins efficace que précédemment, puisqu'on l'évacue vers l'espace froid au moyen des radiateurs les plus froids. Cela explique la plus grande taille de radiateurs nécessaire.

L'échange entre les électroniques et les capteurs se fait principalement via le corps de l'instrument, ce qui montre à nouveau les bonnes qualités isolantes du lien CMOS-électronique.

Vu que le corps de l'instrument est plus chaud que dans le cas précédent, les pertes absolues des radiateurs sont encore plus élevées, mais leur proportion par rapport au total de la puissance émise par le radiateur reste la même : 6% sur le radiateur des baffles, 40% sur le radiateur des capteurs des HRI, et 57% pour celui du FSI.

7.5.3 Cas froid, porte ouverte

Comme précédemment, on étudie ce cas en début de vie, en tenant compte du changement d'orientation des panneaux solaires. Sans réchauffement, les températures atteignent -85°C et -99°C sur les capteurs des HRI et du FSI. Les baffles ont une température moyenne de -40°C , mais avec un minimum de -45°C .

Nous allons seulement placer des chaufferettes sur les capteurs, en supposant que leur réchauffement va se transmettre indirectement au baffles qui passeront la barre des -40°C . Il faut alors injecter 1.8 W près du capteur du FSI et 0.3 W sur chaque capteur de HRI pour atteindre les -80°C , ce qui fait un total de 2.7 W, à peine en-dessous des 2.95 W obtenus au modèle précédent.

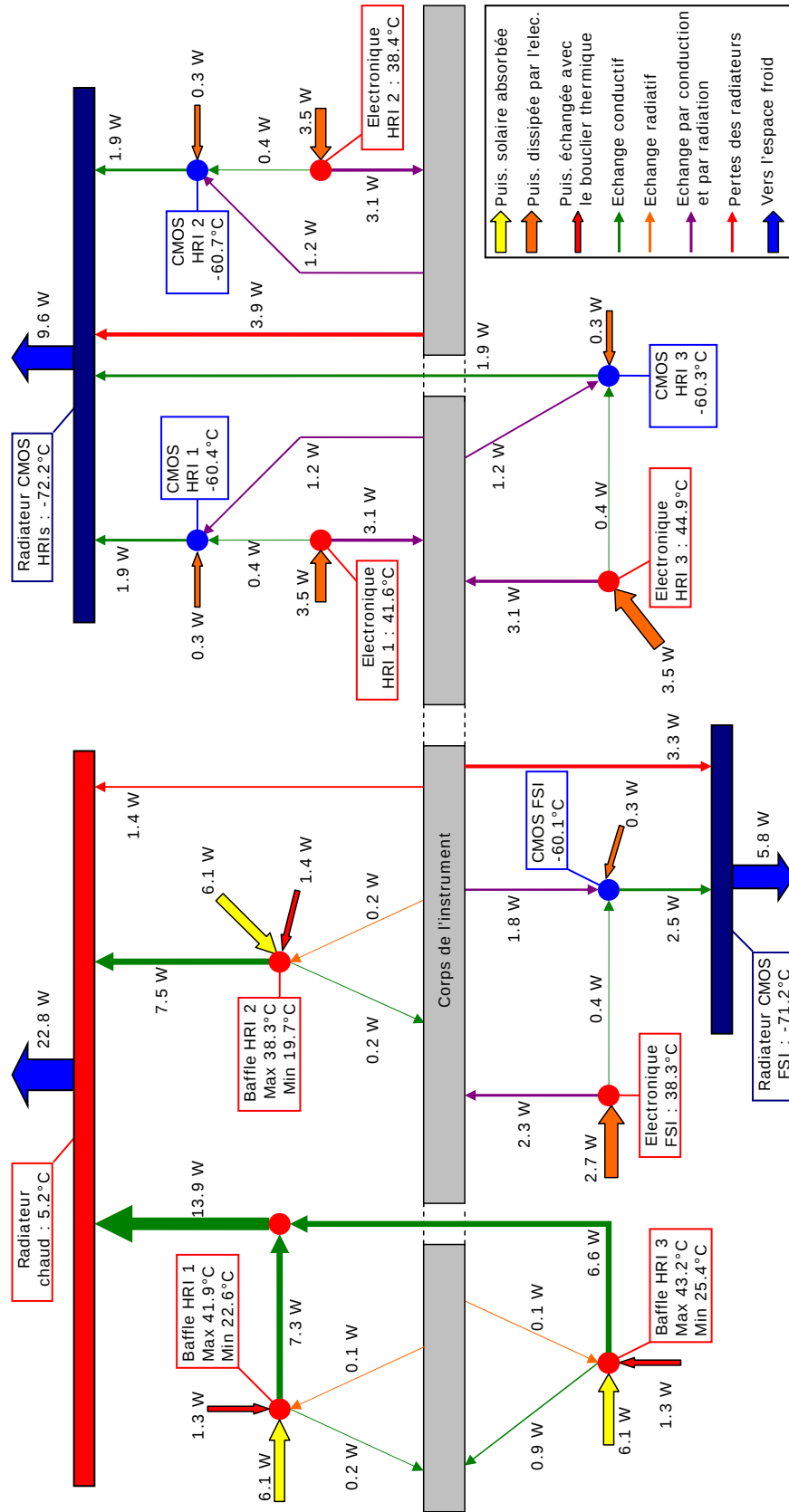


FIG. 7.17: Bilan de puissance du système de refroidissement, cas chaud, 3 radiateurs et supports des baffles conducteurs

Avec ces chaufferettes, on obtient les températures de la figure 7.18. La température minimale des baffles est de -42.8°C , ce qui est en dessous des minima requis, mais j'ai décidé de garder ce design car on atteint moins de -40°C uniquement sur la zone centrale de baffles, qui n'est pas critique. Signalons juste qu'il suffit d'injecter 0.3 W sur chaque baffle pour remplir les objectifs.

Les capteurs des 3 HRI et du FSI sont maintenus respectivement à -79.7°C , -80.0°C , -79.6°C et -80.8°C . La température moyenne de la plaque de base est de -26.3°C , avec un écart maximal de 19.1°C . Ces températures proviennent du fait que l'électronique n'est pas connectée à un radiateur, et donc le trajet parcouru par la puissance avant d'être dissipée vers l'espace froid est beaucoup plus long, ce qui réchauffe l'instrument. Ces plus hautes températures sont ici préférables.

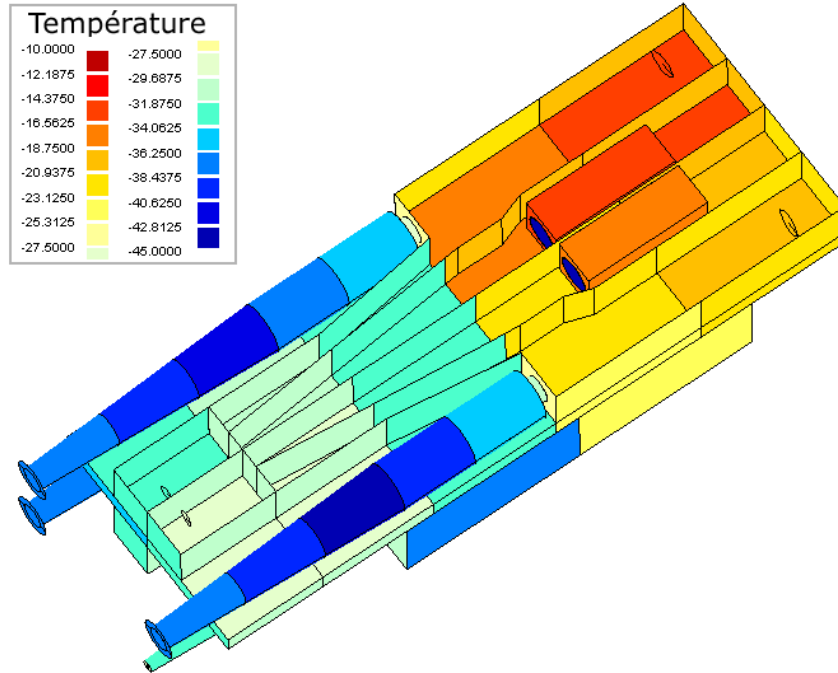


FIG. 7.18: Cas froid porte ouverte avec 3 radiateurs, supports conducteurs

7.5.4 Cas froid, porte fermée

Sans réchauffer l'instrument, on obtient des températures allant de -100°C sur l'instrument à -120°C sur les capteurs CMOS. L'utilisation de chaufferettes devrait permettre de maintenir l'instrument dans les objectifs désirés.

En utilisant les chaufferettes décrites au tableau 7.10, on obtient les températures de la figure 7.19 qui varient de -38°C à -41°C dans l'instrument. On est donc très proche de l'objectif de -40°C , sans y parvenir, et 0.45 W supplémentaires suffiraient pour passer la barre des -40°C . Les capteurs sont à -80°C , comme désiré.

Élément	Q_{diss}	Élément	Q_{diss}
Baffle HRI 1	3 W	Electronique HRI 1	0.5 W
Baffle HRI 2	3.25 W	Electronique HRI 2	0.5 W
Baffle HRI 2	2.5 W	Electronique HRI 3	0.4 W
CMOS HRI 1	1.05 W	Electronique FSI	0.5 W
CMOS HRI 2	1.05 W	Haut du capot - arrière	1.4 W
CMOS HRI 3	1.05 W	Haut du capot - milieu	0.6 W
CMOS FSI	2.5 W	Côté du capot	1.7 W
TOTAL : 20 W			

TAB. 7.10: Puissances Q_{diss} dissipées par les chaufferettes, cas froid porte fermée

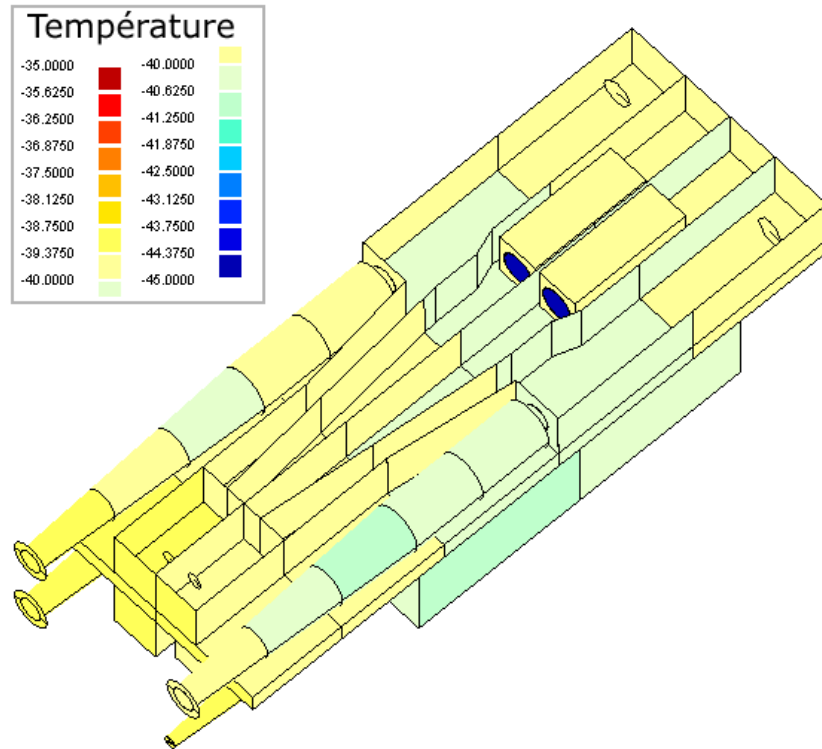


FIG. 7.19: Cas froid porte fermée avec 3 radiateurs, supports conducteurs

7.6 Comparaison des designs obtenus

Nous avons étudié trois méthodes de refroidissement, se basant sur des idées différentes. Ces trois méthodes sont :

- L'utilisation de 3 interfaces de refroidissement fournies par l'ESA, une pour les baffles, une pour l'électronique, et une pour les capteur CMOS.
- L'utilisation de 3 radiateurs placés et dimensionnés par nos soins. L'électronique est raccordée au même radiateur que les baffles, et le support de ces derniers est isolant.
- L'utilisation de 3 radiateurs, mais avec des supports des baffles conducteurs. L'électronique n'est pas reliée à un système de refroidissement.

Nous allons maintenant comparer les 3 designs obtenus remplissant les objectifs fixés au début de ce chapitre, à l'aide du tableau 7.11.

Méthode de refroidissement Supports des baffles	3 interfaces isolants	3 radiateurs isolants	3 radiateurs conducteurs
Poids des straps	1731 g	1072 g	762 g
Taille des radiateurs	2849 cm ²	2960 cm ²	3340 cm ²
Puissance injectée, porte ouverte	5 W	2.95 W	2.7 W
Puissance injectée, porte fermée	20 W	20 W	20.45 W
T_{min} radiateurs, cas chaud	-95°C	-70°C	-72.1°C
T_{max} baffle, cas chaud	47.5°C	49.7°C	43.2°C
T_{max} électronique, cas chaud	21.4 °C	25.3°C	44.9°C
ΔT plaque de base, cas chaud	7°C	6.5°C	9.2°C
T_{min} électronique, cas froid	-25°C	-33.4°C	-27.4°C

TAB. 7.11: Comparaison des méthodes de refroidissement

Le principal défaut de la première méthode, utilisant des interfaces fournies par l'ESA, est le poids exagéré des straps, qui est principalement dû au strap refroidissant le capteur CMOS du FSI. La grande distance entre ce capteur et l'interface froide oblige aussi à obtenir une interface plus froide que dans les autres modèles.

La troisième solution ne donne pas des résultats excellents non plus. Le poids des straps est plus faible, mais les radiateurs sont 380 cm² plus grands que dans le deuxième cas. Supposons par exemple que ces radiateurs soient composés d'aluminium de 2.5 mm d'épaisseur, ces 380 cm² correspondent alors à 257 g supplémentaires, ce qui réduit fortement le gain de poids effectué sur les straps. De plus l'électronique a une température de fonctionnement en cas chaud beaucoup plus élevée, ce qui est évidemment moins bon.

La deuxième solution est donc la meilleure. Son seul défaut est d'être un petit peu trop froide en cas froid, ce qui est aisément rectifiable en utilisant des chaufferettes. C'est donc cette solution que je conseille.

Il faut cependant surveiller les hypothèses qui ont été prises. Celles-ci peuvent avoir une influence très importante sur les résultats obtenus, et éventuellement sur la conclusion formulée au paragraphe précédent. Une analyse de sensibilité est donc nécessaire.

7.7 Analyse de sensibilité

Faire varier certains paramètres va permettre de déterminer leur importance dans le modèle. Cela permettra dans la suite du projet de savoir quels éléments il faut connaître avec précision.

Lors de mon étude, j'ai dû faire des hypothèses sur plusieurs paramètres, qui n'étaient soit pas connus, soit mal connus, soit connus, mais dont la valeur connue est mise en doute. J'ai donc décidé de regarder l'influence de ces paramètres qui sont :

- l'absorptivité du filtre, présenté au chapitre 5, et autour duquel il plane encore de nombreuses incertitudes
- la réflectivité de l'intérieur du baffle
- la température de l'environnement intérieur du satellite
- la température de l'environnement extérieur du satellite

7.7.1 Absorptivité du filtre

Les propriétés du filtre ne sont pas certaines vu les résultats étonnants des tests face au simulateur solaire. De plus, l'utilisation d'une grille risque de changer l'absorptivité du filtre si elle est placée sur sa face avant, tout comme l'absence de coating en polyimide.

La valeur utilisée de l'absorptivité était de 0.244. Des tests ont donc été réalisés avec deux nouvelles valeurs de l'absorptivité, 0.1 et 0.4, tout en conservant toutes les autres propriétés utilisées.

Les températures obtenues avec $\alpha = 0.1$ sont évidemment plus froides, puisque la puissance absorbée par chaque filtre est 2.44 fois plus faible. Les baffles n'atteignent plus que maximum 30°C sur les pupilles d'entrées, tandis que le miroir du fond, qui était

auparavant le point le plus chaud, atteint à peine 20°C. Le corps de l'instrument est à environ 15°C et les capteurs à -64°C.

Avec une absorptivité de 0.4, les températures sont logiquement plus chaudes. On atteint un maximum de 72°C sur les baffles. Le corps de l'instrument est à 30°C et les capteurs à -56°C.

On voit donc que la modification de l'absorptivité du filtre influence surtout les baffles, les différences de températures avec le cas de base étant au moins deux fois plus faibles sur les autres parties de l'instrument. Une absorptivité faible est très intéressante car elle réduit les besoins de refroidissement des baffles.

7.7.2 Réflectivité du baffle d'entrée

Le baffle d'entrée, présenté à la section 4.4, possède un miroir au fond, et des parois en aluminium sur les côtés. Le miroir étant un dispositif primordial dans le design du baffle, il sera composé d'un matériau fortement réfléchissant, et notre modèle utilisant une réflectivité de 90%, il n'est pas nécessaire d'envisager un cas pire. La composition du cylindre et du cône ne sont par contre pas encore connues. Ils seront composés soit d'aluminium, soit de fibres de carbone.

La solution envisagée dans ce travail utilise de l'aluminium poli, dont la réflectivité est approximativement égale à 80%. Le coating qui recouvrirait les fibres de carbones serait probablement moins bon réflecteur. Il serait aussi intéressant d'observer les résultats obtenus avec une meilleure réflectivité. Les test sont donc réalisés avec des réflectivités de 90% et de 70%.

Avec une réflectivité de 90%, le baffle atteint au maximum 45°C, tandis que la plaque de base est à environ 20°C et les capteurs à -61°C.

Avec une réflectivité de 70%, le baffle atteint 52°C. Le corps de l'instrument est à environ 25°C et les capteurs à -59°C.

On voit donc que la réflectivité des côtés du baffle n'est pas primordiale dans le design, et son influence est mineure. Cela s'explique par le fait que peu de rayons sont réfléchis sur cette partie du baffle. De plus, le modèle a uniquement été pointé vers le centre du Soleil, or dans cette situation le rôle des côtés des baffles est minime.

7.7.3 Température de l'environnement intérieur

L'intérieur du satellite est spécifié à 50°C. En changeant cette température, nous allons mettre en valeur les qualités isolantes de la MLI et des pieds de l'instrument. Nous allons regarder un cas plus chaud à 100°C (cas extrême), et un cas plus froid à 20°C.

Lors de la modélisation, nous avons dû prendre une hypothèse sur la température des baffles trouant le bouclier thermique. Nous avons supposés 200°C, mais des températures plus chaudes sont également possibles. Un cas extrême à 400°C va donc être étudié.

Avec un environnement du satellite à 100°C, le baffle atteint au maximum 58°C, et la plaque de base est à environ 35°C. Les CMOS sont à -55°C. On voit donc qu'une augmentation de 50°C de l'environnement n'augmente que d'environ 10°C l'instrument. L'échange radiatif passe de 0.6 W à 2.0 W et l'échange conductif de 1.2 W à 2.9 W.

Avec un environnement à 20°C, la température maximale sur le baffle est de 45°C, l'instrument est à 20°C et les capteurs à -62°C. L'échange radiatif ne vaut que 0.1 W, tout comme l'échange conductif. À nouveau les variations de température dans l'instrument sont donc minimales. On voit donc que la température de l'environnement fourni par le satellite ne devrait pas avoir de conséquence majeure sur notre design. Cela montre aussi que nous sommes fortement indépendant de cet environnement.

L'influence d'un bouclier thermique à 400°C est par contre toute autre. En effet les pupilles des baffles d'entrée passent à 90°C et les miroirs de réjection à 80°C. Le corps de l'instrument passe d'environ 25°C à environ 45°C et les capteurs sont à -52°C. La puissance échangée radiativement entre un baffle du bouclier et un baffle d'entrée passe de 1.2 W à 4.5 W, ce qui fait une augmentation totale de la puissance absorbée par chaque baffle de 10 W. On voit donc qu'il convient de bien connaître la température du bouclier. La modification de température sur le corps de l'instrument est plus faible, grâce aux pieds isolants des baffles, ce qui montre un nouvel avantage à l'utilisation de supports isolants.

7.7.4 Environnement extérieur

L'environnement extérieur est constitué de l'arrière du bouclier thermique, des panneaux solaires, et de l'extérieur du satellite. Ces éléments influencent uniquement les températures de puits des 3 radiateurs utilisés. Cependant leurs températures ne sont pas connues, et des hypothèses ont été prises.

Les panneaux et l'arrière du bouclier étaient à 100°C, nous allons maintenant les mettre à 150°C. Les températures de puits obtenues sont présentées au tableau 7.12. Les émissivités effectives ne varient quasiment pas et sont toutes supérieures à 0.998.

T de l'environnement	100°C	150°C
T_{puits} du radiateur 1	-111.3°C	-90.3°C
T_{puits} du radiateur 2	-153.2°C	-137.4°C
T_{puits} du radiateur 3	-129.8°C	-111.4°C

TAB. 7.12: Températures de puits avec différentes températures environnantes

Analysons l'influence de ces nouvelles températures de puits. En considérant les émissivités effectives unitaires, on obtient que la puissance Q échangée entre le radiateur et son environnement vaut

$$Q = A_{rad} \cdot \varepsilon_{rad} \cdot \sigma \cdot (T_{rad}^4 - T_{puits}^4)$$

Si on considère le facteur de vue entre le radiateur et l'environnement indépendant de sa taille, la même température sur le radiateur et la même énergie dissipée s'obtient en agrandissant le radiateur jusqu'à une surface A_2 telle que

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{T_{rad}^4 - T_{puits,1}^4}{T_{rad}^4 - T_{puits,2}^4}$$

D'après cette formule, on trouve que le premier radiateur doit grandir de 10%, le deuxième de 9% et le troisième de 25%, ce qui donne au total une surface de 3360 cm² qui reste en dessous de l'espace disponible de 4000 cm². La température de l'environnement a donc une influence non négligeable sur le design, mais la surface disponible est suffisante pour compenser un environnement plus chaud.

Conclusion

L'objet principal de ce travail était de fournir à chaque composant de l'instrument un environnement thermique adéquat. Vu l'orbite du satellite *Solar Orbiter* qui impose des contraintes thermiques sévères, l'étape principale permettant d'obtenir les températures désirées était le design du système de refroidissement.

Avant d'atteindre cette étape terminale, un premier modèle a été étudié, ce qui a permis d'identifier les principaux points à améliorer, et les principales incertitudes. Un nouveau modèle plus léger, plus compact et plus facile à refroidir a alors été implémenté et analysé. C'est sur ce modèle qu'ont été comparées différentes méthodes de refroidissement.

Un chapitre a aussi été consacré à l'étude du filtre de réjection, dont la conductivité était mal connue. Un modèle collant à l'expérience a été créé, mais la conductivité trouvée n'est physiquement pas explicable. De nouveaux tests sont donc nécessaires sur les filtres qui seront utilisés dans cette mission. Ce chapitre a aussi démontré qu'utiliser un filtre tel quel donnera des températures inacceptables en son centre. Une grille s'impose donc, avec une épaisseur conséquente si l'on veut une différence de température de 100°C sur le filtre, tout en conservant une bonne transmissivité pour un faible dépointage.

Lors du design du système de refroidissement, nous avons d'abord suivi les spécifications de l'ESA. Le design alors obtenu était loin d'être optimal, puisque le poids du système était exagéré, et les températures requises trop froides. Nous sommes alors partis sur l'idée d'utiliser des radiateurs propres à l'instrument. En tenant compte de l'environnement extérieur de l'instrument, nous trouvons que cette méthode donne de bien meilleurs résultats, puisque le poids des straps de refroidissement est diminué de près de 39%, et les températures demandées sur les radiateurs sont plus élevées d'environ 25°C . La troisième hypothèse était d'utiliser les baffles pour refroidir l'ensemble de l'instrument, mais cela donne de moins bons résultats que le système précédent. Il est donc intéressant de faire la demande d'utiliser des radiateurs propres à l'instrument.

Toutes ces études ont été réalisées sur bases de plusieurs hypothèses, nécessaires à cause du manque d'information sur l'environnement et sur la conception finale de l'instrument. En effet, la température du bouclier thermique a une influence certaine sur les températures obtenues au sein du baffle d'entrée, et de plus amples informations seront donc nécessaires pour affiner le modèle. La connaissance de l'environnement extérieur est aussi importante, puisqu'elle détermine la taille des radiateurs.

Enfin, il convient de préciser que cette pré-étude ne prétend pas être exhaustive. Dans l'avenir, des études approfondies du satellite devront être réalisées, notamment dans les différents modes de fonctionnement, lors de l'ouverture et la fermeture de la porte, lors des passages à proximité de Venus,...

D'un point de vue personnel, ce travail m'a tout d'abord permis d'avoir un intéressant aperçu de la vie et du travail en entreprise. J'ai aussi pu découvrir l'aspect thermique d'une conception, ce que je ne connaissais pas puisque je n'avais jamais suivi de cours sur cette matière. Travailler sur une future mission de l'Agence Spatiale Européenne est aussi très motivant et honorant. Enfin, ce travail m'a également permis de me rendre compte de la complexité de la création d'une mission spatiale, et de la nécessité d'avoir une vue d'ensemble du projet sans uniquement s'occuper de son aspect du travail.

A. Annexes

A.1 Recalage du modèle du test du filtre

Dans le cadre du test du filtre, présenté au chapitre 5, j'ai procédé à un recalage des conductances des éléments du dispositif. Ce recalage a été effectué sur le modèle transitoire du test, présenté à la section 5.3.4.

On a vu que les résultats du calcul transitoire collent plutôt bien à l'expérience pour $\alpha = 0.22$ et $\alpha = 0.244$, mais il subsiste un certain écart entre les températures obtenues et les températures expérimentales. Au niveau de la lamelle, ces écarts peuvent s'expliquer par le manque d'information sur la position exacte des thermocouples. Cette explication n'est cependant pas valable pour les autres endroits, car les températures des autres éléments sont plus homogènes vu leur plus grande épaisseur, et donc une légère indétermination sur la position du thermocouple devrait quand même donner des températures plus proches.

La modélisation faite n'est en fait pas complète : les contacts ont été considérés parfaits, ce qui néglige les résistances de contact. Or, dans le cas du support du filtre par exemple, qui est vissé des quatre côtés au boîtier, le moindre jeu diminuera fortement la conduction, qui ne se produit alors plus que par les vis de serrage. Nous allons donc essayer de recalculer le modèle en tenant compte de ces résistances de contact.

Ces résistances de contact doivent être placées aux différents endroits où il y a un assemblage, à savoir entre

- l'anneau du filtre et le support du filtre ;
- le support et le boîtier ;
- le support et la plaque en aluminium ;
- le boîtier et la plaque ;
- la plaque et la lamelle d'aluminium ;

- la lamelle et le thermostat (via le strap en cuivre qui les lie).

Pour rappel (section 2.1.2), une conductance de contact, c'est-à-dire un lien conducteur de contact, est proportionnelle à la surface de contact via une conductivité de contact $k_{contact}$ qui s'exprime en W/m^2K . Or, puisque la surface de contact des lamelles est grande, les résistances de contact peuvent y être négligées.

Le contact entre le boîtier et la plaque se produit entre plusieurs noeuds du modèle. Cependant, les types de contacts étant fort semblables, il semble logique d'utiliser une seule conductivité de contact pour tous ces conductances. On peut réfléchir de la même façon pour la conductivité de contact entre le support du filtre et le boîtier. On ne peut par contre pas prendre la même conductivité entre le support et le boîtier et entre le support et la plaque. En effet, lors de l'assemblage du dispositif, le support a d'abord été vissé dans le boîtier, et ensuite le boîtier et le support ont été vissés à la plaque. L'opérateur du test a alors observé un certain jeu entre le bas du support et la plaque. Par conséquent il convient de prendre une conductivité de contact faible entre le support du filtre et la plaque. J'ai choisi de prendre arbitrairement une valeur dix fois plus petite que la conductivité de contact entre le support du filtre et le boîtier.

On va donc devoir jouer sur 3 conductivités de contact et sur la position exacte des thermocouples placés sur la lamelle pour finalement recalibrer le modèle. Après plusieurs tâtonnements, on obtient finalement le résultat de la figure A.1, qui concorde presque parfaitement avec l'expérience. L'absorptivité utilisée est 0.22.

anneau - support	support - boîtier	support - plaque	boîtier - plaque
10 W/m^2K	1500 W/m^2K	150 W/m^2K	3000 W/m^2K

TAB. A.1: Conductivités de contact après recalage

Le tableau A.1 donne les conductivités de contact obtenues. Ces valeurs sont acceptables. En effet un contact sera d'autant meilleur que la pression de serrage sera grande. Or, le filtre étant fragile, le serrage entre l'anneau et le support doit être fait délicatement, d'où la faible conductivité obtenue. De plus la surface des vis de serrage est très faible par rapport à la surface totale de contact. Signalons aussi que, dans les mesures, la précision est de $0.1^\circ C$, et l'écart de température entre l'anneau et le support est de maximum $0.2^\circ C$ à de rares moments. La précision est donc faible et l'écart moyen de température est peut-être plus faible que le recalage obtenu, ce qui donne alors une conductivité de contact plus grande.

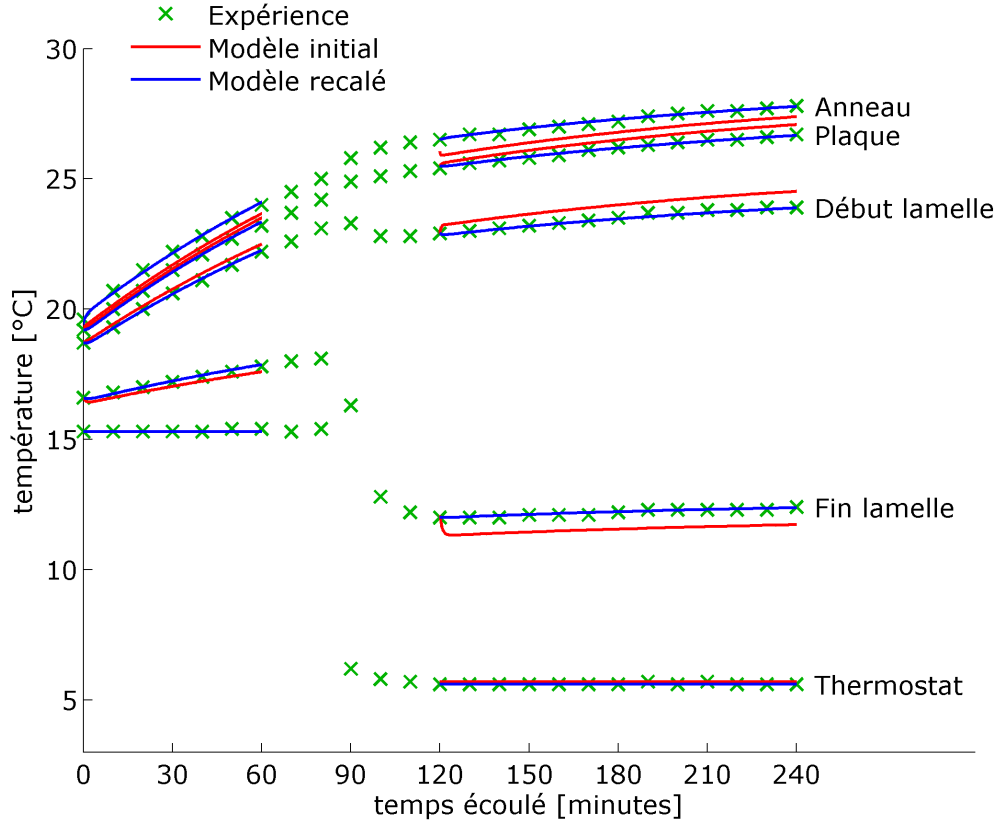


FIG. A.1: Évolution des températures en transitoire avant et après recalage

Le contact entre le support et le boîtier est moins bon que celui entre le boîtier et la plaque car, à moins d'avoir un support exactement aux dimensions du boîtier, il y a un léger jeu entre le support et une des faces latérales du boîtier. Ce problème n'est pas présent entre le boîtier et la plaque. Les ordres de grandeur sont aussi cohérents, une conductivité de contact valant typiquement entre $100 \text{ W/m}^2\text{K}$ et $50000 \text{ W/m}^2\text{K}$.

Si on prend une absorptivité du filtre de 0.244, les résultats obtenus en transitoire sont également proches de l'expérience, et un recalage est aisé. Le flux absorbé par le filtre étant plus grand que pour $\alpha = 0.22$, les conductances de contact recalées seront logiquement plus grandes.

A.2 Propriétés thermo-optiques utilisées

Lors des différents modèles créés, différentes propriétés thermiques ont été utilisées pour les différents matériaux recouvrant les surfaces représentées. Il faut, pour chaque matériau, spécifier 8 propriétés :

- l'émissivité infrarouge ε ;
- la réflectivité diffuse infrarouge $\rho_{d,IR}$;
- la transmissivité infrarouge τ_{IR} ;
- l'absorptivité visible α ;
- la réflectivité diffuse visible $\rho_{d,VIS}$;
- la transmissivité visible τ_{VIS} ;
- la réflectivité spéculaire infrarouge $\rho_{s,IR}$;
- la réflectivité spéculaire visible $\rho_{s,VIS}$.

Tous les matériaux utilisés sont opaques aux longueurs d'ondes considérées, et donc toutes les transmissivités sont nulles¹.

Ces différentes propriétés varient avec le temps, les surfaces vieillissent. Il faut donc considérer des propriétés différentes en début et en fin de vie. Des propriétés différentes n'ont été considérées que pour les éléments soumis aux radiations extérieures, et qui sont donc les plus sensibles au vieillissement. Les échanges radiatifs entre ces éléments sont de plus généralement importants, d'où l'obligation de considérer deux cas. Les baffles d'entrée sont les seuls éléments soumis aux radiations venant de l'extérieur. Les matériaux des composants sont nommés `opt_rejection_mirror`, utilisé pour le miroir de réjection du fond, et `opt_rejection_mirror2`, utilisé à l'intérieur du cône et du cylindre. Les pupilles sont recouvertes d'OSR, dont les propriétés sont peu variables au cours du temps.

Le set de propriétés utilisées dans le modèle final EUI 2+2 est donné au tableau A.2. Signalons que `filter1` est la face du filtre exposée au Soleil, `black_chromium` recouvre l'arrière des miroirs, le `teflon` est utilisé pour le joint entre les baffles des HRI et le capot, et le `blackcoating` est le coating recouvrant les baffles percés dans le bouclier thermique. L'utilisation des différents éléments est visible sur la figure 6.2.

¹le filtre laisse passer l'ultraviolet extrême, mais l'intensité du rayonnement solaire à cette longueur d'onde est 10^8 fois plus faible que dans le visible, d'où une transmissivité considérée comme nulle

matériau de surface	ε	$\rho_{d,IR}$	$\rho_{s,IR}$	α	$\rho_{d,VIS}$	$\rho_{s,VIS}$
CFRP	0.70	0.30	0	0.93	0.07	0
alu	0.09	0.91	0	0.20	0.80	0
alu_poli	0.09	0.91	0	0.17	0.04	0.79
alu_anodise	0.86	0.14	0	0.50	0.50	0
black_chromium	0.15	0.85	0	0.97	0.03	0
MIRROR	0.98	0.01	0.01	0.01	0.01	0.98
CMOS	0.85	0.15	0	0.85	0.15	0
filter1	0.05	0.95	0	0.244	0.02646	0.72954
filter2	0.02	0.95	0	0.244	0.02646	0.72954
OSR	0.85	0.15	0	0.09	0.05	0.86
rejection_mirror, début de vie	0.05	0.95	0	0.07	0.00	0.93
rejection_mirror2, début de vie	0.05	0.95	0	0.15	0.04	0.81
rejection_mirror, fin de vie	0.2	0.8	0	0.1	0.00	0.9
rejection_mirror2, fin de vie	0.2	0.8	0	0.2	0.04	0.76
teflon	0.40	0.60	0	0.40	0.60	0
mli_in	0.05	0.95	0	0.10	0.90	0
mli_out	0.70	0.30	0	0.55	0.45	0
blackcoating	0.85	0.15	0	0.85	0.15	0

TAB. A.2: Propriétés thermo-optiques utilisées dans le modèle EUI 2+2

A.3 Calcul de la température de puits d'un radiateur

Deux des solutions de refroidissement présentées au chapitre 7 utilisent des radiateurs propres à l'instrument. Une modélisation simple est de considérer que ces radiateurs ont un facteur de vue unitaire avec l'espace froid. Cela revient à négliger l'environnement des radiateurs, à savoir le satellite, l'arrière du bouclier thermique et les panneaux solaires.

Une modélisation plus complexe, mais plus représentative de la réalité, consiste à calculer la température de puits et l'émissivité effective des 3 radiateurs dans cette environnement, et d'ensuite utiliser ces paramètres dans le solveur *EsaTan*.

La *température de puits* T_{sink} d'une surface est la température d'équilibre de cette surface isolée en interne, en équilibre avec l'environnement externe à l'expérience. On peut alors remplacer l'environnement de la surface par une seule surface de température T_{sink} et dont l'émissivité s'appelle l'*émissivité effective*, ε_{eff} . Cette surface possède une aire effective A_{eff} qui vaut $(1 - F)A$, avec F le facteur de vue entre la surface et elle-même, et A l'aire de la surface considérée. Dans le cas qui nous concerne, les surfaces sont planes, donc $F = 0$ et $A_{eff} = A$.

Nous allons calculer la température de puits des radiateurs dessinés à la figure A.2. Nous allons faire l'hypothèse que chaque radiateur est étudié indépendamment, et qu'il n'est donc pas influencé par la présence des autres radiateurs.

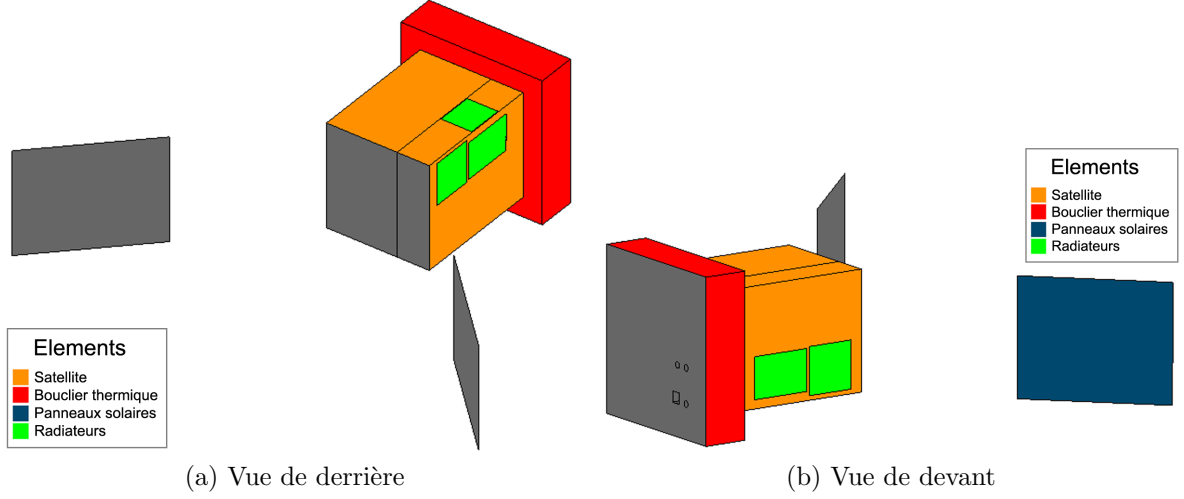


FIG. A.2: Modélisation radiative de l'extérieur du satellite

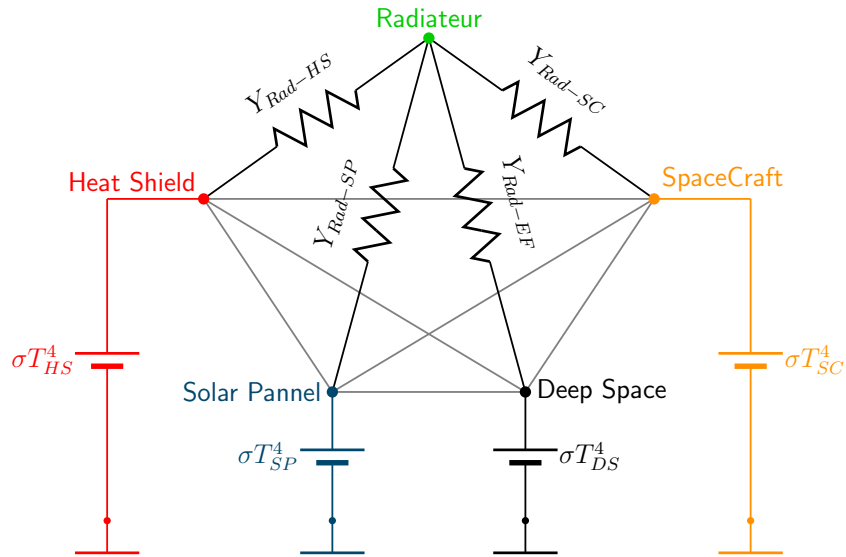


FIG. A.3: Schéma électrique équivalent de l'extérieur du satellite

Un noeud radiatif est attribué aux différents éléments (vaisseau, bouclier thermique, panneau solaire et radiateurs) ce qui fait un total de 5 noeuds, puisqu'il faut aussi attribuer un noeud à l'espace froid. On peut alors réaliser le schéma électrique équivalent entre ces 5 noeuds, comme présenté à la figure A.3. Seulement 4 liens radiatifs Y_{ij} ont été

représentées, mais tous les noeuds sont en fait reliés deux à deux. Ces liens sont calculées par le programme *EsaRad* par lancer de rayon.

L'objectif du calcul va être de remplacer tout ce circuit par son équivalent de Thévenin entre le radiateur et la masse. On obtient alors aisément la température de puits et l'émissivité effective.

La résistance équivalente de Thévenin R_{Th} vaut la résistance équivalente du circuit passifié (sources de tension court-circuitées). Puisque Y_{ij} représente une conductance, on a

$$R_{Th} = \frac{1}{Y_{Rad-HS} + Y_{Rad-SP} + Y_{Rad-DS} + Y_{Rad-SC}}$$

La tension équivalente de Thévenin vaut la différence de potentiel entre le radiateur et la masse. En utilisant la première loi de Kirchhoff (exprimant la conservation de la charge en un noeud) sur le radiateur, et en notant $R_{ij} = Y_{ij}^{-1}$, on obtient

$$\frac{T_{HS}^4 - T_{Rad}^4}{R_{Rad-HS}} + \frac{T_{SP}^4 - T_{Rad}^4}{R_{Rad-SP}} + \frac{T_{DS}^4 - T_{Rad}^4}{R_{Rad-DS}} + \frac{T_{SC}^4 - T_{Rad}^4}{R_{Rad-SC}} = 0$$

On en déduit T_{Rad} qui est la température de puits recherchée :

$$T_{Rad}^4 = \left(\frac{T_{HS}^4}{R_{Rad-HS}} + \frac{T_{SP}^4}{R_{Rad-SP}} + \frac{T_{DS}^4}{R_{Rad-DS}} + \frac{T_{SC}^4}{R_{Rad-SC}} \right) \cdot R_{Th}$$

On obtient finalement l'émissivité effective en considérant que le radiateur voit avec un facteur de vue unitaire une surface qui a la température de puits, l'émissivité effective, et la même surface que le radiateur. Le schéma électrique de la figure A.4 correspond à cette situation.

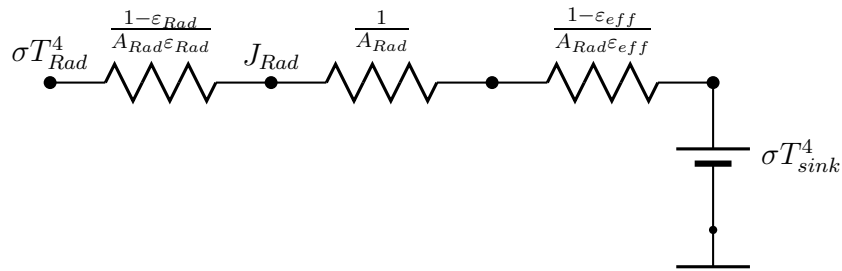


FIG. A.4: Schéma électrique équivalent du radiateur et de sa température de puits

Ce schéma électrique doit donner les mêmes résultats que le schéma électrique composé de la résistance équivalente de Thévenin et la tension de Thévenin, et donc la mise en

série des 3 résistances présentes à la figure A.4 vaut la résistance équivalente de Thévenin. On déduit alors l'émissivité effective qui vaut

$$\varepsilon_{eff} = \frac{1}{A_{Rad}} \left(R_{Th} - \frac{1 - \varepsilon_{Rad}}{A_{Rad} \varepsilon_{Rad}} \right)^{-1}$$

Avec ces paramètres, on crée un environnement propre à chaque radiateur, ce qui permet d'obtenir des températures de radiateur réalistes.

Bibliographie

- [1] Luxel. <http://www.luxel.com>.
- [2] Matweb, Material Property Data. <http://www.matweb.com>.
- [3] Thornel carbon fibers.
<http://www.cyttec.com/engineered-materials/downloads/ThornelTP.pdf>.
- [4] ALSTOM Aerospace. *ESATAN Engineering Manual*.
- [5] ALSTOM Aerospace. *ESATAN User Manual*.
- [6] ALSTOM Power Technology Center. *ESARAD Reference Manual*.
- [7] ALSTOM Power Technology Center. *ESARAD User Manual*.
- [8] C. COX : *Contribution à l'étude thermique de l'imageur EUV haute résolution de Solar Orbiter*. Travail de fin d'études, Université de Liège, 2006.
- [9] EADS - Astrium. *Thermica user's manual*.
- [10] M. HOGGE : *Introduction aux transferts de chaleur*. Université de Liège, 1995.
- [11] A. JEANES, N. RANDO et A. LYGVI : *Solar Orbiter Preliminary Instrument Interface Document*. Rapport technique, ESA/ESTEC, 2005.
- [12] R. MARSDEN et E. MARSCH : *Science Requirements Document*. Rapport technique, ESA/ESTEC, 2005.
- [13] A. POLSAK : *Optical Characterization of PROBA II Swap filters*. Rapport technique, ESTEC, 2006.
- [14] D. RENTON : *Solar Orbiter Technical Information Update Document Part A*. Rapport technique, ESA/ESTEC, 2006.
- [15] P. ROCHUS : *Conception d'expériences spatiales*. Université de Liège, 2006.
- [16] S. ROURE et B. LEHMANN : *SWAP Filter Solar Illumination Test with Infra Red Mesasurement*. Rapport technique, ESTEC, 2006.
- [17] J. SØRENSEN : *Solar Orbiter Environmental Specification*. Rapport technique, ESA/ESTEC, 2006.
- [18] T. THIBERT, J.-P. HALAIN et J.-M. DEFISE : *SWAP Filter : Thermal Tests*. Rapport technique, CSL, 2007.
- [19] T. THIBERT et A. MAZZOLI : *SOLAR ORBITER - EUI - HRI Front Baffle Design Description*. Rapport technique, CSL, 2007.

-
- [20] V. van GROOTEL : *Elaboration du modèle thermique du télescope EUV SWAP à bord du satellite Proba-2*. Travail de fin d'études, Université de Liège, 2005.
- [21] H. Y. WONG : *Handbook of Essential Formulae and Data on Heat Transfer For Engineers*. LONGMAN, 1976.

