

Projet Starship by Space X

5^{ème} Année Espace - ESTACA Paris-Saclay



Nathan BAILET

Antoine CASABIANCA

Benjamin ELISABETH

Naïm KHOMSI



Remerciements :

Nous tenons à remercier M. Richard HEIDMANN, de la société Planète Mars, pour nous avoir encadré et accompagné durant ce projet étudiant, ainsi que M. CANTOU, de l'ONERA, pour son aide lors de l'étude aérodynamique de la navette Starship de Space X.

Des remerciements à M. Philippe TRAN qui a répondu rapidement à toutes nos questions concernant les difficultés que nous avons rencontrées et dont l'aide nous a permis de faire de nombreuses simplifications dans nos calculs parfois très complexes.

Sommaire :

Introduction	p.5
Présentation de la navette Starship	p.6
<u>Partie I : Management de projet</u>	p.9
1. Work breakdown structure	p.9
2. Project Phasing	p.11
3. Project planning	p.13
4. Réunions	p.14
<u>Partie II : Modélisation CFD</u>	p.15
<u>Partie III : Un peu de mécanique spatiale</u>	p.18
1. 1 ^{ère} configuration : rentrée interplanétaire directe	p.18
2. 2 ^{ème} configuration : transfert de Hohmann et boost de circularisation	p.19
<u>Partie IV : Calcul des flux et des paramètres aérodynamiques</u>	p.22
1. Détermination des paramètres	p.22
2. Calcul du flux sur Terre (1 ^{ère} approche)	p.24
3. Calcul du flux sur Mars	p.28
4. Calcul du flux sur Terre (2 ^{ème} approche)	p.31
<u>Partie V : Etude thermique de la navette</u>	p.35
1. Objectifs, Hypothèses	p.35
2. Dimensionnement d'une protection thermique	p.37
3. Résultats	p.38
4. Créer une protection thermique utilisant la transpiration	p.40
Conclusions	p.43
Bibliographie	p.44
Annexes	p.46

Introduction :

Dans le cadre de notre dernière année de cycle ingénieur à l'ESTACA, nous avons eu l'opportunité de réaliser un projet étudiant portant sur l'étude aérodynamique et thermique de la navette Starship, créée par la société privée américaine Space X.

L'objectif de cette étude était de démontrer la faisabilité ou non d'une navette réutilisable réalisant un aller-retour Terre-Mars-Terre. Cette mission étant habitée, il était donc nécessaire de vérifier que les caractéristiques de la navette soient suffisantes afin d'assurer le bon retour des astronautes en provenance de Mars, et ce, en prenant en compte les conditions liées à une mission interplanétaire telle que celle-ci, notamment lors de la rentrée atmosphérique de la navette sur Terre et sur Mars.

Pour cela, nous avons notamment effectué des calculs de trajectoires, de flux thermiques, et de transferts thermiques afin de pouvoir obtenir des estimations des effets de la rentrée atmosphérique sur les matériaux constituant la navette, avec ou sans protection thermique. En effet, lors de la présentation de la navette Starship, le PDG de Space X, Elon Musk, a annoncé que cette navette serait, contrairement aux attentes, constituée d'acier inoxydable qui, bien qu'étant plus lourd, présente une bien meilleure résistance aux températures extrêmes ainsi qu'un coût de production plus faible.



La navette Starship dans sa dernière version

Présentation de la navette Starship :

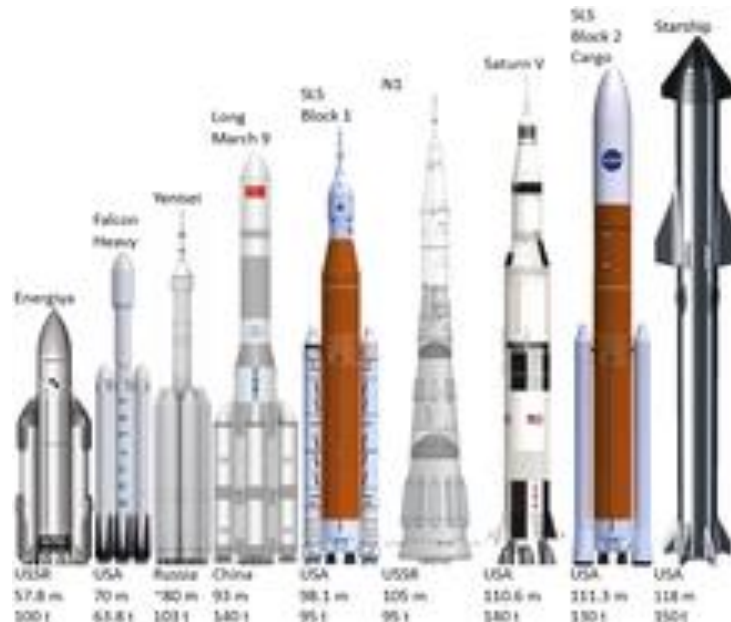
Le véhicule Starship est un vaisseau spatial développé par la société SpaceX ayant pour but d'être un cargo à longue durée de vie/transport de passagers réutilisable. Il doit être lancé par le lanceur Super Heavy en tant qu'étage supérieur. Le véhicule en lui-même est haut de 50 mètres avec un diamètre de 9m. Trois configurations sont envisagées :

- Transport interplanétaire, LEO ou terrestre de fret ou de passagers
- Livraison d'une charge utile de type satellite en orbite terrestre
- Cargo de refuelling en orbite

Depuis Avril 2019 les tests en vol ont commencé sur une version réduite du véhicule appelée Starhopper (tests statiques à des altitudes et des vitesses peu élevées) notamment avec l'utilisation d'un moteur Raptor qui servira de propulsion pour Starship. Les premiers vols commerciaux de Starship ne sont cependant pas prévus avant 2021.

En Septembre 2019 Starship Mk1 a été présenté par Elon Musk, malheureusement le projet a été ralenti par l'échec d'un test de pression des réservoirs en Novembre 2019, ce qui a causé l'explosion partielle du véhicule.

Comparaison de la taille de différents lanceurs dont Starship :



Caractéristiques techniques :

La navette Starship a beaucoup évolué depuis sa première présentation en 2012, notamment pour des raisons techniques, de faisabilité et de possibilité de réutilisation des premières versions. La dernière version connue de la navette Starship présente donc les caractéristiques suivantes :

La navette Starship :

- Hauteur : 50m
- Diamètre : 9m
- Masse sèche : 120 000 kg
- Masse totale : 1 320 000 kg
- Masse de carburant : 1 200 000 kg
- Moteurs : 6 Raptors
- Poussée : 12 000 kN
- ISP : 380 s
- Carburant : Méthane/Oxygène



Représentation de Starship lors de son lancement avec la Big Falcon Rocket

L'étage lanceur Super Heavy :

- Dimensions : 68m de long et 9m de diamètre
- Masse au décollage : 3 680 000 kg
- Acier inoxydable
- Propulsion : 24 à 37 moteurs Raptor (CH₄/LOX) pour jusqu'à 72 000kN de poussée

Les points clés de la mission :

- Capacités de rentrée dans l'atmosphère et d'atterrissage avec un objectif de fiabilité dit « du niveau du transport aéronautique ».
- Réutilisable rapidement.
- Rendez-vous et docking automatisés (notamment pour le refuelling).
- Capacité à atteindre la Lune et Mars après un rechargement de carburant en orbite.
- Une protection thermique constituée de plaque hexagonale de céramique « maison ».
 - Une première option évoquait la possibilité d'utiliser une double couche d'acier inoxydable couplée à un système de refroidissement actif « par transpiration ». Mais cette option, comme nous le verrons dans notre partie Thermique, ne semble pas suffire, ce n'est donc plus la solution optimale envisagée par Space X.

- 99,9% de l'énergie est dissipée aérodynamiquement pendant la rentrée sur Terre contre 99% pour Mars.

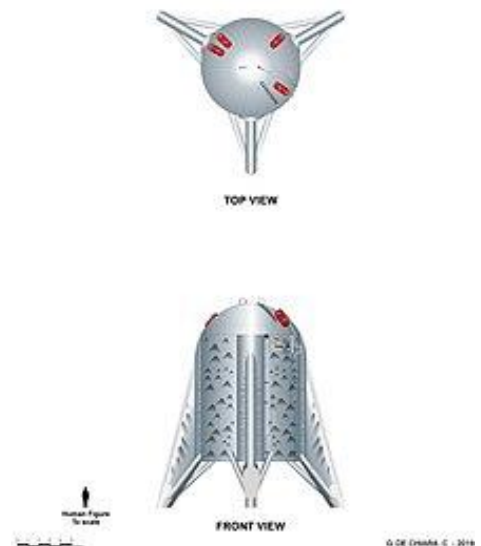
Les prototypes qui ont été construits ou encore en développement :

Véhicule	Statuts	Les prototypes de Starship			Infos
		Altitude maximale	Site de construction		
Starhopper	Retiré	150m	Boca Chica, Texas		Deviendra une plateforme test pour le raptor.
Starship Mk1	Partiellement détruit	N/A	Boca Chica, Texas		Mis au rebut.
Starship Mk2	Suspendu	N/A	Cocoa, Florida		
Starship SN1 ^[88]	En construction	N/A	Boca Chica, Texas		.
Starship SN2	En construction	N/A	Cocoa, Florida		



Le véhicule Starhopper

SPACE-X STARHOPPER

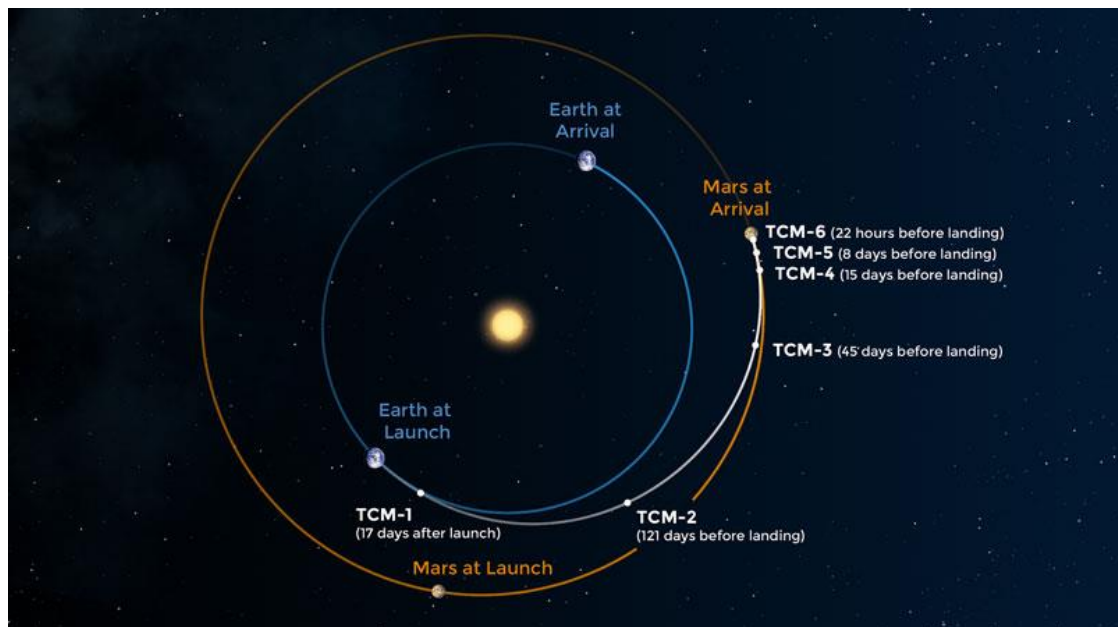


Orbite & Paramètres de rentrée :

Lors de notre étude de la mission de Starship, nous avons dû déterminer, dans l'optique de réaliser les calculs de thermique notamment, les paramètres de vol de la navette. Ces paramètres ont été sujet à des modifications et des optimisations durant notre projet, et ce afin d'obtenir une trajectoire la plus réaliste et la plus représentative possible. Les paramètres utilisés étaient donc les suivants :

- Arrivée sur Mars :
 - Vitesse estimée de la rentrée : environ 6 km/s
 - Incidence : 45°
 - Pente : -13°
- Retour sur Terre :
 - Vitesse estimée de la rentrée : environ 12 km/s
 - Incidence : 45°
 - Pente : -2°

L'ensemble de ces paramètres nous a permis de déterminer, dans les parties suivantes de ce projet, les flux associés à de telles températures, les échanges thermiques liés à ces flux, et par conséquent les épaisseurs de matériaux nécessaires afin de réaliser une rentrée ne mettant pas en péril la vie des astronautes à bord de la navette.



Exemple de trajet Terre-Mars (extrait de la mission InSight – NASA)

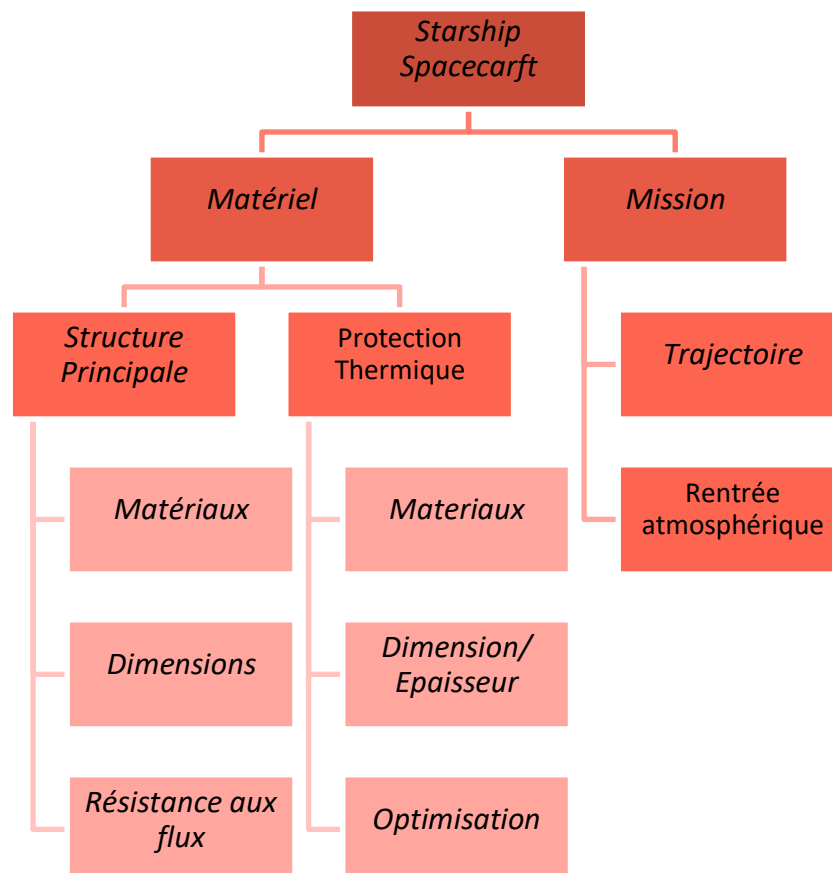
Partie I – Management de Projet

Dans cette partie, nous aborderons les aspects non techniques liés à ce projet, à savoir le développement des différentes tâches, la gestion des ressources et des personnes ou encore les différentes méthodes mise en œuvre lors de la prise de décisions.

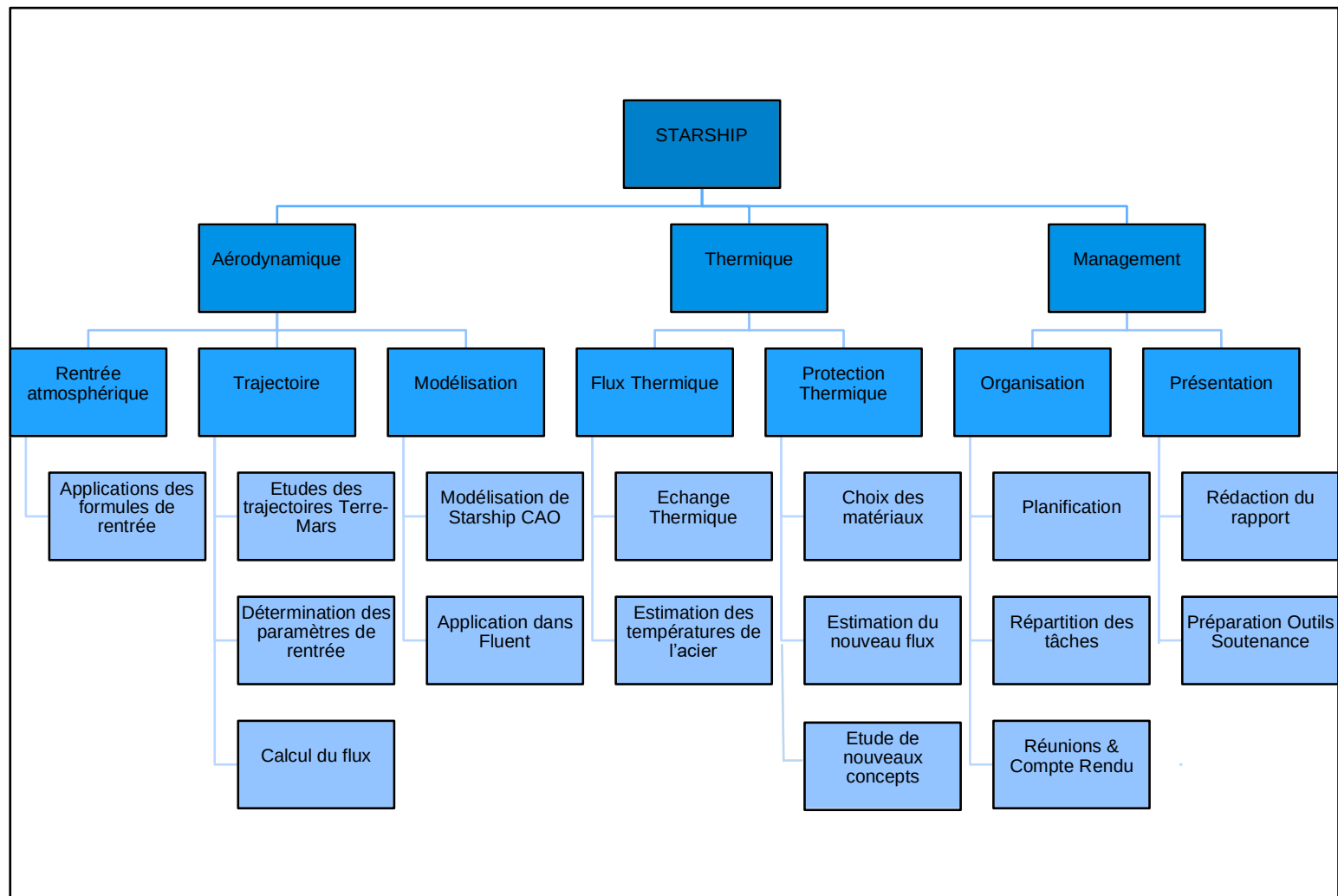
I/ Work Breakdown Structure (WBS)

Tout d’abord, après une première étude du sujet, il fut nécessaire de déterminer tous les aspects, techniques ou non, en lien avec notre projet, afin de déterminer les tâches que nous aurions à effectuer par la suite. Pour cela nous avons réalisé un « product tree », destiné à décomposer notre projet en sous-parties, puis un WBS. Il s’agit là de mieux cerner les domaines concernés par le développement du sujet en définissant les tâches à réaliser.

Nous avons donc réalisé le Product Tree suivant :



Ainsi que le **WBS** suivant, représentant l'ensemble du projet :



Voici ci-dessous la description des principales fonctions en lien avec notre projet :

Rentrée atmosphérique : Consiste à déterminer les équations de la rentrée atmosphérique d'une navette afin de pouvoir estimer les conditions de rentrée sur Mars puis sur Terre.

Trajectoire : A l'aide des données obtenues lors de l'étude de la rentrée atmosphérique, nous avons cherché à déterminer la trajectoire de la navette lors de sa rentrée. Cela nous a permis de déterminer l'altitude, la vitesse et donc les flux encaissés par la navette au cours du temps.

Modélisation : Afin d'obtenir une simulation réaliste de la navette Starship, nous avons réalisé une modélisation 3D de cette dernière, afin de l'intégrer dans le logiciel Fluent.

Flux Thermique : A partir des données obtenues lors de l'estimation de la trajectoire, nous avons pu déterminer les flux thermiques encaissés par la navette durant la rentrée atmosphérique. En prenant en compte les différents flux, nous avons pu déterminer l'épaisseur d'acier nécessaire afin de ne pas dépasser la température maximale de ce dernier.

Protection Thermique : Par suite des résultats obtenus lors du calcul de flux, nous avons étudié les possibilités existantes afin d'utiliser une protection thermique sur la navette, puis nous avons réfléchi au dimensionnement de cette dernière. Enfin, nous avons étudié des concepts innovants qui pourraient permettre d'obtenir une navette réutilisable rapidement, et nous nous sommes posé la question de la faisabilité de telles solutions.

II/ Project Phasing

Nous avons ensuite établi un diagramme des phases du projet. Ce diagramme représente les durées des différentes tâches de ce projet, chacune d'elles étant représentée par des phases de développement distinctes.

Notre projet n'est qu'une première approche de la mission, nous n'irons donc pas plus loin que les phases de conception et de développement préliminaire. Notre projet s'étale donc sur les phases 0, A et B.

Le diagramme de phase est le suivant :

- ✓ Phase 0: Mission conception and initiation
- ✓ Phase A: Feasibility
- ✓ Phase B: Preliminary Definition and planning
- ✓ Phase C: Detailed Definition
- ✓ Phase D: Qualification and Production
- ✓ Phase E: Utilization
- ✓ Phase F: Disposal

Activités	Phases						
	Phase 0	Phase A	Phase B	Phase C	Phase D	Phase E	Phase F
Définition Projet							
Objectifs							
Modélisation (Phase I)		OSD (4)					
Développement projet (Phase II)			PDR (1)				
Vérification							
Présentation			SO (2) 				
Evaluation			EF (3) 				

Tableau Project Phasing

(1) PDR: Preliminary Design Review (Livrables)

(2) SO : Soutenance Orale

(3) EF : Evaluation Finale

(4) OSD : Outils de Simulation Développé (CAO, Equations, etc.)

III/ Project Planning

Cette étape, réalisée lors des premières réunions du projet, a pour but de décrire avec clarté les éléments principaux de ce projet, tel que les objectifs, la disponibilité des ressources ou encore les livrables attendus.

Objectifs du projet

- ✚ Calculs aérodynamique, Calculs de trajectoire de la navette lors de sa mission entre la Terre & Mars, notamment des phases de rentrée atmosphérique.
- ✚ 2 Parties : Rentrée atmosphérique martienne et terrestre.
- ✚ Calculs de flux thermique lors de ces phases, Dimensionnement de la structure (coque et PT).
- ✚ Optimisation de la mission : Mécanique Spatiale, In-Orbit Refuelling, etc.
- ✚ Etude de faisabilité des solutions proposées par SpaceX.

Disponibilité et besoin de réutilisation de produits existants

Informations techniques fournies par SpaceX, notamment sur les caractéristiques mécaniques de Starship.

Etude de l'ONERA sur la rentrée atmosphérique de Starship.

Rapport de l'IPSA sur l'aérocapture d'une navette spatiale par l'atmosphère terrestre.

Disponibilité et besoin de ressources humaines et de compétences

Disponibilité : 4 personnes

Compétences requises :

- ✓ Aérodynamique (rentrée atmosphérique)
- ✓ Thermique
- ✓ Mécanique Spatiale
- ✓ Modélisation 3D
- ✓ Ingénierie Spatiale multi-domaine (mécanique, propulsion, matériaux, etc.)

Livrables

Un Rapport Final reprenant l'ensemble de la réflexion menée sur le sujet.

Une Soutenance Orale en présence du tuteur de projet 5A.

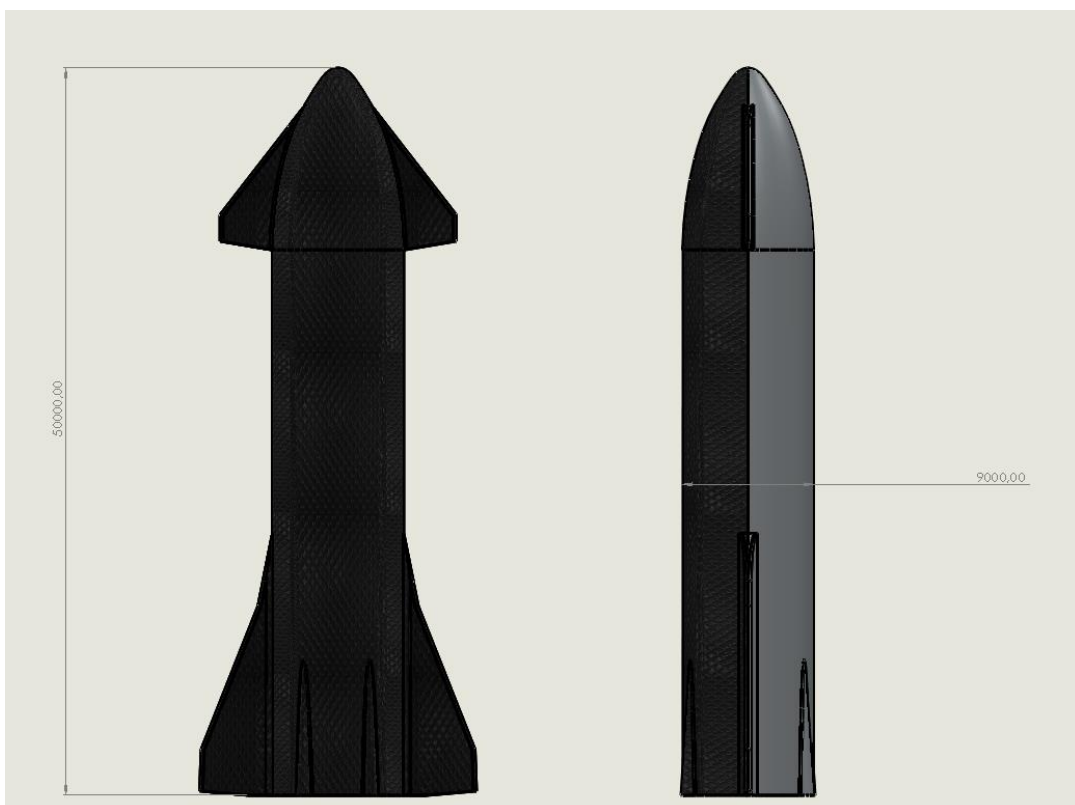
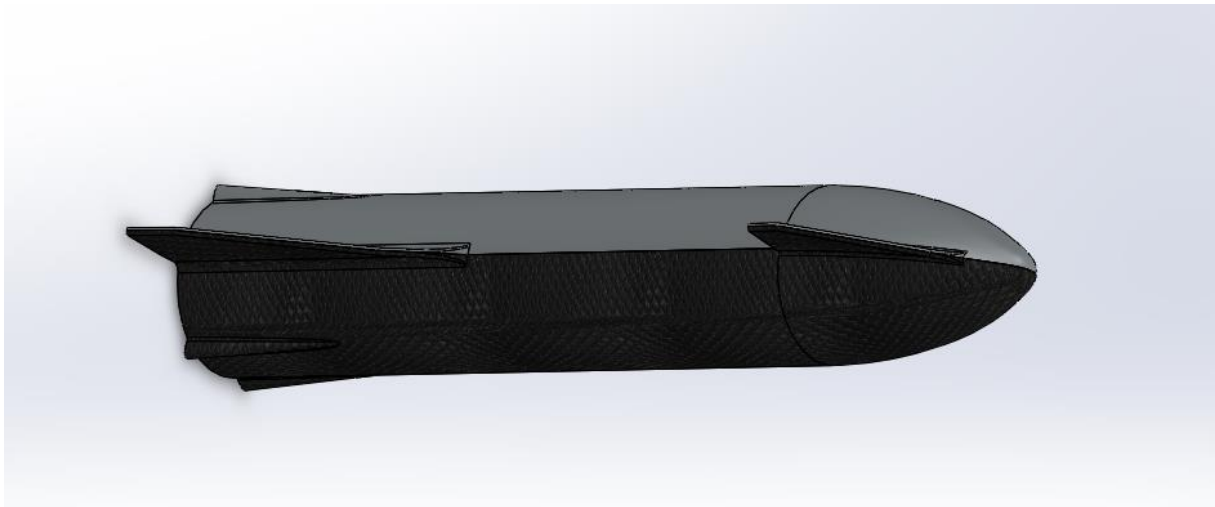
IV/ Réunions

Enfin, afin d'avoir une vue globale de nos différents entretiens, nous avons tenu à jour un tableau récapitulatif des réunions de travail et/ou de rapport que voici :

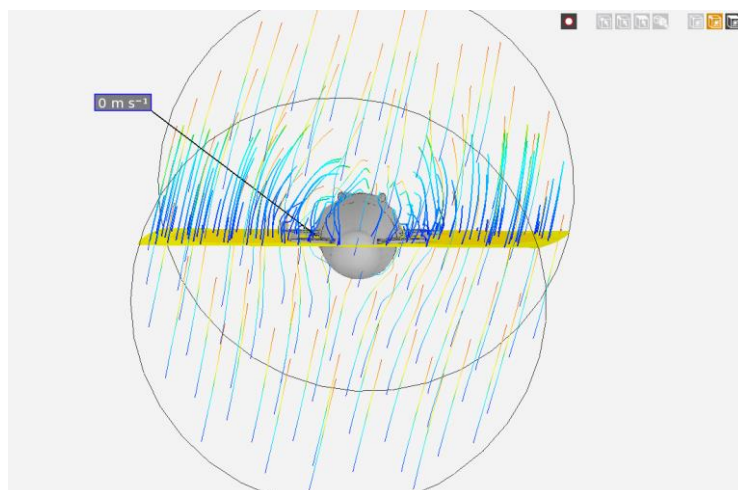
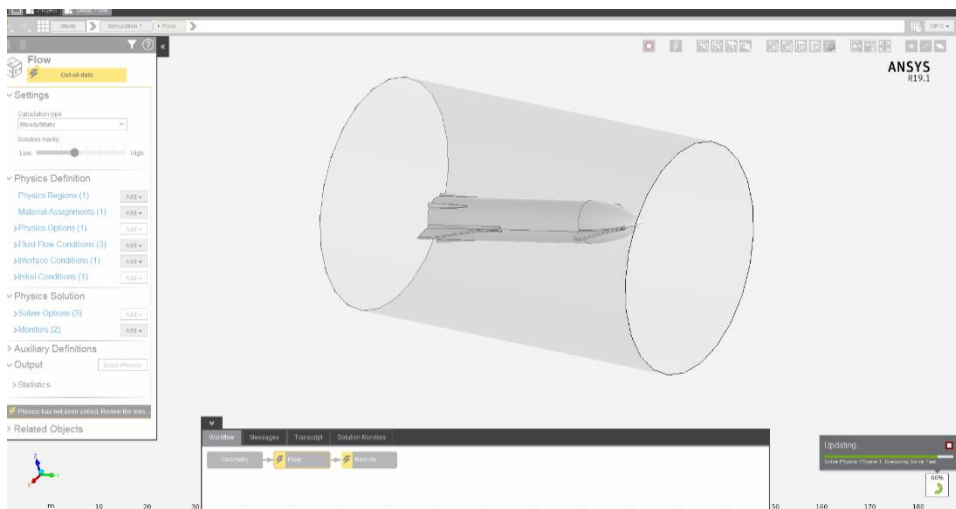
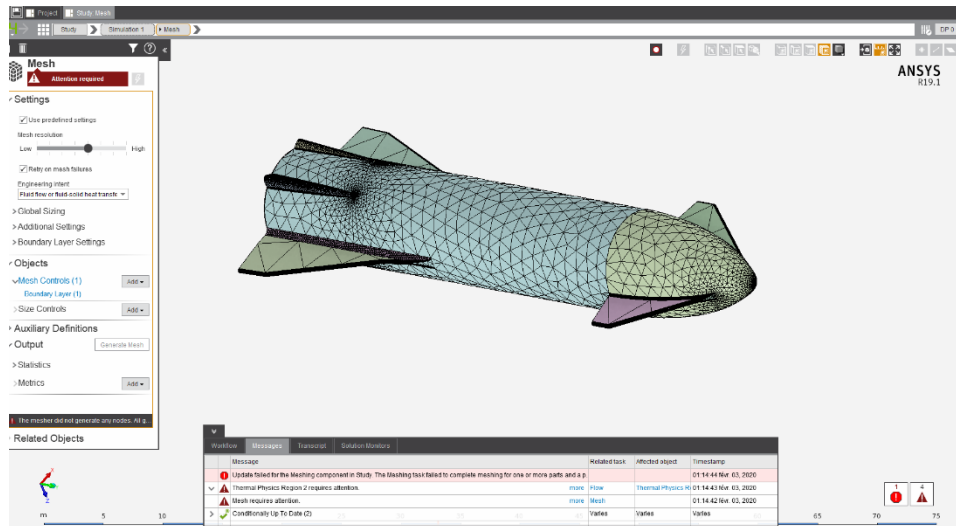
Réunions de projet (Groupe)	Réunions de projet avec M. Heidmann	Entretien techniques
13/11/2019 <i>Mise en commun des recherches sur la navette Starship</i>	11/10/2019 – Kick-Off Meeting	25/11/2019 – Entretien Mr. TRAN (Ariane Group)
03/12/2019 <i>Calcul de Trajectoire</i>	12/12/2019 – Réunion d'avancement n.1	04/12/2019 – Entretien avec Mr. FOKOUA (ESTACA)
11/12/2019 <i>Trajectoire, altitude et vitesse</i>	15/01/2020 – Réunion d'avancement n.2	09/12/2019 – Entretien avec Mr. CANTOU (ONERA)
13/01/2020 <i>Workshop – Calcul de flux & Dimensionnement PT</i>	06/02/2020 – Soutenance Projet	15/01/2020 – Entretien avec Mr. FOKOUA (ESTACA)
14/01/2020 <i>Workshop – Calcul de flux & Dimensionnement PT</i>		28/01/2020 – Entretien avec Mr. FOKOUA (ESTACA)
15/01/2020 <i>Workshop – Calcul de flux & Dimensionnement PT</i>		
16/01/2020 <i>Workshop – Calcul de flux & Dimensionnement PT</i>		
17/01/2020 <i>Workshop – Calcul de flux & Dimensionnement PT</i>		

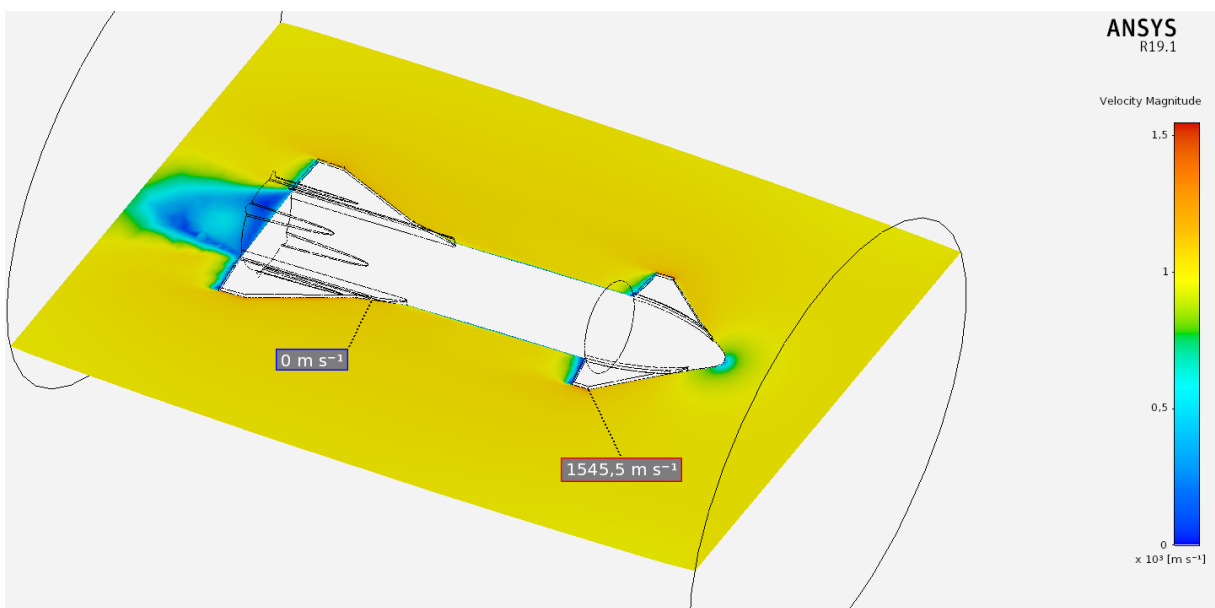
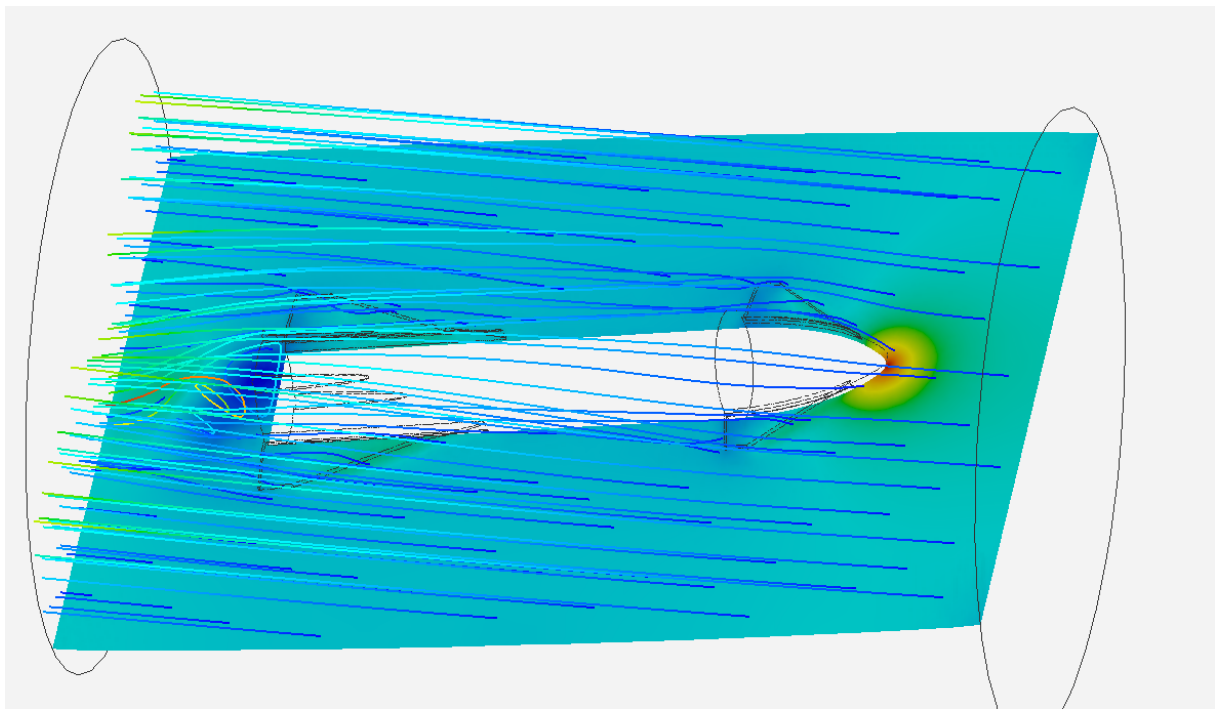
Partie II – Modélisation CFD (Computational Fluids Dynamic)

Dans les débuts du projet, nous avons envisagé d'utiliser le module fluide/thermique du logiciel Ansys-Fluent pour obtenir des résultats de flux, d'efforts aérodynamiques et de température de paroi. L'école ne dispense cependant pas de formation sur ce logiciel (en tout cas pas en spécialisation Espace) et ne propose qu'une version étudiante limitant le maillage à un certain nombre de polynôme et donc le type de simulation. Nous avons tout de même modélisé sur SolidWorks la navette en fonction des paramètres indiqués par SpaceX afin d'essayer une étude de CFD et de thermique.



L'utilisation du logiciel est lourde et chronophage, il y a une grande quantité de paramètres à entrer et les paramètres manquants lors de l'initialisation ne sont pas précisés. Après un temps considérable passé sur une modélisation thermique/aérodynamique sans succès, nous avons décidé de nous limiter à la représentation d'un écoulement de fluide hypersonique autour de la navette mais sans couplage avec la thermique. Ce type de simulation n'a pas un grand intérêt pour notre étude mais nous voulions néanmoins montrer le travail qui a été accompli.





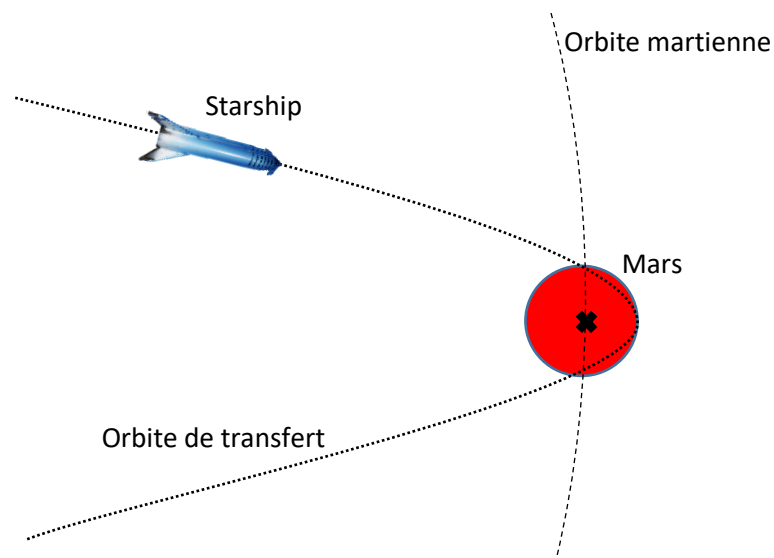
Il est probablement possible d'effectuer une étude aérothermique de la navette sur Fluent avec le modèle SolidWorks mais cela demanderait de meilleures connaissances du logiciel que nous n'avons malheureusement pas su acquérir malgré l'aide que nous avons reçu.

Partie III – Un peu de mécanique spatiale

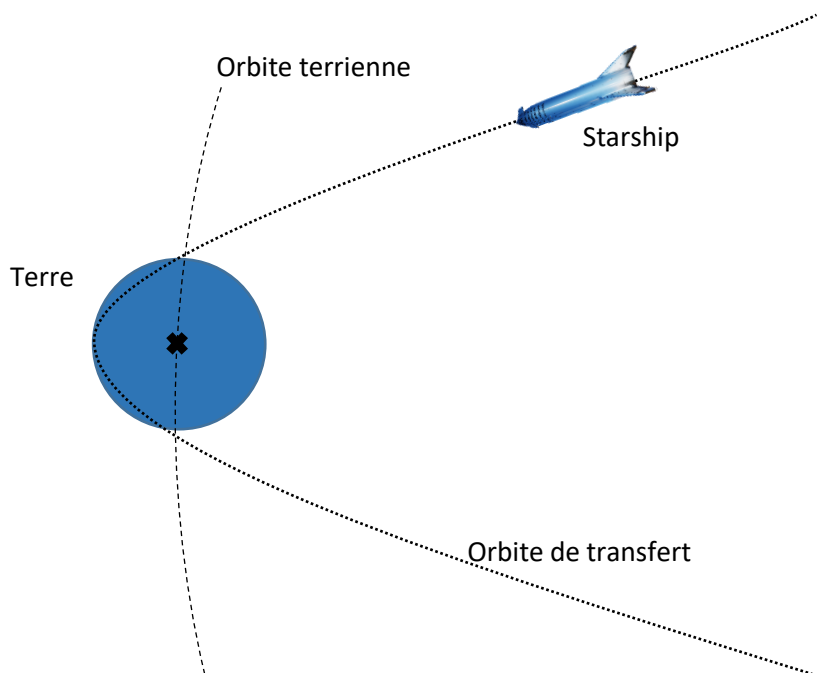
On va s'intéresser à une solution alternative pour la rentrée atmosphérique du véhicule Starship. Nous déterminerons ainsi la faisabilité d'une circularisation en orbite (qui sera suivie d'une désorbitation pour amorcer la descente) afin de réduire la vitesse de rentrée par rapport à une rentrée interplanétaire directe :

1^{ère} Configuration rentrée interplanétaire directe

Arrivée sur Mars



Arrivée sur Terre

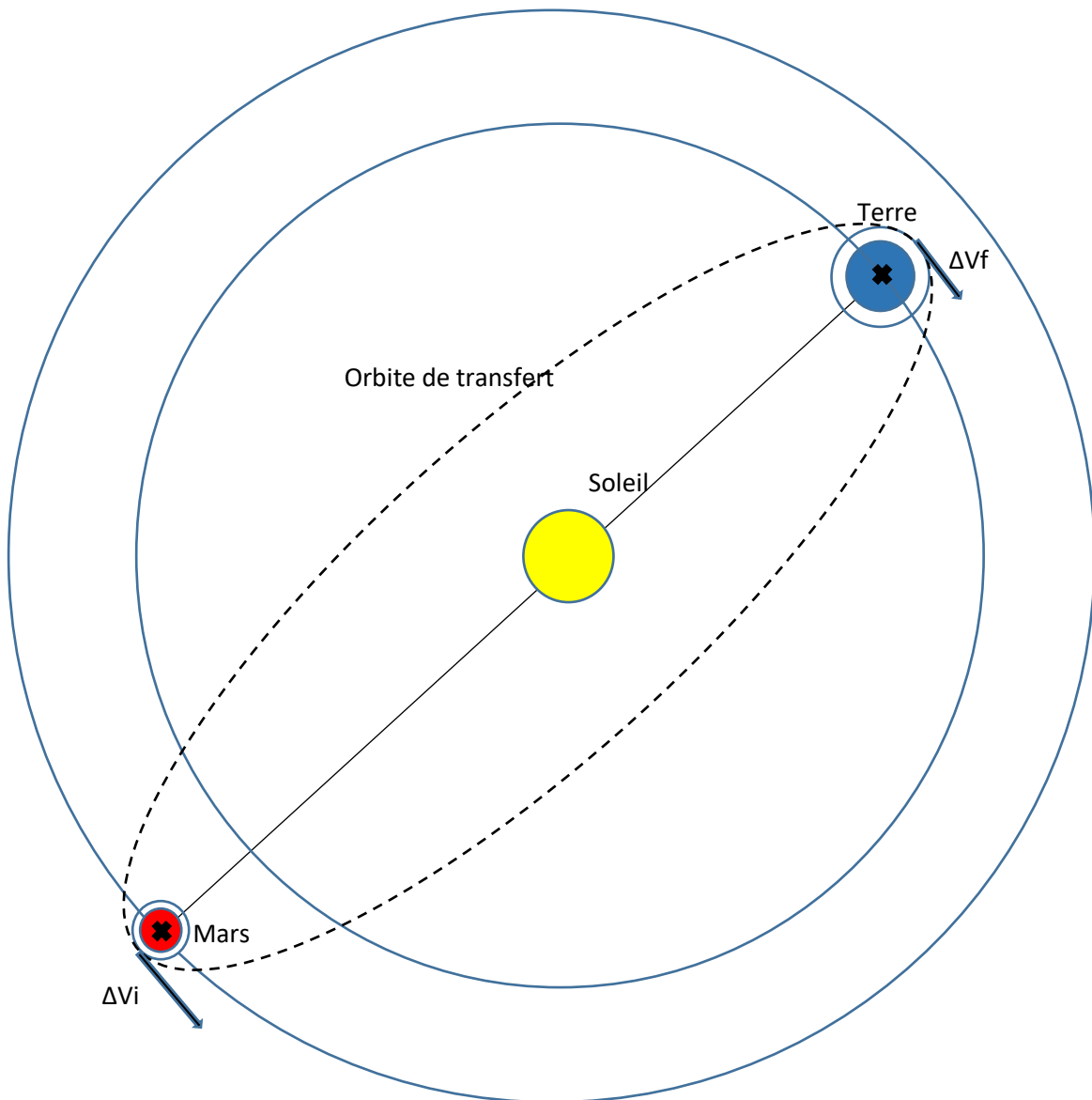


C'est la configuration la plus économe en ergols, mais également la plus contraignante d'un point de vue rentrée atmosphérique en raison des vitesses de rentrée mises en jeu (très élevées). C'est donc cette configuration qui fera l'objet d'une étude aérothermique approfondie dans la prochaine partie de ce rapport.

2^{ème} Configuration transfert de Hohmann et boost de circularisation

Pour une première approche, on prendra l'exemple d'une circularisation autour de la Terre et nous calculerons la consommation en ergols d'une telle manœuvre. Cette étude nous permettra d'estimer la validité économique et matérielle d'une solution qui réduirait grandement les contraintes thermiques sur la coque.

Schéma du transfert :



On commence ainsi par calculer les vitesses respectives de la Terre et de Mars sur leurs orbites :

$$V_{\text{Terre}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{soleil}}}{a_{\text{Terre/Soleil}}}} = 29\,814,45 \text{ m/s}$$

$$V_{\text{Mars}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{soleil}}}{a_{\text{Mars/Soleil}}}} = 24\,131,51 \text{ m/s}$$

La durée du transfert correspond à une demi-période orbitale de l'orbite de transfert avec la formule de la période donnée par :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \text{ avec } a = 188\,450\,000 \text{ km soit } T = 516.42 \text{ jours sidéraux, la période orbitale.}$$

La durée du transfert est donc d'environ 258 jours sidéraux.

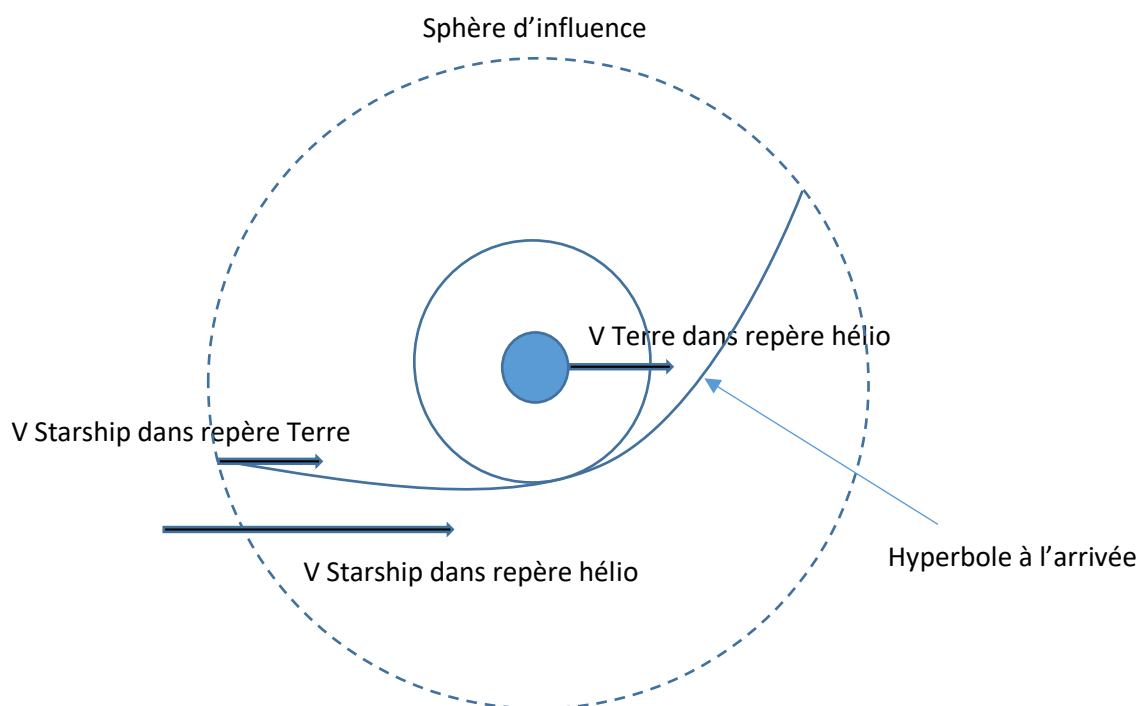
On supposera que les altitudes d'orbites circulaires « parking » autour de la Terre et de Mars sont les mêmes, admettons 300km.

Calculons à présent la vitesse de Starship au périhélie et à l'aphélie de l'orbite de transfert.

$$V_{\text{périhélie}} = \sqrt{\mu \times \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} = 32\,792,35 \text{ m/s à l'arrivée sur Terre}$$

$$V_{\text{aphélie}} = \sqrt{\mu \times \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} = 21\,439,85 \text{ m/s au départ de Mars}$$

Déterminons alors le module du ΔV permettant de passer de l'orbite de transfert à l'orbite circulaire autour de la Terre. Pour visualiser cela voici un schéma de l'arrivée de Starship dans la sphère d'influence de la Terre :



En premier lieu on détermine les paramètres de l'orbite hyperbolique :

$$V_{\text{inf}} = V_{\text{périhélie}} - V_{\text{Terre}} = 2977.9 \text{ m/s}$$

$$a_{\text{hyperbole}} = \frac{\mu_{\text{Terre}}}{V_{\text{inf}}^2} = 44\,881 \text{ km}$$

$$e_{\text{hyperbole}} = \frac{r_{\text{Terre}} + h}{a_{\text{hyperbole}}} + 1 = 1.149$$

$$V_{\text{peri_hyperbole}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{Terre}}}{a_{\text{hyperbole}}} \times \left(\frac{e_{\text{hyperbole}} + 1}{e_{\text{hyperbole}} - 1} \right)} = 11321 \text{ m/s}$$

Ainsi que la vitesse de Starship sur l'orbite circulaire « parking » admettons à 300km :

$$V_{\text{Starship}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{Terre}}}{r_{\text{Terre}} + h}} = 7724 \text{ m/s}$$

D'où le ΔV permettant de passer de l'orbite hyperbolique à l'orbite circulaire :

$$\Delta V = V_{\text{peri_hyperbole}} - V_{\text{Starship}} = 3597 \text{ m/s}$$

On va à présent chercher à déterminer la masse initiale de la navette avant le boost de circularisation. On considère qu'on sauvegardera 15% de la masse d'ergols totale pour la rétropropulsion lors de l'atterrissage ainsi que pour la désorbitation initiant la rentrée atmosphérique, soit une masse finale d'environ 300 000kg (masse sèche + 180 000 kg d'ergols).

Sachant que $\Delta V = g_0 \cdot \text{ISP} \cdot \ln\left(\frac{m_i}{m_f}\right)$ avec $g_0 = 9.81 \text{ m/s}^2$ et $\text{ISP} = 382 \text{ s}$

On a alors $\frac{m_i}{m_f} = e^{\frac{\Delta V}{g_0 \cdot \text{ISP}}} = 2.611$ et donc $m_i = 783399.6 \text{ kg}$ soit $m_{\text{ergols}} = m_i - m_f = 483\,399.56 \text{ kg}$

En considérant que la masse totale d'ergols du Starship est de 1 200 000kg, on peut calculer le pourcentage d'ergols qui a été consommé :

Rapport de consommation d'ergols = $\frac{m_{\text{ergols}}}{m_{\text{tot}}} = 0.403$ soit 40.3% de la masse totale d'ergols.

Ainsi, on peut constater que la manœuvre de circularisation est très coûteuse en ergols. De plus on doit également considérer qu'il faut pouvoir décoller de Mars et initier l'orbite de transfert avec seulement 60% du total d'ergols (et cela si on suppose que l'on produise suffisamment d'ergols sur Mars pour faire le plein de la navette avant le départ). Cette solution, même si elle diminuera l'impact de la rentrée atmosphérique d'un point de vue thermique semble donc peu réaliste en l'état.

Une solution alternative serait de pouvoir utiliser la versatilité du vaisseau Starship afin d'avoir la possibilité de faire du ravitaillement en orbite terrestre avec une autre navette Starship en version cargo qui aurait été placée là au préalable. Néanmoins, cette solution aurait un coût très important (Coût du lancement + prix des ergols) à mettre en relief vis-à-vis de la politique réutilisable et économiquement « accessible » de SpaceX.

Partie IV – Calcul des flux et des paramètres aérodynamiques

Nous nous intéressons à présent aux phénomènes aérothermiques extrêmes qui se produisent lors d'une rentrée atmosphérique. Nous nous attacherons à calculer le flux thermique au point d'arrêt durant toute la rentrée. Nous chercherons à estimer les plus hautes valeurs que pourrait rencontrer la navette lors de sa mission pour vérifier la faisabilité d'une option réutilisable. Pour cela il nous faudra en premier lieu déterminer les caractéristiques aérodynamiques du véhicule (coefficients de portance/trainée, finesse, coefficient balistique etc...) et les conditions de la rentrée respectivement sur Terre et sur Mars.

Nous verrons que la description mathématique qui sera faite ici n'est qu'une première approche du problème et ne prétend en aucun cas apporter une réponse figée et exacte à la problématique de la rentrée atmosphérique du Starship. Il convient également de rappeler qu'il existe de grandes méconnaissances sur les phénomènes aérodynamiques et aérothermiques qui se produisent à ces altitudes et vitesse (dissociation des molécules d'air, effets de gaz réels, formation d'un plasma etc...).

Nous commençons donc par déterminer les caractéristiques aérodynamiques ; une partie qui a engendré de nombreuses difficultés en raison du peu d'informations disponibles au sujet de la navette. En effet aucun prototype complet du véhicule n'a encore été testé en vol et il est bien entendu toujours très difficile d'obtenir des informations précises sur les projets spatiaux en cours aux Etats-Unis.

Détermination des paramètres (Hypothèses, coeff aéro, etc)

Il s'agit ici de déterminer avec une précision suffisante, les données qui seront cruciales dans les calculs de flux thermiques qui viendront plus tard dans notre étude. Nous avons choisi de nous tourner vers une publication de l'ONERA réalisée sur le Starship. Le grand avantage d'avoir eu accès à cette étude est qu'elle est très vraisemblablement bien plus précise que toutes les méthodes que nous aurions pu faire par nos propres moyens (théorie de Newton modifiée ou utilisation de données sur des programmes comme la navette spatiale américaine). Cela nous a également donné l'opportunité de discuter de notre projet directement avec un des chercheurs qui a participé à la publication de cette étude, M. CANTOU.

La version de Starship qui a été utilisée dans cette étude est légèrement différente de celle qui a été récemment présentée par Elon Musk et sur laquelle nous nous sommes basés, mais puisque la surface de référence qui a été utilisée est la section cela n'a pas d'incidence (le diamètre reste inchangé : 9m) sur les calculs.

On prend ainsi pour les références de dimension :

- $L_{ref} = 9\text{m}$ (le diamètre)
- $S_{ref} = 63.62\text{ m}^2$ (la section de la navette)

Pour déterminer les coefficients aérodynamiques, les chercheurs de l'ONERA ont supposé valides les méthodes considérant l'air comme un milieu continu et ce sur l'intégralité de l'enveloppe du véhicule. On divise ainsi la surface totale de la navette en de multiples surfaces élémentaires (réalisation d'un maillage) et on applique ensuite le théorème de Newton modifié sur chacune d'elles avec le coefficient pression locale sur chaque surface élémentaire donné par :

$$C_p = C_{pmax} \times \sin^2(\theta)$$

Et θ l'angle d'inclinaison local entre la direction du flux et la tangente à la surface élémentaire considérée.

Exemple sur la navette Starship :

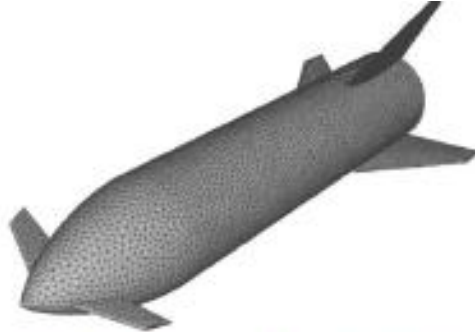
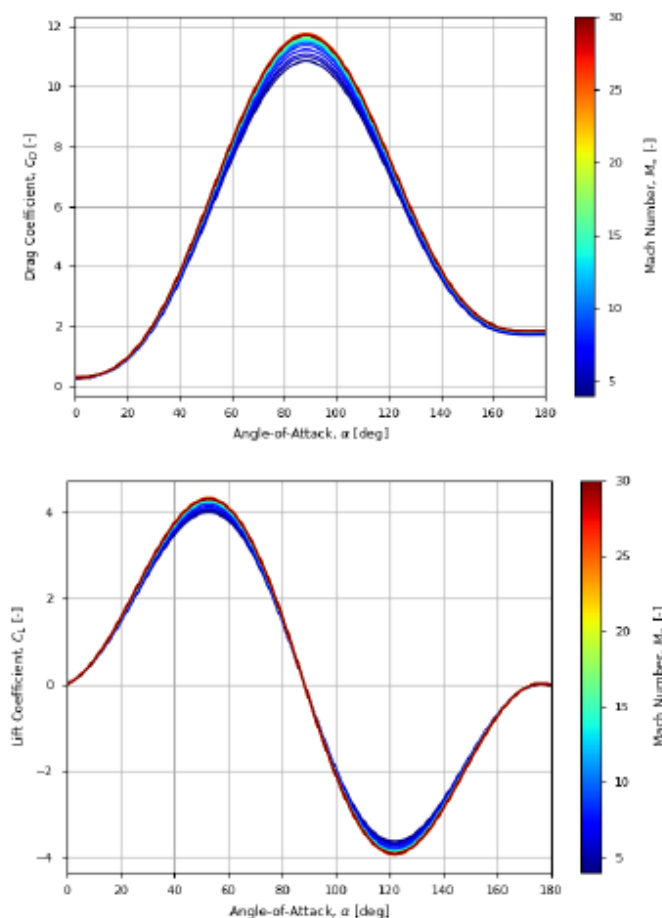


Figure 4 : Unstructured triangular mesh of the Starship (made up of 16800 panels)

M. CANTOU et ses collègues ont ensuite créé une base de données avec les différentes valeurs de C_L (le coefficient de portance) et C_D (le coefficient de trainée) en fonction du nombre de Mach (5 à 30 donc dans le domaine hypersonique) et de l'angle d'attaque α (incidence).



Nous avons choisi de nous fixer à un angle d'attaque de 45° , un ordre de grandeur assez classique pour une rentrée atmosphérique en vol hypersonique ($\sim 40^\circ$).

Nous pouvons ainsi déterminer les coefficients par lecture directe :

$$C_D = 5$$

$$C_L = 4.2$$

À l'approximation près (le nombre de Mach considéré n'a pas une influence prépondérante mais étant donné les vitesses en jeu nous avons décidé de nous placer à chaque fois au maximum soit $M = 30$).

On peut maintenant calculer les autres caractéristiques aérodynamiques nécessaires pour la partie suivante :

La finesse :

$$f = \frac{C_L}{C_D} = 0.84$$

Le coefficient balistique :

$$\frac{1}{\beta} = \frac{S_{ref} \times C_x}{m} = 2.447 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2/\text{kg}$$

Calcul du flux sur Terre (1^{ère} approche) :

Commençons par estimer la vitesse à laquelle la navette va pénétrer l'atmosphère terrestre.

Dans une partie précédente nous avons calculé la vitesse d'approche Starship par rapport à la Terre (correspond à la vitesse à l'infini) :

$$V_{inf} = V_{pérhélie} - V_{Terre} = 2977.9 \text{ m/s}$$

Cette vitesse s'accroît sous l'influence de la gravité terrestre selon la formule :

$$V_{ent}^2 = V_{inf}^2 + 2 \times \frac{\mu_{Terre}}{(R_{Terre} + 120000)} \text{ en supposant une altitude de rentrée de 120km}$$

Soit la vitesse d'entrée :

$$V_{ent} = 11\,466.337 \text{ m/s avec } \mu_{Terre} = 3.98 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2 \text{ et } R_{Terre} = 6371 \text{ km}$$

On prendra une pente à la rentrée faible du même ordre de grandeur que celle de la rentrée atmosphérique d'Apollo ($\gamma = 1^\circ$):

$$\gamma = 2^\circ$$

Ce choix arbitraire est motivé par le fait qu'une pente faible minimise le flux maximal (qui est une valeur que l'on cherche à minimiser dans l'optique d'une navette réutilisable) ainsi que le facteur de charge maximal. À l'inverse, cela augmentera la durée totale de la rentrée posant ainsi des problématiques d'un point de vue ablation de protection thermique. Cependant cela ne fait pas l'objet de notre étude.

Nous avons à présent tous les éléments pour pouvoir calculer le flux thermique encaissé par Starship tout au long de la rentrée atmosphérique.

On considère une rentrée atmosphérique purement balistique, c'est-à-dire sans guidage particulier (notamment au niveau de l'angle d'attaque), la Terre est considérée comme fixe et plate et l'atmosphère suit un modèle exponentiel. De plus on va considérer la pente comme constante. On supposera que cette hypothèse pourra s'appliquer dans notre cas malgré la faible valeur de notre pente (En temps normal pour une rentrée balistique on a $\gamma > 5$).

On discutera de la validité de ces approximations en comparant les résultats avec une deuxième approche et un exemple du cours.

Le calcul du flux au point d'arrêt se fera à l'aide de la formule suivante :

$$\Phi = K \times \sqrt{\rho} \times V^3 \quad \text{Avec } \rho \text{ la masse volumique, } K = \frac{Cq}{\sqrt{Rn}} \text{ et } V \text{ la vitesse}$$

On prendra :

$$C_q = 1.7053 \cdot 10^{-7} \text{ kJ.s}^2.\text{kg}^{-0.5}.\text{m}^{-3}$$

$$R_{Nez} = 0.65 \text{ m}$$

$$\text{soit } K = 2.115 \cdot 10^{-7} \text{ kJ.s}^2.\text{kg}^{-0.5}.\text{m}^{-3.5}$$

La masse volumique évolue avec l'altitude selon la formule :

$$\rho = \rho_{sol} \times e^{\frac{-z}{H}} \quad \text{avec } H \text{ la hauteur d'échelle soit } 7100\text{m sur Terre.}$$

De même que la vitesse selon la formule :

$$V = V_{ent} \times e^{\frac{K_0}{2}(\rho - \rho_0)} \quad \text{avec } K_0 = \frac{\rho_{sol} \times H}{\sin(\gamma) \times \beta} = -609.7851$$

$$\text{Et } \rho_0 \sim 0 \text{ soit } (\rho - \rho_0) = \rho = \rho_{sol} \times e^{\frac{-z}{H}}$$

$$\text{D'où finalement } V = V_{ent} \times e^{\frac{K_0 \times e^{\frac{-z}{H}}}{2}}$$

À partir de ces expressions, nous allons calculer le flux pour un certain incrément d'altitude en recalculant à chaque fois les autres paramètres (vitesse et masse volumique) en fonction de la valeur précédente. Cette méthode est similaire à l'application d'un schéma d'Euler explicite. Pour plus de clarté, voici un exemple de calcul sur le premier incrément d'altitude. Nous avons pris un pas de 100 m pour tous nos calculs, on a alors 1200 valeurs (120km d'altitude en début de rentrée) pour chaque paramètre.

On commence par calculer la masse volumique à l'altitude considérée, admettons 119.9km juste après le début de notre rentrée :

$$\rho = 5.6763 \cdot 10^{-8} \text{ kg/m}^3$$

Puis on calcule la vitesse correspondante :

$$V = 11\,466.175 \text{ m/s}$$

Et enfin le flux encaissé par le Starship :

$$\Phi = 75.422 \text{ KW/m}^2$$

Et on reproduit le même schéma jusqu'à ce qu'on arrive au sol.

Enfin, pour avoir le temps total de la rentrée atmosphérique on peut calculer le temps nécessaire à la navette pour atteindre le palier d'altitude suivant (à savoir tous les 100m) en prenant en compte la vitesse du palier précédent. Par simple sommation on peut ensuite estimer la durée totale de la rentrée atmosphérique.

Encore une fois un exemple pour être plus clair :

Prenons la vitesse à 120km $V = 11\,466.337 \text{ m/s}$

Evidemment la vitesse verticale se calcule par la formule $V_z = V \cdot \sin(\gamma) = 400.17 \text{ m/s}$ (en valeur absolue)

Et donc la durée nécessaire pour parcourir les 100m correspondant à notre pas d'altitude :

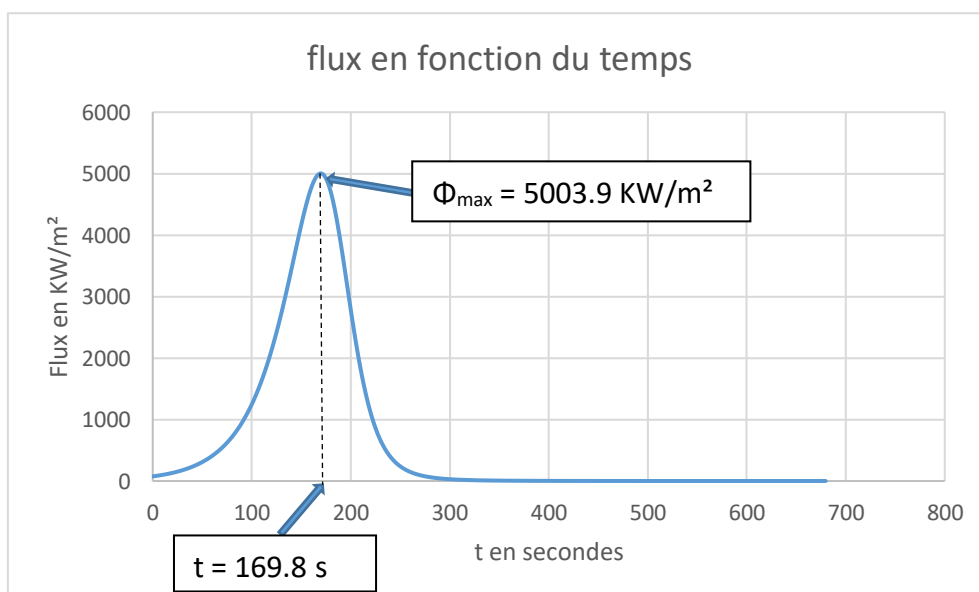
$$t = \frac{d}{V} = 0.25 \text{ s pour parcourir les 100 m entre 120km et 119.9km d'altitude}$$

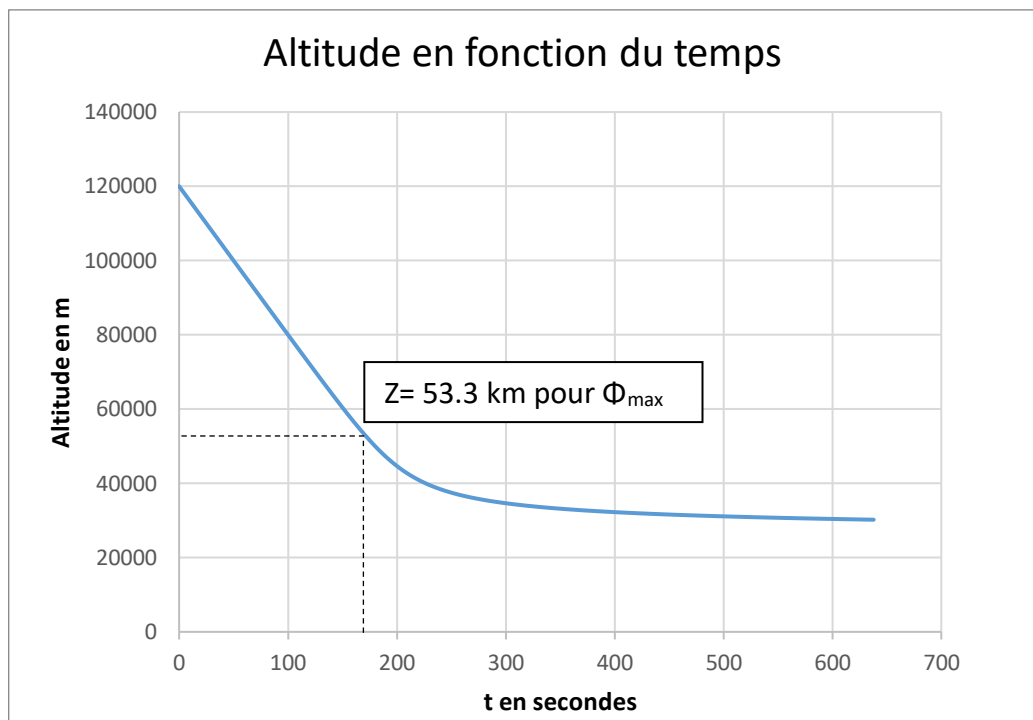
Et on reproduit le même calcul tous les 100m et prenant la dernière valeur de vitesse que nous avons calculé.

Résultats

Nous les présenterons sous forme de graphe et discuterons de leur validité.

Voici deux graphes qui sont très intéressants à mettre en relation :

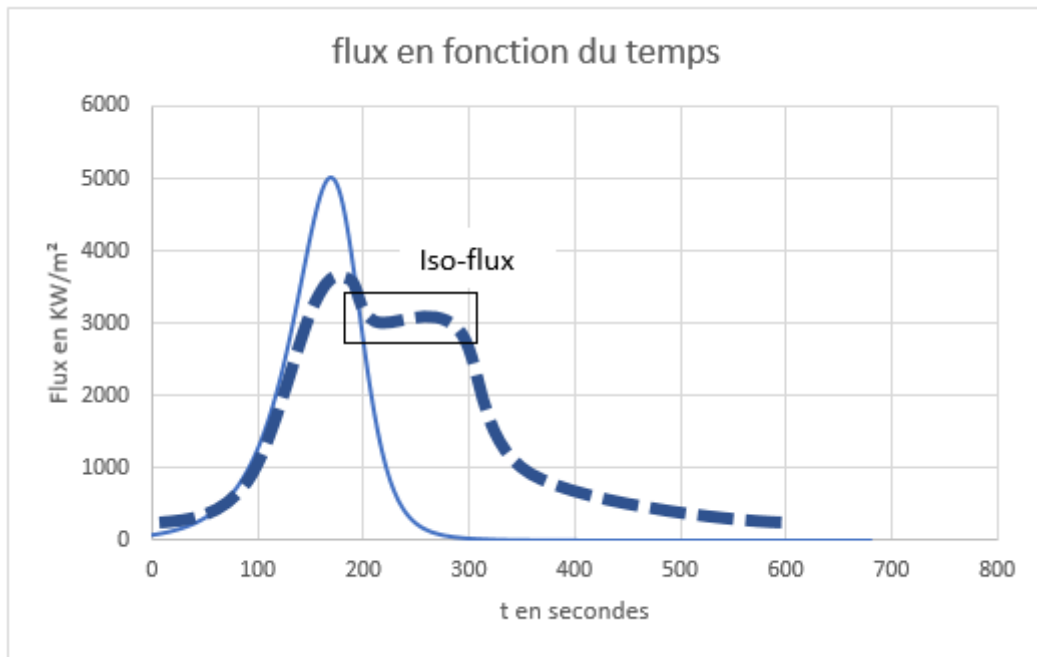




Nous pouvons constater que l'altitude qui correspond au flux maximal est de 53.3km. À titre indicatif, l'altitude pour laquelle le flux est maximal dans le cas de la shuttle américaine est d'environ 60km, un résultat proche de ce que nous avons trouvé. La validité du modèle est cependant à remettre en question à partir de 30km, à cette altitude la vitesse est supersonique et les lois sur la rentrée atmosphérique que nous avons utilisées ne s'appliquent plus. Cela n'a pas d'incidence particulière sur notre étude puisque, pour un tel domaine de vitesse, le flux thermique est négligeable et ne nécessite pas de protection particulière. On peut supposer qu'à partir de cette altitude, le véhicule sera guidé d'une façon similaire à un avion en vol supersonique jusqu'au boost final à l'atterrissage.

Concernant les résultats, le flux maximal est très élevé, de l'ordre de 5MW/m^2 contre 1MW/m^2 pour la plupart des démonstrateurs hypersonique. On peut mettre en cause, bien évidemment, les vitesses mis en jeu, très élevées, les méconnaissances aérodynamiques et thermiques, mais surtout l'approche balistique que nous avons utilisée ici. En effet, normalement on considère des pentes élevées pour ce genre de rentrée atmosphérique ($>5^\circ$) il faut donc prendre du recul face à ces résultats qui sont plus proches de ce que l'on peut attendre de la rentrée atmosphérique d'un corps balistique tel qu'une météorite ou une ogive.

Dans la réalité, la rentrée atmosphérique d'un corps portant se sépare en plusieurs phases dont deux prépondérantes : une phase dite iso-flux durant laquelle le flux est constant ainsi qu'une autre phase dite iso-traînée qui correspond à une décélération constante induite par une valeur de traînée constante. En pratique un guidage aérodynamique (modification de la portance, traînée, pente et incidence) permet d'arriver à un résultat plus satisfaisant d'un point de vue trajectoire. Voici une courbe qui représente qualitativement un scénario plus réaliste pour la rentrée atmosphérique de la navette :



On remarque ainsi que le flux maximal s'en trouverait grandement réduit.

Calcul du flux sur Mars

On a la vitesse de rentrée dans l'atmosphère Martienne :

$$V_{\text{ent}} = 6 \text{ km/s}$$

Avec $H_{\text{Mars}} = 11100 \text{ m}$ le facteur d'échelle

On prendra une pente de rentrée caractéristique :

$$\gamma = -13^\circ$$

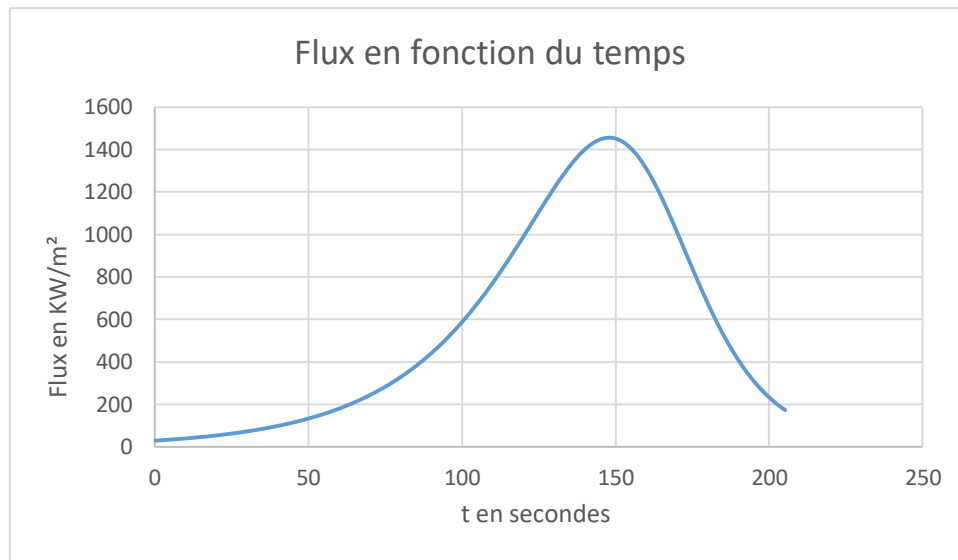
On utilise les mêmes formules que précédemment pour calculer l'évolution de la masse volumique et de la vitesse :

$$\rho = \rho_{\text{sol}} \times e^{\frac{-z}{H}}$$

$$V = V_{\text{ent}} \times e^{\frac{K_0 \times e^{\frac{-z}{H}}}{z}}$$

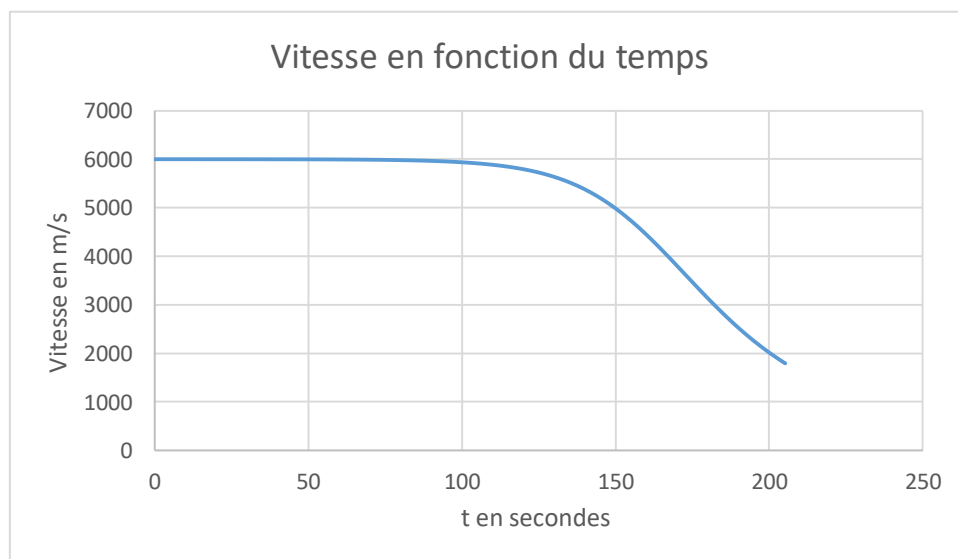
Avec $\rho_{\text{sol}} = 0.02 \text{ kg/m}^3$ et $K_0 = \frac{\rho_{\text{sol}} \times H}{\sin(\gamma) \times \beta} = -2.4147$

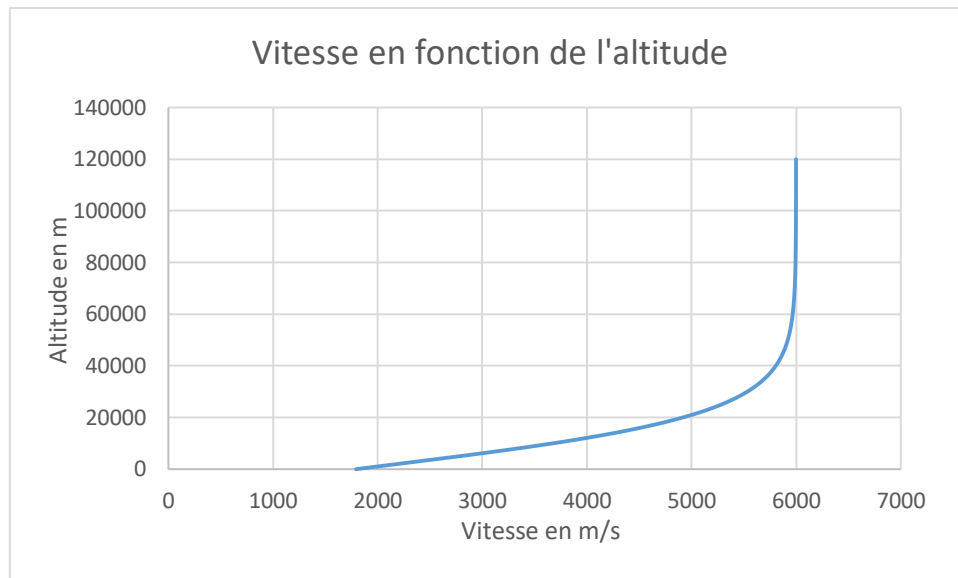
Voici les résultats obtenus :



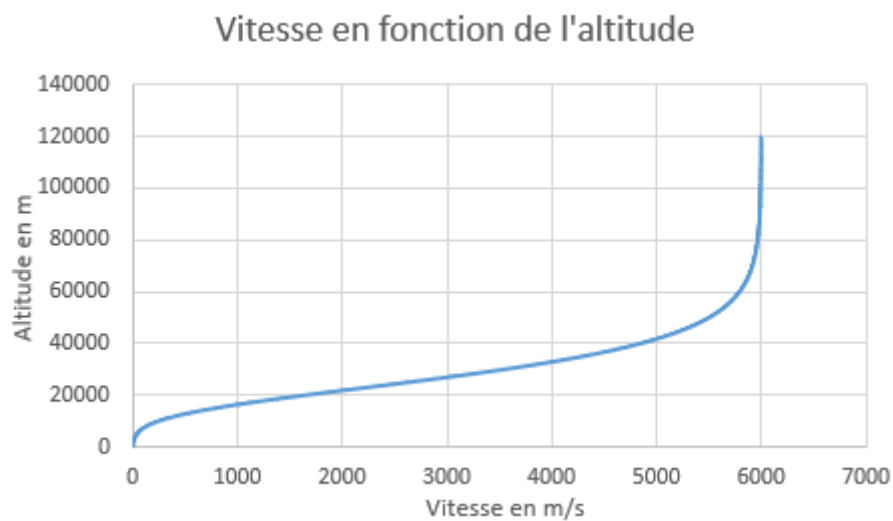
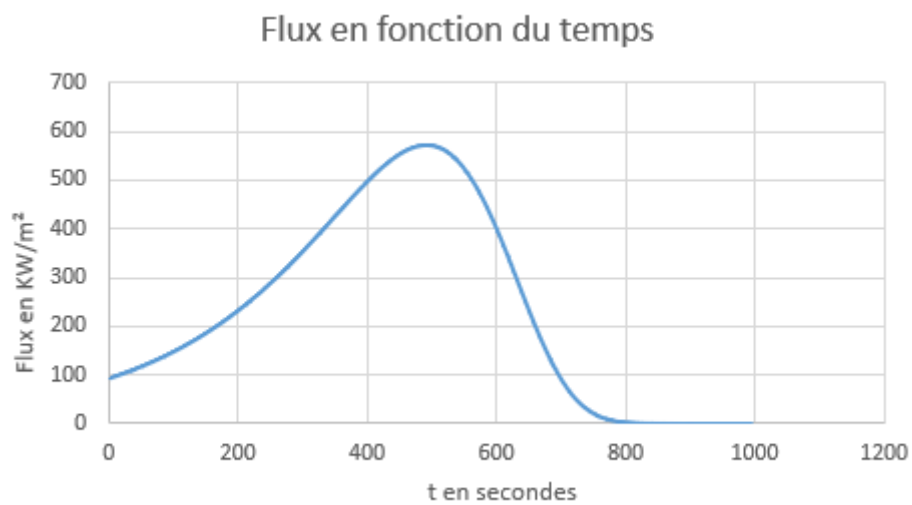
On remarque que le flux maximum est beaucoup moins élevé que dans le cas de la rentrée atmosphérique sur Terre. Cela étant évidemment dû au fait que l'atmosphère de Mars est extrêmement fine en comparaison de l'atmosphère de la Terre de même que la vitesse de rentrée est beaucoup plus faible. Nous verrons l'incidence de cela sur nos hypothèses de rentrée balistique.

Sur les graphes suivants, on peut voir que la vitesse à l'arrivée au sol est de 1800 m/s soulignant ainsi la limite de notre modélisation. En effet, Elon Musk prévoit de dissiper aérodynamiquement 99% de l'énergie dans l'atmosphère Martienne. Ici une rentrée purement balistique n'est donc clairement pas représentative de la future réalité du projet. On peut ainsi imaginer une phase de décélération plus importante dans la haute atmosphère de Mars, peut-être en jouant sur des paramètres tels que l'incidence. Par ailleurs le Starship pourrait adopter une trajectoire moins abrupte et opter pour une pente faible pour la rentrée Martienne, nous verrons ce cas de figure à la page suivante. En plus de la diminution du flux maximum on peut espérer que les phases de décélération soient de plus longue durée et ainsi que la vitesse à l'arrivée soit plus raisonnable et permette un retro-boost à l'atterrissage.





Regardons ainsi ce qu'il se passe si on prend une pente plus faible pour la rentrée atmosphérique sur Mars, ici nous prenons -2° :



On remarque bien que la vitesse à la fin de la rentrée est bien plus faible (de l'ordre de quelques m/s) dans le cas d'une pente moins élevée. De plus le flux maximum a diminué de plus de 50% ce qui est intéressant pour une rentrée sur Mars car même si la navette encaisse les flux de chaleur sur une durée beaucoup plus longue, les faibles valeurs mis en jeu ne devraient poser aucun problème (ablation peu importante et matériau réutilisable envisageable).

Ainsi, du point de vue d'une rentrée purement balistique, il serait plus intéressant de réussir à obtenir une pente faible dans le cas de la rentrée Martienne, en supposant que cela soit possible dans le cas d'une rentrée interplanétaire directe.

Nous allons à présent étudier un autre cas de figure, basé sur les équations du mouvement du centre de gravité.

Calcul du flux sur Terre (2^{ème} approche) :

Dans cette partie, nous cherchons à confirmer (ou infirmer) les résultats obtenus avec notre 1^{ère} approche du problème.

Pour cela on va décrire le mouvement de notre véhicule dans l'atmosphère avec plusieurs équations représentant l'évolution des paramètres de la rentrée atmosphérique en fonction du temps (Vitesse, altitude, pente et portée) en faisant certaines hypothèses simplificatrices.

On va encore une fois négliger l'aplatissement terrestre et on ne s'occupera pas du déport latéral. On considèrera également un angle de gîte nul.

On écrit les équations qui décrivent le mouvement du Centre de gravité du véhicule par :

$\dot{z} = V \cdot \sin(\gamma)$	L'altitude
$\dot{V} = \frac{D}{m} - (g + \text{Acc}_{\text{ctfg}}) \cdot \sin(\gamma)$	L'accélération
$\dot{x} = V \cdot \cos(\gamma)$	La portée
$\dot{\gamma} = \frac{1}{V} \cdot \left(-\frac{L}{m} + (g + \text{Acc}_{\text{ctfg}}) \cdot \cos(\gamma) \right)$	La pente

Avec : $\text{Acc}_{\text{ctfg}} = -\frac{(V \cdot \cos(\gamma))^2}{RT+h}$ l'accélération centrifuge

D et L respectivement les forces de traînée et portance aérodynamiques :

$$L = \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times C_L \times S$$

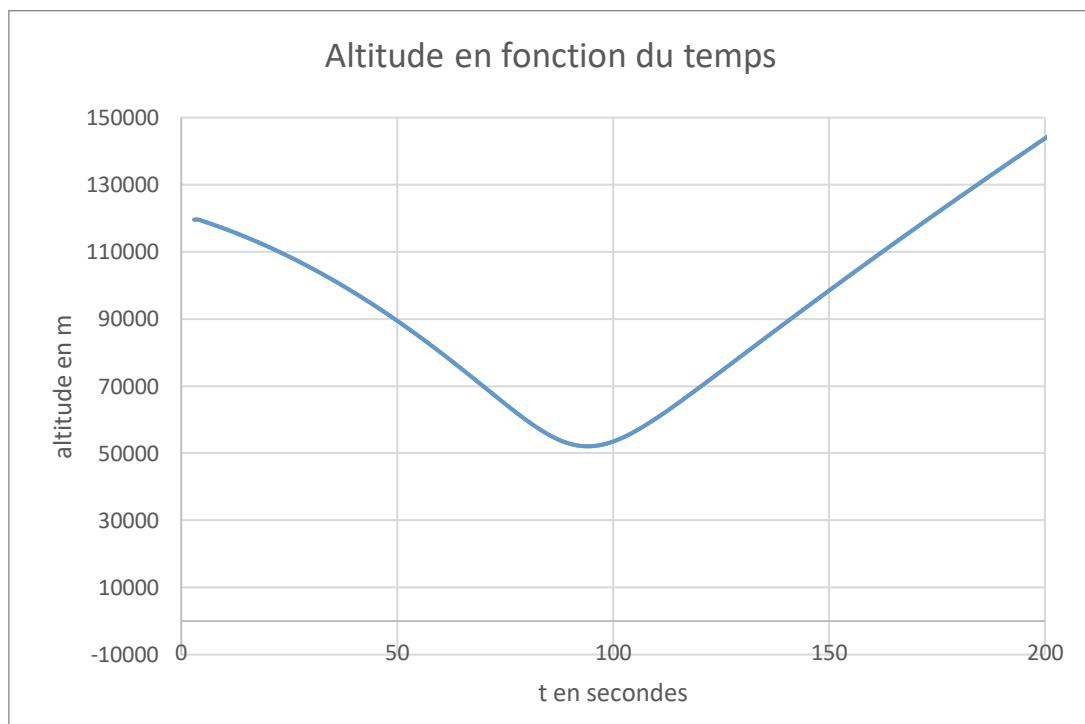
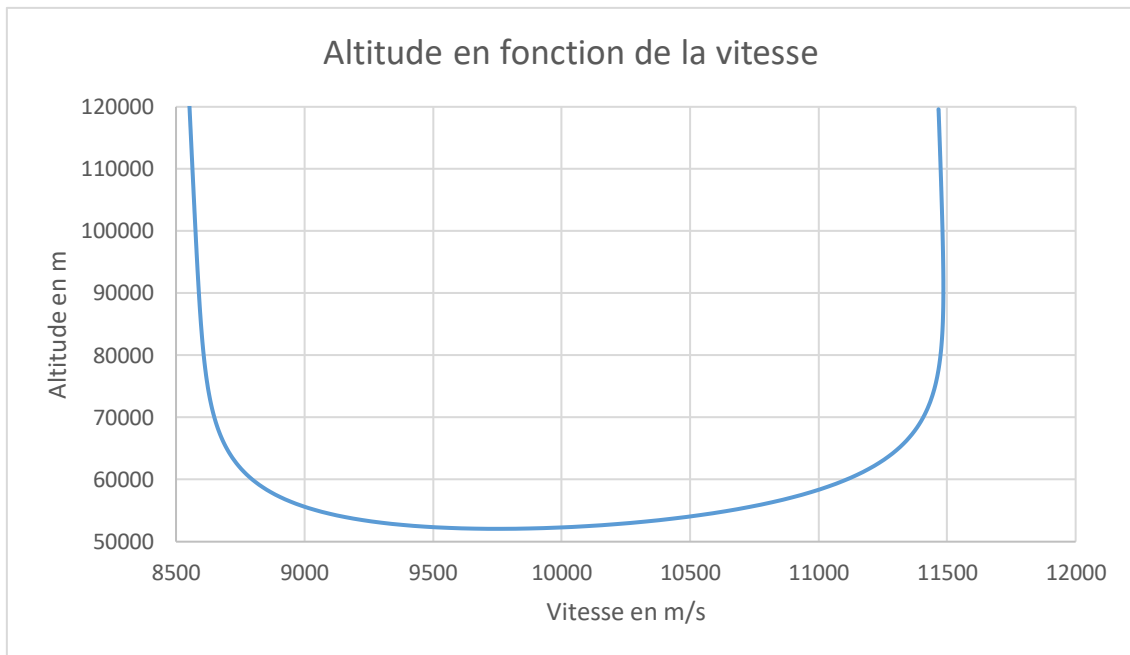
$$D = \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times C_d \times S$$

On va ensuite intégrer ces équations en fonction du temps selon un schéma d'Euler explicite :

$$X(t + dt) = \dot{X} \cdot dt + X(t)$$

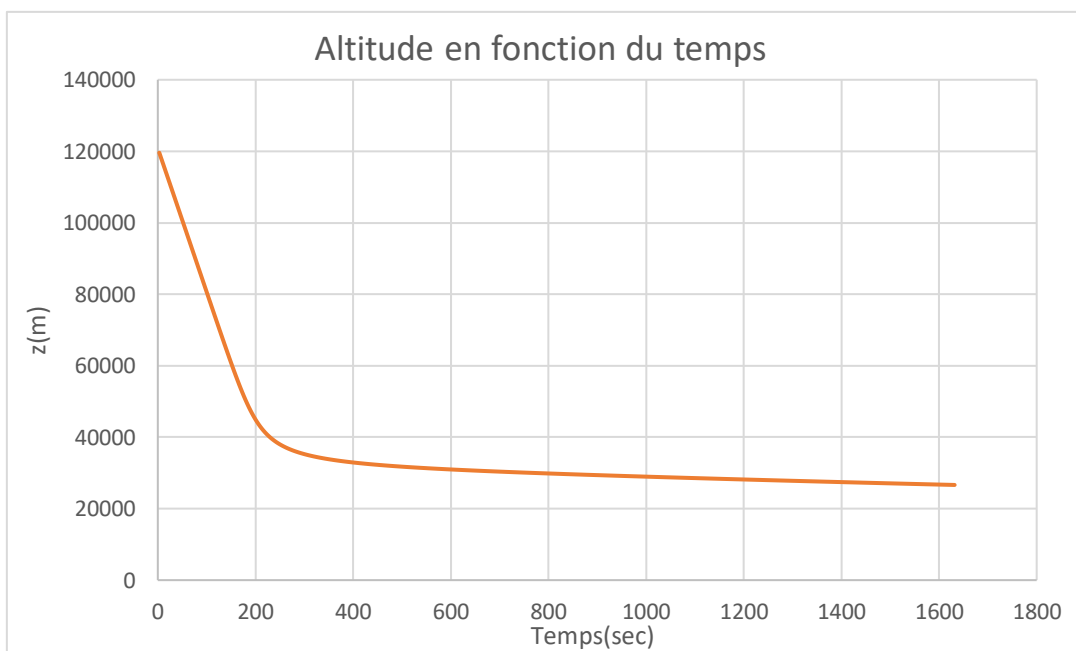
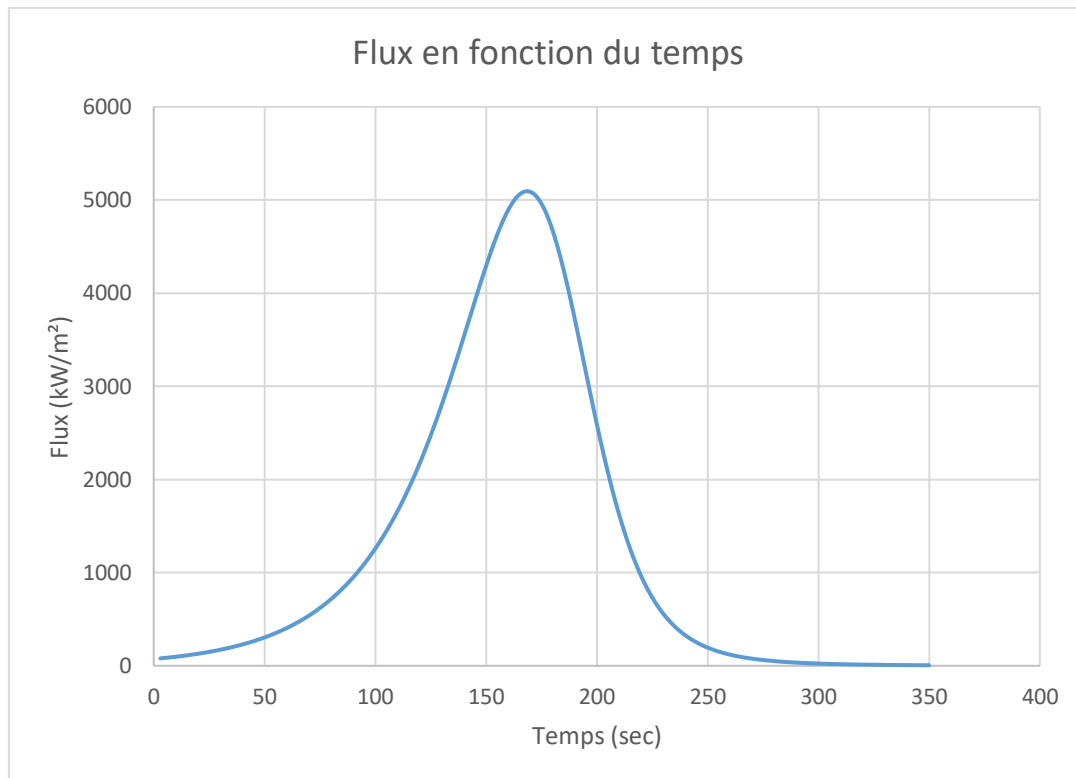
Pour simplifier on prendra un pas de temps de 1s (dt = 1 seconde) et on recalculera à chaque fois tous les paramètres, de la même manière que pour l'approche précédente.

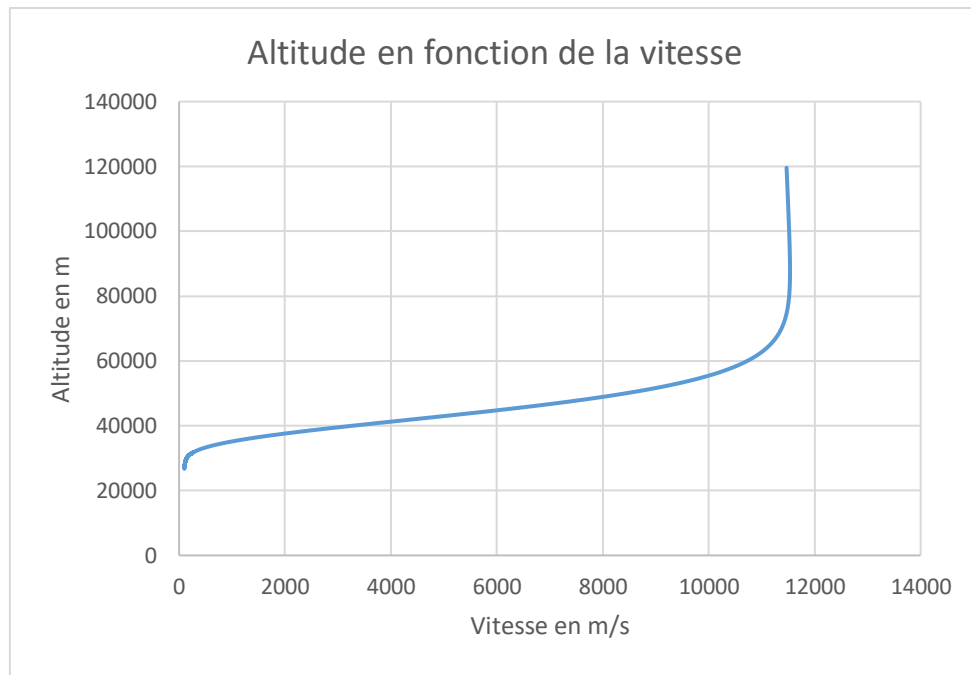
Voici les résultats que l'on obtient, toujours sous forme de graphes :



On observe que sans aucun guidage la pente a tendance à devenir positive et qu'ainsi notre navette va rebondir sur l'atmosphère terrestre. Cela démontre les limites de notre modélisation précédente où l'on considèrerait une rentrée balistique, qui se révèle non valable pour un corps portant comme la navette Starship. Le rebond est un phénomène connu et assez courant qui semble plausible dans notre situation considérant la faible pente de rentrée. En l'état, il est cependant difficile de faire une comparaison avec nos résultats précédents pour en vérifier la véracité, on va donc supposer que la pente est constante tout au long de la rentrée atmosphérique à -2° .

On obtient alors les graphes suivants :

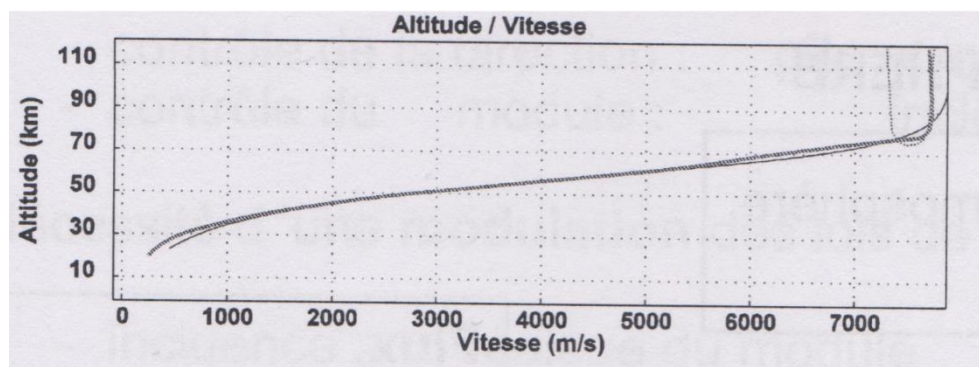




Des résultats qui sont très proches de ceux que nous avons trouvés avec notre première approche du problème. Cette deuxième approche plus « équationnelle » nous permet ainsi de valider la première méthode que nous avons utilisée dans le cadre de notre hypothèse d’une rentrée balistique à pente faible et constante.

Bien sûr, il faudrait prendre en compte la variation de la pente au cours du temps pour avoir une approche plus juste de la réalité. Il faudrait envisager en parallèle un guidage de la navette avec l’aide des ailettes pour pouvoir contrôler la pente de la rentrée (modification des coefficients de portance/trainée par une nouvelle valeur d’incidence) et ainsi éviter le rebond sur l’atmosphère.

À titre indicatif, voici un graphe tiré du cours de trajectoire que nous avons eu cette année et dispensé par M. Max Cerf. Cela concerne la rentrée atmosphérique d’un démonstrateur hypersonique :



On remarque tout de suite que nos résultats présentent des similarités avec ce graphe tiré du cours. Cela nous permettra de conclure sur la validité de notre approximation qui, bien qu’elle ne prétende pas prendre en compte l’entièreté du problème, semble satisfaisante.

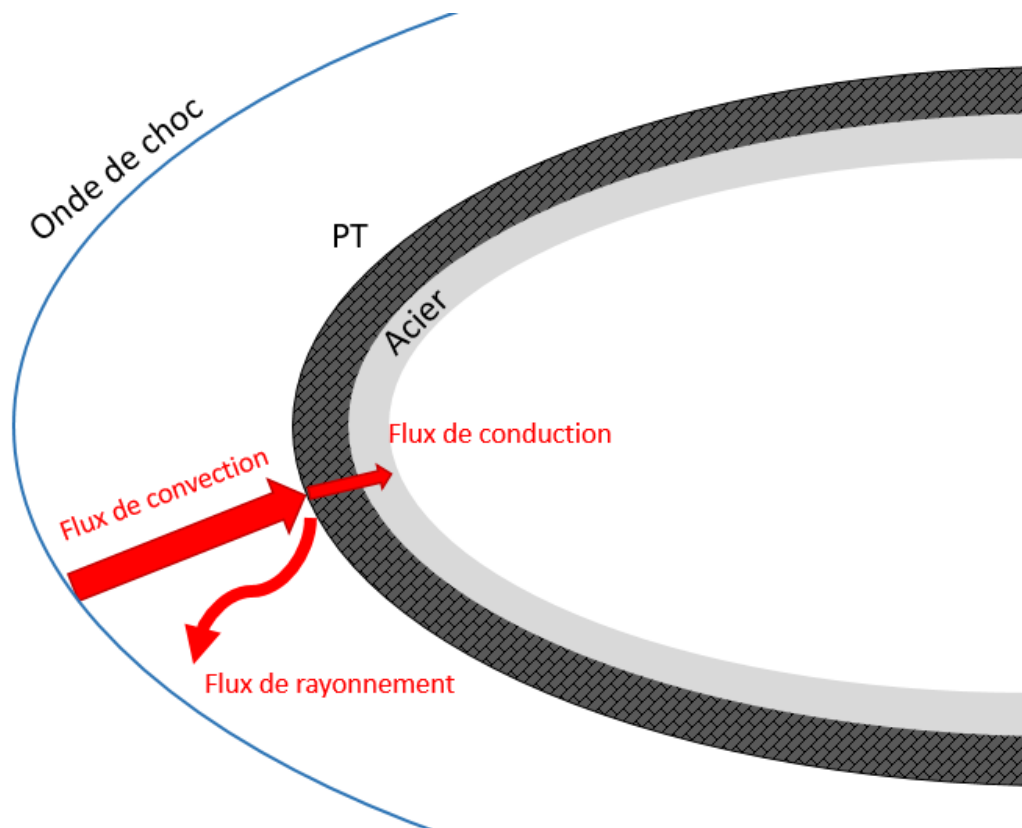
Partie V – Etude Thermique de la navette

À présent, nous allons étudier le dimensionnement d'une protection thermique en fonction du flux thermique s'appliquant sur la coque. Nous verrons également une solution alternative qui a été envisagée pour la navette Starship : une protection thermique transpirante. Notons que l'on se concentrera uniquement sur la rentrée atmosphérique terrestre, qui est bien plus dimensionnante que celle de Mars (si la navette supporte la rentrée terrestre elle supportera également la rentrée martienne).

Objectifs, hypothèses

Notre objectif est de pouvoir déterminer l'épaisseur de protection thermique nécessaire afin de pouvoir maintenir une température de coque raisonnable lorsque celle-ci est soumise à un flux thermique. Pour cela il nous faudra dans un premier temps déterminer la température de la coque ainsi que la valeur du flux de conduction s'y propageant.

Pour commencer voici un schéma faisant état de la situation dans laquelle on se positionne :



On négligera les effets de rayonnement du gaz sur Terre et sur Mars (de l'ordre de quelques kW) ainsi les flux de blocage (dégazage) et les flux liés aux produits d'ablation.

On peut alors écrire l'équation de bilan à la paroi :

$$\Phi_{\text{Conv}} - \Phi_{\text{Conduction}} = \Phi_{\text{Rayonnement_paroi}}$$

Pour calculer la température de la paroi on se place à l'équilibre radiatif c'est-à-dire dans le cas d'un matériau parfaitement isolant, on peut alors réécrire l'équation de bilan :

$$\Phi_{\text{Conv}} = \Phi_{\text{Rayonnement_paroi}}$$

De plus, nous pouvons écrire :

$$\Phi_{\text{Conv}} = \alpha \times (Ha - hp) = \alpha \times Cp \times \Delta T = 5003.9 \text{ KW/m}^2 \text{ (flux max calculé dans la partie précédente)}$$

Avec :

$$Ha = T_{\text{air à 50km}} \times C_{p \text{ air}} \times \frac{1}{2} \times V_{50\text{km}}^2 \text{ l'enthalpie athermane}$$

$$Hp = C_{p \text{ air}} \times T_{\text{paroi}} \text{ l'enthalpie de paroi en J/kg}$$

$$\alpha = \frac{\Phi_{\text{Conv}}}{(Ha - hp)} \text{ le coefficient de convection}$$

On rappelle $C_{p \text{ air}} = 1004 \text{ J/kg/K}$ la capacité thermique massique de l'air.

Et l'expression du flux de rayonnement :

$$\Phi_{\text{Rayonnement_paroi}} = \varepsilon \times \sigma \times T_{\text{paroi}}^4$$

Avec ε l'émissivité et $\sigma = 5.67 \times 10^{-8}$ la constante de Stefan-Boltzmann.

On réécrit l'équation bilan à l'équilibre radiatif sous la forme suivante :

$$\alpha \times (Ha - hp) = \alpha \times Cp \times (T_{\text{air}} - T_{\text{paroi}}) = \varepsilon \times \sigma \times T_{\text{paroi}}^4 = 5003.9 \text{ KW/m}^2$$

On peut alors déterminer la valeur de la température de la paroi grâce à un processus itératif.

On prendra une valeur de $\varepsilon = 0.9$ pour l'émissivité de notre matériau qui sera du PICA15, un carbone phénolique utilisé sur des sondes/capsules, telles que Stardust et Mars Science laboratory, et envisagé pour le futur véhicule Orion.

Après calcul, on obtient une valeur de température à la paroi :

$$T_p = 3065 \text{ K}$$

Cette température est valable car on considère le flux de conduction qui traverse la protection thermique comme « négligeable » (moins de 1% du flux de convection) dans l'égalité des flux. En effet, dans la réalité, la température de la paroi sera légèrement inférieure à celle de la valeur calculée puisqu'on aurait :

$$\Phi_{\text{Conv}} - \Phi_{\text{Conduction}} = \Phi_{\text{Rayonnement_paroi}}$$

Diagram illustrating the energy balance equation with numerical values in boxes:

- $\Phi_{\text{Conv}} = 5,004.10^6 \text{ W/m}^2$
- $\Phi_{\text{Rayonnement_paroi}} \approx 5.10^6 \text{ W/m}^2$
- $\Phi_{\text{Conduction}} \approx 10^4 \text{ W/m}^2$

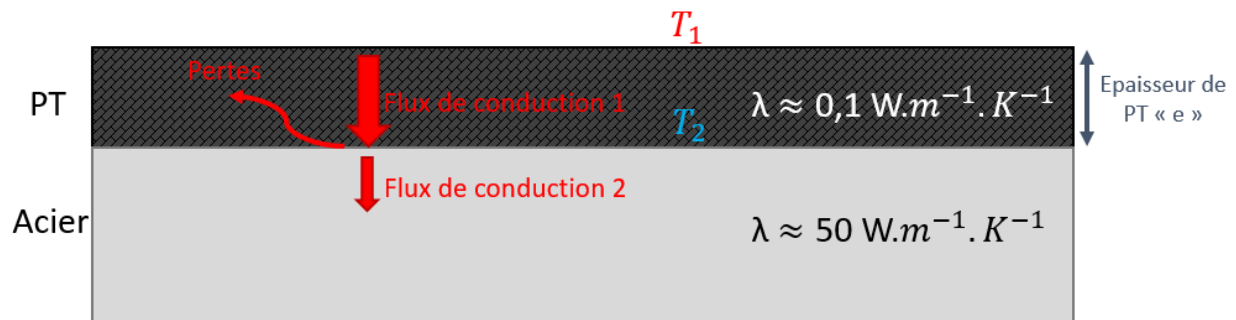
On prendra ainsi une valeur approximative de 10^4 W/m^2 pour notre flux de conduction soit 1% du flux de convection permettant ainsi de conserver notre l'égalité pour une température de 3065 K.

Dimensionnement d'une protection thermique

Une fois les flux de convection, de conduction et de rayonnement trouvés à l'aide du processus itératif, nous connaissons la quantité de flux traversant la paroi et la température de la PT externe (T_1 en rouge sur le schéma ci-après $\sim 3065\text{K}$). Nous considérons dans cette étude que l'acier garde ses propriétés mécaniques jusqu'à une température de 800 K et qu'elle sera la température maximale à atteindre pour le dimensionnement (La protection thermique doit ainsi pouvoir garantir que la température de la coque en acier ne dépasse pas 800 K, température max jusqu'à laquelle l'acier conserve des propriétés mécaniques acceptables). Nous pouvons donc, à l'aide de la formule du flux de conduction, déterminer l'épaisseur minimale requise permettant de respecter la limite de température.

$$\Phi_{\text{conduction}} = \frac{\lambda S}{e} \times (T_1 - T_2) \text{ soit } e = \frac{\lambda S}{\Phi_{\text{conduction}}} \times (T_1 - T_2)$$

Les paramètres de la relation sont les suivants : λ est le coefficient de conductivité thermique du matériau, « e » l'épaisseur du matériau correspondante, T_1 et T_2 les températures de surface externe et interne du matériau étudié et enfin S la surface d'échange (ici égale à 1 car nous calculons en watt par mètre carré).

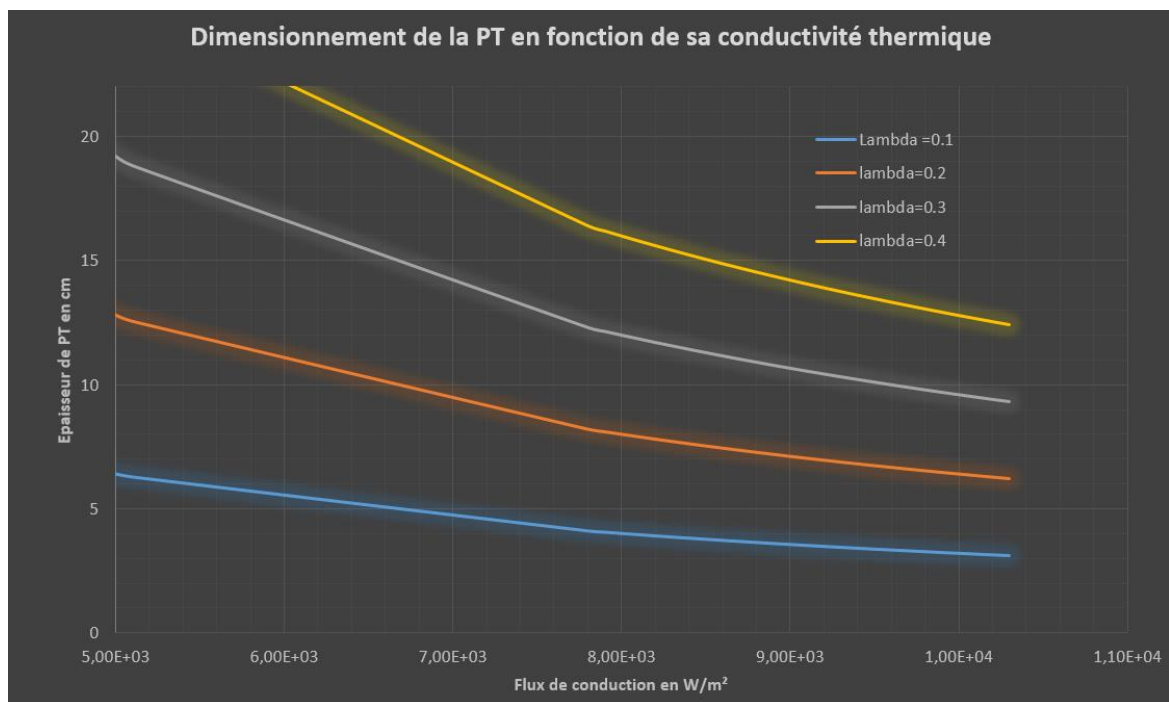


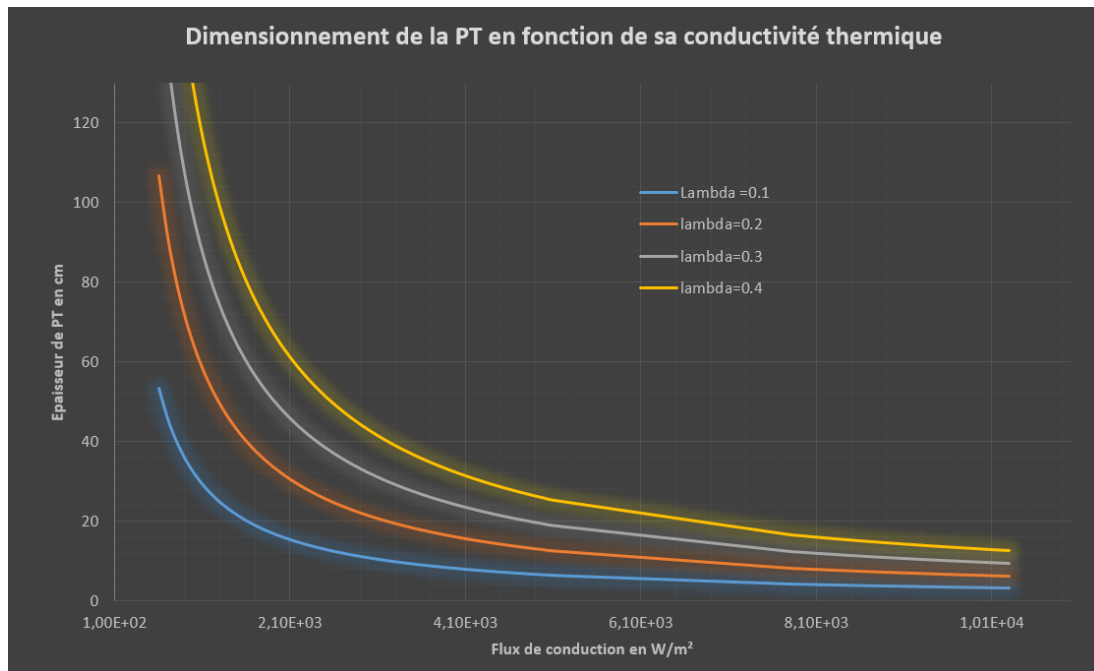
λ : conductivité thermique

Schéma décrivant les paramètres de la conduction dans le cas d'une utilisation de PT

Il faut tout de même déterminer le coefficient de conductivité thermique propre à la PT pour utiliser la relation. Dans la littérature et nos cours nous savons que les tuiles PICA15 (revêtement ablatif utilisé pour la sonde Stardust et envisagé pour la capsule Orion) ont un λ de 0,1 W/m/K. Nous pouvons tracer les courbes d'épaisseur en fonction du flux pour un écart de température connu et nous obtenons le graphe suivant :

Résultats





Cette figure nous permet de déterminer graphiquement l'épaisseur de PT requise (en cm) en fonction du flux de conduction et de la conductivité thermique de notre matériau.

Remarque : La couche de protection thermique va permettre à la coque en acier de notre navette d'atteindre une température de 800K. L'acier possède une conductivité thermique de l'ordre de 50 W/m/K soit 500 fois plus que les tuiles PICA. Il n'est donc pas recommandé comme « bouclier thermique direct » mais permet, s'il est utilisé comme « seconde peau » de répartir le flux et la chaleur restante dans toute la coque, y compris dans les parties qui ne sont pas directement soumises aux charges aérothermiques comme le dos de la navette par exemple.

Les valeurs de flux pour une rentrée atmosphérique sont de l'ordre de 10^6 W/m² pour le flux total et de l'ordre de 10^3 à 10^4 W/m² pour le flux conductif (environ 1% du flux convectif à l'équilibre radiatif). Cet ordre de grandeur nous donne par lecture graphique une couche de protection thermique minimal (de type PICA15 ablative) de 5cm environ. Ce calcul ne prend cependant pas en compte l'ablation des tuiles qui fait diminuer l'épaisseur de ce dernier au cours du temps. L'ablation des tuiles PICA15 à une température de 2000°C est de 0.02mm/s. La section dimensionnant de notre rentrée atmosphérique sur terre dure près de 100 secondes et environ 200 sur mars. Un trajet aller retour mars terre provoquera une ablation de $0.02 * 300 = 6$ mm de PT. Ce calcul est un ordre d'idée et ne prend pas en compte les irrégularités dans l'amincissement de la couche de PICA15 dû à une application du flux non continue sur toute la surface et considère la température comme moyennée à 2000°C pendant ces intervalles de temps.

Le dimensionnement de la PT doit donc être effectué avec un coefficient de sécurité permettant de prendre en compte l'aspect réutilisable de la navette. Supposons une durée de vie nominale d'environ 10 allers/retours par navette. Un calcul rapide permet d'estimer l'ablation totale de protection thermique lors de ces allers/retours :

$$E_{\text{ablation}} = 0.6 * 10 = 6 \text{ cm}$$

On peut donc grossièrement réévaluer notre épaisseur de protection thermique à 11 cm. Le caractère réutilisable de la navette Starship (si on opte pour des tuiles PICA15) est donc discutable puisqu'on ne connaît pas les effets à long terme de la réutilisation d'une protection ablative. D'autres parts, même en envisageant cette possibilité, un facteur de fatigue du matériau est à prendre en compte. Il y a ainsi fort à parier que des remplacements soient nécessaires durant les maintenances de la navette tout au long de son utilisation.

Il est important de préciser les occurrences exceptionnelles qui pourrait avoir lieu, notamment lors de la rentrée martienne. En effet, lors des tempêtes de poussières sur Mars, des particules de grandes tailles se retrouvent à de hautes altitudes et augmentent considérablement l'ablation sur les matériaux. Il y a un risque de destruction du véhicule et il n'est pas certain de pouvoir toujours éviter un tel phénomène (atterrissage en urgence par exemple).

Créer une protection thermique utilisant la transpiration ?

Pour conclure la partie protection thermique, nous avons étudié les options envisagées notamment par SpaceX afin de rendre la fusée réutilisable rapidement. La principale piste, longuement envisagée, fut de créer une coque dite "transpirante". Nous allons donc détailler le fonctionnement de cette dernière, ses caractéristiques, puis nous réfléchirons à la faisabilité d'une telle solution.

Le fonctionnement de base:

Comme nous l'avons évoqué précédemment, le matériau utilisé par SpaceX pour la production du Starship est l'acier inoxydable. En effet, ce matériau est facile à travailler et possède également l'avantage d'être beaucoup moins coûteux que les matériaux composites (environ 200 dollars le kilo de carbone en tenant compte des déchets, contre 3 dollars pour le kilo d'acier).

Mais ce matériau seul ne permet pas d'absorber et de dissiper l'ensemble de l'énergie liée à une rentrée atmosphérique. Or l'idée de SpaceX était de créer un véhicule totalement réutilisable, donc sans protection thermique ablative. Le principe d'une coque transpirante régulant la chaleur est donc une piste envisageable.

Le fonctionnement de cette coque est théoriquement assez simple, elle est constituée d'un "sandwich" d'acier renfermant un liquide de refroidissement (majoritairement de l'eau) qui pourrait ensuite passer par des petits pores répartis sur l'ensemble de la coque. Ce principe de "saignement" possède un double avantage: il permet d'absorber une partie de l'énergie thermique de l'acier, mais également de protéger la couche externe d'acier en formant un filet de fluide à l'extérieur du vaisseau, réduisant ainsi le flux convectif et radiatif dans la coque.

Cette solution est-elle réaliste ?

A première vue, cette solution semble être une solution idéale dans l'optique de réaliser des voyages récurrents, incluant des rentrées atmosphériques, entre la Terre et Mars. Nous avons donc réalisé certains calculs de pré-dimensionnement de cette solution afin d'estimer sa faisabilité. Ces calculs se sont révélés très compliqués à mettre en œuvre du fait d'un manque de connaissances et d'expérience au sujet de ce type de protection (Interactions entre le fluide et plasma, comportement du fluide dans le vide à travers les pores, pression interne entre les deux couches d'acier due à la chaleur extrême etc...). On peut néanmoins supposer qu'il y a un avantage certain dans l'utilisation d'un tel système de refroidissement. En effet, l'épaisseur d'eau permettrait probablement d'abaisser significativement le flux de chaleur à travers la coque. En revanche, la température de l'acier demeurerait probablement supérieure aux 800 kelvins espérés (température jusqu'à laquelle l'acier conserve ses propriétés mécaniques).

Une solution possible serait l'utilisation d'un liquide de refroidissement avec un coefficient de transfert thermique très faible, mais le coût d'achat, de stockage et d'utilisation de ces liquides rend cette solution finalement peu économique dans une optique de réutilisation fréquente.

Avantages

- ★ Auto-régénérant
- ★ Réutilisable rapidement
- ★ Peu coûteux (entretien, fluide, etc.)
- ★ Absorbe en partie l'énergie thermique
- ★ Réduit les flux convectif et radiatif provenant de l'espace extérieur

Inconvénients

- ★ Techniquement plus complexe
- ★ Fiabilité plus faible et non démontrée
- ★ Coût plus élevé dans le cas d'utilisation d'un fluide plus efficace
- ★ Capacité de refroidissement insuffisante dans le cas d'une rentrée atmosphérique à très haute vitesse

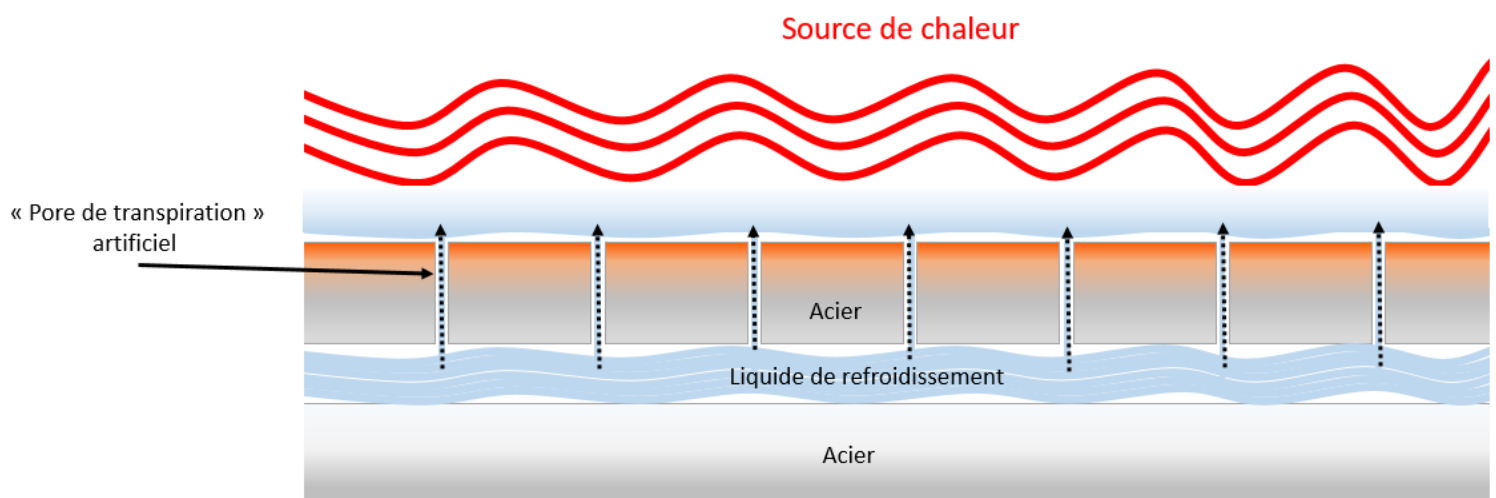


Schéma du refroidissement par transpiration

Ainsi, cette solution, bien que théoriquement extrêmement intéressante, s'avère être difficile à mettre en œuvre, et son efficacité reste relativement incertaine. De ce fait, après avoir envisagé pendant

longtemps d'appliquer cette technologie à sa navette Starship, SpaceX a finalement décidé d'abandonner cette idée au profit d'une protection thermique en céramique "maison", dont on ne connaît pas encore le secret, mais qui s'avérera plus simple d'utilisation afin de mener à bien les missions vers Mars.



Vision d'artiste de la rentrée atmosphérique de Starship (ancienne version)

Conclusions

Pour ce projet de 5^{ème} année, nous avons l'opportunité de faire l'étude de faisabilité de la navette Starship développée par SpaceX. Cette étude portait principalement sur les contraintes aérothermiques induite par une rentrée atmosphérique.

Ce projet nous a permis de mettre en application les connaissances acquises durant nos cours, notamment en aérodynamique et sur les transferts thermiques.

L'opportunité de travailler en groupe fut encore une fois une expérience très enrichissante pour chacun d'entre nous. Le management d'équipe et la gestion des tâches afin de répartir le travail, nous a appris à nous organiser, à communiquer mais aussi à être capable d'expliquer aux autres membres du groupe notre démarche de réflexion personnelle.

D'un point de vue résultats, notre modèle nous a permis de déterminer une trajectoire potentielle de la navette Starship pour les rentrées atmosphériques sur Terre et sur Mars. Ces trajectoires ont été validés par deux méthodes de calcul différentes, nous confortant dans nos résultats. Ces trajectoires nous permettent de déterminer la vitesse en fonction du temps et de calculer le flux thermique au point d'arrêt et ainsi d'en obtenir la valeur maximale. D'un point de vue aérothermique, la rentrée terrestre est bien la plus dimensionnante. C'est en se basant sur les résultats obtenus pour cette dernière en particulier que nous avons dimensionné la couche de protection thermique. Nous avons les valeurs qui sont présentées précédemment grâce à un certain nombre d'approximations mais elles restent néanmoins dans l'ordre de grandeur de la littérature donnant ainsi une relative légitimité à nos résultats. Le premier choix de SpaceX, à savoir, une coque en acier assurant sa propre protection thermique en utilisant une technologie de transpiration nous semble ainsi peu réaliste au vu des données que nous avons obtenues, mais remplacer ou coupler ce choix avec une couche de protection thermique bien choisie pourrait être solution envisageable pour obtenir une navette « réutilisable ».

Dans l'hypothèse où nous pourrions continuer ce projet, les prochaines étapes auraient été de tenter d'appréhender les phénomènes thermiques complexes en jeu lors de la rentrée atmosphériques, notamment ceux liés aux échanges thermiques dans la couche limite à très haute vitesse permettant de déterminer avec plus de précision le coefficient d'échange entre flux de convection et flux de conduction.

Bibliographie

Liens concernant les données sur Starship :

<https://www.spacex.com/starship>

https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX_Starship

<https://astronautique.actifforum.com/t20639p75-starship-earth-to-earth>

https://fr.wikipedia.org/wiki/Rentr%C3%A9e_atmosph%C3%A9rique_sur_Mars

https://fr.wikipedia.org/wiki/Atmosph%C3%A8re_de_Mars

Explication du choix de l'acier inox :

<https://www.numerama.com/sciences/457566-starship-elon-musk-explique-pourquoi-il-a-choisi-lacier-inoxydable-pour-sa-nouvelle-fusee.html>

Documents utilisés pour les calculs de mécanique spatiale :

Cours de 4A-ESPACE mécanique spatiale ESTACA

Documents utilisés pour les calculs de rentrée atmosphérique :

Cours de 5A-ESPACE Rentrée Atmosphérique par M. Philippe TRAN

Cours de 5A-ESPACE Trajectoires de rentrée des véhicules spatiaux par M. Max CERF

Cours de 5A-ESPACE Guidage et pilotage des véhicules de rentrée atmosphérique par Gérald PIGNIE

Article de l'ONERA

<https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-02362037/document>

Données sur Mars et la Terre

[https://fr.wikipedia.org/wiki/Mars_\(planète\)](https://fr.wikipedia.org/wiki/Mars_(planète))

https://fr.wikipedia.org/wiki/Atmosphère_de_Mars

https://fr.wikipedia.org/wiki/Atmosphère_terrestre

<https://fr.wikipedia.org/wiki/Terre>

Données sur la protection thermique, notamment PICA15 :

5TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (EUCASS)

Copyright " 2013 by P. Leyland, T.McIntyre, R. Morgan et al. Published by the EUCASS association with permission.

RADIATION-ABLATION COUPLING FOR CAPSULE REENTRY HEATING VIA SIMULATION and EXPANSION TUBE INVESTIGATIONS

NASA Aerothermodynamic Design of the Mars Science Laboratory Heatshield

Liens pour la protection thermique transpirante :

<https://sciencepost.fr/elon-musk-veut-faire-transpirer-son-vaisseau-starship/>

https://en.wikipedia.org/wiki/Transpiration_cooling

Annexes n.1

TIMELINE Originale du projet (Octobre 2019)

❖ **0 - Documentation : (2 Semaines)**

- Rassembler les informations sur le Starship de Space X
 - Dimension, masse -> Architecture
 - Performances, objectifs, etc.
- Rassembler les données nécessaires pour le projet
 - Conditions Mars/Terre (atmosphère, gravité, etc.)
 - Documentation aérothermique et aérodynamique (formules, données de référence, etc.) -> Infos sur les véhicules de rentrée de type capsules
 - Données sur la résistance des matériaux (pour le calcul des efforts sur les ailerons)

❖ **1 - Organisation (1 Semaine)**

- Work Breakdown Structure
- Distribution des différentes tâches du projet

❖ **2 - Etude thermique de la navette (6 Semaines)**

- Détermination et positionnement du flux thermique max
 - Pour Mars
 - Pour la Terre (Utilisation possible de Fluent)
- Détermination de la charge thermique (quantité de calories que doit absorber la structure)
 - Pour Mars
 - Pour la Terre

❖ **3 - Etude aérodynamique de la navette (6 Semaines)**

- Estimation des efforts encaissés par les ailerons
 - En fonction des phases de vol
 - En déduire la stabilité de la navette
- Déterminer si les ailerons résisteront aux efforts
 - Calcul résistance des matériaux
 - Prise en compte de la thermique (diminution des performances de l'acier avec l'augmentation de la température)

❖ **4 - Présentation (2 Semaines)**

- Livrables
- Soutenance

Annexes n.2

Quelques captures d'écran de nos feuilles de calcul sur Excel :

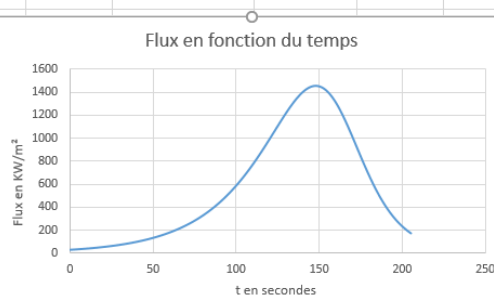
	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R
1																		
2																		
3		angle d'attaque	45,00 °															
4		Cd	5,00 na				coef balistique (B)	0,002446817			Vitesse		pour		Phi		temps interval	
5		Cl	4,10 na								4,4286E-129	m/s	0	m		0 KW/m²	6,4701E+131	6,563E+131
6		Sref	63,62 m²								3,149E-127	m/s	100	m		0 KW/m²	9,0994E+129	9,237E+129
7		Diamètre	9,00 m								2,1095E-125	m/s	200	m		0 KW/m²	1,3583E+128	1,38E+128
8		L (hauteur)	50,00 m				flux total approximé	2,40E+08 GW/m			1,3324E-123	m/s	300	m		0 KW/m²	2,1505E+126	2,187E+126
9		Cl/Cd (finesse)	0,82 na								7,9418E-122	m/s	400	m		0 KW/m²	3,608E+124	3,673E+124
10		Rayon du nez	0,65 m				premier coef	17,74248706			4,4707E-120	m/s	500	m		0 KW/m²	6,4093E+122	6,532E+122
11		masse	130000,00 kg				deuxieme coef	29,48220655			2,3787E-118	m/s	600	m		0 KW/m²	1,2046E+121	1,229E+121
12											1,1972E-116	m/s	700	m		0 KW/m²	2,3933E+119	2,445E+119
13							Delta T formule	523,0876682 s			5,7044E-115	m/s	800	m		0 KW/m²	5,0231E+117	5,137E+117
14		Altitude de rentée	120000 m								2,575E-113	m/s	900	m		0 KW/m²	1,1128E+116	1,139E+116
15		Distance parcouru	98400 km								1,102E-111	m/s	1000	m		0 KW/m²	2,6001E+114	2,666E+114
16								8,718127803 min			4,4751E-110	m/s	1100	m		0 KW/m²	6,4029E+112	6,574E+112
17		g Terre	9,80665 m/s²								1,7255E-108	m/s	1200	m		0 KW/m²	1,6606E+111	1,707E+111
18		H Terre	7100 m				Delta T intégral	679,7185091 s			6,3217E-107	m/s	1300	m		0 KW/m²	4,5326E+109	4,667E+109
19		pente Terre	-2 °					11,32864182 min			2,2024E-105	m/s	1400	m		0 KW/m²	1,301E+108	1,342E+108
20		roh sol	1,225 ?								7,3009E-104	m/s	1500	m		0 KW/m²	3,9247E+106	4,053E+106
21		Rayon terre	6378000 m								2,3046E-102	m/s	1600	m		0 KW/m²	1,2433E+105	1,286E+105
22		VD	11466,337 m/s				phi max	5003,92916 KW/m²			6,9318E-101	m/s	1700	m	6,9165E-308 KW/m²	4,1336E+103	4,283E+103	
23		K0	-609,7851 ?								1,988E-99	m/s	1800	m	1,6202E-303 KW/m²	1,4413E+102	1,496E+102	
24		K	248,89189								5,44026E-98	m/s	1900	m	3,2967E-299 KW/m²	5,267E+100	5,477E+100	
25		C	1,705E-07				Tsurface apres eau	2191,02			1,42139E-96	m/s	2000	m	5,8385E-295 KW/m²	2,0159E+99	2,1E+99	
26		K2	2,115E-07				perte de t°	873,99			3,54802E-95	m/s	2100	m	9,0171E-291 KW/m²	8,07597E+97	8,4299E+97	
27								2191,020724			8,46677E-94	m/s	2200	m	1,2168E-286 KW/m²	3,38425E+96	3,5396E+96	
28											1,93277E-92	m/s	2300	m	1,4373E-282 KW/m²	1,48252E+95	1,5538E+95	

Partie mécanique spatiale					
mu soleil	1,325E+20	mu			
terre soleil	1,49E+11	m	Vterre	29820,492	m/s
mars soleil	2,279E+11	m	Vmars	24110,184	m/s
terre mars	7,894E+10	m			
	1,885E+11				
Période orbite de transfert			44661169,4		Rayon Terre 6371000 m
Durée transfert			258,455841		Orbite circulaire 300000 m
					Vsonde 7724,067595 m/s
Vitesse apogée	21437,507	m/s			
Vitesse périgée	32794,637	m/s			Paramètres hyperbole
Vinf	-2974,145	m/s			
					a 44994426,59 m
vitesse arriv terre	2974,1453	m/s			excentricité 1,148262807
Vitesse entrée	11466,337	m/s			Vp homahnn 11321,12982 m/s
					DeltaV -3597,062226 m/s
Mu Terre	3,98E+14				Mi/Mf 2,611375226
Masse finale	280000	kg			Minitiale 731185,0631 kg
g0	9,81	m/s-2			Masse ergols 451185,0631 kg
ISP raptor	382	s			451,1850631 tonnes

Partie calcul sur la protection thermique							
ρ acier	7500						
cp acier	470						
mu	0,0000224			Nombre de Grashof	1,03E+09		
lambda	1			Nombre de Nusselt	9,70E+01		
				h	0,11314982		
v son alti 50000	340	0,664		Flux convection	5,00E+06 W/m²		
Prandl	0,707			Flux radiatif	5,00E+06 W/m²		
RI							
Coefficient de dilatation	2,123E-05			Flux radiatif réel	4,50E+06		
ΔT	44035			Flux de conduction	5,00E+05		
Longueur caractéristique	50						
Conductivité air	0,2			Flux*Surface	3,18E+08		
Cp air	1004						
Tair	47100 K						
Tparoi	3065 K						
Coefficient stefan-boltz	5,67E-08						
Emissivité	1						
hp	3077260						
Hi	47301185						
Tair à 50km	270 K						

Bouton 39

A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R
1																	
2																	
3	angle d'attaque	45,00 °															
4	Cd	5,00 na				coef balistique (B)	0,002446817			Vitesse		pour		Phi			
5	Cl	4,10 na								1793,914786	m/s	0	m	172,658567	KW/m²	0,24513623	205,232817
6	Sref	63,62 m²								1813,445313	m/s	100	m	177,557823	KW/m²	0,2425197	204,745161
7	Diamètre	9,00 m								1833,010452	m/s	200	m	182,542908	KW/m²	0,23995419	204,262687
8	L (hauteur)	50,00 m								1852,608368	m/s	300	m	187,613775	KW/m²	0,23743847	203,785294
9	Cl/Cd (finesse)	0,82 na								1872,237237	m/s	400	m	192,77034	KW/m²	0,23497133	203,312884
10	Rayon du nez	0,65 m				premier coef	8,224011243			1891,895241	m/s	500	m	198,012474	KW/m²	0,23255161	202,845361
11	masse	130000,00 kg				deuxieme coef	9,009009009			1911,58057	m/s	600	m	203,340008	KW/m²	0,23017818	202,382632
12										1931,291424	m/s	700	m	208,752732	KW/m²	0,22784993	201,924603
13						Delta T	74,09019138 s			1951,026012	m/s	800	m	214,250395	KW/m²	0,2255658	201,471188
14	Altitude de rentrée	130000 m								1970,782554	m/s	900	m	219,832702	KW/m²	0,22332475	201,022297
15	Distance parcouru	106600 km								1990,559278	m/s	1000	m	225,499319	KW/m²	0,22112576	200,577847
16										2010,354425	m/s	1100	m	231,24987	KW/m²	0,21896786	200,137753
17	g mars	3,711 m/s²								2030,166245	m/s	1200	m	237,083938	KW/m²	0,21685008	199,701935
18	H mars	11100 m								2049,993	m/s	1300	m	243,001066	KW/m²	0,21477151	199,270313
19	pente mars	-13 °								2069,832965	m/s	1400	m	249,000753	KW/m²	0,21273123	198,842811
20	roh sol	0,02 ?								2089,684427	m/s	1500	m	255,082462	KW/m²	0,21072838	198,419351
21	Rayon mars	3396000 m								2109,545682	m/s	1600	m	261,245611	KW/m²	0,2087621	197,999861
22	VD	6000 m/s								2129,415044	m/s	1700	m	267,489582	KW/m²	0,20683155	197,584267
23	K0	-2,414718 ?								2149,290836	m/s	1800	m	273,813715	KW/m²	0,20493593	197,1725
24	K	2,115E-07								2169,171397	m/s	1900	m	280,217312	KW/m²	0,20307445	196,764489
25	C	1,705E-07								2189,055079	m/s	2000	m	286,699636	KW/m²	0,20124634	196,360168
26										2208,940247	m/s	2100	m	293,25991	KW/m²	0,19945087	195,959471
27										2228,82528	m/s	2200	m	299,897321	KW/m²	0,19768731	195,562333
28										2248,708575	m/s	2300	m	306,611018	KW/m²	0,19595495	195,168691
29										2268,58854	m/s	2400	m	313,400114	KW/m²	0,1942531	194,778483
30										2288,4636	m/s	2500	m	320,263683	KW/m²	0,1925811	194,391648
31										2308,332195	m/s	2600	m	327,200766	KW/m²	0,19093829	194,008129
32										2328,192779	m/s	2700	m	334,210367	KW/m²	0,18932404	193,627867
33										2348,043824	m/s	2800	m	341,291457	KW/m²	0,18773774	193,250805
34										2367,883817	m/s	2900	m	348,442972	KW/m²	0,18617877	192,876888
35										2387,711262	m/s	3000	m	355,663815	KW/m²	0,18464656	192,506063
36										2407,524677	m/s	3100	m	362,952857	KW/m²	0,18314053	192,138276



	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T
1																				
2																				
3	Cz		4,2	3,87454484	-20,2087948	11459,352	119599,831	11465,9638	1	6,23561E-08	-1232,43946	7,96E+01	-0,03581218	-1035,24915	11465,96382	119599,831	6,23561E-08	3,874544842	-1232,43946	-20,2087948
4	Cx	5		4,098926	-20,2087239	22918,3311	119199,674	11465,59	2	6,59714E-08	-1303,81203	8,19E+01	-2,10377083	-1095,2021	11465,95908	119592,664	6,24191E-08	4,098926002	-1303,812026	-20,2087239
5	Diamètre		9 m	4,33629303	-20,2086509	34376,9366	118799,531	11465,2156	3	6,97962E-08	-1379,31521	8,42E+01	-2,15565292	-1096,30724	11466,30833	119171,755	6,23131E-08	4,10306213	-1305,127672	-20,2087295
6	L(hauteur)		50 m	4,58739693	-20,2085757	45835,1679	118399,401	11464,8406	4	7,38426E-08	-1459,18792	8,66E+01	-2,20752892	-1163,33562	11466,66578	118740,457	7,03794E-08	4,353923895	-1384,923351	-20,2112699
7	Sref		63,61725124 m²	4,85303214	-20,2084982	57293,0244	117999,284	11464,4648	5	7,81235E-08	-1543,68282	8,91E+01	-2,25941116	-1236,27143	11467,03139	118298,771	7,48967E-08	4,626894998	-1471,751708	-20,2138719
8	finesse		0,84	5,13403896	-20,2084182	67590,5054	117599,179	11464,0883	6	8,26524E-08	-1633,06723	9,16E+01	-2,3112996	-1315,70545	11467,40509	117846,695	7,98206E-08	4,924186368	-1566,310007	-20,2165354
9	Rayon de nez		0,65 m	5,43130627	-20,2083355	80207,6101	117199,089	11463,711	7	8,74436E-08	-1727,62388	9,42E+01	-2,36319416	-1402,29584	11467,7868	117384,228	8,51929E-08	5,248261368	-1669,39981	-20,2192601
10	Masse à vide		120000 kg	5,7457743	-20,2082501	91664,3377	116799,011	11463,3329	8	9,25124E-08	-1827,65184	9,69E+01	-2,41509474	-1496,77618	11468,17646	116911,367	9,106E-08	5,601865444	-1781,876407	-20,2220459
11	Masse avec ergols		1320000 kg	6,07843759	-20,2081618	103120,687	116398,946	11462,9539	9	9,78749E-08	-1933,46746	9,97E+01	-2,4670012	-1599,96482	11468,57397	116428,111	9,74737E-08	5,988061361	-1904,72002	-20,2248925
12	Coefficient balistique		0,002650719	6,43034816	-20,2080703	114576,658	115998,895	11462,5739	10	1,03548E-07	-2045,40537	1,02E+02	-2,51891337	-1712,77557	11468,97924	115934,458	1,04492E-07	6,410269208	-2039,018533	-20,2277997
13	Variables de départ			6,80261875	-20,2079756	128032,25	115598,857	11462,193	11	1,0955E-07	-2163,81953	1,05E+02	-2,57083102	-1836,22987	11469,39216	115430,406	1,1218E-07	6,872311827	-2185,98794	-20,2307671
14				7,19642643	-20,2078774	137487,46	115198,832	11461,8111	12	1,15899E-07	-2289,08434	1,08E+02	-2,62275389	-1971,47058	11469,81262	114915,953	1,2061E-07	7,37846649	-2346,988782	-20,2337944
15				7,61301622	-20,2077755	148942,289	114798,821	11461,428	13	1,22616E-07	-2421,95883	1,11E+02	-2,67468165	-2115,77768	11470,2405	114391,098	1,29864E-07	7,933523706	-2523,544854	-20,2368812
16		0		8,05370506	-20,2076697	160396,735	114398,823	11461,0438	14	1,29723E-07	-2561,77289	1,15E+02	-2,72661392	-2282,5862	11470,67564	113855,838	1,40032E-07	8,542854228	-2717,364518	-20,2400272
17	z0	-120000 m		8,51988591	-20,2075500	171850,767	113800,820	11460,6592	15	1,3724E-07	-2710,05861	1,18E+02	-2,77855024	-2461,50661	11471,11788	113310,173	1,51219E-07	9,212485461	-2930,36501	-20,2432318
18	V0	11466,337 m/s		9,0130322																
19	y0	-2°		9,5347024																
20		-0,03490659 rad		10,086545	150000															
21	H	7100 m		10,670303	130000															
22	h0	120000		11,287822	110000															
23	psol	1,29 kg/m³		11,94105	90000															
24	p0	5,89388E-08 kg/m³		12,632057	70000															
25	g	9,81 m/s		13,36301	50000															
26	C	0,0001705		14,136245	30000															
27	K1	269,6328782		14,954178	10000															
28	K2	0,000211479		15,819401	10000															
29				16,734643	10000															
30				17,702795	10000															
31				18,726912	10000															
32				19,810225	10000															
33				20,956153	10000															
34				22,168310	10000															
35				23,450520	10000															
36				24,8068267	-20,2042712	389402,856	106401,753	11452,9754	34	4,00112E-07	-7890,71065	2,01E+02	-3,7645325	-13644,5819	11480,43463	100964,666	8,60516E-07	51,06649402	-16243,5499	-20,3139377
37				26,2415065	-20,2040048	400848,854	106002,05	11452,5431	35	4,23283E-07	-8347,06255	2,07E+02	-3,81623232	-15152,0009	11480,9284	100210,899	9,56898E-07	56,70819142	-18038,0963	-20,3180379
38				27,7590826	-20,2037249	412294,421	105602,362	11452,1068	36	4,47795E-07	-8829,78267	2,13E+02	-3,86785582	-16850,5426	11481,41415	99446,768	1,06563E-06	63,06518869	-20060,16977	-20,32215