



UNIVERSITÉ DE TECHNOLOGIE DE COMPIÈGNE
CF04 : MÉCANIQUE DES FLUIDES NUMÉRIQUE ET COUPLAGES MULTIPHYSIQUES

Rapport CF04

Simulation multiphysique d'une fusée

GABRIEL RUET - THIERRY TALL



Suiveur: M. LEFRANCOIS

Table des matières

- Table des matières** **i**

- Table des figures** **iii**

- 1 Introduction** **1**
 - 1.1 Objectif du projet Espace 1
 - 1.2 Notre étude et objectif sur le projet 2
 - 1.3 Nos ressources 3
 - 1.4 Domaine général et hypothèses de calcul 4

- 2 Etudes menées et résultats** **5**
 - 2.1 Étude aérodynamique 5
 - 2.1.1 Étude à vitesse subsonique et supersonique constante 7
 - 2.1.2 Étude à vitesse variable dans le temps 12
 - 2.1.3 Étude à différentes températures initiales 13
 - 2.2 Étude fluidique et couplage multiphysiques 14
 - 2.2.1 Étude Fluide - Température 14

- 3 Conclusion** **17**
 - 3.1 Conclusion sur les parties du projet 17
 - 3.2 Conclusion générale et ressentis sur le projet 17

- 4 Annexes** **18**

4.1	<i>Field function</i> utilisée	18
4.2	Extrait tableau Excel du calcul de trajectoire	18
4.3	Fonctions d'approximation de l'accélération et de la traînée	18

Table des figures

- 1.1 Schématisation du moteur hybride 1
- 1.2 CAO utilisées pour notre étude 3

- 2.3 Modèle physique de l'étude à vitesse variable 12
- 2.4 Residuals de l'étude à vitesse variable 13
- 2.5 Modèle physique Fluide-Température 14
- 2.6 Echauffement du fuselage 15
- 2.7 Température en sortie de tuyère 16
- 2.8 Heat transfert plot 16

- 4.1 Extrait tableau Excel du calcul de la trajectoire de la fusée 18

Partie 1

Introduction

1.1 Objectif du projet Espace

Ce projet a été proposé par Vincent MARTIN, étudiant en quatrième semestre de Génie Informatique à l'Université de Technologie de Compiègne fin février. Étant passionné d'aérospatial et voulant travailler dans ce domaine, il a eu comme idée en 2019 d'élaborer une fusée pouvant atteindre une altitude de 20 km, et ce, afin d'égaliser le précédent record de la TU Delft aux Pays-Bas, qui est déjà parvenue à créer une telle fusée et la propulser à cette altitude.

Avant de commencer le projet, il était question de réfléchir à la réalisation du moteur de la fusée, de type hybride, de son dimensionnement ainsi que de la mise à feu d'une version réduite de ce moteur avec 1 kN de poussée et de son banc d'essai associé.

Le sujet de notre PR s'articule donc autour de la conception et du dimensionnement d'un moteur hybride ex-nihilo qui constituera la fusée. Ce dernier a déjà été en partie imaginé par Vincent Martin lors d'une précédente TX, de référence TX6144 réalisée au cours du semestre de printemps 2019.

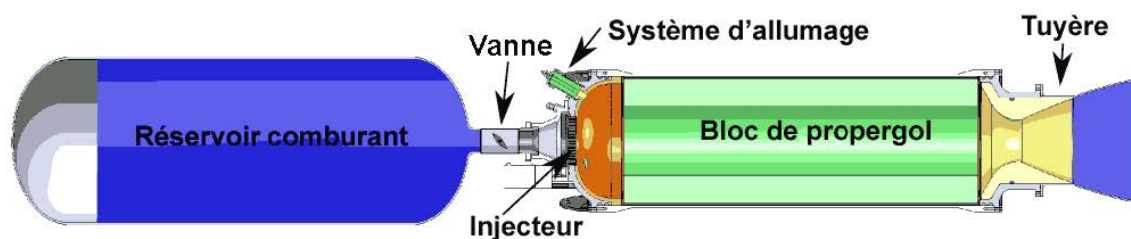


FIGURE 1.1: Schématisation du moteur hybride

1.2 Notre étude et objectif sur le projet

Ce projet nécessite plusieurs domaines d'expertises ingénieurs afin de pouvoir atteindre son objectif. Ainsi, avec la collaboration de Maxence Dumaine effectuant la PR Espace, nous allons effectuer des simulations numériques afin d'analyser les contraintes auxquelles la fusée peut être soumise.

Nous analyserons sous différentes configurations la mécanique des fluides de la fusée à la fois au niveau aérodynamique et le couplage fluide - température.

Notre analyse va s'articuler en deux temps. Tout d'abord nous étudierons l'aérodynamisme de la fusée sous différents régimes :

- régime à vitesse subsonique constante
- régime à vitesse supersonique constante
- régime à vitesse variable dans le temps

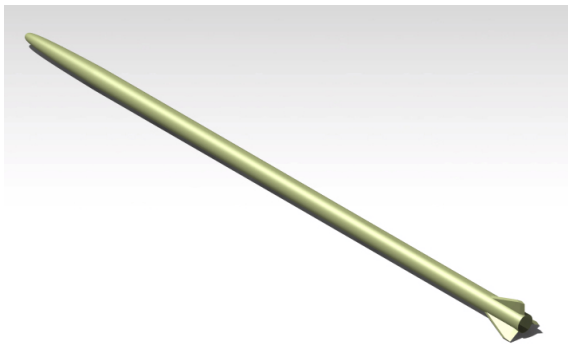
Puis, nous étudierons le couplage fluide - température au niveau de la couche externe du fuselage. Pour cela, nous allons commencer avec des hypothèses réductrices de modèle puis, selon le temps que nous aurons, nous allons complexifier notre modèle afin de coller au mieux à la réalité.

1.3 Nos ressources

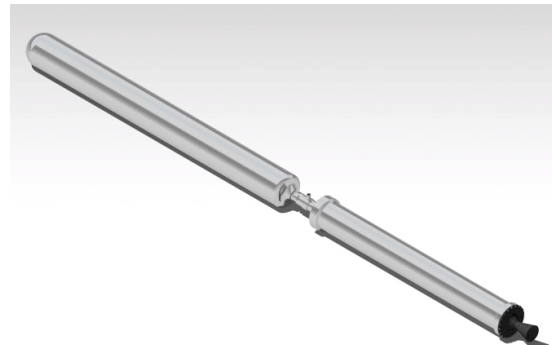
La PR espace ayant débuté il y a 1 an, nous avons accès à plusieurs fichiers CAO. Nous allons alors utiliser pour la suite de notre étude, les fichiers CAO suivants :

- Fuselage de la fusée (1.2a) : une étude aérodynamique sera menée.
- Un assemblage de la modélisation des éléments à l'intérieur de la fusée (1.2b) : chambre de combustion, chambre de post-combustion, injecteur et valve. Une étude multiphysique sera menée.

La PR étant en cours d'étude, les CAO pourront changer en raison de changements venant des personnes travaillant sur la PR mais aussi potentiellement après nos simulations numériques.



(a) CAO du fuselage de la fusée



(b) CAO des éléments intérieurs de la fusée

FIGURE 1.2: CAO utilisées pour notre étude

1.4 Domaine général et hypothèses de calcul

Nos simulations peuvent aboutir à une optimisation de la géométrie de la fusée et donc à un redimensionnement des éléments la composant. Nous ferons l'hypothèse que les éléments qui nous sont donnés ont été pré-dimensionnés et que notre analyse aura comme objectif de valider les calculs effectués lors de la TX Espace de Vincent Martin et d'optimiser la partie fluide de la fusée.

La fusée évoluera dans un domaine évolutif dû à son ascension jusqu'à 20km au-dessus de la Terre. Ainsi, nous ferons attention de prendre en compte l'évolution de la densité de l'air ainsi que la baisse de la température au cours de l'ascension. Pour cela, nous partirons de plusieurs cas simples avec un environnement stable, selon l'altitude à laquelle se trouve la fusée. Ensuite, nous ferons évoluer notre modèle pour obtenir un environnement qui évolue selon l'altitude de la fusée.

Nous traiterons différentes valeurs de vitesse que la fusée pourrait atteindre. De la même manière que précédemment, une étude sera menée, au préalable, avec une vitesse constante puis le modèle évoluera vers une vitesse non constante. Nous considérons que la fusée devra avoir une valeur de vitesse supérieure à la vitesse du son. En effet, par la conservation de l'énergie mécanique on obtient une vitesse de libération de :

$$v_l = \sqrt{\frac{G * M * d}{R (R + d)}} = 625 \text{ m s}^{-1}$$

- G est la constante gravitationnelle : $G = 6,673 \times 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$
- M est la masse de la Terre : $5,97 \times 10^{24} \text{ kg}$
- R est le rayon de la Terre : $6,37 \times 10^6 \text{ m}$
- d est la distance à l'apogée de la fusée par rapport à la surface de la Terre : $20 \times 10^3 \text{ m}$

La propulsion de la fusée sera assurée par du propergol liquide. Nous prendrons alors les valeurs caractéristiques du propergol liquide données par les membres de la PR.

Partie 2

Etudes menées et résultats

2.1 Étude aérodynamique

On rappelle que l'objectif de cette étude est de réaliser une étude approfondie de l'étude théorique produite dans le cadre de la PR espace lors de l'ascension de la fusée et de s'assurer que les contraintes thermiques n'endommageront pas le fuselage.

Pour mener à bien l'étude aérodynamique nous avons utilisé un modèle tel que :

- Les dimensions du domaine soient volontairement limitées afin de garantir des tailles de maillage et temps de calcul compatibles avec les PC à disposition.
- La modélisation a été effectuée dans un premier temps avec une symétrie de plan axiale puis une géométrie 3D : Si les deux géométries nous amènent à des résultats similaires, nous prendrons la géométrie qui limite le temps de calcul.

Nous avons effectué au préalable une étude en mode laminaire pour avoir une vision globale des phénomènes physiques mis en jeu. Nous avons par la suite effectué des simulations en mode turbulent et en instationnaire. En effet, cette dernière configuration nous a permis d'obtenir une solution convergée ce qui n'était pas le cas auparavant. Cela n'est pas surprenant au vu des vitesses misent en jeu.

Conditions limites et conditions initiales

Nous avons décidé de modéliser 2 entrées :

- Vitesse d'entrée du fluide : selon notre étude elle sera subsonique, supersonique et soumise à une accélération constante.
- Vitesse de sortie des gaz d'échappement de la fusée : cette vitesse a été calculée par les

membres de la PR et a une valeur de 625 m/s. Cette vitesse a été implémentée à la queue de la fusée.

Pour notre étude aérodynamique, le fuselage de la fusée a été remplie afin de modéliser les éléments intérieurs de la fusée. Cela permet d'éviter toutes perturbations de flux au sein même de la fusée et de coller à la réalité.

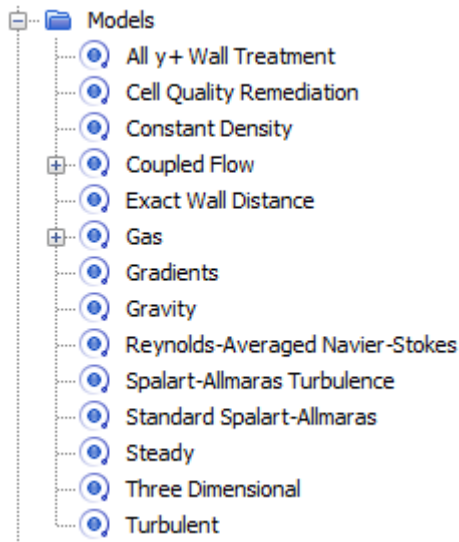
Nom/ Domaine	Wall	Symmetry Plane	Velocity Inlet	Pressure Outlet
2D Plan		✓		
Exhaust			✓	
Ext		✓		
Inlet	✓			
Left		✓		
Outlet				✓
Right		✓		
Rocket	✓			

Choix d'un modèle CAO 3D

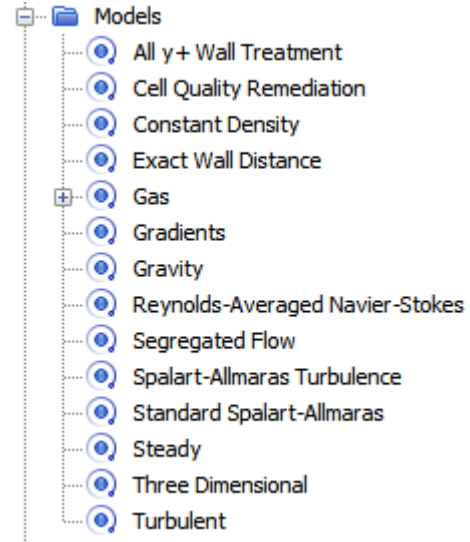
Une autre question importante avant de commencer notre étude était de choisir le modèle CAO le plus approprié. Après des essais en 2D axisymétrique et en 2D nous avons finalement décidé de nous concentrer sur un modèle 3D. En effet, ce dernier se trouve être le seul capable de retranscrire des résultats cohérents prenant en compte intégralement les détails présents dans la CAO. L'impossibilité de retranscrire la présence des ailerons est l'argument majeur d'un choix de simulation 3D. Ces 3 ailerons sont disposés à 120 degrés les uns des autres. Les outils sous STAR-CCM+ ne nous permettent donc pas de représenter plus d'un aileron en 2D sans nous éloigner de la CAO initiale.

2.1.1 Étude à vitesse subsonique et supersonique constante

Choix du modèle Physique



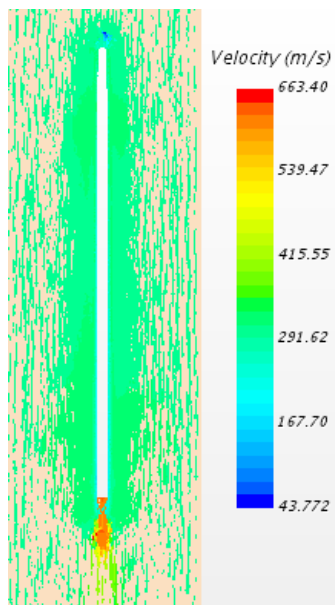
(a) Modèle physique de l'étude subsonique



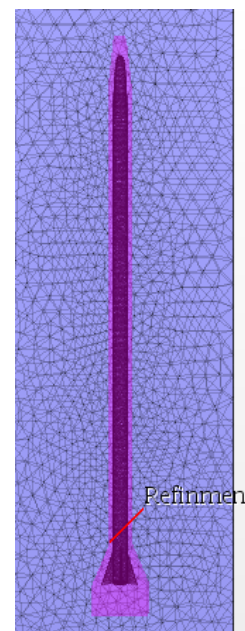
(b) Modèle physique de l'étude supersonique

Par soucis de convergence des modèles, nous avons dû utiliser l'option *coupled flow* pour l'étude subsonique et l'option *segregated flow* pour l'étude supersonique.

Affichage des résultats



(a) Affichage des vecteurs vitesse



(b) Maillage utilisé

Résultats du coefficient de traînée

Vitesse (m/s)	Surface (m ²)	Coefficient de traînée	Force de traînée (N)	Force de poussée (N)
20	6.54 * 10 ⁻²	-24.825	-21	24405
40		-6.453	-142	24510
60		-3.19	-460	24357
80		-2	-508	24330
100		-0.81	-322	24500
170		-0.639	-366	24395
275		-0.373	-820	24478
310		-0.351	-998	24439
340		-0,31	-1436	24050
400		-0,272	-1745	24000
480		-0,242	-2230	23830
540		-0,227	-2656	23792
610		-0,216	-3220	23504
625		-0,214	-3348	23460

Les valeurs trouvées nous permettent de comprendre l'évolution du coefficient de traînée en fonction de la vitesse. Les valeurs de ce coefficient pour des vitesses inférieures à 100 m/s sont cependant loin de la tendance des valeurs pour une vitesse de 170 à 625 m/s. Cette différence peut provenir de l'écart de vitesse entre la vitesse de l'entrée du fluide et la vitesse d'échappement des gaz.

Exploitation des résultats

Grâce a ces valeurs, nous avons pu estimer la vitesse ainsi que l'altitude à tout instant pendant la phase de montée de la fusée. Nous avons fait les hypothèses que :

- la force de poussée est constante et égale à 24000 N : l'étude précédente nous a permis de faire cette hypothèse.
- à une vitesse donnée, le coefficient de traînée reste inchangé selon la masse volumique de

l'air : une étude a été faite avec une masse volumique différente et cette hypothèse a été vérifiée (écart de 0.1 en moyenne).

- la masse finale (lorsqu'il n'y a plus de combustible) représente $x = 15\%$ de la masse initiale.

L'objectif était d'utiliser les valeurs précédemment calculées afin de déterminer la trajectoire à tout instant de la fusée. Pour cela, il faut résoudre l'équation de dynamique suivante :

$$m_R(t) * \frac{dV_R}{dt}(t) = -m_R(t) * g(z) - 1/2 * \rho(z) * C_z(z) * S_z * V_R^2 + \dot{m} * V_e + (p_e - p_0) * A_e$$

Avec :

□ Force de poussée

- \dot{m} (kg/s) : débit massique d'éjection des particules
- V_e (m/s) : vitesse d'éjection des particules
- p_e (Pa) : pression des particules à la sortie de la tuyère
- A_e (m²) : Surface de sortie de la tuyère

□ Poids

- m_R (kg) : masse de la fusée définie telle que $m_R = m_0 - \dot{m} * t$ avec m_0 la masse initiale de la fusée égale à 850 kg
- $g(z)$ (m/s²) : gravité dépendant de l'altitude tel que $g = \frac{G * M_T}{(R_T + z)^2}$

□ Traînée

- $\rho(z)$ (kg/m³) : masse volumique dépendant de z : $\frac{352.955}{288.15 - 0.0065 * z} * (1 - \frac{0.0065}{288.15} * z)^{5.255}$
- C_z : Coefficient de traînée suivant la loi : $a * x^3 + b * x^2 + c * x + d$ avec a, b, c et d des coefficients déterminés par la méthode des moindres carrés appliqué aux résultats précédents. Nous obtenons $a = -1.46$, $b = 0.0068$, $c = -1.28 * 10^{-5}$ et $d = 8.22 * 10^{-9}$.
Vérifiée dans la partie [4.3](#)
- S_z (m²) : surface frontale de la fusée égale à $6.54 * 10^{-2}$
- $V_R(t)$ (m/s) : vitesse de la fusée

Pour résoudre ce système nous avons utilisé la résolution d'Euler explicite afin de déterminer la vitesse en $V_R(t + \Delta t)$ sachant $V_R(t)$ avec comme conditions initiales une vitesse nulle pour la fusée et une vitesse $V_e = 625$ m/s et un pas $\Delta t = 0.5$ s.

Nous obtenons alors les résultats suivants :

Temps (s)	Vitesse (m/s)	Altitude (m)	Accélération (m/s ²)
0	0	0	0
1	8.48	3.8	8.8
5	50	115	12.1
10	125	515	18.1
20	437	3045	54.39
23	655	4640	97.36
Fin de la poussée			
30	533.92	8800	-15
50	292	16 200	-10.6
64	148	20 000	-10
79	0	21 130	-9.84

Le temps de poussée a été calculé afin que la fusée puisse atteindre l'altitude de 20 km. Ce temps de poussée nous a permis de déterminer le débit massique d'éjection des particules. Pour cela nous avons l'équation : $\frac{m_R*(1-x)}{T_p*x}$ avec x défini à l'hypothèse 2.1.1 et T_p le temps de poussée égal à 23 s. Nous obtenons alors 200 kg pour la masse finale de la fusée.

Conclusion

Grâce à notre étude nous avons pu déterminer le coefficient de traînée selon la vitesse de la fusée ainsi que sa poussée. Nous avons pu en tirer une loi, décrivant ce coefficient, par une fonction polynomiale d'ordre 3. Ainsi nous avons pu déduire la masse m_0 maximale afin que la fusée puisse atteindre l'objectif de 20 km.

Néanmoins, nous avons vu que le coefficient de traînée varie de manière non linéaire et est très sensible à la vitesse de la fusée. Il faut ainsi garder à l'esprit que nous nous sommes basés sur

des hypothèses afin de simplifier le modèle. En effet, nous aurions pu travailler en simultanée avec STAR CCM+ et Matlab (ou Excel) afin de prendre en compte l'évolution du coefficient de traînée en fonction non seulement de la vitesse mais aussi de la masse volumique de l'air selon l'altitude. Néanmoins, nous ne sommes pas parvenus à mettre en place ce schéma de résolution en raison de la compatibilité de Excel/Matlab avec STAR CCM+.

2.1.2 Étude à vitesse variable dans le temps

Grâce à l'étude précédente, nous avons pu déterminer de manière approximative l'accélération de la fusée au cours du temps. Ainsi nous avons décidé de mener une étude fluide sur la fusée en prenant en compte l'évolution de la vitesse de la fusée. L'objectif était de valider la valeur de la traînée trouvée précédemment pour différentes altitudes.

Nous avons alors mené une étude transitoire en faisant évoluer la température au cours du temps. En effet, grâce à la loi des gaz parfait ($PV = nRT$) implémentée dans STAR CCM+, cette évolution de température permet l'évolution de la masse volumique du fluide en fonction de l'altitude.

Choix du modèle Physique

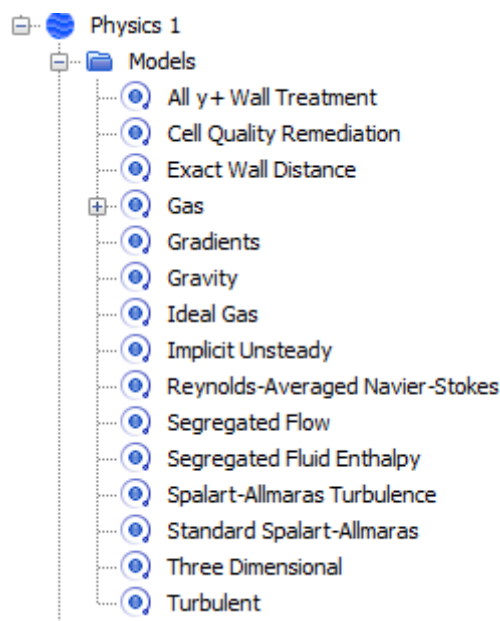


FIGURE 2.3: Modèle physique de l'étude à vitesse variable

Nous avons rajouté l'étude transitoire et mis en place le modèle des gaz parfait dans notre modèle. Nous avons implémenté l'évolution de vitesse et de la température trouvée précédemment grâce à des *Field Function* que l'on retrouve en 4. Nous avons aussi implémenté un *motion* de translation pour prendre en compte l'évolution de l'altitude de la fusée.

Malheureusement l'étude transitoire n'a pas fonctionné. En effet, il n'y avait pas de convergence

de la solution et la valeur du coefficient de traînée n'était pas du tout en adéquation avec l'étude précédente. On peut le voir sur ce graphique des *Residuals* de l'étude transitoire.

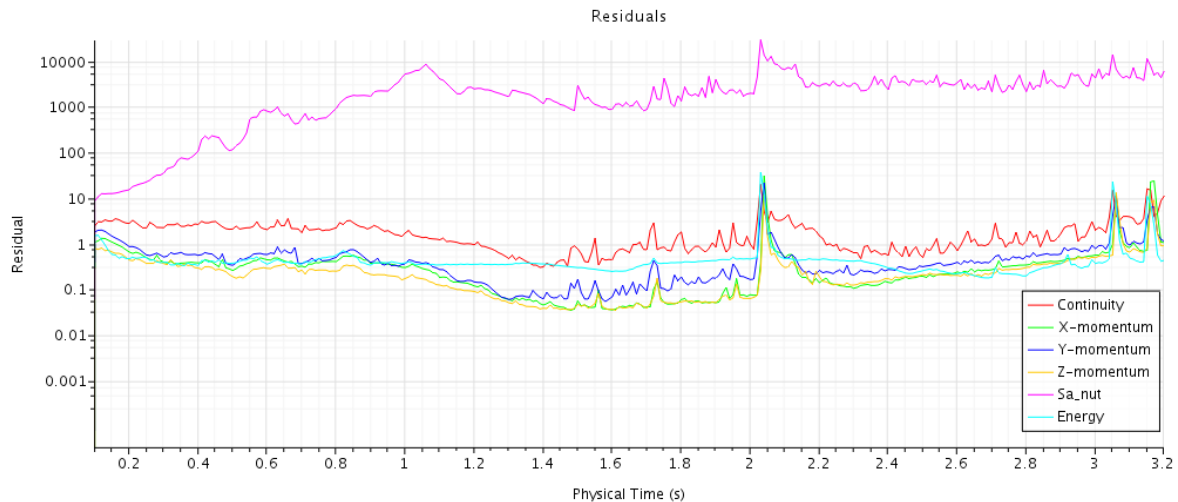


FIGURE 2.4: Residuals de l'étude à vitesse variable

Nous avons alors décidé de mener au préalable une étude stationnaire afin de faire converger le modèle puis de revenir à l'étude transitoire sans ré-initialisation. Cette méthode nous a mener vers une divergence des résultats lorsque la vitesse initiale est nulle. Nous avons alors décidé de mener une étude stationnaire pour différentes valeurs de température en fonction de l'altitude et de la vitesse.

2.1.3 Étude à différentes températures initiales

Nous avons mené une étude pour différentes valeurs de températures initiales. Cette température a pu être calculée grâce à l'hypothèse que l'on perd 6.5 °C tous les 1000 m et que nous connaissons l'altitude de la fusée en fonction de la vitesse. Ces informations ont été trouvées d'après l'étude à vitesse subsonique et supersonique.

Les résultats n'étaient pas concluants et par manque de temps nous ne sommes pas parvenus à aboutir à des résultats cohérents malgré nos différents changements sur le logiciel. Cette étude pourra être menée par les futurs étudiants voulant reprendre le projet du côté de la simulation numérique.

2.2 Étude fluide et couplage multiphysiques

2.2.1 Étude Fluide - Température

Cette étude vient compléter la première étude aérodynamique. En effet, nous nous basons sur nos premiers calculs afin de mettre en place un couplage Fluide-Température.

Choix du modèle Physique

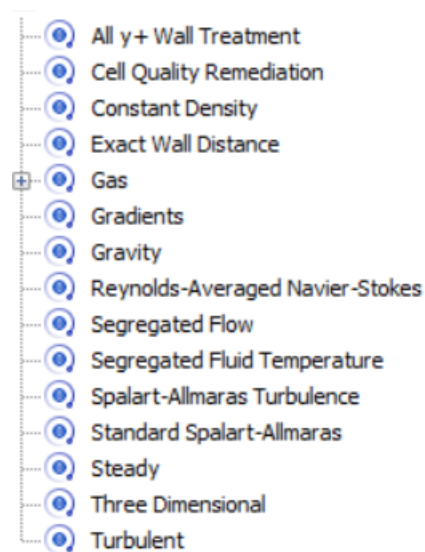
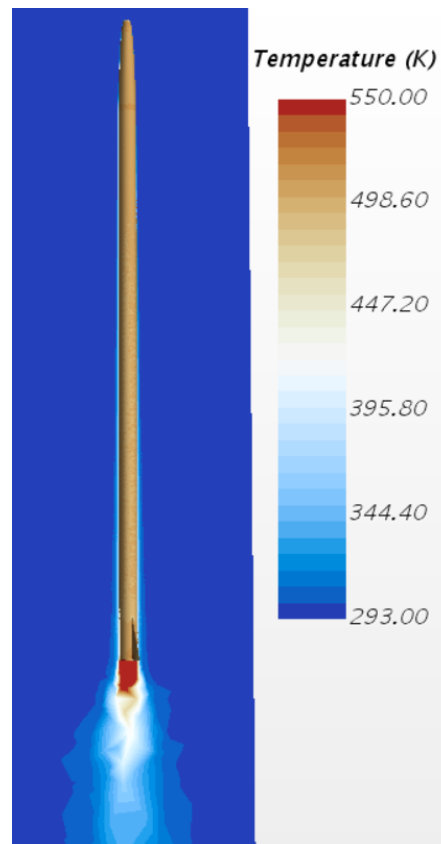


FIGURE 2.5: Modèle physique Fluide-Température

Ce qui change dans ce modèle par rapport au précédent réside en l'utilisation de la fonction "Segregated Fluid Temperature". Cette dernière permet coupler les deux physiques.

Exploitation des résultats**FIGURE 2.6:** Echauffement du fuselage

Nous avons cherché à déterminer le cas critique à appliquer lors de notre étude stationnaire. Nous avons, en analysant les résultats de l'étude précédente, trouvé que le cas critique arrivait juste avant que la tuyère n'expulse les dernières particules du réservoir. La fusée possède alors une vitesse de 653.49m/s (1.9 Mach). Les conditions initiales au niveau de l'exhaust et du modèle physique seront modifiés en conséquence.

Dans le cadre du couplage fluide-thermal une importance primordiale doit être apportée à la mise en place de couches successives au niveau de l'interface reliant le fluide et le fuselage. En effet, l'important est de capter les gradients de température, résultants de l'échauffement du fluide lors de la pénétration de la fusée dans l'air. Dans le cadre de la PR, le but était ici de confirmer les hypothèses quant au choix du matériau du fuselage. En l'occurrence l'aluminium 6061 T6, qui possède une température de fusion de 923 Kelvin.

La température maximum au niveau de la fusée dans le cadre l'étude en vitesse critique est de

469.39K, cette dernière ne craindra donc pas thermiquement le vol.

En faisant varier le minimum de température associé à notre domaine, nous nous rendons compte que la partie inférieure de la fusée est soumise aux températures les plus intenses. Cependant, les températures restent en-dessous de la température de fusion de l'aluminium 6061 - T6. Il existe néanmoins des concentrations de température au niveau de *l'exhaust* du principalement à la géométrie simplifiée de la fusée. Dans des conditions réelles une température de 1012K ne serait pas un problème pour la tuyère, puisqu'elle sera en graphite. (T° de fusion= 4098K)

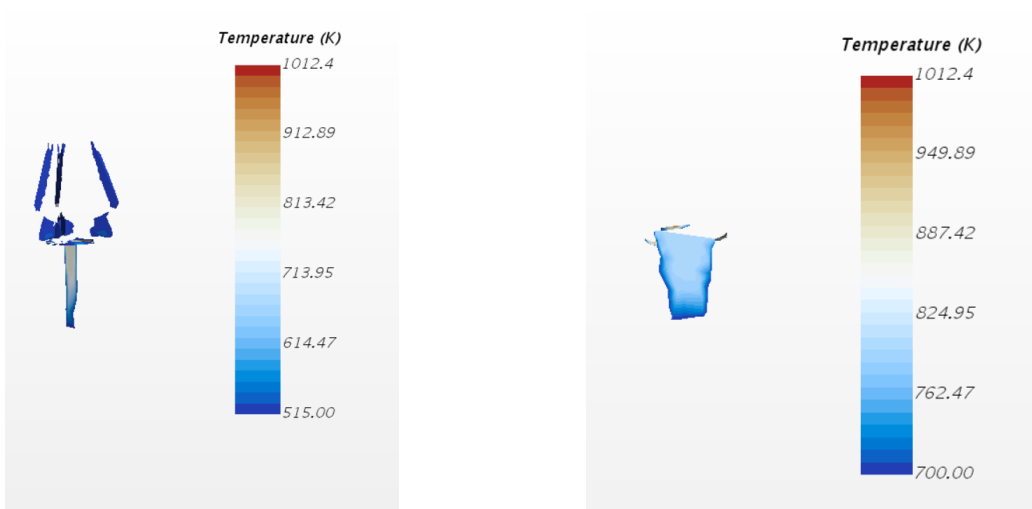


FIGURE 2.7: Température en sortie de tuyère

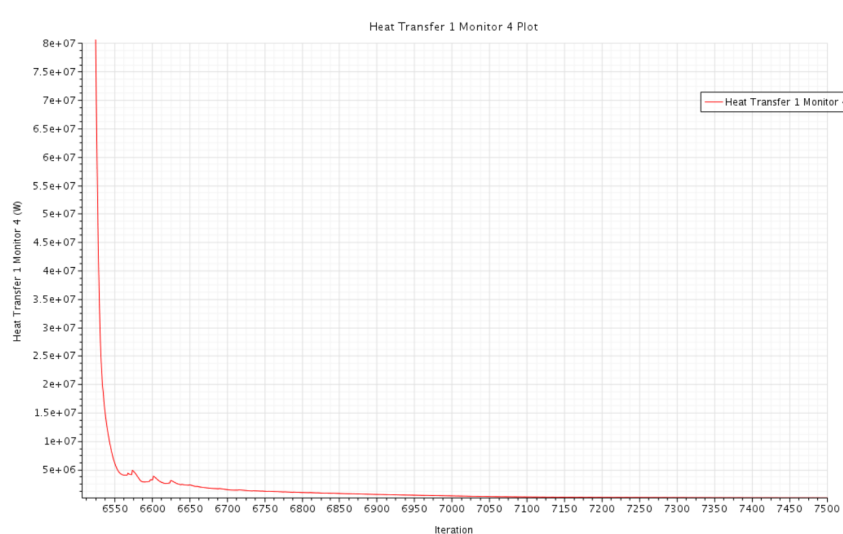


FIGURE 2.8: Heat transfert plot

Partie 3

Conclusion

3.1 Conclusion sur les parties du projet

L'étude aérodynamique nous a permis de déterminer les coefficients de traînée selon différentes vitesses de la fusée. Nous avons pu voir que ce coefficient n'est pas constant et a un comportement différent entre une vitesse subsonique et une vitesse supersonique. En effet STAR CCM+ parvient assez aisément à converger vers une solution pour de forte valeur de vitesse (supérieure à 100 m/s) alors que pour de faible vitesse ce coefficient est remis en cause.

L'étude à vitesse variable a été difficile à entreprendre. En effet, la convergence du modèle était difficile à obtenir et nous avons dû passer par une étude stationnaire au préalable. Cette difficulté de convergence provient de la qualité de notre modèle et du nombre de paramètres que STAR CCM+ doit prendre en compte.

L'étude sur le couplage fluide-température nous a permis de valider les hypothèses matériaux faites par d'autres étudiants. Cette étude aura aussi été l'occasion de mettre en pratique les connaissances obtenus au long des TDs.

3.2 Conclusion générale et ressentis sur le projet

Ce projet a été l'occasion d'étudier le vol d'une fusée ayant pour but d'atteindre 20 km. Cet objectif dépend de nombreux paramètres et nous avons pu en étudier une partie grâce à aux études fluidique que nous avons menées. Globalement, les études ont pu aboutir à de bons résultats et nous espérons que ces résultats pourront aider pour la suite de ce projet.

Ce projet a été très formateur car nous avons pu utiliser de nombreuses techniques apprises en cours, sur un réel projet. Ce projet aurait pu être un sujet de stage ou plus globalement un projet d'entreprise et nous sommes fières d'avoir pu travailler dessus.

Partie 4

Annexes

4.1 Field function utilisée

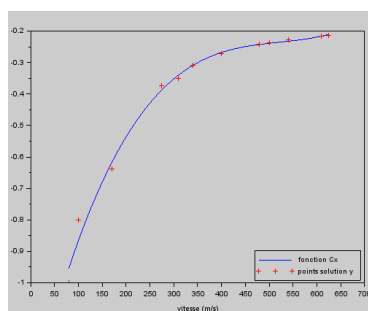
- Vitesse de la fusée : *Rocket Velocity* constant et égale à la valeur souhaitée
- Température : $temperature_z : 285 - \frac{6.5}{1000} * Height$

4.2 Extrait tableau Excel du calcul de trajectoire

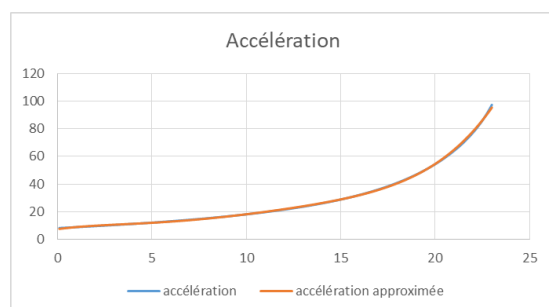
Données		Variables					Sortie				Forces	
deltaT (s)	0,1	g(z) (m/s ²)	rho(z) (kg/m ³)	p(z) (Pa)	Cz	Mr (kg)	Vitesse (m/s)	z (m)	Temps (s)	Accélération (m/s ²)	Trainée	Poids
Thrust	24000	9,91	1,22	101526,00	-1,46	1327,00	0,00	0,00	0	0,00	0,00	13150,37
		9,91	1,22	101525,02	-1,45	1322,10	0,82	0,08	0,1	8,18	-0,04	13101,81
a	352,955	9,91	1,22	101524,03	-1,45	1317,20	1,64	0,16	0,2	8,24	-0,16	13053,25
b	288,15	9,91	1,22	101522,06	-1,44	1312,30	2,47	0,33	0,3	8,31	-0,35	13004,70
c	0,0065	9,91	1,22	101519,08	-1,44	1307,40	3,31	0,58	0,4	8,38	-0,63	12956,14
Puissance	5,255	9,91	1,22	101515,10	-1,43	1302,50	4,16	0,91	0,5	8,45	-0,99	12907,58
G	6,67E-11	9,91	1,22	101510,10	-1,43	1297,60	5,01	1,32	0,6	8,52	-1,43	12859,02
Masse Terre	5,97E+24	9,91	1,22	101504,07	-1,42	1292,70	5,87	1,82	0,7	8,58	-1,95	12810,46
Rayon Terre	6,34E+06	9,91	1,22	101497,01	-1,41	1287,80	6,73	2,41	0,8	8,65	-2,56	12761,90
P0	101526	9,91	1,22	101488,91	-1,41	1282,90	7,60	3,08	0,9	8,72	-3,26	12713,34
S (m ²)	6,53E-02	9,91	1,22	101479,77	-1,40	1278,00	8,48	3,84	1	8,80	-4,04	12664,77
		9,91	1,22	101469,56	-1,40	1273,10	9,37	4,69	1,1	8,87	-4,90	12616,21
Rocket mass	200	9,91	1,22	101458,29	-1,39	1268,20	10,26	5,63	1,2	8,94	-5,86	12567,65
débit massique (m/s ²)	49	9,91	1,22	101445,95	-1,39	1263,30	11,16	6,65	1,3	9,01	-6,90	12519,09
coefficient masse vide	0,15	9,91	1,22	101432,52	-1,38	1258,40	12,07	7,77	1,4	9,08	-8,04	12470,53
Temps de poussée	23	9,91	1,22	101418,00	-1,37	1253,50	12,99	8,98	1,5	9,16	-9,26	12421,96
		9,91	1,22	101402,38	-1,37	1248,60	13,91	10,28	1,6	9,23	-10,58	12373,40
x(1)	-1,46E+00	9,91	1,22	101385,66	-1,36	1243,70	14,84	11,67	1,7	9,30	-11,98	12324,84
x(2)	6,80E-03	9,91	1,22	101367,82	-1,36	1238,80	15,78	13,15	1,8	9,38	-13,48	12276,27
x(3)	-1,28E-05	9,91	1,22	101348,86	-1,35	1233,90	16,72	14,73	1,9	9,45	-15,08	12227,71
x(4)	8,22E-09	9,91	1,22	101328,76	-1,34	1229,00	17,68	16,40	2	9,53	-16,77	12179,14

FIGURE 4.1: Extrait tableau Excel du calcul de la trajectoire de la fusée

4.3 Fonctions d'approximation de l'accélération et de la traînée



(a) Approximation fonction Cx



(b) Approximation fonction accélération

Bibliographie

- [1] TX 6144 "Studying and Manufacturing a Hybrid Rocket Engine" - Vincent MARTIN
- [2] "Fluid/Thermal Modeling of a LOX/Propylene Thruster with Radiative and Fuel Film Cooling" – GUZIK, Glen.
- [3] HAMMARGREN, Kristoffer. "Aerodynamics Modeling of Sounding Rockets : A Computational Fluid Dynamics Study." 2018.
- [4] "Blade Element Method : Helicopter Rotor-Fuselage Interaction." Simcenter StarCCM+
- [5] "Le Vol de la Fusée, Stabilité et Trajectographie." CNES