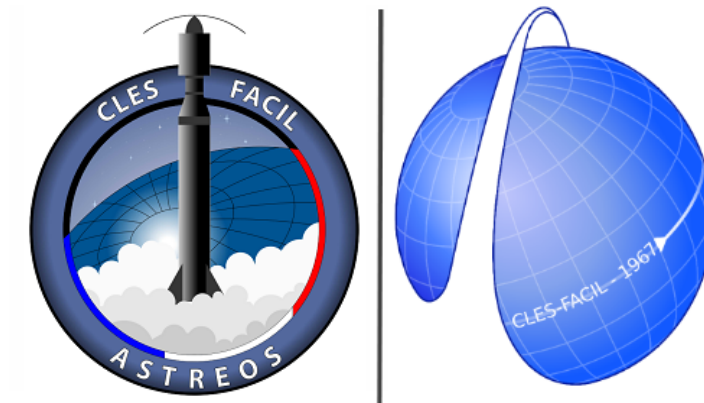


Astréos

Dossier d'expérience



Valentin BERISSET, Martin NOURRY, Nathan LELOUP,
Xavier PICHOT
CLES-FACIL

2018-2019

Abstract

Le projet Astréos s'intègre dans la série de fusées expérimentales conçues par le CLES-FACIL et visant, à terme, à la mise en oeuvre d'un statoréacteur conçu par le club via un lanceur bi-étages supersonique. Les objectifs du projet de cette année étaient de vérifier le comportement dynamique et la stabilité d'une fusée expérimentale équipée du statoréacteur en régime subsonique, ainsi que la qualification de systèmes pour une mise en oeuvre en régime supersonique dans le futur.

Pour remplir notre premier objectif, la trajectoire a été reconstituée à l'aide des données issues de la centrale inertielle et des capteurs embarqués. Nous avons ainsi pu déterminer le coefficient de traînée du lanceur, une grandeur critique pour pouvoir prévoir et modéliser sa trajectoire et estimer son temps à l'apogée. Bien que cette grandeur ait pu être évaluée en soufflerie, le vol nous a permis de comparer les modélisations de la trajectoire et la trajectoire vraie suivie par le lanceur. De plus, nous avons pu confirmer la viabilité des modèles numériques élaborés pour estimer les coefficients aérodynamiques et la stabilité de la fusée.

Malgré un vol balistique dû à la rupture d'un élément de la ligne parachute, nous avons pu démontrer que la fusée avec statoréacteur est stable dans sa géométrie actuelle. Ces résultats nous permettent d'envisager la mise en oeuvre du statoréacteur en supersonique lors de la prochaine campagne C'Space afin de poursuivre son développement.



FIGURE 1 – Photo d'équipe

Table des matières

Introduction	1
1 Description mécanique	2
1.1 Architecture générale	2
1.2 Stabilité	4
1.3 Système de récupération	5
1.4 Ligne parachute	5
1.5 Système d'éjection	9
1.6 Empennage	10
1.7 Intégration des cartes électroniques	11
2 Description électronique	12
2.1 Architecture générale	12
2.2 Alimentation électrique	13
2.3 Minuterie	13
2.4 Système d'enregistrement des données	13
2.5 Télémétrie	14
3 Déroulement du vol	15
4 Exploitation des données	17
4.1 Introduction	17
4.2 Stabilité	18
4.2.1 Accélération suivant l'axe Z	18
4.2.2 Vitesse	20
4.2.3 Champ magnétique	21
4.2.4 Angle d'inclinaison avec l'horizontale	23
4.2.5 Altitude	24
4.2.6 Trainée	25

4.2.7	Coefficient aérodynamique C_x	27
4.3	Identification de la défaillance	29
4.3.1	Observations	29
4.3.2	Hypothèses	32
Conclusions		33

Table des figures

1	Photo d'équipe	2
1.1	Architecture générale d'Astréos	3
1.2	Géométrie finale des ailerons	4
1.3	Diagramme montrant les éléments de la ligne parachute	5
1.4	Sangles du parachute	6
1.5	Contraintes de cisaillement en surface pour la modélisation statique d'un contact par deux cylindres croisés subissant la même charge que le parachute	7
1.6	Simulation dynamique des contraintes dans l'émerillon en flexion pour la charge nominale sur le parachute	8
1.7	Module d'éjection	9
1.8	Empennage d'Astréos	10
1.9	Rack électronique montrant la structure réalisée en impression 3D . .	11
2.1	Architecture électronique générale	12
2.2	Vue générale de l'électronique montrant les ports pour les jacks d'ar- rachage, le rack électronique et l'ensemble d'acquisition et de télémessure	14
3.1	Sortie de rampe d'Astréos	16
4.1	Vue du statoréacteur inerte et du tube de pitot	17
4.2	Accélération suivant l'axe Z dans le repère de la fusée	18
4.3	Accélération suivant l'axe Z dans le repère de la fusée	19
4.4	Norme de la vitesse (gauche) et vitesse suivant l'axe Z dans le repère terrestre (droite)	20
4.5	Champ magnétique mesuré sur trois axes dans le repère de la fusée .	21
4.6	Champ magnétique suivant l'axe X dans le repère de la fusée (Iphigénie 50)	22

4.7	Angle d'inclinaison de la fusée avec un axe horizontal dans le repère terrestre	23
4.8	Altitude en fonction du temps	24
4.9	Poussée propulseur et dérivée de la quantité de mouvement	25
4.10	Force de trainée	26
4.11	Inverse de la vitesse au carrée	27
4.12	C_x	28
4.13	Mesures d'accéléérations brutes et identification de la défaillance . . .	29
4.14	Mesures de vitesses de rotations brutes et identification de la perturbation	30
4.15	Zoom sur les pics d'accéléérations et de vitesses angulaires correspondant au largage du parachute puis à la rupture de l'émerillon	31

Introduction

Le projet Astréos est un projet du CLES-FACIL, le Club d'Astronautique de l'INSA Lyon. Ce projet regroupe une douzaine de membres du club dont l'essentiel (9 membres) travaillent sur les aspects mécanique, simulation et aérodynamique. Les membres restants oeuvrent sur l'électronique embarquée et l'informatique.

Ce projet constitue la première mise en oeuvre du statoréacteur développé par le club et constitue ainsi l'une des "briques technologiques" nécessaire à la mise en oeuvre future d'un statoréacteur actif sur lanceur supersonique.

Chapitre 1

Description mécanique

1.1 Architecture générale

La fusex est divisée en 5 parties indépendantes possédant chacune leur fonction (voir figure 1.1). Cette conception permet de séparer les différentes pièces de la fusée, ce qui assure une meilleure flexibilité qu'un châssis lors de la fabrication et du transport.

Astréos ayant initialement été conçue pour une mise en oeuvre sur Pro-98, la conception est basée sur une peau porteuse en alliage d'aluminium, les pièces en composites ne pouvant pas être utilisés pour des pièces structurelles en régime supersonique selon le cahier des charges.

Le tube extérieur de la case communication est fait de polycarbonate pour permettre la transmission des données par la télémesure. Il a été renforcé par trois tiges internes en aluminium en prévision des efforts aérodynamiques générés par le statoréacteur.

Après attribution d'un propulseur Pro-75 ne permettant pas d'atteindre des régimes supersoniques ou même transsoniques, le tube extérieur du statoréacteur a été fabriqué à partir d'un tube PVC renforcé de deux couches de composite fibre de carbone à matrice époxy.

La nuance utilisée pour la peau de la fusée est un alliage d'aluminium 6060 traité à l'état T6. Cet alliage présente l'avantage d'une meilleure formabilité que l'alliage 2024 utilisé pour les ailerons bien que ses caractéristiques mécaniques soient moindres que ce dernier.

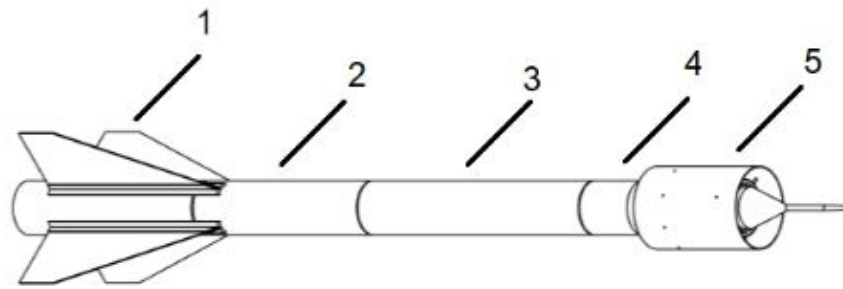


FIGURE 1.1 – Architecture générale d'Astréos

1. Case propulseur et empennage
2. Case électronique : carte mère, centrale inertielle, batteries, minuterie
3. Case parachute et système de largage
4. Case communication : antennes et caméras
5. Statoréacteur (expérience) et tube de pitot

1.2 Stabilité

De par sa forme, il a été difficile de s'assurer de la stabilité de la fusée selon les critères de Planète Science (MS et $C_n\alpha$). Le choix d'une surface de référence pertinente au vu de ces critères et l'approche employée pour déterminer les coefficients et paramètres aérodynamiques ont été discutés plus en profondeur dans le rapport sur la stabilité disponible sur SCAE. La surface de référence correspondant au diamètre du tube extérieur du statoréacteur ($D_{ref} = 200mm$) a finalement été retenue car elle était la plus sécuritaire (les risques de surstabilité ont été palliés par un lancement sous bonnes conditions météo).

Le tableau suivant rappelle les résultats obtenus via CFD et par Stabtraj :

On remarque ainsi que la démarche de prédimensionnement par stabtraj est pertinente en subsonique afin d'avoir une première estimation de la taille des ailerons, leur géométrie devant ensuite être vérifiée par CFD afin de prendre en compte les effets du statoréacteur.

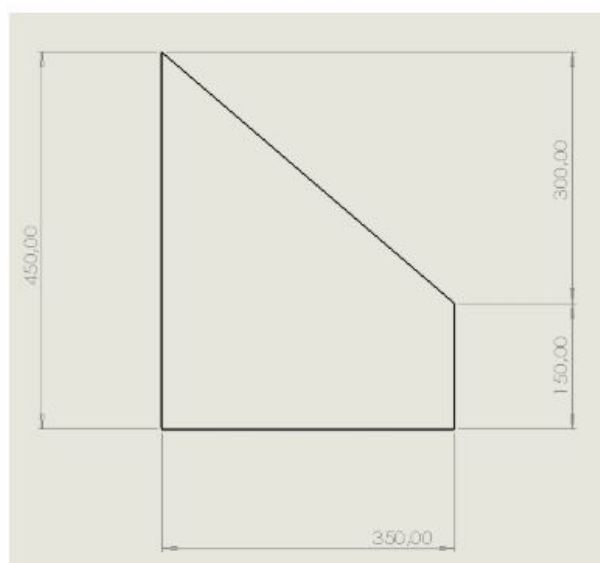


FIGURE 1.2 – Géométrie finale des ailerons

	Stabtraj	CFD	Ecart relatif
$C_n\alpha$	22.5	19.5	15.4
MS	3.2-3.5	3.3-3.7	5.7
$MS.C_n\alpha$ critique	79.8	72.2	9.5
Finesse	11.2		NA

TABLE 1.1 – Coefficients et paramètres aérodynamiques

1.3 Système de récupération

Le système de récupération fonctionnait par éjection latérale d'un parachute de surface $S = 2.2m^2$. La porte parachute emportait une sangle permettant d'amorcer l'extraction du parachute lors de son éjection

1.4 Ligne parachute

Le schéma suivant présente les composants de la ligne parachute :

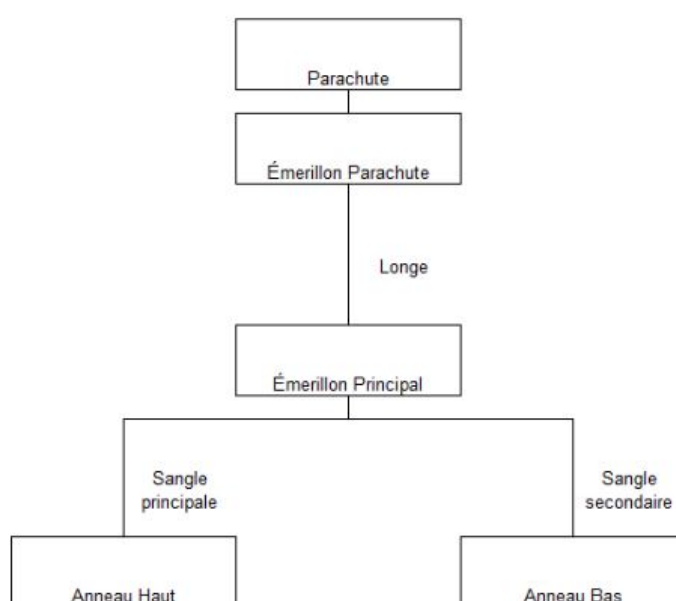


FIGURE 1.3 – Diagramme montrant les éléments de la ligne parachute

La vitesse de descente attendue était de l'ordre de $11.8m/s$ afin de diminuer la portée de la fusée. La reprise des efforts par deux sangles permettait d'assurer une redondance au système sur la partie la plus susceptible d'entrer en contact avec les ailerons lors du déploiement. De plus, la différence de longueur entre ces sangles permettait de donner une attitude de descente "empennage en premier" afin de protéger le satoréacteur et de permettre la prise de vues par les deux caméras. Chacune de ces sangles a été dimensionnée afin de reprendre la charge nominale d'ouverture du parachute, la sangle principale devant reprendre les efforts avant la sangle secondaire car plus courte.

La cause du vol balistique d'Astréos a pu être identifiée comme étant dû à la rupture de la boucle inférieure de l'émerillon principal. La photo ci-dessous montre les deux sangles et leurs maillons rapides tels que récupérés sur le lieu du crash. Les maillons étaient fixés à la boucle inférieure de l'émerillon principal.



FIGURE 1.4 – Sangles du parachute

Le dimensionnement de la ligne parachute s'est fait à des vitesses bien plus hautes que la vitesse nominale à l'apogée pour compenser l'incertitude sur le temps d'apogée (due à l'erreur sur le Cx et la traînée réelle et sur la poussée propulseur) et pour prendre en compte les effets dynamiques à l'ouverture. Devant les faibles vitesses et le vol subsonique d'Astréos, la vitesse choisie pour la détermination des efforts était de $40m/s$ (conformément aux recommandations de Planète Science, cela correspondait à près de 2 fois la vitesse nominale à l'apogée).

En majorant le coefficient de traînée du parachute ($Cx = 1.4$), la force maximale exercée sur celui-ci à cette vitesse et à l'altitude d'apogée a été estimée à environ $240kgf$ (soit près de 3 fois la charge calculée par Stabtraj pour un déploiement à l'apogée). Tous les éléments de la ligne parachute ont ainsi été dimensionnés pour une charge de travail minimale de $270kgf$ (standard commercial pour les émerillons, la charge de rupture étant plus haute).

En réalité, la vitesse de la fusée à l'apogée a été déterminée par la centrale inertielle comme étant environ égale à $18m/s$, ce qui correspond à un coefficient de sécurité de plus de 5 en statique. Notons que l'émerillon parachute, dont les spécifications étaient proches de celles de l'émerillon principal, semble avoir correctement résisté au déploiement (le parachute et la longe étant descendus ensemble).

Deux hypothèses ont donc été avancées afin d'expliquer la rupture de la boucle inférieure :

- L'utilisation de maillons rapides entre les sangles et l'émerillon principal aurait pu entraîner une plastification locale ayant fragilisé ou rompu l'émerillon. En effet, sous le cas de charge considéré, la surface de contact entre les deux portées cylindriques est faible, ce qui entraîne localement des contraintes importantes. Nous pensons que ce contact dynamique a pu dépasser la pression admissible et la résilience de l'émerillon et entraîner sa rupture alors que la charge appliquée à l'élément est restée en dessous de la charge limite spécifiée par le constructeur. Nous supposons que la boucle supérieure de l'émerillon n'a pas été détériorée de manière permanente car elle était directement connectée à la longe, ce qui entraîne une meilleure répartition de l'effort (ce type de contact correspondant aux applications d'élinguage pour lesquelles sont prévus les émerillons utilisés).

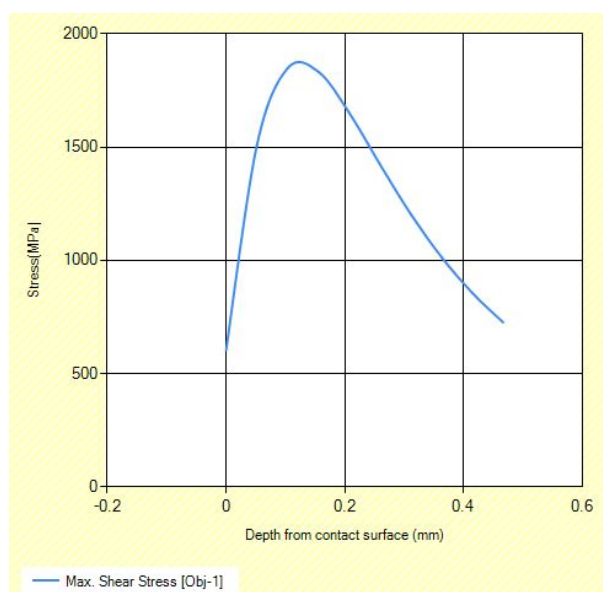


FIGURE 1.5 – Contraintes de cisaillement en surface pour la modélisation statique d'un contact par deux cylindres croisés subissant la même charge que le parachute

- Il est possible que l'émerillon soit resté bloqué sur le bord de la case parachute, entraînant un effort de flexion pour lequel il n'a pas été dimensionné (prévu pour un travail en traction pour de l'élinguage). Cependant, les simulations montrent que les contraintes dépassent uniquement la limite à la rupture sur la boucle supérieure, ce qui ne correspond pas à la défaillance observée.

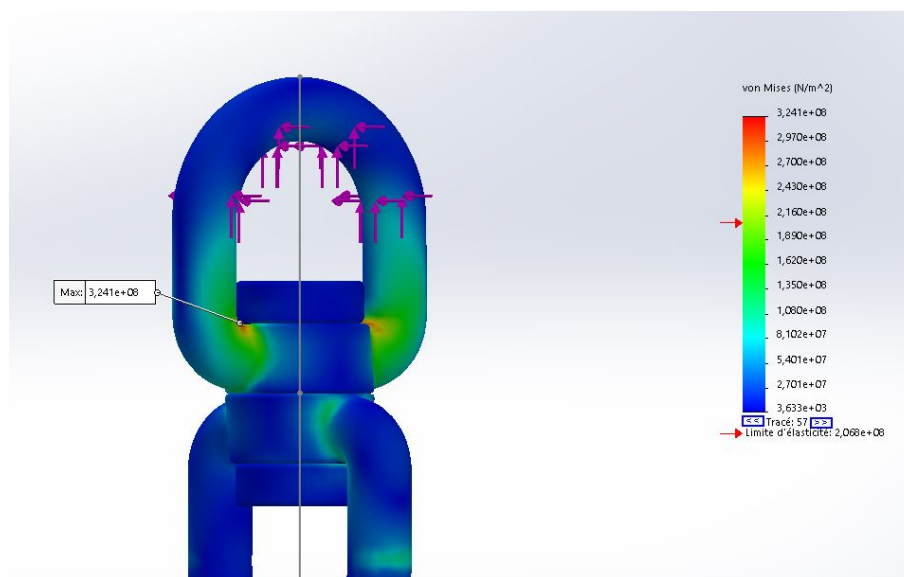


FIGURE 1.6 – Simulation dynamique des contraintes dans l'émerillon en flexion pour la charge nominale sur le parachute

La rupture de l'émerillon principal semble donc explicable par les effets dynamiques conjugués à l'utilisation des maillons rapides. Il semble pertinent à l'avenir d'utiliser des simulations numériques des éléments donc la charge certifiée semble vague afin de vérifier leur résistance sous un cas de charge simulant un déploiement de parachute (choc et répartition des efforts).

A l'avenir, nous nous orienterons vers du matériel d'escalade pour les émerillons. Ceux-ci sont en effet certifiés pour résister aux chocs et ont l'avantage de présenter des masses raisonnables pour de hautes résistances (à titre d'exemple : 60g pour une résistance minimale de 10kN, soit près de 1020kgf). Les sangles d'escalade utilisées cette année présentent les mêmes avantages et ont donné de bons résultats cette année et pourront être utilisées pour des projets futurs.

Finalement, un outil de suivi du matériel constituant la ligne parachute a été mis en place. Celui-ci permettra de garder une trace des vols effectués par chaque élément de la ligne pour éviter l'utilisation de matériel ayant déjà volé.

1.5 Système d'éjection

Le système d'éjection de la porte parachute a été repensé depuis Iphigénie 50 pour offrir une meilleure résistance aux efforts latéraux et longitudinaux et aux vibrations. Bien qu'il puisse être simplifié, ce système s'est révélé être satisfaisant en tant qu'il a permis un largage conforme à l'attendu de la porte parachute en vol (temps de déclenchement et éjection).



FIGURE 1.7 – Module d'éjection

La porte est verrouillée par un tenon en alliage d'aluminium 2024 couissant dans un cavalier en tôle (mécanisme dont le principe est similaire à celui d'une serrure). La position du tenon est contrôlée par un motoréducteur à courant continu doté d'un excentrique et placé dans le module d'éjection.

Ce mécanisme n'est pas sensible aux efforts latéraux, qui constituent les principaux efforts extérieurs appliqués à la porte (arrachement de la porte) : la reprise de ces efforts vers la structure de la fusée est faite directement par la bague de guidage et la structure en tôle pliée et il n'est pas possible de désengager le tenon de la porte sans une détérioration totale du système. Notons qu'un joint sera mis en place pour éviter les engouffrements d'air susceptibles de générer de tels efforts lors d'une future mise en oeuvre en régime supersonique. Le réducteur a été choisi afin d'offrir un couple de sortie de $5.6Nm$ pour une tension de $12V$. Cela permet d'éviter le mouvement longitudinal du tenon en cas de vibrations ou d'efforts longitudinaux (le bras de levier de l'excentrique étant faible : de l'ordre de $15mm$).

1.6 Empennage

La fixation des ailerons par des équerres boulonnées a pu être testée lors des vols d'Astréos et d'Iphigénie 50 et a été satisfaisante en termes d'alignement et de résistance mécanique des ailerons (un important coefficient de sécurité avait été adopté pour faire face à la mauvaise connaissance des efforts aérodynamiques, particulièrement en régime supersonique pour Iphigénie 50).



FIGURE 1.8 – Empennage d'Astréos

Les jeux présents sous les équerres ont été colmatés à l'aide de silicone pour limiter les risques d'accrochage du parachute. Nous pensons que la fabrication de carters profilés par impression 3D permettrait à l'avenir d'économiser du temps de réalisation pour cette partie de la fusée en évitant les opérations de ponçage/colmatage des surfaces susceptibles d'accrocher le parachute. La réalisation de ces carters en plusieurs pièces collées est envisageable (similaire à la pièce permettant le montage du propulseur de la minifusée Delta).

1.7 Intégration des cartes électroniques

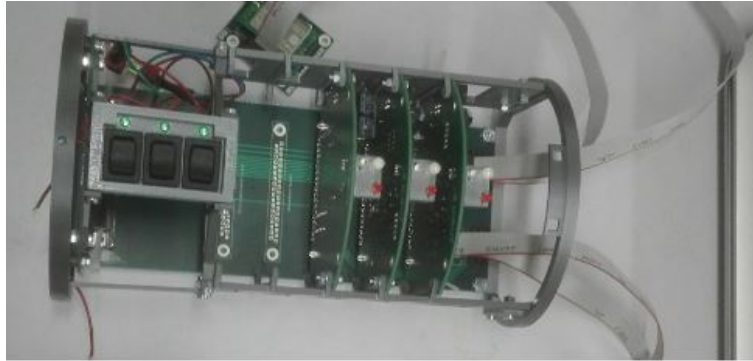


FIGURE 1.9 – Rack électronique montrant la structure réalisée en impression 3D

Les cartes électroniques ont été montées sur des supports en PLA imprimés en 3D. Cette architecture avait également été utilisée sur Iphigénie 50 et est jugée suffisante en termes de résistance (le module a été récupéré du crash en bon état). La liaison entre les supports est faite par des vis afin de pouvoir les démonter facilement.

Chapitre 2

Description électronique

2.1 Architecture générale

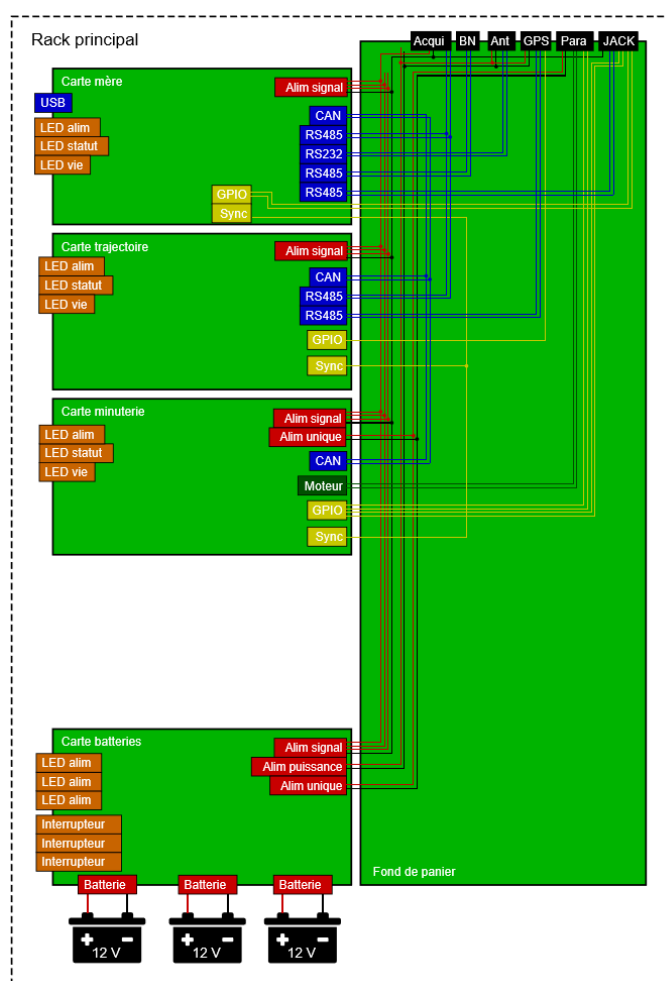


FIGURE 2.1 – Architecture électronique générale

L'électronique de la fusex est divisée en 7 parties. Toutes sont interconnectées à l'aide de la carte de Fond de Panier. Ce partitionnement permet de travailler sur chacune des cartes séparément les unes des autres. La plupart sont situées après la case propulseur (cf. figure 1.1) mais certaines doivent être placées au niveau du statoréacteur ce que permet le partitionnement utilisé. La communication entre ces différents éléments se fait à l'aide de bus RS232, RS485 et CAN.

Dans le rack principal se trouvent la carte mère, la carte trajectoire, la carte minuterie et la carte batterie qui sont toutes reliées à la carte fond de panier avec des connecteurs DB37. Les autres cartes électroniques sont situées au niveau du statoréacteur et de la case communication et sont donc reliées à la carte fond de panier grâce à des nappes électriques.

2.2 Alimentation électrique

L'alimentation des différents circuits passe par une carte batterie. Trois batteries qui permettent chacune d'alimenter différents circuits sont reliées sur cette carte. On retrouve une alimentation pour la partie minuterie et le système d'éjection, une pour les circuits électroniques de basse puissance et une alimentation qui alimente les composants nécessitant de la puissance. Chacune des batteries se voit attribué un interrupteur.

2.3 Minuterie

La carte minuterie permet d'actionner l'ouverture de la porte à un temps défini. Elle est entièrement numérique, on y trouve un microcontrôleur qui utilise un timer pour compter le temps. Ce timer va se déclencher à l'arrachement d'un jack lors du décollage.

2.4 Système d'enregistrement des données

Actuellement l'enregistrement des données se fait via la carte trajectoire et la carte acquisition. Chacune de ces deux cartes enregistre indépendamment des données sur les EEPROM.

2.5 Télémétrie

La télémétrie se fait par le biais de la carte antenne qui va recevoir les données de la carte capteur puis les émettre par le système radio LoRa présent à bord. Ce système possède une puissance de 100mW et émet sur une fréquence de 868MHz. L'acquisition de points se fait à 5Hz, nous nous sommes rendu compte que cet échantillonnage était de trop faible fréquence : bien qu'un suivi de trajectoire pouvait être fait, le nombre de points limité nous a poussé à utiliser principalement les mémoires. Après émission, les données seront reçues sur un ordinateur et interprétées par un logiciel développé en interne.

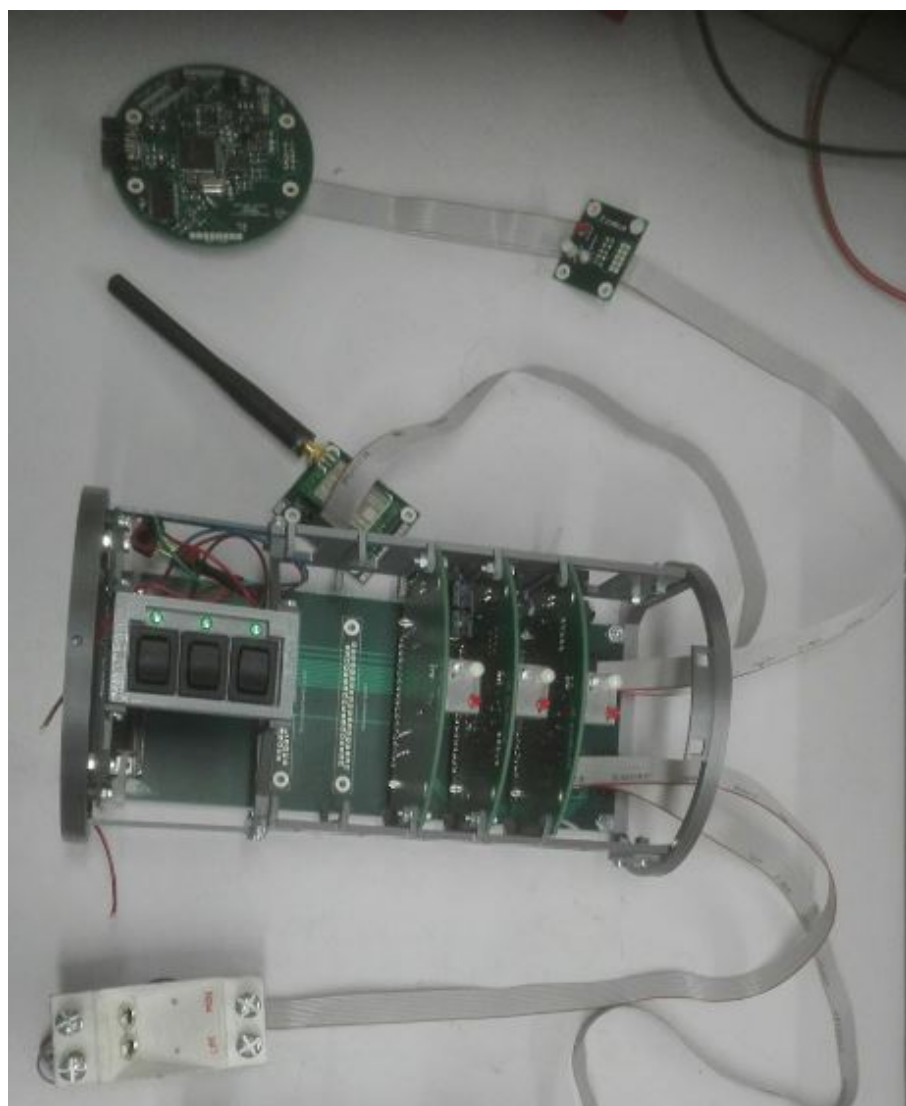


FIGURE 2.2 – Vue générale de l'électronique montrant les ports pour les jacks d'arrachage, le rack électronique et l'ensemble d'acquisition et de télémétrie

Chapitre 3

Déroulement du vol

Date du vol : 18/07/2019

Heure du vol : 16 h 53

Météo :

Bonne, pas de plafond nuageux.

Vents aux environs de 1.2 m/s en continu et 2.4m/s en rafale.

Trajectoire :

Bon suivi de la trajectoire, pas d'embarquée en sortie de rampe.

Taux de roulis faible.

Récupération :

Vol balistique suite à la défaillance de l'émerillon principal.

Récupération de la fusée et des données de vol.

Le statoréacteur a été détruit à l'impact.



FIGURE 3.1 – Sortie de rampe d'Astréos

Chapitre 4

Exploitation des données

4.1 Introduction

Lors de la récupération de la fusée nous avons pris de grandes précautions afin de récupérer l'électronique embarquée sans détériorer davantage les cartes contenant les données. La trajectographie fut extraite sans encombre, cependant, les données provenant du tube de pitot sont illisibles. En effet, la carte capteurs était particulièrement vulnérable lors du crash car placée à la base de la tuyère du statoréacteur.

Dans ce chapitre, nous allons dans un premier temps mettre en avant les points qui prouvent la stabilité de la fusée à statoréacteur ; notamment en comparant les résultats à un modèle théorique (modèle sous StabTraj pour $D_{ref} = 200mm$ et $Cx = 0.6$). Dans un second temps, nous analyserons les mesures autour de l'instant de la défaillance pour en apprendre plus sur sa nature.



FIGURE 4.1 – Vue du statoréacteur inerte et du tube de pitot

4.2 Stabilité

4.2.1 Accélération suivant l'axe Z

Nous observons dans un premier temps la courbe de l'accélération suivant l'axe Z de la fusée dans son repère. Nous la comparons à l'accélération simulée par StabTraj :

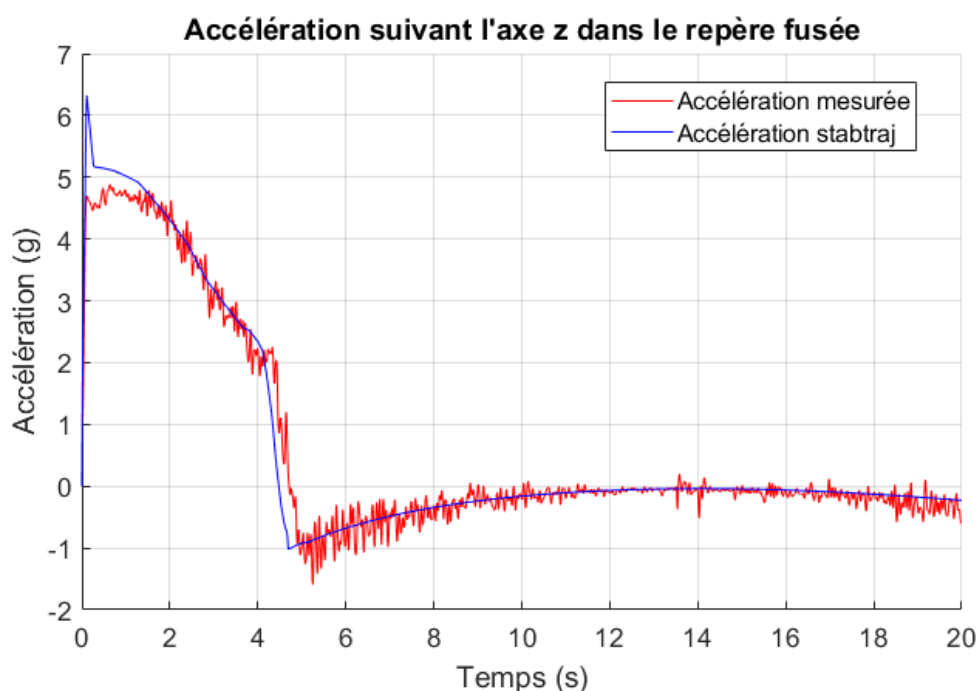


FIGURE 4.2 – Accélération suivant l'axe Z dans le repère de la fusée

L'évolution de l'accélération suivant l'axe Z est cohérente vis à vis du Stabtraj. Nous notons tout de même que le pic d'accélération mesuré au décollage est $1.5g$ plus bas que le résultat obtenu sous StabTraj.

Nous avons tout d'abord émis l'hypothèse que des frottements sur la rampe de lancement pouvaient avoir amorti ce pic. Nous avons également pensé à une erreur de mesure du capteur ou à une fréquence d'échantillonnage trop faible pour capter un tel pic mais les mesures sont non bruitées, et ce sur plus de 20 points. Nous éloignons donc cette possibilité.

Après avoir trouvé sur le site de Cesaroni une bibliothèque de courbes de poussée, nous introduisons une courbe supplémentaire du même propulseur Pro-75 3G.

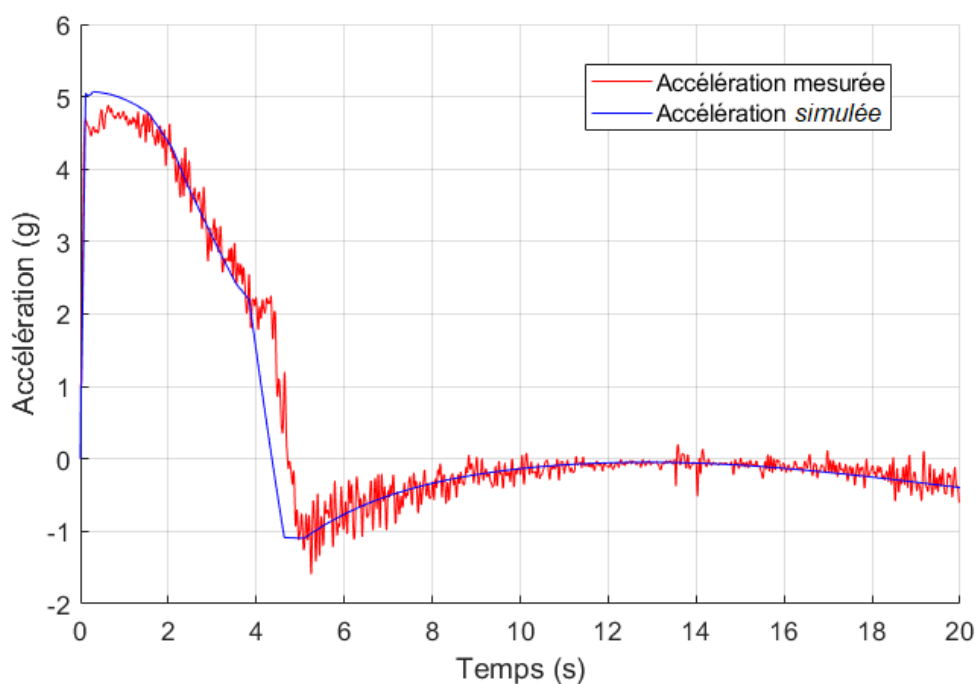


FIGURE 4.3 – Accélération suivant l'axe Z dans le repère de la fusée

La mesure d'accélération au décollage est plus semblable avec la courbe de poussée de la base de donnée de Cesaroni qui ne possède pas ce pic. En comparant avec d'autres courbes de poussée d'un Pro-75 3G Classic, on note que la plupart des tests ne présentent pas de pic de poussée significatif immédiatement après la mise à feu.

Par la suite, nous conservons tout de même la courbe de poussée initialement présente dans StabTraj car c'est avec ces données qu'ont été réalisées les simulations avant le vol.

4.2.2 Vitesse

Nous nous intéressons ensuite à la norme de la vitesse ainsi qu'à la vitesse projetée suivant l'axe Z dans le repère terrestre.

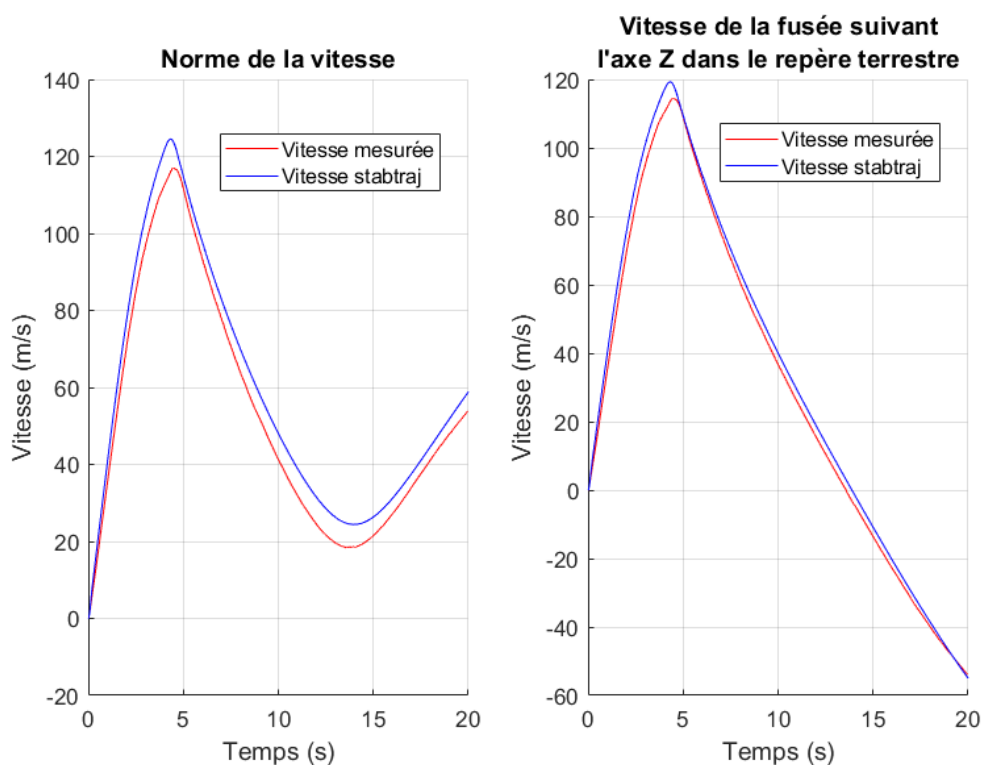


FIGURE 4.4 – Norme de la vitesse (gauche) et vitesse suivant l'axe Z dans le repère terrestre (droite)

L'allure de la norme de la vitesse expérimentale correspond aux valeurs simulées via StabTraj. Le graphe situé à droite est obtenu en projetant le vecteur vitesse dans le repère terrestre avec le filtre de Magwick. Les résultats sont très satisfaisants.

4.2.3 Champ magnétique

Après avoir comparé l'allure de l'accélération et de la vitesse de la fusée, nous observons les courbes du champ magnétique mesuré par le magnétomètre. Le champ magnétique terrestre est dirigé vers le nord de la terre. Nous considérons que lors de la phase ascendante de la fusée il reste immobile. Si nous nous intéressons aux champs magnétiques mesurés suivant les axes X et Y de la fusée, nous sommes capables de déduire si la fusée a tourné sur son axe de roulis ou non. Un champ magnétique oscillant suivant l'axe X ou Y traduit une rotation autour de l'axe de roulis.

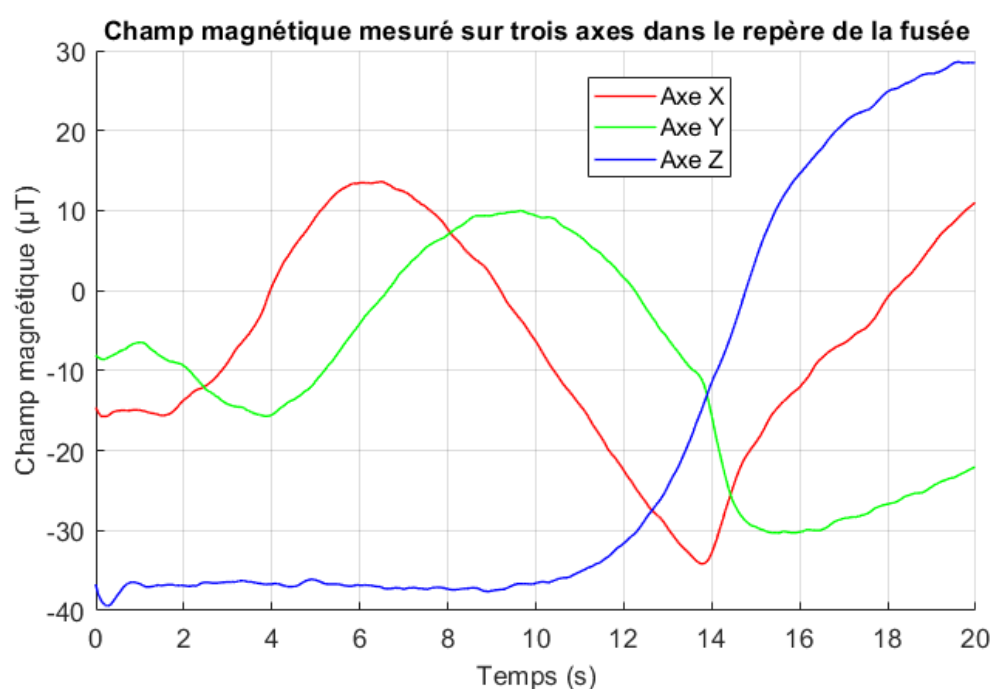


FIGURE 4.5 – Champ magnétique mesuré sur trois axes dans le repère de la fusée

L'évolution des champs magnétiques des directions X et Y n'oscille pas : la fusée tourne peu autour de son axe de roulis en vol ce qui traduit un bon alignement des ailerons.

Pour effectuer une comparaison, nous observons le champ magnétique suivant l'axe X de la fusée Iphigénie 50.

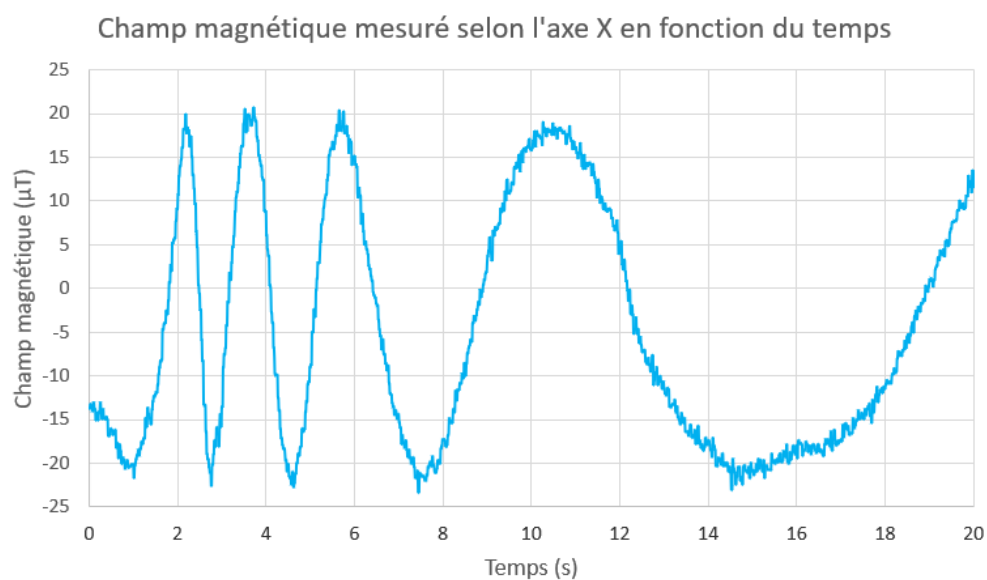


FIGURE 4.6 – Champ magnétique suivant l'axe X dans le repère de la fusée (Iphigénie 50)

4.2.4 Angle d'inclinaison avec l'horizontale

La matrice de rotation entre le repère terrestre et le repère de la fusée est déterminée avec le filtre de Madgwick. Cette matrice permet entre autre d'observer l'angle d'inclinaison de la fusée avec l'horizontale.

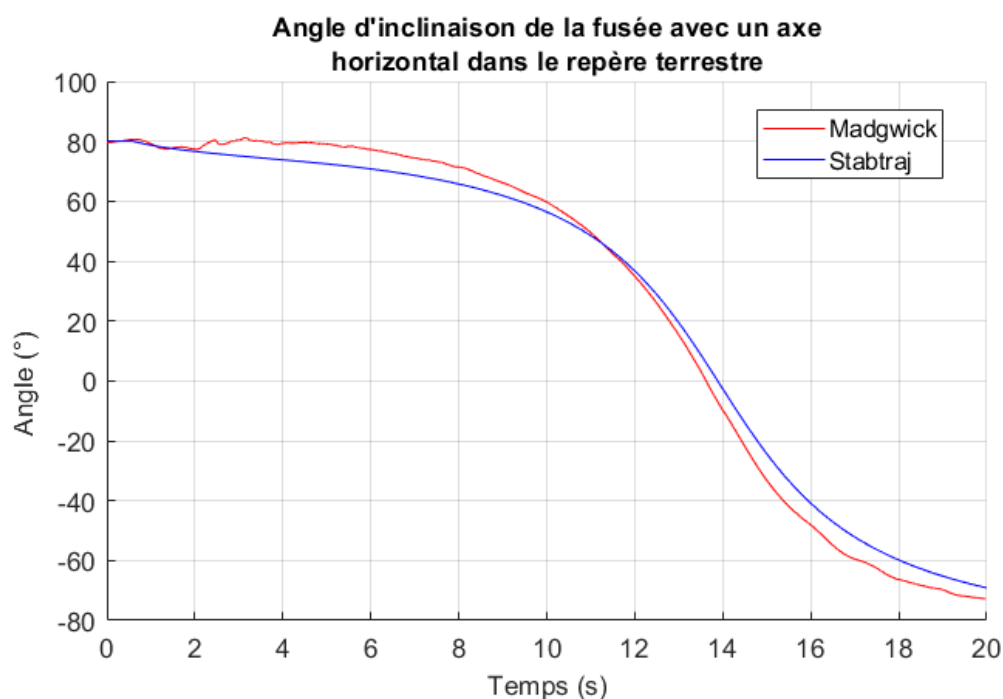


FIGURE 4.7 – Angle d'inclinaison de la fusée avec un axe horizontal dans le repère terrestre

Les résultats mesurés sont proches des résultats obtenus via StabTraj pour un diamètre de référence de $200mm$ avec un écart maximum de 7° ce qui est très satisfaisant.

4.2.5 Altitude

Le baromètre embarqué permet de tracer l'évolution de l'altitude sur la durée du vol. Nous la comparons à l'intégration double de l'accélération dans le repère terrestre ainsi qu'aux données simulées.

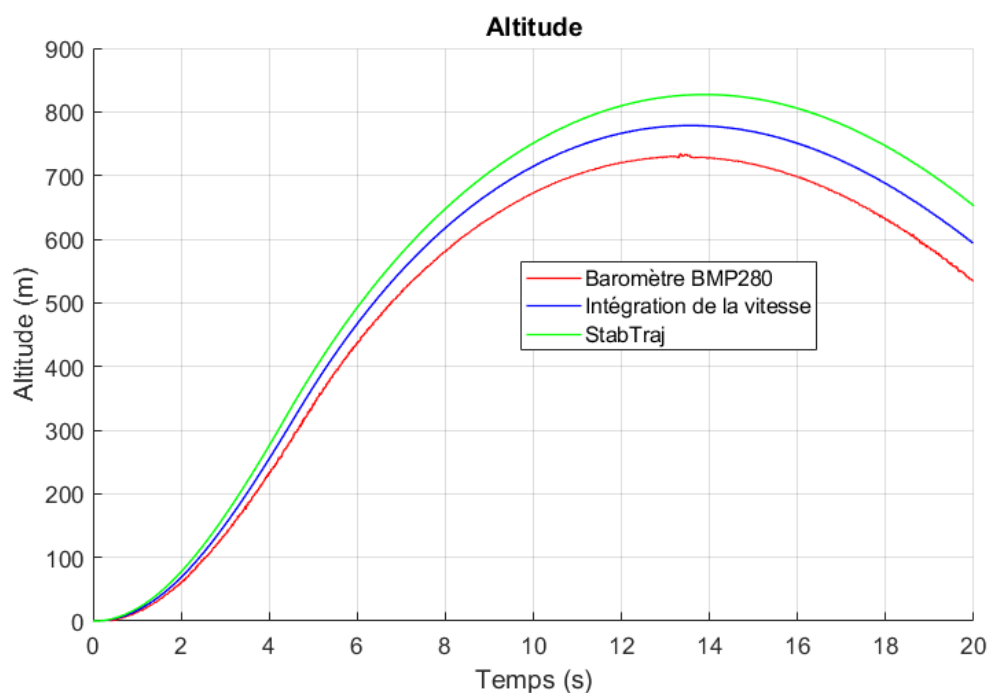


FIGURE 4.8 – Altitude en fonction du temps

L'allure des courbes expérimentales est cohérente avec celles des données simulées. Cependant nous observons un offset conséquent en altitude pour les trois courbes. L'intégration double de l'accélération a tendance à sommer les petites erreurs. Ce qui se traduit généralement par une sur-évaluation de l'altitude. Il est donc normal de voir le baromètre afficher une valeur inférieure. Le StabTraj indique cependant une valeur plus importante encore. Cette différence peut être due à la légère surestimation des coefficients aérodynamiques de la fusée par StabTraj, à un écart sur l'impulsion totale du propulseur (voir le point abordant les courbes de poussée) ou encore à une différence de position du CPA et du CDM entre la réalité et la simulation.

4.2.6 Trainée

L'expression de la trainée a été déterminé dans le dossier d'expérience pré-vol pour un vol sans incidence (hypothèse recevable pendant la phase propulsée et avant l'apogée). Son expression est la suivante :

$$r_a = f - m * \gamma_z \quad (4.1)$$

Où f est la force de poussée du propulseur, m la masse de la fusée et γ_z est l'accélération mesurée selon l'axe z du repère de la fusée (axe longitudinal).

Nous proposons de tracer sur un même graphe la poussée et $m * \gamma_z$:

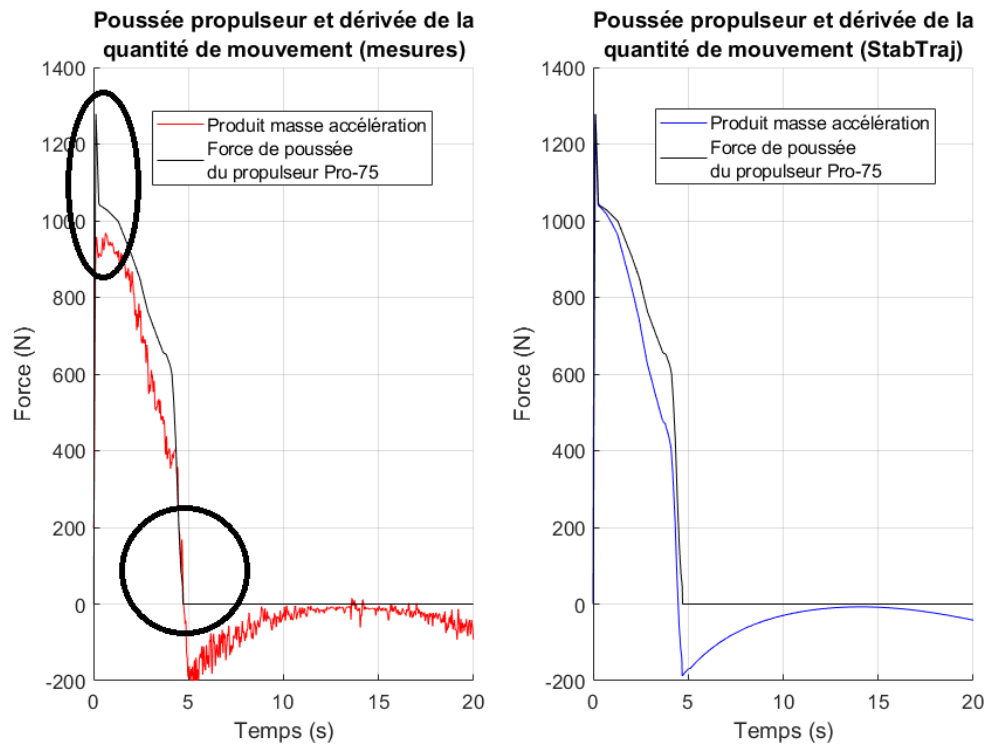


FIGURE 4.9 – Poussée propulseur et dérivée de la quantité de mouvement

Le premier élément que nous remarquons est la portion de courbe au moment du décollage. En effet, comme observé sur l'accélération figure 4.2 , le pic mesuré n'est pas aussi important que sur le StabTraj. Ensuite il est important de remarquer que la décroissance du produit masse accélération aux environs de 5 secondes a lieu plus tard sur les données mesurées que sur la simulation. La courbe rouge passe donc un court instant au dessus de la courbe noire. Nous noterons que ce n'est jamais le cas pour

les données simulées. Le propulseur semble ainsi avoir fourni une poussée résiduelle sensiblement plus longue que la courbe proposée par StabTraj

Nous observons maintenant la force de trainée correspondant à la différence des courbes observées ci dessus.

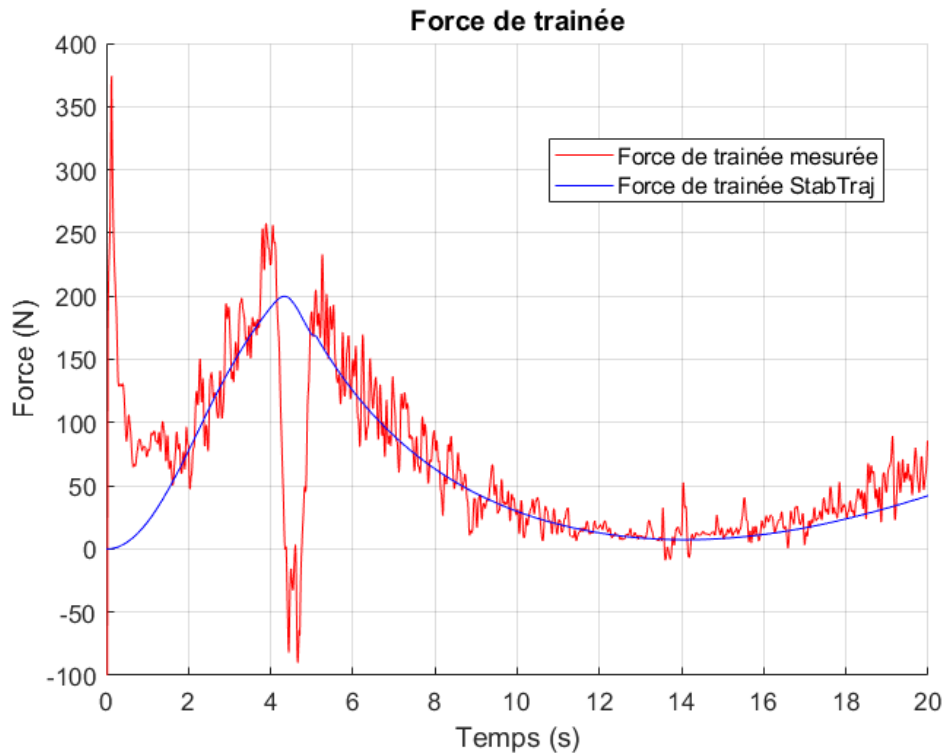


FIGURE 4.10 – Force de trainée

L'allure de la courbe expérimentale est globalement conforme aux données Stab-Traj. Nous remarquons néanmoins deux différences significatives :

- Le pic au décollage traduit une différence importante entre la poussée et $m * \gamma_z$, la trainée est bien évidemment très faible aux basses vitesses et il s'agit d'un artefact issu des mesures.
- A 5 secondes environ, un pic négatif traduit le passage de la courbe rouge au dessus de la courbe noire figure (4.9). Il s'agit d'un artefact issu de la différence entre la poussée réelle et la courbe implémentée sous Stabtraj.

4.2.7 Coefficient aérodynamique C_x

Le calcul de la trainée nous permet alors de déterminer le coefficient de trainée aérodynamique C_x . Son expression est la suivante :

$$C_x = \frac{r_a}{\frac{1}{2}S\rho v^2} \quad (4.2)$$

Où r_a est la force de trainée déterminée en 4.1, v la vitesse, ρ la masse volumique de l'air et S la surface de référence de la fusée. Afin de pouvoir comparer la valeur de C_x avec StabTraj, la surface de référence est choisie comme étant le maître couple de la fusée ($S_{ref} + 4 * S_{aileron}$ pour $D_{ref} = 200mm$)

La mesure du C_x de manière précise est difficile car dépendant de l'inverse de la vitesse au carrée. Nous proposons dans un premier temps de tracer cette dernière afin de se rendre compte de la différence avec les données simulées.

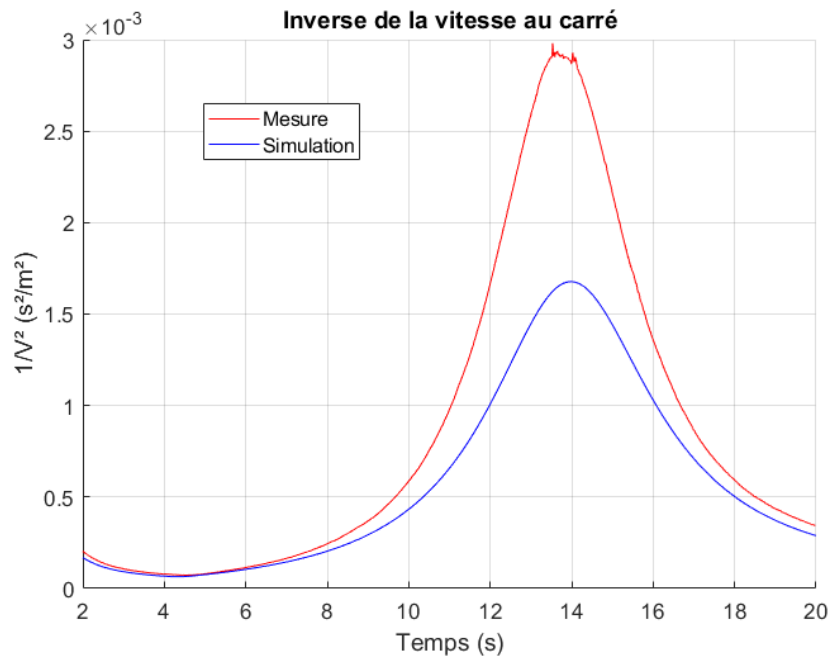
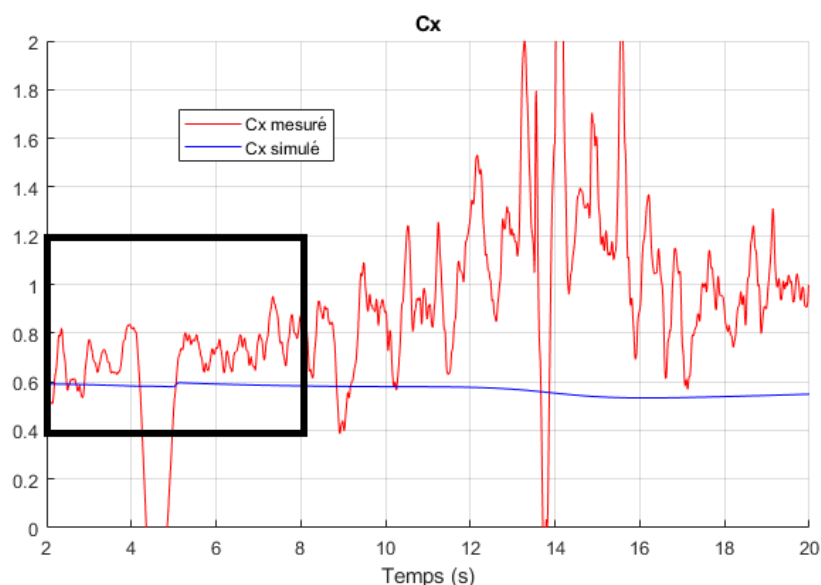


FIGURE 4.11 – Inverse de la vitesse au carrée

Bien que la norme de la vitesse expérimentale soit proche de la vitesse StabTraj, l'inverse au carré diffère grandement. Nous pensons que cette différence vient de la prise d'incidence de la fusée après 8 secondes de vol (on observe que la fusée possède une certaine incidence, probablement due aux ailerons, à l'apogée sur les vidéos du lancement). Nous proposons donc d'étudier la valeur du C_x uniquement dans la phase où la fusée a peu d'incidence entre 2 et 8 secondes.

FIGURE 4.12 – C_x

Outre le problème issue de la courbe de traînée évoqué plus haut, nous observons la valeur du C_x dans la phase ascendante du vol (rectangle noir). La valeur mesurée du C_x reste proche de la valeur théorique avec une moyenne à 0.67 entre 2 et 4 secondes et 0.75 entre 5.8 et 8 secondes. Le pic parasite n'est ici naturellement pas considéré.

Cette partie nous a donc permis de conclure quant à la pertinence de la modélisation adoptée cette année sous StabTraj. On remarque que pour une surface de référence calculée à partir d'un diamètre de 200mm et un $C_x = 0.6$, la modélisation StabTraj donne des résultats très satisfaisants pour la prédiction de la trajectoire de la fusée (en réalité, le C_x serait sensiblement plus haut, car la surface de référence choisie ne prend pas en compte l'écoulement dans le statoréacteur). Afin d'obtenir une estimation plus fine de la trajectoire, il conviendra de majorer le C_x sous StabTraj.

4.3 Identification de la défaillance

Lors du vol d'Astréos, le parachute a semblé se détacher sans créer de fort à-coup sur la fusée. Cela semble appuyer l'hypothèse de rupture brutale sous choc de l'émerillon principal. Pour en savoir plus sur cette défaillance, nous avons pensé utiliser les capteurs embarqués sensibles à ce genre de situation.

4.3.1 Observations

Les accéléromètres sont très sensibles aux chocs, c'est donc pour cette raison que nous inspectons leurs mesures brutes en premier.

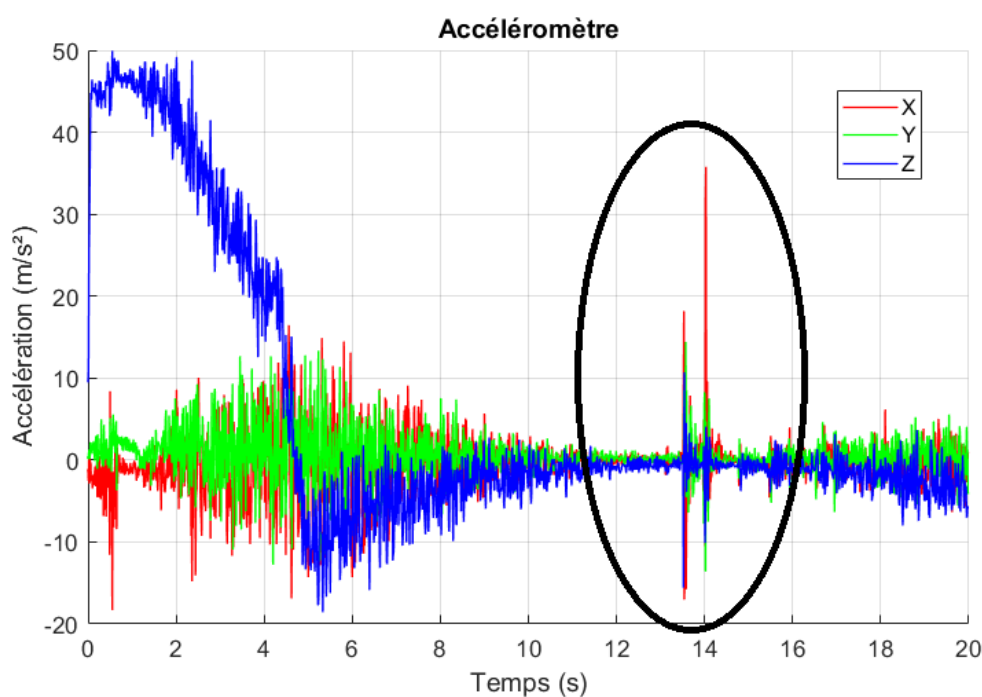


FIGURE 4.13 – Mesures d'accélérations brutes et identification de la défaillance

Nous observons clairement l'instant de l'éjection de la porte (à environ 13.8s) puis de la défaillance sous forme de deux pics distincts et d'amplitudes importantes.

Nous observons la même chose en visualisant les données gyroscopiques.

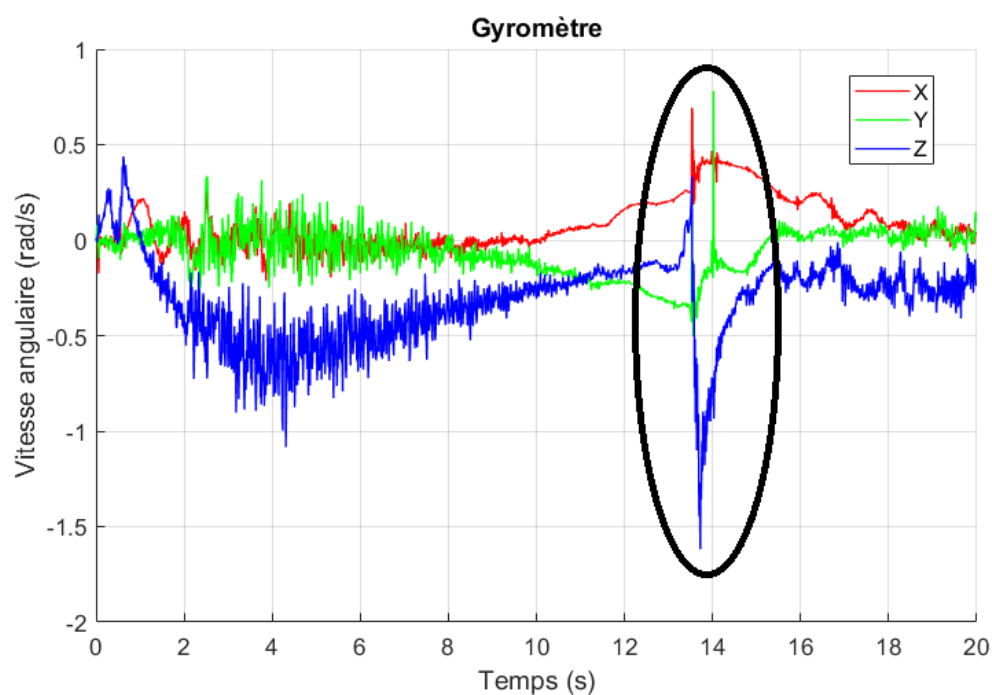


FIGURE 4.14 – Mesures de vitesses de rotations brutes et identification de la perturbation

Nous remarquons que même aux basses vitesses, la fusée ne fait pas d'embarquée lorsque le déploiement du parachute vient perturber son vol, cela montre une bonne stabilité.

Nous positionnons les graphes alignés afin de comparer si les instants des deux pics coïncident.

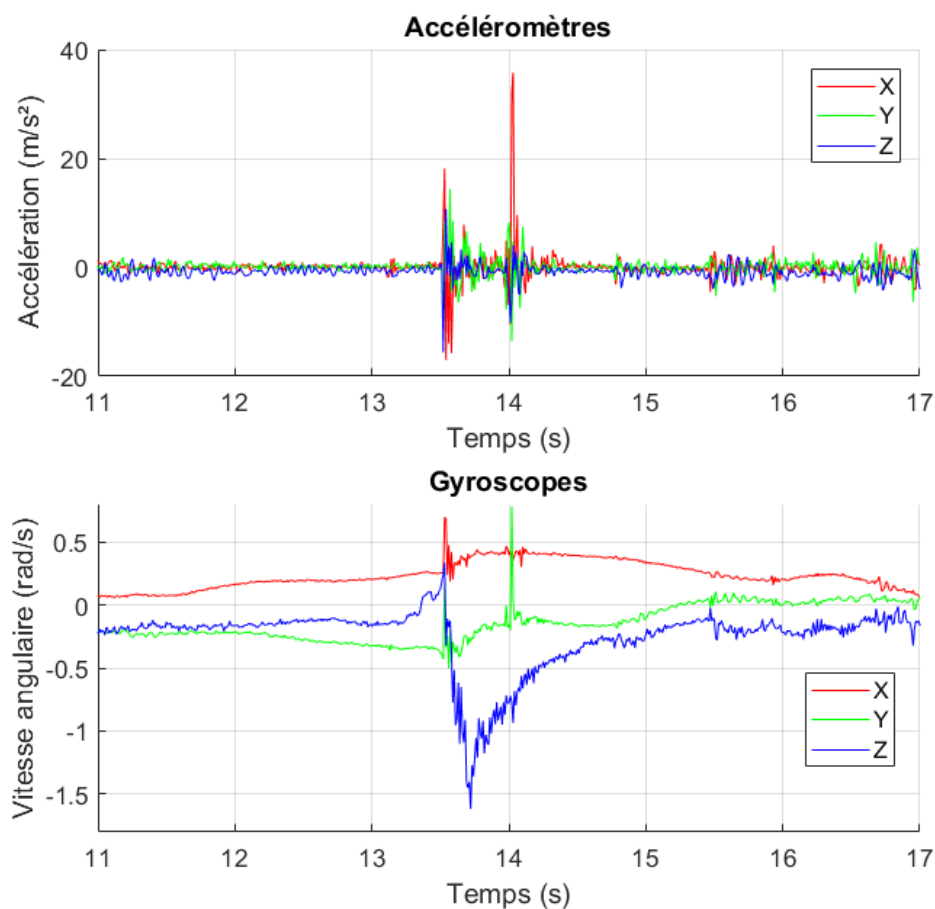


FIGURE 4.15 – Zoom sur les pics d'accélération et de vitesses angulaires correspondant au largage du parachute puis à la rupture de l'émerillon

Les deux pics coïncident comme nous pouvions nous y attendre. Nous remarquons que le deuxième pic d'accélération est bien plus prononcé suivant l'axe X et que le deuxième pic est essentiellement présent sur l'axe Y pour les gyromètres.

4.3.2 Hypothèses

Nous pouvons raisonnablement faire l'hypothèse que le premier pic correspond à l'éjection du parachute avec le début de la mise en tension des sangles et l'engouffrement de l'air dans la case para.

Nous pensons que le second pic traduit l'ouverture (à priori partielle selon les vidéos) du parachute puis la rupture de l'émerillon (pic d'accélération suivant les axes X et Z). En effet, cela semble cohérent avec une ouverture du parachute pour une fusée ayant un vecteur vitesse pouvant être projeté principalement selon X et Z de par l'incidence (la vitesse n'est pas purement selon l'axe longitudinal). Nous pensons également que la rupture de la sangle après qu'elle est été tendue est traduite par le pic en rotation autour de l'axe Y (cohérent avec l'effort selon Z car il existe un bras de levier). Les valeurs de vitesse angulaire selon l'axe longitudinal de la fusée montrent un bon alignement des ailerons.

Conclusions

La fusée FSX-06 Astréos du CLES FACIL, dont le vol s'est déroulé lors du C'Space 2019, est la toute première fusée expérimentale équipée d'un statoréacteur lancé par des étudiants durant un C'Space. Cette Fusex, dont l'objectif était d'étudier la stabilité d'une fusex équipé d'un statoréacteur, a été lancée avec un Pro-75, ce qui a permis d'analyser son comportement en régime d'écoulement subsonique. Une analyse fine des données recueillies par la centrale inertielle a permis la réalisation de cette objectif. Malgré les nombreuses questions de sécurité quant au vol de la fusée, il s'est déroulé dans de très bonnes conditions. Cependant la rupture d'un émerillon durant l'ouverture du parachute a conduit à un vol balistique. L'ensemble du projet est tout de même une réussite pour le CLES-FACIL, le lancement de cette fusée s'inscrit dans une longue liste de futures fusées et chaque vol nous rapproche de notre objectif final. L'excellente stabilité de notre fusée appuyée par des données cohérentes nous permettent de valider les modélisations mises en oeuvre au cours de l'année et nous confortent dans l'idée qu'il faut poursuivre nos projets. Pour l'année prochaine le club veut lancer une fusée équipée d'un statoréacteur, cette fois ci en régime supersonique.

Pour conclure ce rapport de projet, nous aimerions remercier vivement nos sponsors. En effet, sans leur expertise et leur travail de grande qualité ce projet n'aurait pas pu aboutir.

Merci à eux !

