

Projet Fusex Heraclès

Thibaut Grall, Elwan Héry, Gabriel Raymond,
Clément Girard

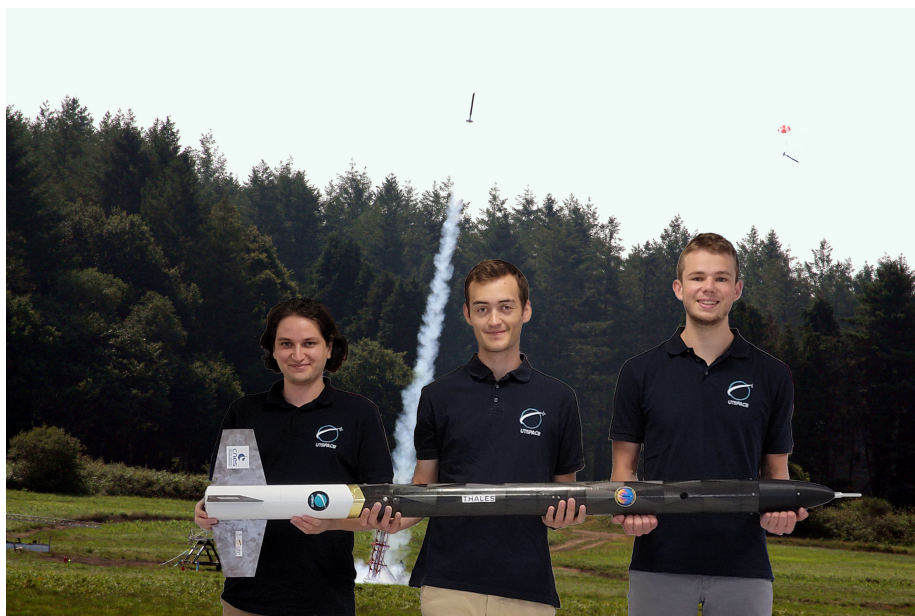


Figure 1: Lancement d'Héraclès, du 21/07/2021.

1 Remerciement

Nous souhaitons commencer ce rapport par un chaleureux merci adressé à toute l'équipe Planète Science ainsi qu'au CNES pour nous avoir fait l'honneur et le joie de participer au C'space 2021. Ce projet est le fruit du travail des membres de l'équipe UTspaCe, mais aussi d'un suivi continu et des conseils des bénévoles de Planètes Sciences, sans lesquels cette fusée n'aurait même pas connue le C'space.

2 Contexte

Le projet Héraclès n'est pas la continuité d'un projet précédent. Il s'inspire en revanche de certains points mécaniques de précédents projets réalisés dans le club, notamment pour le système de fixation des ailerons et de reprise de poussée. L'expérience est quand à elle complètement nouvelle, car elle n'a jamais été réalisée par l'association (pas depuis sa re-création).

Cette fusée expérimentale a pour objectif l'acquisition d'une base de données composée entre autres de mesures de vitesses, d'accélérations et de vitesses de rotation provenant d'une sonde Pitot et de centrales inertielles.

L'objectif long terme du projet Héraclès est de développer les technologies, aussi bien mécaniques qu'électroniques et avioniques, pour les prochains projets de fusex UTspaCe plus ambitieux.

3 Le lanceur

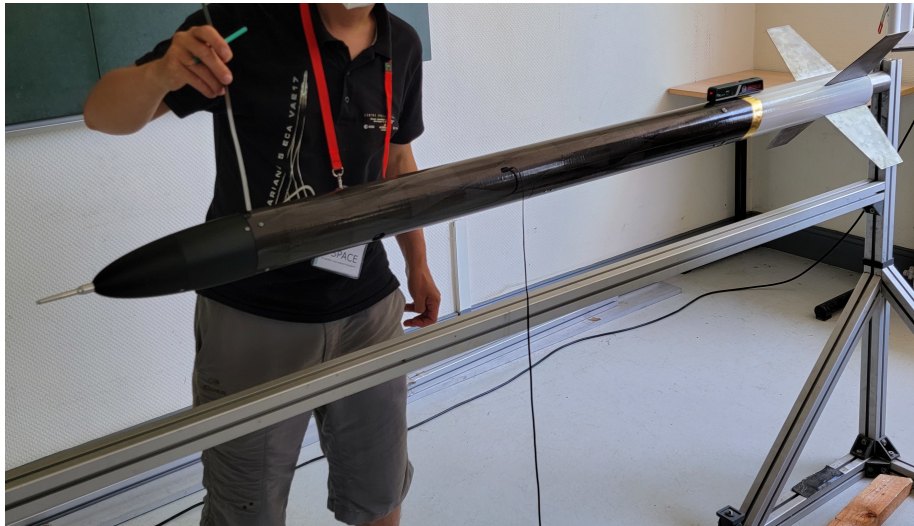


Figure 2: Lanceur d'Héraclès.

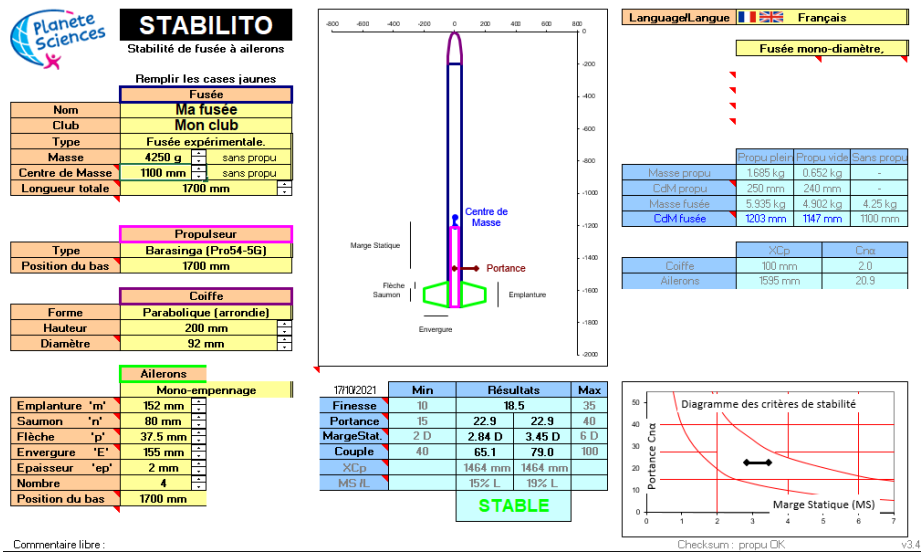


Figure 3: StabTraj

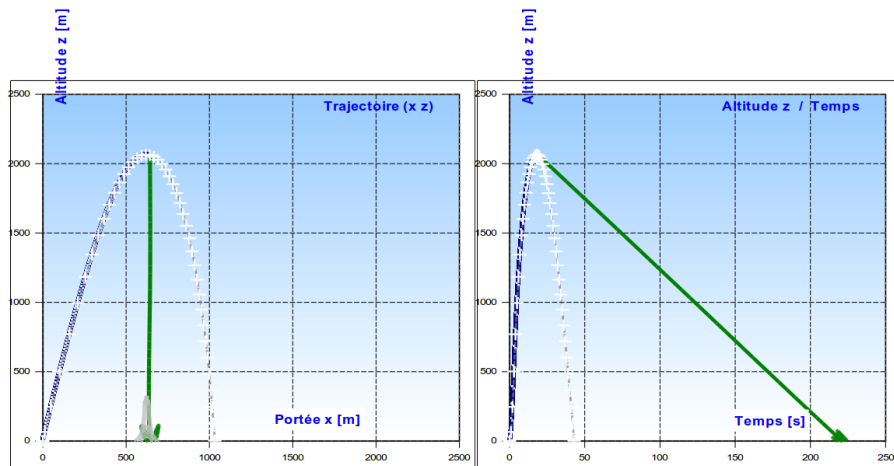


Figure 4: Trajectoire prédite par le StabTraj.

3.1 Architecture systèmes

3.1.1 Bague de reprise de poussée

L'architecture d'Héraclès est conçue autour de la bague de reprise de poussée. Celle-ci est usinée en aluminium, afin d'obtenir une bague résistante et légère. Son rôle principal est en effet de supporter et transmettre les efforts du moteur, mais aussi les efforts du parachute lors de son ouverture. Ce choix nous permet de n'usiner qu'une seule bague pour réaliser ces deux fonctions, minimisant donc les coûts de production, et surtout la masse finale du lanceur.

Sa géométrie est donc cylindrique. Sa face inférieure est évidée afin de créer un épaulement pour le moteur, qui vient automatiquement se centrer dessus. Des trous taraudés sur sa face inférieure accueillent quatre tiges filetées qui maintiennent l'intégralité du bloc centrage moteur et fixation des ailerons. (cf. 2.1.4.) Finalement, 4 trous taraudés M5 sur la face cylindrique latérale permettent de visser la peau à la bague de reprise de poussée.

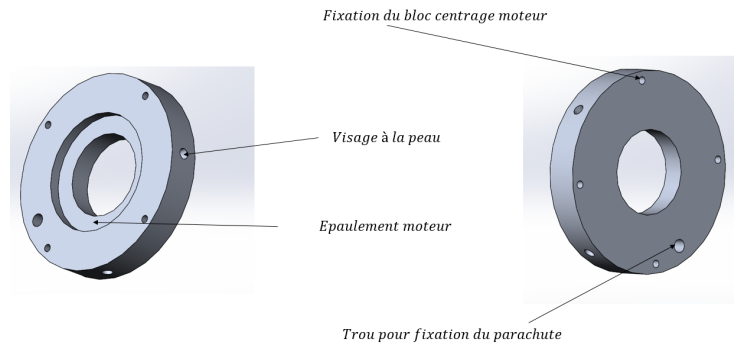


Figure 5: Bague de reprise de poussée moteur.

3.1.2 Peau portante en fibre de carbone

La peau carbone est réalisée à partir d'un tube en enroulement filamentaire de fibre de carbone. Son diamètre extérieur est de 92mm, et son épaisseur vaut 1mm. La peau comporte un trou servant de trappe latérale pour l'éjection du parachute, et 4 encoches à la base pour les ailerons. Ces usinages ont été réalisés à la main à l'aide d'une Dremel et d'un disque diamant. Six trous traversant laissent passer les vis de fixations qui encastrent la peau à la bague de reprise de poussée.

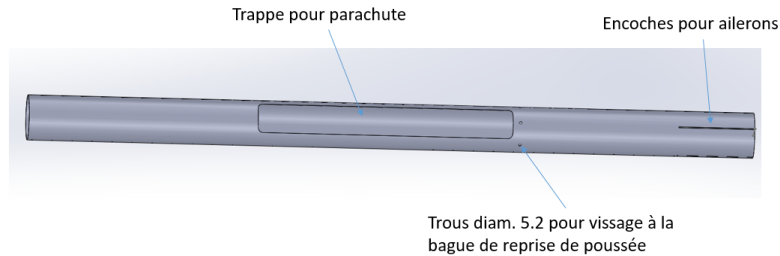


Figure 6: Peau portante en carbone.

3.1.3 Coiffe en impression 3D

La coiffe est imprimée en 3D en deux parties (la dimension de l'imprimante 3D est trop faible pour imprimer en une seule pièce), ce qui permet d'obtenir une géométrie complexe creuse à bas coût. Le profil est elliptique, de longueur 200mm. Le volume sous coiffe est donc assez important, ce qui laisse place à l'intégralité de l'expérience en haut de la fusée. L'intérêt principal est de rapprocher l'expérience de la sonde de Pitot, afin de limiter les pertes de charges dans les tubes de mesures de pression totale et statique. Le second intérêt est de pouvoir intégrer un GPS à l'expérience, car en effet celui-ci ne peut pas être installé sous le carbone.

La coiffe est épaulée et visée sur une bague se situant tout en haut de la fusée. Celle-ci est elle-même visée au corps par 4 vis (cf. 2.1.6).

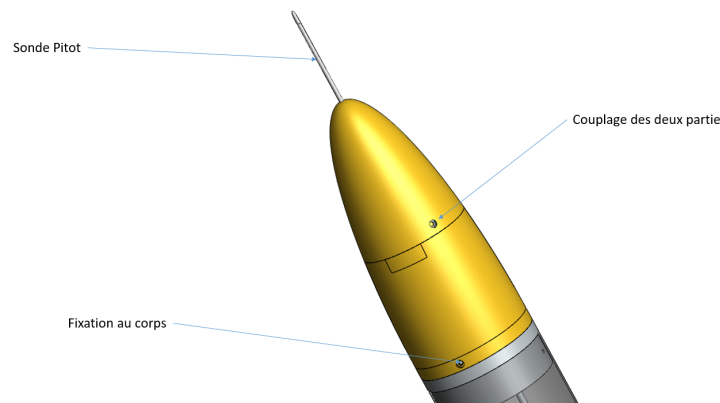


Figure 7: Coiffe elliptique.

3.1.4 Bloc moteur et fixation des ailerons

Le bloc moteur désigne l'assemblage qui a pour but de centrer le moteur dans la fusée. De plus, celui-ci permet la fixation des ailerons. Il comporte donc la bague de reprise de poussée (présentée à part en 2.1.1) et 3 bagues de centrage. Les deux les plus basses sont en aluminium. Elles réalisent le centrage du moteur, ainsi que le maintien des équerres verticales sur lesquels sont fixés les ailerons. Quatre tiges en aluminium, filetées aux extrémités, viennent s'y visser, et raccorde cet ensemble à la bague de reprise de poussée. Une dernière bague de centrage en MDF 6mm est collée aux milieux de ces tiges afin de réaliser un centrage supplémentaire pour le moteur.

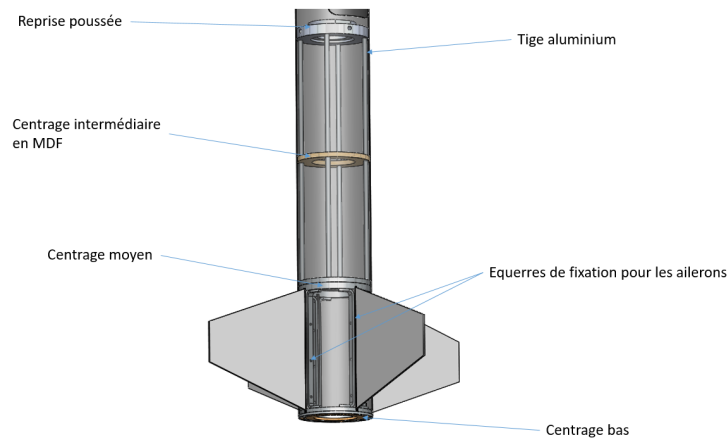


Figure 8: "Bloc moteur".

3.1.5 Ailerons

Les ailerons sont découpés dans des plaques d'aluminium de 2mm d'épaisseur. Leur géométrie est définie à partir du Stabtraj. Ils sont fixés aux équerres du bloc moteur en 3 points par des vis.

3.1.6 Compartiment de l'électronique flottant

Le compartiment électronique est fixé tout en haut de la peau portante par une bague imprimé en 3D. Sur cette bague est fixée la coiffe (cf. 2.1.3). Deux tiges filetées sont visées dans deux inserts sur la face inférieure de la bague. Ces deux tiges sont les supports des boîtiers électroniques flottants.

Le séquenceur se situe dans un boîtier monté sur les tiges filetées.

Le gros avantage de ce système de tiges filetées, c'est que la position des différents compartiments électronique est modulable et ajustable. De plus, il suffit de dévisser la bague supérieure pour pouvoir sortir d'un seul coup toute

l'électronique. Le montage et démontage est donc très simple, il est très facile de faire des modifications rapides sur l'électronique.

Pour le lanceur Héraclès qui comporte assez peu d'électronique, ce système peut paraître accessoire. Mais pour les futures fusées d'UTspaCe qui emporteront d'avantage d'électronique, cette architecture sera un gros point fort. Héraclès nous permet alors de valider le bon fonctionnement de cette architecture.



Figure 9: Électronique flottante.

3.1.7 Système de récupération

a) Parachute:

Le parachute a été acheté afin d'assurer la qualité de sa fabrication (UTspaCe n'a pas beaucoup d'expérience en fabrication de parachute. Les compétences sont en train d'être développées sur les minifs). Il est hémisphérique, percé en son centre. Il possède un émerillon et un anneau anti-torche. Le parachute est fixé sur la bague de reprise de poussée à l'aide d'un anneau vissable. (cf. 2.1.1)

b) Trappe latérale:

Le parachute est extrait de la fusée par une trappe latérale qui s'ouvre lorsque l'instruction est donnée par le séquenceur (cf. 3).

Afin de limiter l'affaiblissement structurel du tube, la trappe a été conçue relativement étroite, mais plutôt longue. De la sorte, le tube conserve sa rigidité et le parachute peut quand même sortir sans encombre.

Les quatre coins de la trappe possèdent des congés pour éviter les concentrations de contraintes.

Finalement, la trappe est volontairement alignée avec un des quatre ailerons. Le but est d'éviter l'ouverture intempestive de la trappe lors du décollage à cause du contact entre la cage et la trappe.

c) Système de verrouillage et d'éjection:

La trappe est installée sur le trou de porte afin de venir fermer la fusée. Dans cette position, une languette fixée à la trappe vient écraser un ressort fixé sur la fusée. La porte se retrouve contrainte et est naturellement forcée à s'éjecter. Pour verrouiller la trappe en position fermée, on utilise deux servomoteurs, fixés à la fusée. Les cornes viennent se fermer sur la languette de la trappe, empêchant alors son éjection. Pour éjecter la trappe, il suffit alors d'actionner les deux servomoteurs.



Figure 10: Système d'ouverture de la porte du parachute.

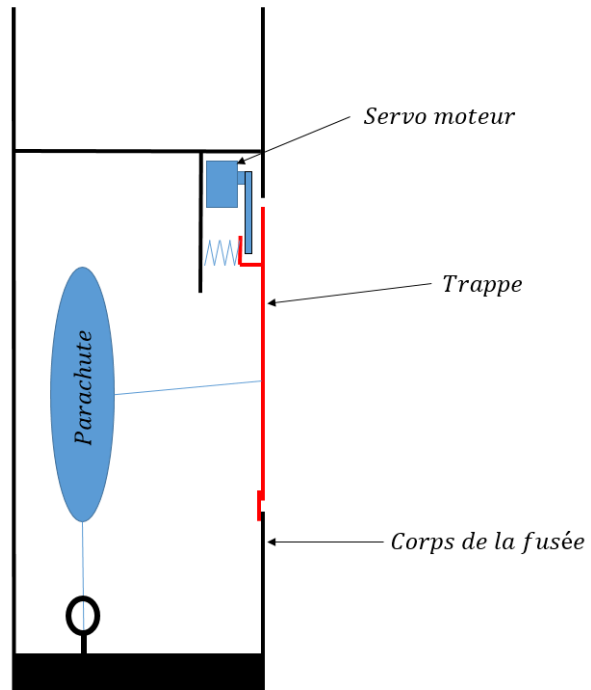


Figure 11: Schéma système d'ouverture de la trappe.

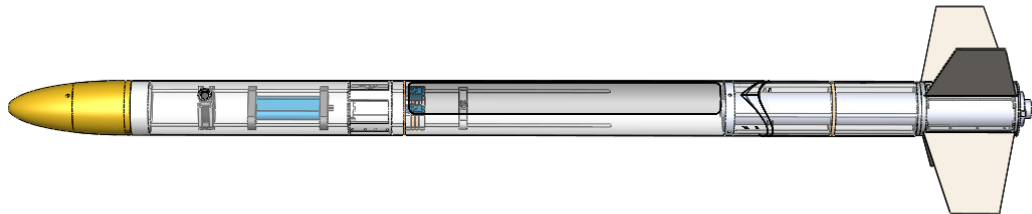


Figure 12: Vue d'ensemble du lanceur Héraclès en CAO.

4 Électronique

4.1 Séquenceur

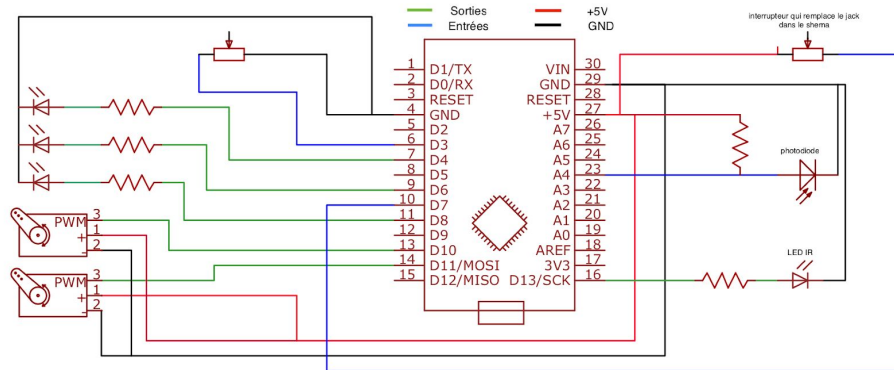


Figure 13: Schéma électrique du séquenceur.

Notre séquenceur est basé sur un Arduino nano qui permet de détecter le décollage, de communiquer avec l'expérience, d'affichage des informations et de déclencher le parachute au bon moment, le tout de manière simple et fiable.

Un optocoupleur réalisé avec deux photos diodes et deux LED infrarouge nous permet de réaliser une communication binaire très simple entre le séquenceur et l'expérience. Le séquenceur envoie un signal au décollage et reçoit un signal de l'expérience à l'apogée.

L'ouverture du parachute se fait à l'ouverture de la porte. L'ouverture de celle-ci est réalisée grâce au mouvement de deux servomoteurs qui la déverrouillent.

Il fonctionne de la manière suivante:

- l'appui prolongé d'un bouton poussoir permet d'armer la fusée et de détecter un éventuel décollage (une LED témoin s'allume)
- le décollage provoque le débranchement d'une prise jack. Un compteur de temps est lancé et un signal est envoyé sur l'optocoupleur pour lancer l'expérience.
- lorsque l'on est dans la fenêtre de temps de l'ouverture du parachute, l'entrée de l'optocoupleur est scrutée. Un signal est reçu lorsque l'expérience

nous permet de détecter l'apogée. Le séquenceur provoque alors l'ouverture de la porte et donc l'ouverture du parachute.

- en cas de problème de détection de l'apogée, le séquenceur déploie le parachute à la fin de la fenêtre de temps.

5 Expérience

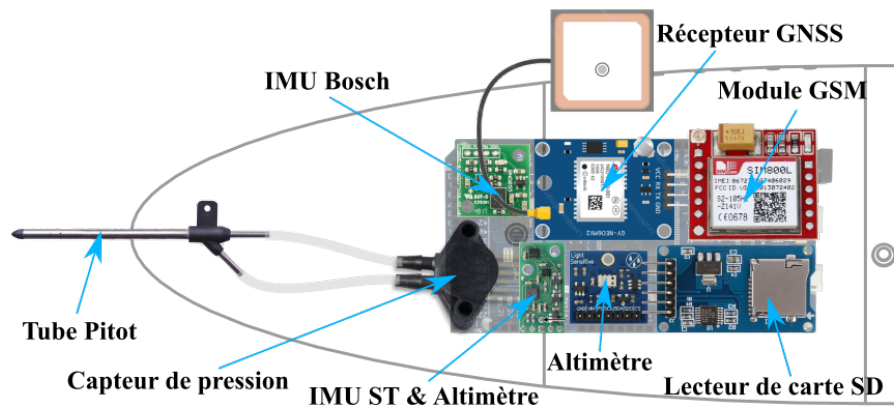


Figure 14: Prévision de l'agencement des capteurs sur l'Arduino Due dans la coiffe de la Fusée.

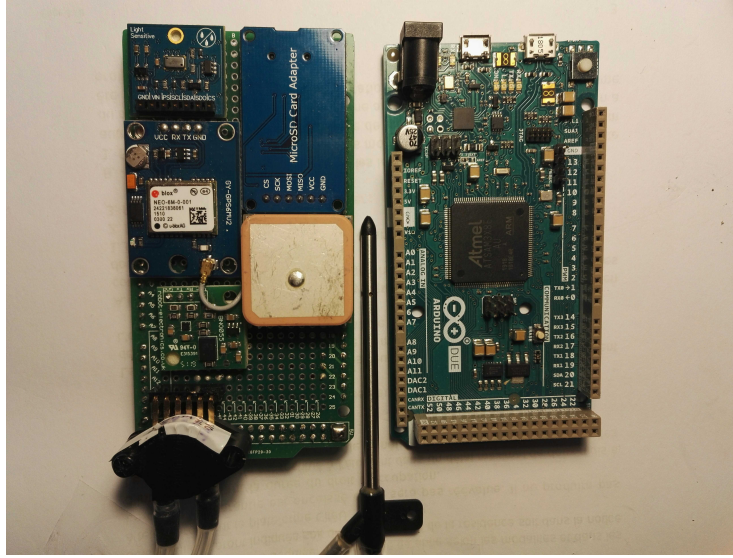


Figure 15: Agencement des capteurs sur l'Arduino Due dans la coiffe de la Fusée.

Nous souhaitons comparer différentes observations de vitesse, d'accélération et éventuellement de pose (position et orientation). L'obtention d'une vérité terrain fiable étant compliquée, nous comparerons différentes mesures obtenues par une sonde Pitot, ainsi que deux centrales inertielles, une STMicroelectronics (équipée de trois accéléromètres, trois gyromètres, trois magnétomètres et un baromètre.) et une Bosch (équipée de trois accéléromètres, trois gyromètres et trois magnétomètres ainsi que d'un microcontrôleur précalculant l'orientation de la centrale). Un récepteur GNSS Ublox permettra d'obtenir des mesures de position et de vitesse. Dans le cas où la couverture satellite reste identiques à celle présente à la position initiale de la fusée, les positions relatives à cette position initiale ne seront pas ou peu biaisées compte tenu de la courte durée du vol. Cette mesure qui aurait pu être utilisée comme référence sera toutefois perdue lorsque la fusée dépassera 5g d'accélération et pourrait prendre quelque seconde à quelques dizaines de secondes à être récupérée. Nous ne pourrions donc pas compter sur ces mesures pendant le début du vol. D'autres capteurs pourront éventuellement être ajoutés. Une attention particulière sera apportée à la calibration des différents capteurs afin de dimensionner les bruits de mesures et d'estimer les biais éventuels. Une fusion basée sur un Filtre de Kalman étendue (la trajectoire de la fusée étant localement quasi-linéaire cette méthode de fusion de donnée devrait être suffisante) permettra d'obtenir un meilleur état (position, orientation, vitesse, vitesse de rotation, accélération) de la fusée. Enfin toutes ces observations de l'état de la fusée pourront être comparées à un modèle (l'équation de mouvement obtenue à partir du Stabtraj) les paramètres

de celui-ci pourront être corrigés à partir des mesures enregistrées grâce à une méthode d'optimisation. Ainsi après le vol, les mesures brutes, les mesures fusionnées, la prédiction du Stabtraj initiale et l'équation de mouvement optimisée pourront être comparées en termes de précision (par un calcul d'erreurs) et en termes de consistance (par un test du chi 2). Ces résultats pourront être utilisés pour vérifier que la trajectoire reste proche de la trajectoire prévue. Lors du vol un calcul d'apogée pourra être calculé, une fusion robuste permettant de rejeter les mesures aberrantes et utilisant un état réduit pour limiter les calculs du microcontrôleur présent sur l'Arduino Due embarquée dans la fusée sera effectuée.

Capteur	Mesure	Plage de mesure	Précision
Altimètre	Altitude Température	-40 °C à +85 °C	20 cm < 0,01 °C
IMU Bosh	Accélération Vitesse de rotation Orientation Champ magnétique Température	+/- 16g	0.1°/s 0.3 μ T
IMU ST	Accélération Vitesse de rotation Champ magnétique Pression	+/- 16g +/-1000 dps +/-4 gauss	0.488 mg/LSB 35 mdps/LSB 6842 LSB/gauss
Pitot	Pression dynamique	0 à 100 kPa	45 mV/kPa
GNSS	Temps latitude longitude altitude		

5.1 Arduino Due

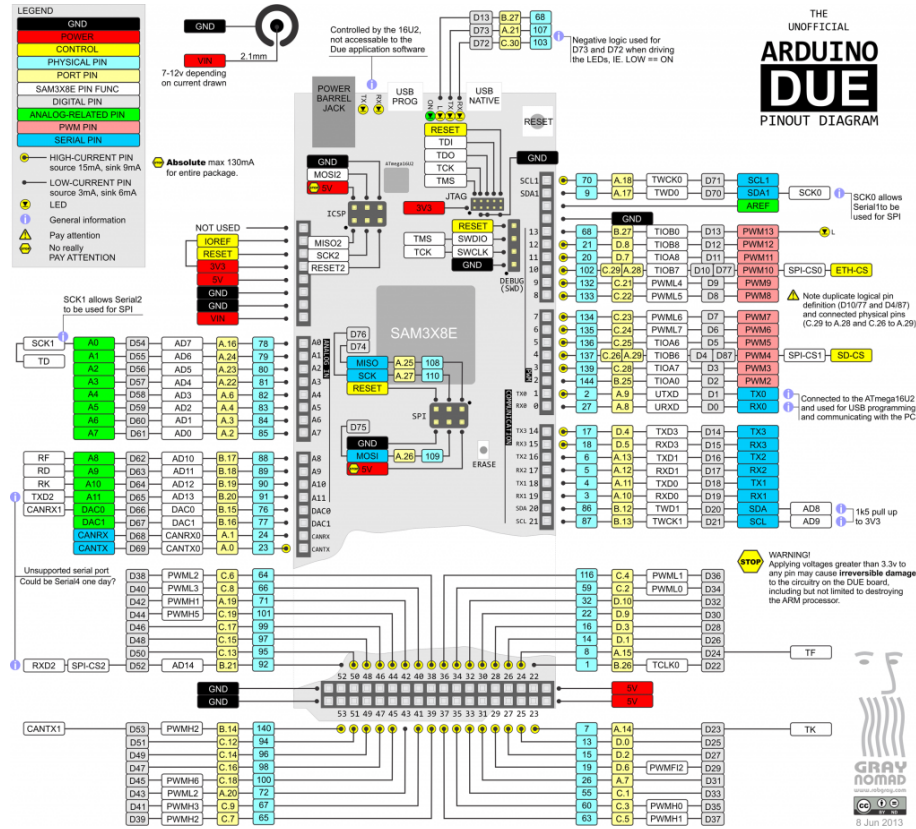


Figure 16: Ports d'entrées, sorties de l'Arduino Due.

L'Arduino Due est basée sur un microcontrôleur Atmel SAM3X8E ARM Cortex-M3 32 bits cadencé à 84 MHz. Cette fréquence et les 4 ports séries, 2 ports I2C et le port SPI permettent l'acquisition et le traitement de mesures de multiples capteurs.

Capteur	Connectique	Pins Arduino
Altimètre	I2C (ou SPI)	3.3V 'r', GND 'k', SDA (20) 'g', SCL (21) 'b'
IMU Bosh	I2C 0x28 (ou UART)	3.3V 'r', GND 'k', SDA (20) 'g', SCL(21) 'b'
IMU ST	I2C	3.3V 'r', GND 'k', SDA (20) 'g', SCL(21) 'b'
Pitot	Analogue 0-5v	5V 'r', GND 'k', A10 (après pont diviseur 376/(376+198))
GNSS	UART	TX3 (14) 'g', RX3 (15) 'y'
SD	SPI	3.3V 'r', GND 'k', MOSI 'g', MISO 'b', SCK 'yb', CS (10) 'y'

('r' : rouge, 'g' : vert, 'b' : bleu, 'k' : noir, 'y' : jaune)

$$\begin{aligned}
cpi &= 1/cp \\
tp &= sp * cpi \\
sr &= \sin(\omega_x) \\
cr &= \cos(\omega_x) \\
sy &= \sin(\omega_z) \\
cy &= \cos(\omega_z)
\end{aligned}$$

Observation :

La fonction d'observation de l'accélération longitudinal est : $obs(X[t|t_{-1}]) = a_x - 9.81 \sin(\theta_y)$ Les autres fonctions d'observations sont sous la forme :

$$obs(X[t|t_{-1}]) = \begin{bmatrix} 0 & \dots & 1 & \dots & 0 \end{bmatrix} \times X[t|t_{-1}]$$

où le 1 se trouve à la position de l'élément observé.

Innovation :

$$\begin{aligned}
Y[t] &= Z[t] - obs(X[t|t_{-1}]) \\
\Sigma_Y[t] &= J_{obs} \Sigma_X[t|t_{-1}] J_{obs}^T + \Sigma_Z[t]
\end{aligned}$$

Où $obs()$ est la fonction d'observation et J_{obs} sa matrice Jacobienne. Z et Σ_Z sont l'observation et sa matrice de covariance.

Gain de Kalman :

$$K = \Sigma_X[t|t_{-1}] J_{obs}^T \Sigma_Y[t]^{-1}$$

Estimation :

$$\begin{aligned}
X[t|t] &= X[t|t_{-1}] + KY[t] \\
\Sigma_X[t|t] &= (I - K J_{obs}) \Sigma_X[t|t_{-1}] (I - K J_{obs})^T + K \Sigma_Z[t] K^T
\end{aligned}$$

5.3 Capteurs

5.3.1 Altimètre

```
---  
Temperature [0.01 C]: 22.68  
Pressure [Pa]: 97507.85  
192.15  
---  
Temperature [0.01 C]: 22.68  
Pressure [Pa]: 97505.46  
192.36  
---  
Temperature [0.01 C]: 22.68  
Pressure [Pa]: 97506.74  
192.25  
---  
Temperature [0.01 C]: 22.69  
Pressure [Pa]: 97508.00  
192.14
```

Figure 17: Altimètre MS5607.

Altimètre MS5607 est équipé d'un thermomètre mesurant des températures entre $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ à $+85\text{ }^{\circ}\text{C}$ avec une résolution $< 0,01\text{ }^{\circ}\text{C}$ et d'un altimètre mesurant des altitudes avec une résolution de 20 cm. L'altitude peut être estimée à partir de la pression P , de la température T et d'une pression de référence P_0 (au niveau de la rampe de lancement)¹ :

$$h = -\frac{RT}{gM} \ln \left(\frac{P}{P_0} \right)$$

Avec $R = 8,3144621\text{ Jmol}^{-1}\text{K}^{-1}$ et $M = 28,965338\text{ g/mole}$.

5.3.2 Centrale inertielle Bosch

Le module BNO055 de Bosch est une centrale inertielle. Il est composé d'un gyromètre, un magnétomètre ainsi que d'un accéléromètre. Le BNO055 fusionne lui même les valeurs des 3 capteurs afin d'obtenir les angles d'Euler de celui-ci. on peut par ailleurs acquérir les quaternions, les vecteurs de rotation, l'accélération linéaire, la gravité suivant les trois axes du capteur etc. Cela est réalisé à l'aide du microcontrôleur employé par Bosch sur le capteur. Il est possible de l'utiliser avec différentes plages de mesures ($\pm 2\text{g}$, $\pm 4\text{g}$, $\pm 8\text{g}$, $\pm 16\text{g}$). Dans notre application nous l'utiliserons en $\pm 16\text{g}$ de sorte à ce qu'il ne sature pas pendant le vol. Par ailleurs, pour une question d'ordre pratique nous emploierons l'I2C comme protocole de communication. Enfin, le code utilisé permet de calibrer les 3 capteurs ainsi que de récupérer les angles d'Euler du capteur. Nous pourrions ainsi utiliser ce module en tant que boussole.

¹<http://ressources.univ-lemans.fr/AccesLibre/UM/Pedago/physique/02/thermo/altimetre.html>

5.3.3 Centrale inertielle STMicroelectronics

La centrale inertielle STMicroelectronics AltIMU-10 V5 est équipée d'un accéléromètre trois axes, d'un gyromètre trois axes LSM6DS33, d'un magnétomètre trois axes LIS3MDL et d'un baromètre LPS25H. Ce capteur nous permettra donc d'acquérir des données concernant l'accélération et l'orientation de la fusée (que l'on pourra comparer à l'autre IMU) ainsi que l'altitude (provenant d'un baromètre). L'utilisation des bibliothèques nous permet de récupérer toutes ces données via la liaison I2C ainsi que de régler les plages de mesures :

- +/- 16g (donc 0.488 mg/LSB d'après la datasheet, la valeur exact étant 16 000/32 768 mg/LSB càd 2048 LSB/g) pour l'accélération
- +/-1000 °/s (donc 35 m°s/LSB) pour la vitesse angulaire)
- +/-4 gauss (donc 6842 LSB/gauss)
- un baromètre

```
Magnetude: -1226 -3311 7919
Pression: 1008.52 mbar a: 39.48 m t: 21.41 deg C
Accel: 1928 598 -606 Gyro: 148 -665 -845
*****
Magnetude: -1271 -3317 7933
Pression: 1008.47 mbar a: 39.83 m t: 21.42 deg C
Accel: 1942 610 -606 Gyro: -125 -11 -544
*****
Magnetude: -1210 -3314 7900
Pression: 1008.44 mbar a: 40.11 m t: 21.42 deg C
Accel: 1923 617 -581 Gyro: 163 -472 -709
*****
Magnetude: -1243 -3358 7918
Pression: 1008.41 mbar a: 40.33 m t: 21.43 deg C
Accel: 1921 601 -600 Gyro: -45 -233 -737
*****
```

Figure 18: Exemple des données récupérées sur l'AltIMU-10 v5.

On voit bien, sur l'exemple, que le calcul de la norme du vecteur d'accélération, donne une valeur approximativement égale à 1 g. Par exemple pour la troisième ligne on trouve une accélération de 1.026 g. On a aussi un champ magnétique de 0.523 gauss ce qui correspond bien au champ magnétique terrestre ressenti en France.

5.3.4 Sonde Pitot

Une sonde Pitot permet la mesure de la vitesse de la fusée relativement à l'air qui l'entoure. En pratique afin d'obtenir la vitesse par rapport à un repère fixe par rapport au sol il est nécessaire d'estimer la vitesse et la direction du vent. Dans notre cas le déplacement étant majoritairement vertical, nous négligerons dans un premier temps le vent dans cette direction. Elle pourra être considéré comme un biais si on observe qu'elle n'est pas négligeable.

En comparant la pression P_p mesurée à l'avant du tube à la pression statique P_s mesurée sur le côté de ce tube nous pouvons en déduire la vitesse de la fusée v . En pratique le capteur de pression est un capteur de pression dynamique nous fournissant directement

$$P_d = P_p - P$$

En supposant l'air incompressible (hypothèse acceptable tant que $v < \text{Mach } 0,3$) on a à partir de l'équation de Bernoulli :

$$P_d = \frac{1}{2}\rho v^2$$

À partir de la loi des gaz parfaits nous pouvons obtenir la masse volumique :

$$\rho = \frac{PM}{RT}$$

avec T la température, R la constante universelle des gaz parfaits ($R = 8,3144621 \text{ JK}^{-1}\text{mol}^{-1}$) et M la masse molaire. $M = 28,965338 \text{ g mol}^{-1}$ pour l'air.

Nous obtenons ainsi la vitesse :

$$v = \sqrt{\frac{2P_d}{\rho}}$$

En supposant l'air compressible (lorsque $v > \text{Mach } 0,3$) on a² :

$$\frac{P_p}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}v_M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

avec γ le coefficient de compressibilité. $\gamma = 1,403$ pour l'air. La vitesse v_M en Mach est :

$$v_M = \frac{v}{v_{son}}$$

La vitesse du son v_{son} peut être obtenue grâce à l'équation suivante :

$$v_{son} = \sqrt{\frac{\gamma P}{\rho}}$$

Nous obtenons alors la vitesse en Mach :

$$v_M = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left(\left(\frac{P_p}{P} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right)}$$

Le capteur de pression MPXV7002DP acheté avec le tube Pitot prévu pour des avions ou des ailes volantes radiocommandés limite la vitesse à $\pm 200 \text{ km/h}$. Nous avons donc décidé de remplacer ce capteur par un capteur de pression MPX5100DP permettant de mesurer des pressions dynamiques entre 0 et 100 kPa. En prenant $P_d = 100\,000 \text{ Pa}$ et $P = 101\,325 \text{ Pa}$: $v_M = 1,0402 \text{ Mach}$ ce qui est suffisant pour notre vol.

²<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/Images/naca1135.pdf>

5.3.5 Récepteur GNSS

Le récepteur GNSS (Global Navigation Satellite System) Ublox NEO-6M estime la position sous la forme de coordonnées géographiques ainsi que la vitesse de la fusée. Ce récepteur GNSS ne permet pas de faire des mesures lorsque l'altitude dépasse 50000 m la vitesse 500 m/s et l'accélération 4 g³. Bien que cette altitude et cette vitesse ne devraient pas être dépassées, l'accélération le sera très rapidement après le début du vol.

Sats	HDOP	Latitude (deg)	Longitude (deg)	Fix Age	Date	Time	Date	Alt Age (m)	Course	Speed
									-- from GPS	
****	****	*****	*****	****	*****	*****	****	*****	*****	*****
9	1.0	49.399044	2.799357	814	12/13/2019	17:01:41	927	32.00	0.00	0.00
9	1.0	49.399044	2.799358	826	12/13/2019	17:01:42	940	32.00	0.00	0.02
9	1.0	49.399044	2.799359	833	12/13/2019	17:01:43	949	32.10	0.00	0.00
9	1.0	49.399044	2.799360	838	12/13/2019	17:01:44	952	32.20	0.00	0.04
8	1.1	49.399044	2.799361	846	12/13/2019	17:01:45	961	32.30	0.00	0.04
9	1.1	49.399044	2.799362	857	12/13/2019	17:01:46	971	32.40	0.00	0.02
9	1.1	49.399044	2.799363	866	12/13/2019	17:01:47	980	32.60	0.00	0.06
9	1.0	49.399044	2.799365	870	12/13/2019	17:01:48	984	32.90	0.00	0.04
9	1.1	49.399044	2.799365	877	12/13/2019	17:01:49	992	33.20	0.00	0.06
9	1.0	49.399040	2.799367	2	12/13/2019	17:01:51	3	33.60	0.00	0.04
9	1.1	49.399040	2.799368	11	12/13/2019	17:01:52	12	33.90	0.00	0.04
9	1.1	49.399040	2.799369	18	12/13/2019	17:01:53	20	34.20	0.00	0.02
9	1.1	49.399040	2.799370	28	12/13/2019	17:01:54	29	34.30	0.00	0.00
9	1.2	49.399036	2.799372	35	12/13/2019	17:01:55	36	34.40	0.00	0.06
9	1.2	49.399036	2.799373	44	12/13/2019	17:01:56	45	34.30	0.00	0.00
9	1.1	49.399036	2.799374	52	12/13/2019	17:01:57	53	34.20	0.00	0.02
9	1.1	49.399036	2.799375	62	12/13/2019	17:01:58	63	34.00	0.00	0.02
9	1.2	49.399036	2.799376	64	12/13/2019	17:01:59	65	33.80	0.00	0.00
9	1.1	49.399036	2.799377	75	12/13/2019	17:02:00	76	33.60	0.00	0.00

Figure 19: Positions géographique et vitesses estimées par le récepteur GNSS Ublox NEO-6M.

En utilisant la librairie TinyGPS++ nous pouvons obtenir ces différentes informations.

³https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/NEO-6_DataSheet_%28GPS.G6-HW-09005%29.pdf

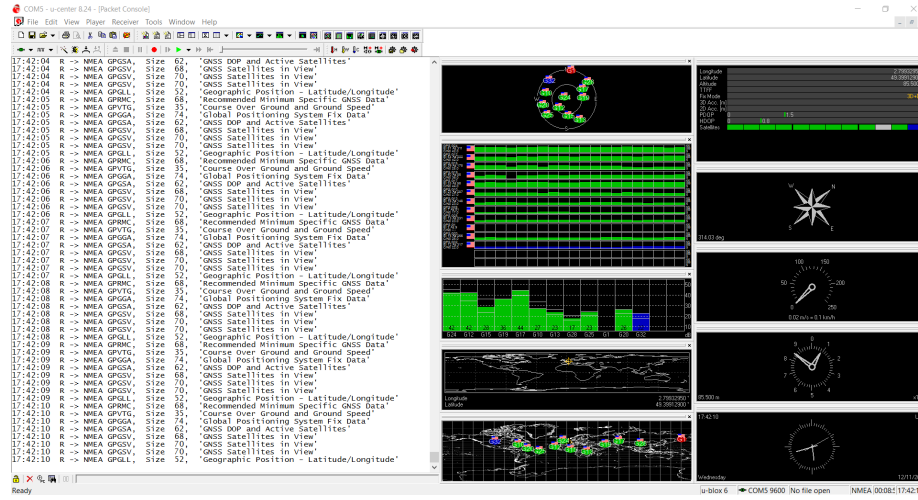


Figure 20: Trames NMEA disponibles et couverture satellites obtenues sur UCenter

Il est possible de choisir les trames NMEA⁴ envoyées par le récepteur GNSS en utilisant UCenter.

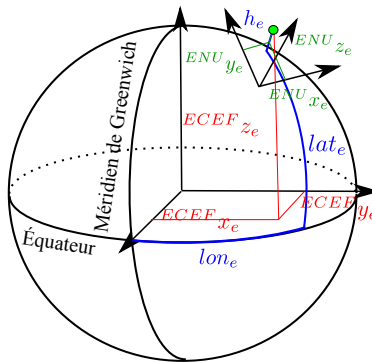


Figure 21: Position dans un système de coordonnées géographiques ainsi que dans un repère ECEF et dans un repère ENU.

Afin d'obtenir les coordonnées de la fusée dans un repère cartésien nous utiliserons un repère ENU (East North Up) dont les axes sont orientés vers l'Est, le Nord et la verticale et dont l'origine sera la rampe de lancement de la fusée. Afin

⁴<https://www.gpsinformation.org/dale/nmea.html>

de passer des coordonnées géographiques aux coordonnées ENU nous pouvons tout d'abord passer par un repère ECEF (Earth-Center Earth-Fixed) : Pour effectuer la conversion des coordonnées géographiques en coordonnées cartésiennes dans le repère ECEF, nous pouvons prendre en compte les paramètres géométriques de l'ellipsoïde. Nous utilisons les paramètres de l'ellipsoïde IAG-GRS8 associé au référentiel géodésique RGF93⁵ :

Son aplatissement ($\frac{1}{f}$) :

$$f = 1/298.257222101$$

Les demi-axes (a et b) :

$$a = 6378137 \text{ m}$$

$$b = a(1 - f)$$

En posant :

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}$$

et

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(lat)}}$$

on peut alors définir les nouvelles coordonnées dans le repère ECEF :

$${}^{ECEF}x = (N + h) \cos(lat) \cos(lon)$$

$${}^{ECEF}y = (N + h) \cos(lat) \sin(lon)$$

$${}^{ECEF}z = (N(1 - e^2) + h) \sin(lat)$$

Enfin pour obtenir le changement de repère pour passer du repère ECEF au repère ENU nous utiliseront les équations suivantes :

$${}^{ECEF}p = R_{ENU} {}^{ENU}p + {}^{ECEF}p_{ENU}$$

avec

$$R_{ENU} = \begin{pmatrix} -\sin(lon_{ENU}) & -\sin(lat_{ENU}) \cos(lon_{ENU}) & \cos(lat_{ENU}) \cos(lon_{ENU}) \\ \cos(lon_{ENU}) & -\sin(lat_{ENU}) \sin(lon_{ENU}) & \cos(lat_{ENU}) \sin(lon_{ENU}) \\ 0 & \cos(lat_{ENU}) & \sin(lat_{ENU}) \end{pmatrix}$$

5.4 Enregistrement des données

Nous utiliserons un lecteur de carte SD afin d'enregistrer les données pendant le vol. L'écriture des données dans un fichier est un processus qui prend beaucoup de temps et qui ne peut donc pas être réalisé dès qu'une nouvelle donnée est disponible. Pour ne perdre aucune donnée dans la première phase de

⁵https://geodesie.ign.fr/contenu/fichiers/documentation/pedagogiques/FDuquenne_Systemes_References_Terrestres.pdf

vol c'est à dire jusqu'à l'ouverture du parachute, il a été décidé de verrouiller l'enregistrement seulement à l'apogée. Dans la phase de descente les données sont enregistrées toutes les 5 secondes dans le fichier.

Le fichier de donnée est structurée sous la forme d'un fichier json. Chaque ligne du fichier contient un champ "id" qui permet d'identifier de quel capteur il s'agit. Un second champ contient l'instant auquel la donnée a été lue. Enfin, un troisième champ contient une liste de valeur correspondant aux données renvoyées par le capteur. La signification de chaque donnée est spécifiée dans un fichier d'entête qui pour chaque capteur décrit la trame enregistrée. Cette méthode d'enregistrement permet d'enregistrer les données de tous les capteurs à différentes fréquences dans le même fichier.

Enfin, après le vol de la fusée le fichier json est exploité par un script python qui crée un fichier CSV pour chaque capteur et facilite l'analyse des données.

fréquence d'enregistrement Idéalement, plus la fréquence d'enregistrement des données est élevée plus la fusion peut être précise et cela est particulièrement vrais pour les données inertielles. Cependant, la fréquence est limitée physiquement par la liaison i2c qui permet une vitesse de transmission des données relativement faible malgré la carte Arduino due et sont Fat mode.

Pour le tube Pitot, les données inertielles et barométriques la fréquence d'enregistrement est donc de 150 Hz. Pour les données magnétiques, la fréquence d'enregistrement est de 20 HZ.

5.5 Test et calibration

5.5.1 Calibration des gyromètres

L'angle de roulis est le plus sollicité du fait de la rotation de la fusée sur son axe pendant le vol. Pour calibrer le gyromètre de roulis nous avons tout d'abord enregistré une base de données statiques pour estimer le biais b_ω en calculant la moyenne de la vitesse de roulis qui devrais être nulles normalement.

Nous avons ensuite réalisé une base donnée en faisant tourner la fusée sur son axe d'un nombre de tours connus, 20 tours dans notre cas. Nous pouvons alors intégrer la vitesse de roulis après avoir retiré le biais estimé précédemment pour en déduire le nombre de tour théorique : $N' = \sum_i (\omega_i - b_\omega)(t_i - t_{i-1})$.

Comme le nombre de tour est réellement $N = 20$ tours, nous pouvons en déduire un facteur $k_\omega = \frac{N}{N'}$.

Nous pouvons alors estimer la vitesse de rotation avec la formule $\hat{\omega} = (\omega_i - b_\omega)k_\omega$.

Dans notre cas nous avons un biais $b_\omega = -0.0023$ et un facteur $k_\omega = 0.9766$

5.5.2 Calibration des accéléromètres et des magnétomètres

Comme pour les gyromètres, l'estimation des biais des accéléromètres et des magnétomètres est nécessaire.

La procédure de calibration est la même pour les 2 capteurs. Il faut positionner la fusée dans différentes position angulaire en asseyant de couvrir tous les états possibles. L'idée d'essayer de dessiner une sphère. Pendant la manipulation il faut faire les mouvement les plus doux possible pour ne pas biaiser les données des accéléromètres (qui sont par définition sensibles aux changements d'état).

Dans le cas ou les capteurs sont parfaitement calibrés les données relevées devraient former une sphère de rayon égal à la valeur du champ magnétique (ou de la gravité) et centrée en 0.

La résolution du problème de calibration consiste alors à trouver les paramètres qui vont faire en sorte que les données relevées se rapprochent le plus possible de la sphère décrite.

En pratique, les données relevées peuvent donner une ellipsoïde pas centrée en 0.

La méthode utilisée est basée sur ce qui est présenté dans l'article suivant : <https://journals.sagepub.com/doi/full/10.1177/0020294019890627>.

On pose $H = H_d - \beta$ où H est la mesure du capteur, H_d est la "vraie" valeur et β est le biais du capteur que l'on cherche à estimer. Théoriquement on a donc l'équation suivante:

$$(H + \beta)^T (H + \beta) = H_d^T H_d = R^2 \quad R^2 - (H + \beta)^T (H + \beta) = 0$$

Où R est le rayon de la sphère (correspondant à la valeur du champ magnétique ou de la gravité à l'endroit où sont prises les mesures).

On pratique, on va chercher β tel que l'erreur au sens des moindres carrés soit minimal dans l'équation présentée au-dessus. On cherche donc β qui satisfait l'équation suivante:

$$\min_{\beta} \sum R^2 - (H + \beta)^T (H + \beta)$$

La solution de ce problème correspond aux biais des capteurs.

5.5.3 Calibration de la Sonde Pitot

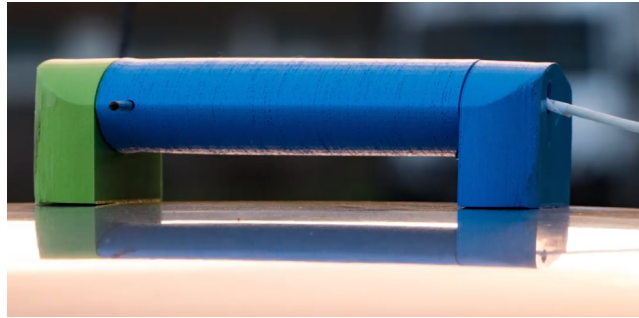


Figure 22: Module embarqué sur un véhicule pour la calibration de la sonde Pitot.

La calibration initiale est effectuée en considérant le récepteur GNSS en tant que vérité terrain. Malgré que la position peut être mal estimée du fait d'un biais d'erreur de l'ordre de plusieurs mètres. La vitesse estimée à partir des mesures Doppler est relativement précise (0,1 m/s de précision⁶). L'expérience a été embarquée sur un véhicule (figure 22) pour faire des enregistrements à différentes vitesses ainsi que dans une fusée à eau (figure 26).

L'Arduino Due utilise une tensions de $V_{3.3} = 3,3$ V (3,28 V mesurée), un pont diviseur (avec des résistances de $R_1 = 376 \Omega$ et $R_2 = 198 \Omega$) permet ainsi de baisser la tension en sortie du capteur (V_{out}) de pression (alimenté en $V_5 = 5$ V (4,94 V mesurée)). Ainsi une tension de 4,94 V est descendue à 3,24 V.

$$V_3 = \frac{R_1}{R_1 + R_2} V_5 = 3,24V$$

Le CAN (Convertisseur Analogique Numérique) de l'Arduino Due à une résolution de 12 bit, la valeur lue est donc entre 0 et 4095. À partir de la documentation⁷ :

$$P_d = \frac{1}{0,009} \left(\frac{V_{out}}{V_3} - 0,04 \right)$$

En notant la valeur donnée par le CAN n , on a :

$$V_{out} = \frac{V_{33}}{4095} n$$

Ainsi :

$$P_d = \frac{1}{0,009} \left(\frac{V_{33}}{V_3} \frac{n}{4095} - 0,04 \right) = 0.028n - 4.444$$

Pour calculer la vitesse il faut alors utiliser la formule :

$$v = \sqrt{\frac{2P_d}{\rho}}$$

avec $\rho = 1.225 kg/m^3$.

⁶https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/NEO-6_DataSheet_%28GPS.G6-HW-09005%29.pdf

⁷<https://www.gotronic.fr/pj-57.pdf>

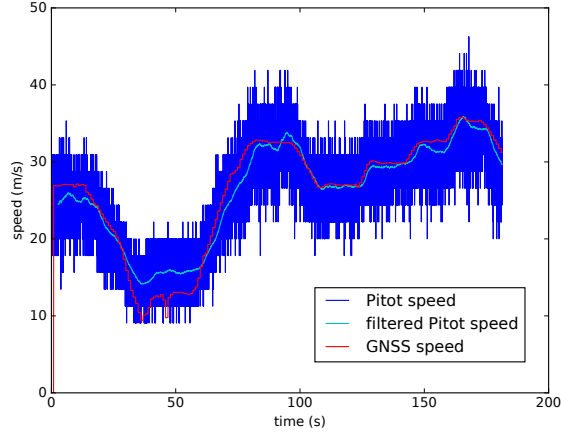


Figure 23: Vitesse brut et filtré calculé à partir de la sonde Pitot et vitesse du récepteur GNSS.

En pratique les valeurs théoriques étant très éloignées de la réalité, une calibration a été réalisée (figure 27) en trouvant la fonction linéaire $v = an + b$ qui donne les valeurs les plus proches de la vitesse mesurée par le récepteur GNSS. Pour trouver les paramètres optimaux a et b la fonction python `curve_fit` de `scipy.optimize` a été utilisé. Les paramètres trouvés sont les suivants : $a = -79,69$ m/s et $b = 175,04$ m/s. Un filtre moyenneur sur 500 valeurs permet d'obtenir une valeur encore plus précise, mais rajoute un retard important.

Cette calibration n'a malheureusement pas pu être utilisé lors du Cspace suite à un changement de tube Pitot. Une estimation de l'état de la fusée par fusion de données accéléromètres, gyromètre permet d'estimer la vitesse. Nous avons utilisé cette estimation pour calibrer la sonde Pitot en post-traitement.

En reprenant la forme de la fonction en air incompressible présentée dans la partie Sonde Pitot : $v = \sqrt{(n + b)a}$.

On peut estimer facilement estimer b à partir de la première mesure, lorsque la vitesse est encore nulle : $b = v_{ref}[0] - n[0]$.

on peut estimer le coefficient a' de l'équation linéaire $v' = (n + b)a'$ à partir de la vitesse maximale $a' = \frac{\max(v_{ref})}{\max(n+b)}$. On peut alors avoir la vitesse $v =$

$$\sqrt{\frac{v'}{\max(v')}} \max(v')$$

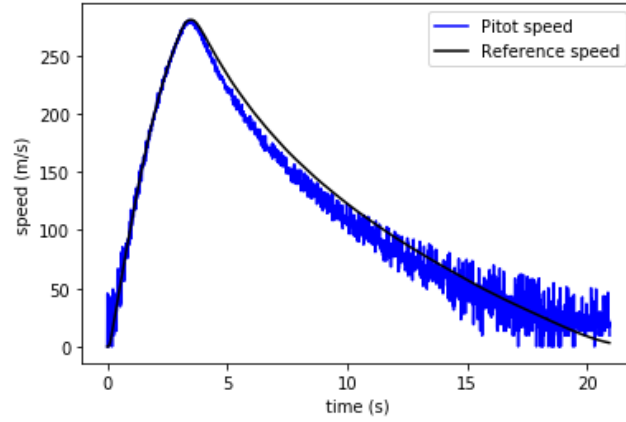


Figure 24: Vitesse de référence (en noir) et estimer à partir de mesure de la sonde Pitot (en bleu).

On voit dans la figure 24 que l'origine et le maximum est correctement estimé, mais qu'en dehors de ces deux extrêmes la vitesse est sous estimée. On peut alors rajouter un facteur de forme c pour ce rapprocher de la forme de la fonction en air compressible de la partie Sonde Pitot : $v = \sqrt{(n^c + b)a}$. On peut alors chercher le facteur de forme c qui minimise l'erreur entre la vitesse estimée et la vitesse de référence. Les paramètres b et a peuvent être estimés comme précédemment en remplaçant n par n^c .

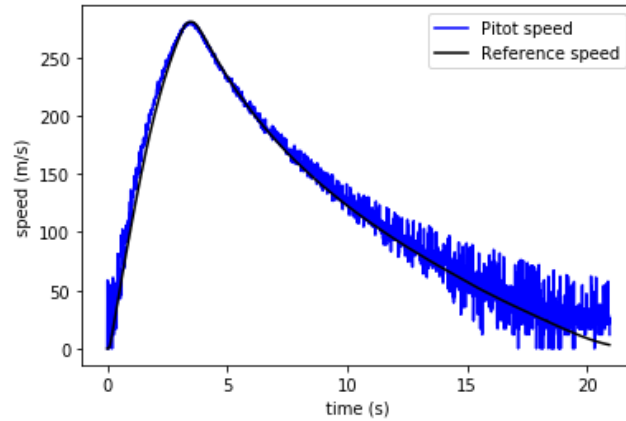


Figure 25: Vitesse de référence (en noir) et estimer à partir de mesure de la sonde Pitot (en bleu).

On voit que dans la figure 25 que la vitesse est bien mieux estimée que pour

la forme en air incompressible, on a pour cette estimation $c = 0.7$

Cette solution ne rend pas les bruits des accélérations et vitesses mesurées corrélées. Néanmoins si l'accélération mesuré est trop faible ou trop forte par rapport à l'accélération réelle, la vitesse mesuré avec cette calibration le sera aussi. Il faut donc être prudent sur la comparaison des fusions de données basées sur les différentes sources de données.

5.5.4 Test sur fusée à eau



Figure 26: Test de l'expérience sur une fusée à eau Lancelot 1.5L.

Les premiers tests réalisés présentes des problèmes liés à un temps d'échantillonnages trop élevé rendant une fusion de données impossible. Le capteur de pression ayant été dimensionné pour des valeurs de vitesse importante, la précision semble insuffisante pour la faible vitesse de la fusée à eau.

5.5.5 Simulateur

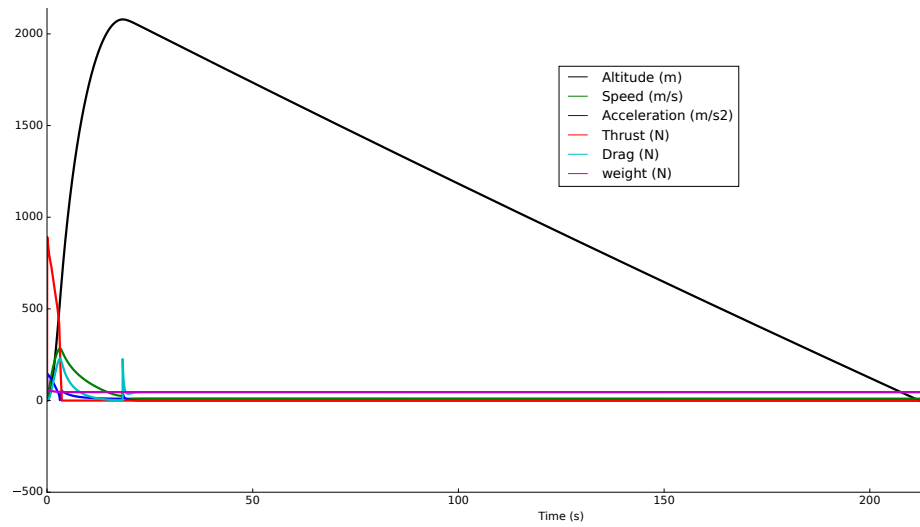
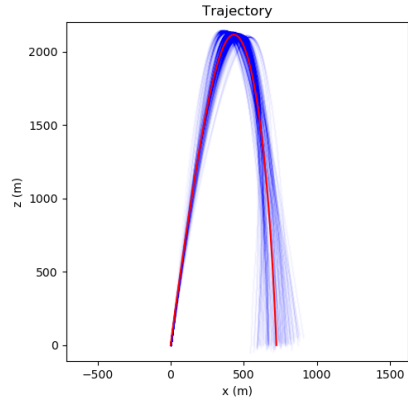
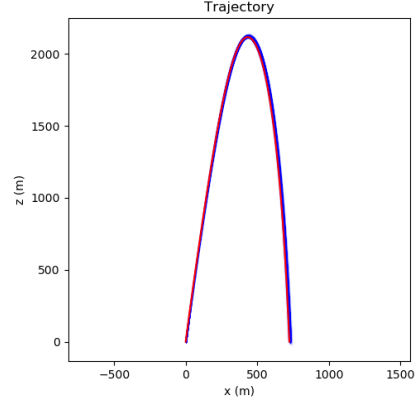


Figure 27: Altitude, vitesse, accélération, poussée, traînée et poids simulés.

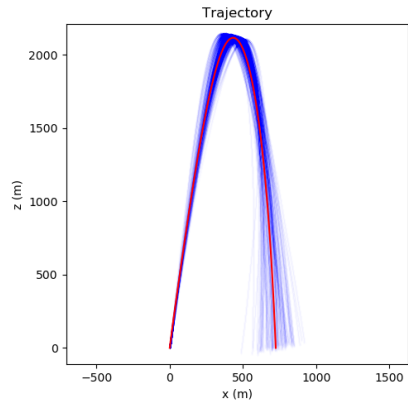
Un simulateur python reprenant les équations de calcul de trajectoire du Stab-Traj a été réalisé. Il permettra de tester la fusion de données avec des mesures simulées.



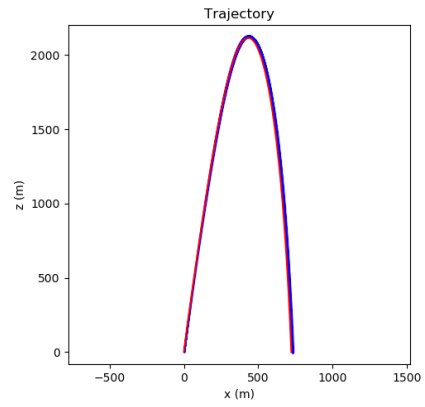
accélération et vitesse angulaire



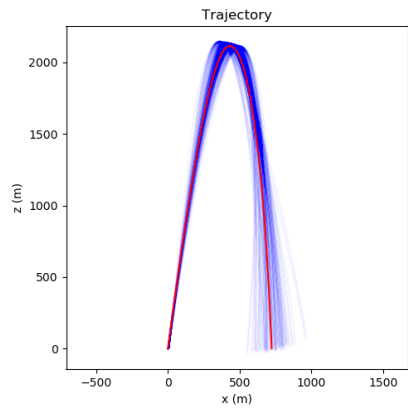
accélération et orientation



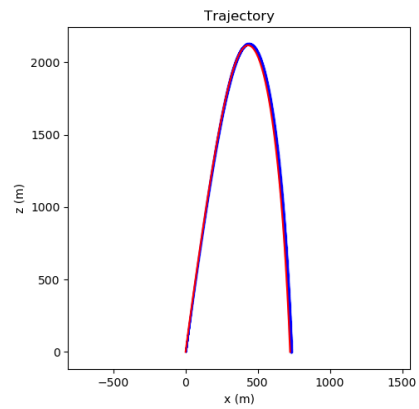
vitesse et vitesse angulaire



vitesse et orientation



accélération, vitesse et vitesse angulaire



accélération, vitesse et orientation

Figure 28: Trajectoires calculées par fusion de données à partir de données de simulations.

Ces résultats ont été obtenus à partir de la trajectoire simulées bruitées avec des bruits Gaussiens. Les écarts types ont été obtenus à partir des données réelles sur véhicules (pour le tube Pitot) et sur la fusée à eau (pour la centrale inertielle et l'altimètre). Ils sont cependant obtenus à l'arrêt ou à très basse vitesse et doivent être corrigés avec les données de vol réelles.

5.6 Résultat du Lancement

5.6.1 Données inertielles

En plus des vitesses du tube Pitot déjà présentées dans la section Calibration de la Sonde Pitot, les données inertielles ont aussi été enregistrées. Lors du lancement du Cspace certain capteurs n'ont pas fonctionné correctement. L'altimètre donnait une valeur constante malgré son bon fonctionnement lors des tests préalables. L'accélération mesurée par la centrale inertielle Bosch saturait à 4g malgré avoir utilisé une commande pour changer l'accélération maximale mesurable à 16g. Le paramétrage de cette accélération maximale a néanmoins fonctionné pour la centrale inertielle ST.

Lors de la fusion de données, nous avons donc utilisé les gyromètres de la centrale inertielle ST pour estimer la rotation de la fusée. L'accélération longitudinale de cette centrale inertielle et/ou la vitesse estimée à partir de la sonde Pitot a été utilisée pour estimer la translation.

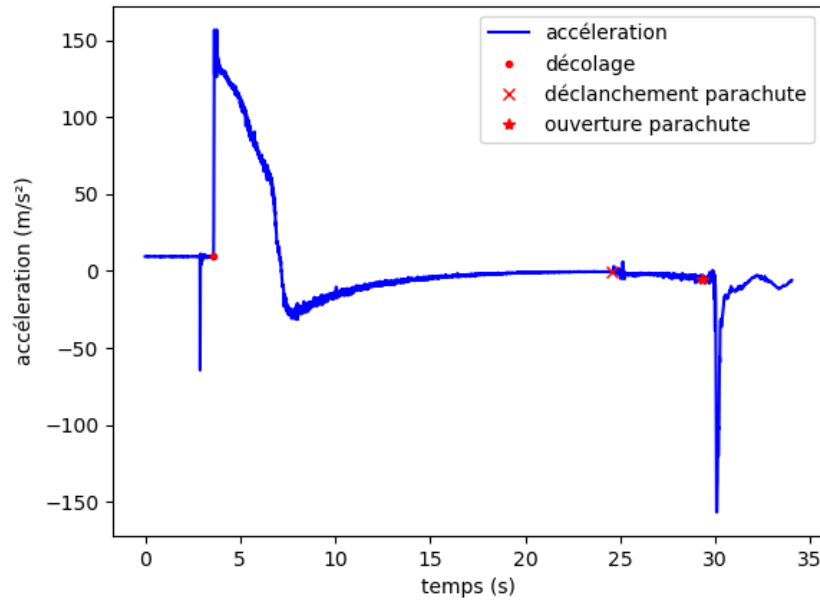


Figure 29: Accélération longitudinale de la fusée lors de la phase de montée.

La figure 29 montre l'accélération longitudinale de la fusée lors de la phase d'ascension avec le choc de la mise à feu (juste avant le décollage), la phase de propulsion, la décélération, le déclenchement du parachute et enfin son ouverture. La fusion de données est faite entre le décollage et le déclenchement du parachute.

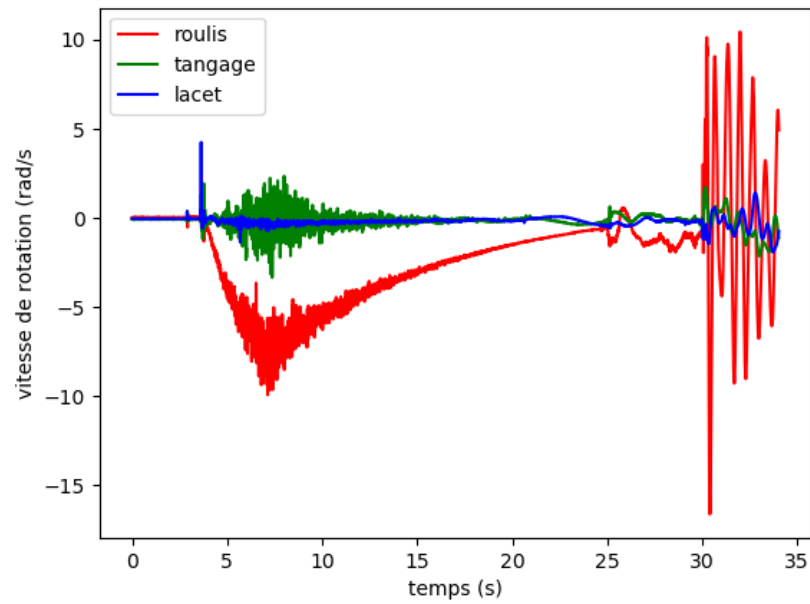


Figure 30: Vitesses de rotation de roulis, tangage et lacet lors de la phase de monté.

La figure 30 montre les vitesses de rotation de roulis, tangage et lacet lors de la phase d'ascension. On peut voir que la vitesse de roulis est liée à la vitesse de la fusée.

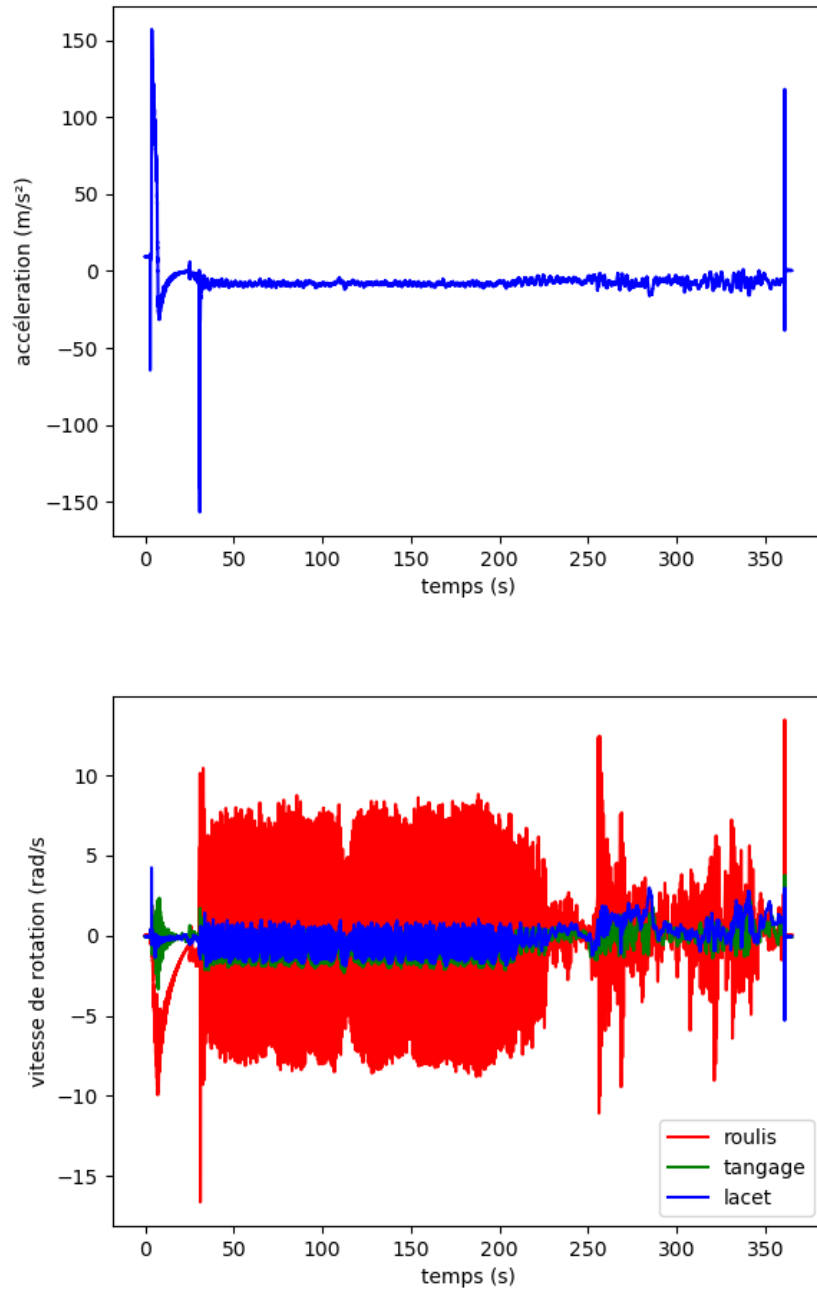


Figure 31: Accélération longitudinale et vitesses de rotation de roulis, tangage et lacet de la fusée.

La figure 31 montre l'accélération longitudinale et les vitesses de rotation de roulis, tangage et lacet sur le vol complet de la fusée. On peut voir la fusée tournée sur elle-même lors de la descente en parachute.

Comme le tube Pitot n'est plus orienté dans la direction du mouvement de la fusée lors de la descente en parachute et compte tenu que le récepteur GNSS peut estimer la position de la fusée plus facilement dans cette phase que dans la phase d'ascension, nous appliquons la fusion de données uniquement sur cette phase d'ascension.

5.6.2 Fusion de données

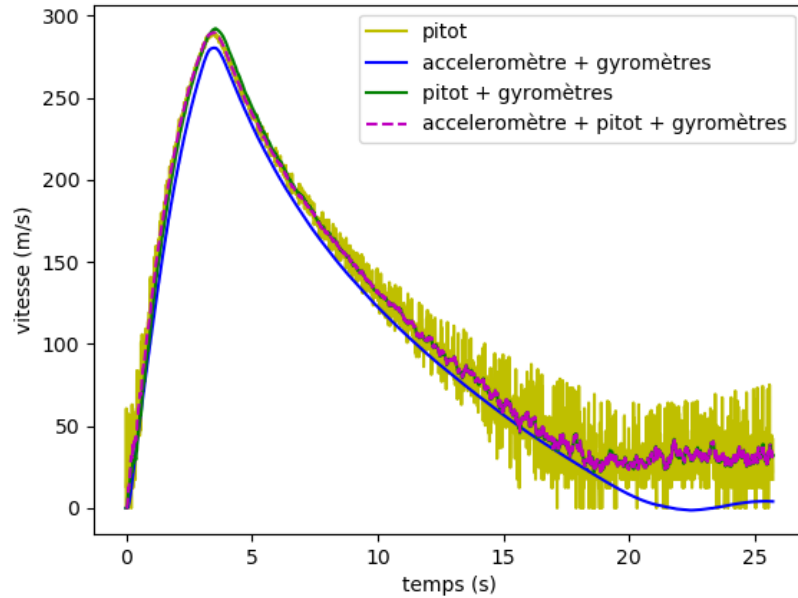


Figure 32: Vitesses estimées par fusion de données.

La fusion de données permet d'estimer l'état de la fusée comprenant sa position, son orientation, sa vitesse linéaire et sa vitesse de rotation ainsi que son accélération. La figure 32 présente la vitesse estimée par fusion de données à partir des données des gyromètres ainsi que des données des accéléromètres et / ou du Pitot. La vitesse en jaune est celle mesurée par le tube Pitot après calibration. On peut voir que la vitesse estimée par accéléromètres est moins bien estimée, elle devient nulle à l'apogée contrairement à ce qu'indique la mesure du tube Pitot. Cette vitesse est en effet estimée par intégration contrairement

aux autres, ce qui fonctionne moins bien lorsque l'accélération est faible, vers l'apogée.

Pour estimer une pose (position et orientation) par intégration, une pose initiale doit être fournie. La position initiale a été prise à la position donnée par le récepteur GNSS. Les données de la centrale inertielle n'étaient pas suffisamment bonne pour donner l'orientation de la fusée à l'état initial. L'angle de lacet a été calculé à partir de la direction prise par la fusée. Cette méthode ne permet pas d'estimer l'angle de tangage initial, l'altitude étant très mal estimée par le récepteur GNSS dans la phase d'ascension.

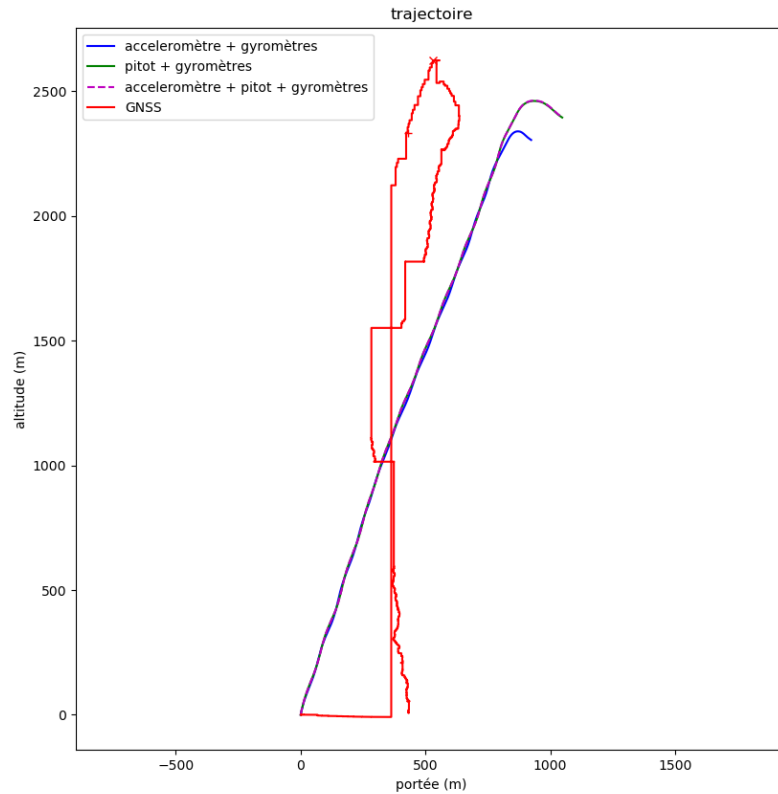


Figure 33: Trajectoire estimée par fusion de données pour un angle de tangage initial de 80° et trajectoire GNSS de référence.

En prenant comme angle de tangage initial l'angle de la rampe de lancement

80°, on peut voir dans la figure 33 que la trajectoire penche beaucoup plus que prévu.

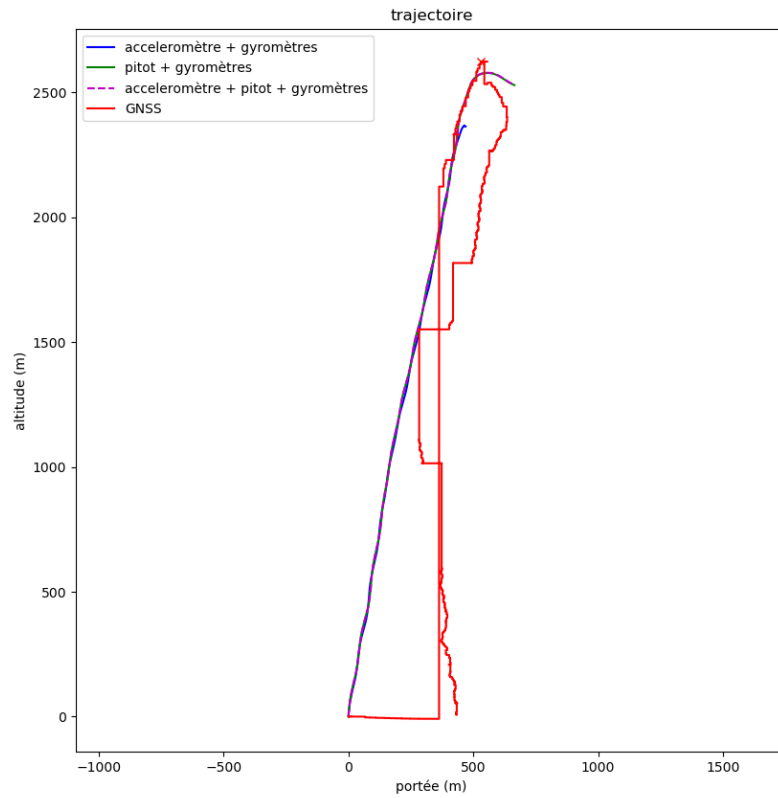


Figure 34: Trajectoire estimée par fusion de données pour un angle de tangage initial de 88° et trajectoire GNSS de référence.

En corrigeant l'angle de tangage initial à 88° pour faire correspondre l'apogée estimée avec l'apogée GNSS, on a alors la trajectoire la figure 34. On peut voir que les trajectoires estimées par fusion de données sont cohérentes avec la trajectoire GNSS de référence à l'exception du saut en altitude très mal estimé par le GNSS.

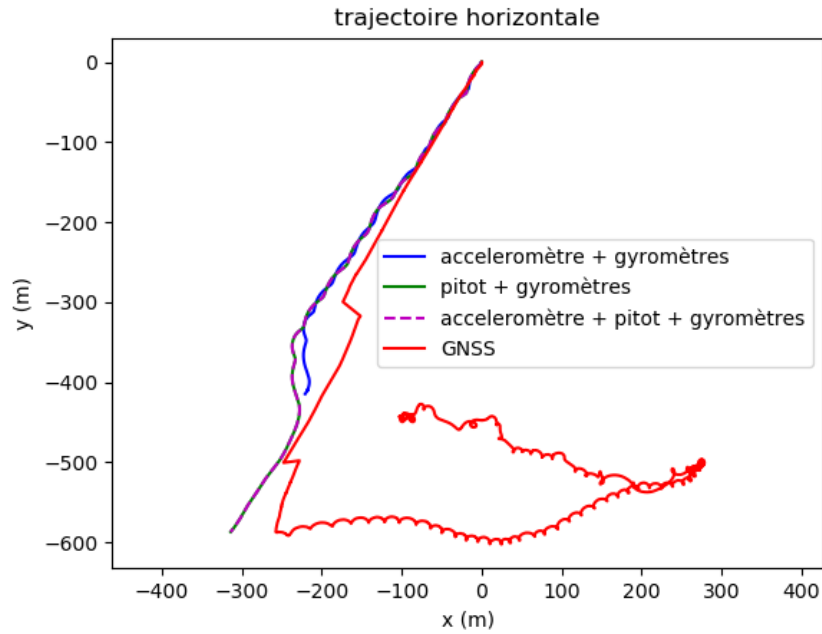


Figure 35: Trajectoire horizontale estimée par fusion de données pour un angle de tangage initial de 88° et trajectoire GNSS de référence.

On peut voir dans la figure 35 la trajectoire horizontale qui dévie sur la gauche à la fin de la phase d'ascension. On peut aussi voir la descente en parachute avec la fusée qui tourne sur elle même sur la trajectoire GNSS.

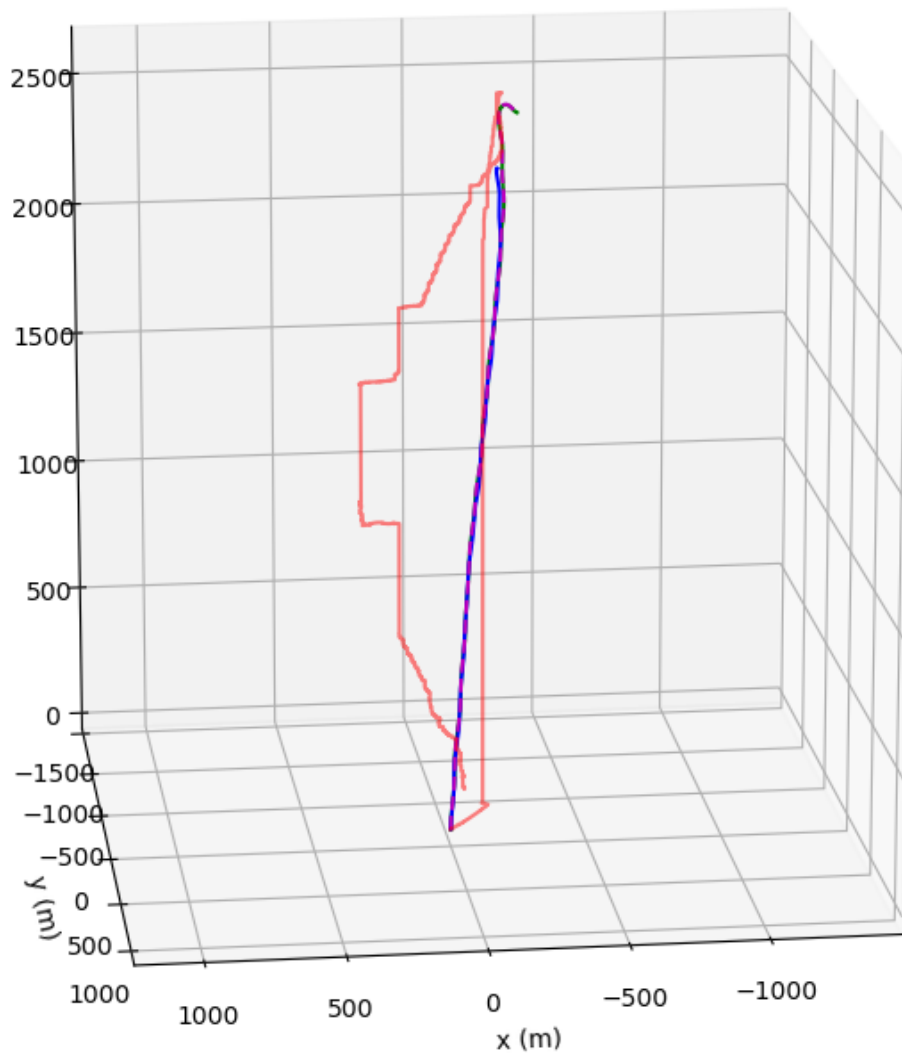


Figure 36: Trajectoire estimé par fusion de données pour un angle de tangage initiale de 88° et trajectoire GNSS de référence.

On peut voir dans la figure 37 les trajectoires estimées par fusion de données et comparées à la trajectoire GNSS.

On peut voir dans ces résultats l'intérêt d'estimer la phase d'ascension par navigation à l'estime à partir de données inertielles et de mesure de vitesse par tube Pitot. La position initiale et la trajectoire lors de la phase de descente peut être estimée par le récepteur GNSS. Il est aussi possible de n'utiliser qu'une centrale inertielle dans le cas où on ne pourrait pas fixer de tube Pitot, la

trajectoire reste très bonne et nécessite beaucoup moins de calibration. Les grosses accélérations et le vol court de la fusée présente, en effet, de très bonne condition pour utiliser une centrale inertielle. L'utilisation d'un tube Pitot pourrait néanmoins améliorer l'estimation de trajectoire. Dans le cas d'une estimation correcte de la pose (position et orientation) initiale, cette estimation de trajectoire pourrait être calculer dans la fusée pendant son vol.

5.7 Analyse du vol de la fusée

Maintenant que les données sont traitées et que nous avons reconstruit notre trajectoire de vol, on peut la comparer à la trajectoire que nous avait proposé Stabtraj.

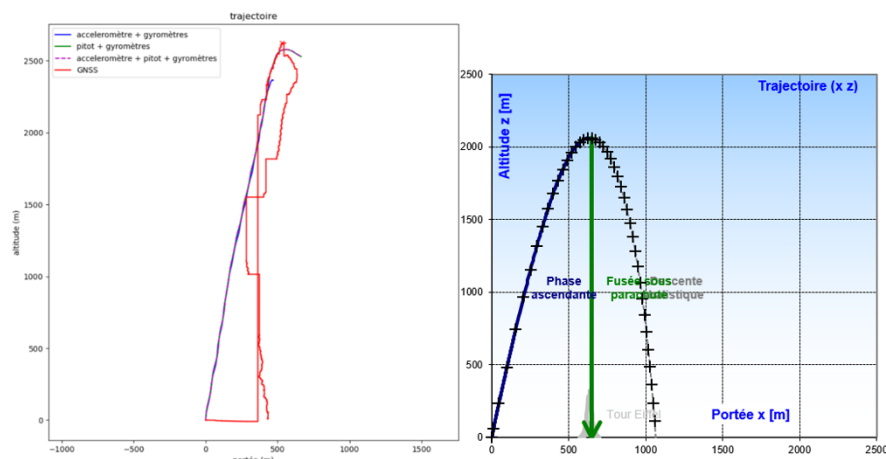


Figure 37: Comparaison trajectoire réelle et trajectoire simulée par stabtraj

On constate que l'altitude atteinte à l'apogée lors du vol de la fusée dépasse assez largement l'altitude prévu par le Stabtraj. On peut se fier à l'altitude du GNSS donnée à l'apogée, lorsqu'il raccroche le signal (après s'être désactivé pendant la phase d'accélération). Ce dernier indique une altitude d'environ 2600m, soit près de 500 de plus que ce qui était prévu par le stabtraj. Cet écart (23%) peut se justifier par la valeur du coefficient de traîné utilisée dans stabtraj. Celle-ci vaut 0.6, ce qui est probablement une estimation un peu au dessus du coefficient réel, au vu de la géométrie de la fusée. La fusée traînant donc moins dans la réalité que dans la simulation, fini sa trajectoire plus haut que prévu. Concernant la vitesse de pointe mesurée, elle est assez proche de la simulation, avec une valeur de 290 m/s, contre 278 m/s dans stabtraj. La aussi, l'écart (4%) peut se justifier par le coefficient de traîné. Il est moins important

que pour l'altitude car la vitesse max est atteinte très tôt, à la fin de la poussée du moteur. Lors de la phase de poussée, les frottements sont très inférieurs à la poussée en terme d'amplitude, et donc l'écart de vitesse max entre la simulation et la réalité causé par ces frottements est faible. L'apogée intervient bien plus tard dans le vol, et après une longue phase d'ascension non propulsée. Les frottements ne sont plus négligeables dans cette phase, et l'écart se creuse alors entre la simulation et le vol réel.

6 Conclusion

La fusée Héraclès a pris son envol le 21 juillet 2021. Parmi les premières à être qualifiée pour le vol, elle a effectué un vol nominal et a pu être récupérée sans aucun dégât majeur.

D'un point de vue de la conception mécanique du lanceur, c'est un franc succès. Le fonctionnement de l'éjection de la trappe, puis le déploiement du parachute se sont déroulés comme prévu. Le système peut donc être retenu donc fonctionnel et fiable.

Le choix de la peau portante en carbone s'est aussi avéré convainquant, en permettant à la fusée de passer les tests de compression et de flexion sans aucune difficulté.

On pourra en revanche noter que le choix de la coiffe en PLA s'est avéré être très mauvais, en raison de l'exposition au soleil dans la rampe. La coiffe a subi une légère déformation avant le vol qui aurait pu compromettre le bon déroulement de la mission.

La grande déception de ce projet, c'est l'échec du baromètre de l'expérience. Celui-ci n'a produit aucune donnée pendant le vol, alors même qu'il en fournissait lors de nos essais aux sols. Assurément, cette anomalie met en lumière les probables manques de rigueur et de méthode dans la vérification de nos systèmes. C'est une faute d'inexpérience, puisqu'en effet il s'agissait de la première fusée de l'association (depuis sa reprise en 2017), mais qui doit servir de leçon pour les équipes à venir.

Dans ce projet nous avons implémenté une solution de fusion de données par filtre de Kalman étendu pour estimer l'état de la fusée pendant son vol. Cet état comprend sa position, son orientation, sa vitesse linéaire et de rotation et son accélération. Cette estimation a été réalisée grâce à plusieurs capteurs, des accéléromètres et gyromètres et une sonde Pitot. Ces capteurs ont été testés grâce à des enregistrements statiques, des enregistrements sur un véhicule pour calibrer la sonde Pitot, sur une fusée à eau ainsi qu'en simulation permettant de tester la fusion de données. On a pu observer grâce aux données enregistrées par la fusée lors de son vol au Cspace, la difficulté du récepteur GNSS à correctement estimer la trajectoire de la fusée. De plus, nous avons validé la capacité de notre estimation à correctement donner la trajectoire de la fusée grâce à des données inertielles et des vitesses provenant de la sonde Pitot. L'apogée estimée

correspondant bien à celle donnée par le récepteur GNSS.

Afin d'améliorer ce projet, une supervision permettant de vérifier l'ensemble des données pendant leurs acquisitions pourrait être utilisée. Un calcul de trajectoire en embarqué pendant le vol est aussi une amélioration possible et peut permettre l'utilisation de notre solution pour d'autre projet devant connaître l'état de la fusée.