

CLUB MINES SPACE

DOUCUMENT DE FIN DE PROJET

C'SPACE 2021 | PROJET MARSAUT 0



THALES

CompleTech
ComAnt® -antennas by CompleTech, Finland


cnes
CENTRE NATIONAL
D'ÉTUDES SPATIALES


Planète
Sciences
une aventure pour les jeunes


MINES
Saint-Étienne


life.augmented

SOMMAIRE :

1 Introduction

2 Description mécanique

3 Description électronique
et informatique

4 Expérience

5 Déroulement du vol

6 Résultats

7 Conclusions

Introduction

- La mission Marsaut 0 | Page 3
- Contexte & Objectifs | Page 4
- L'équipe | Page 5



LA MISSION

MARSAUT 0



L'équipe de Mines Space
Logo de la mission Marsaut 0 (MS0)

L'histoire de Mines Space a commencé en fin d'année 2019, avec le rassemblement de plusieurs étudiants passionnés d'aérospatial. Très rapidement, l'idée première à été de pouvoir participer à la réalisation d'une fusée sonde, et poussé par l'ambition de certains, nous avons décidé de réaliser un vrai projet : la mission MARSAUT.

Ce nom, qui a une symbolique très forte avec l'Ecole des Mines de Saint-Étienne (EMSE), est celui que nous souhaiterions faire briller lors de la campagne C'Space organisée par le CNES - Planète Science en juillet 2021.

CONTEXTE

On entend régulièrement parler de « FUSEX », contraction de « FUSée » et de « EXPérimentale », ces deux termes désignant le même vecteur, un lanceur de masse moyenne environ de 5 à 10 kg pouvant atteindre des altitudes supérieures à 1 000 m.

Chaque FUSEX est unique en possédant sa propre expérience scientifique ou innovation technique. De cette façon, il y a de nombreuses expériences et démonstrateurs techniques qui peuvent être utilisés dans une FUSEX, comme les études atmosphériques à travers l'utilisation d'un ou plusieurs capteurs, l'analyse des propriétés dynamiques du vol, ou encore l'essai de nouveau système modifiant ou contrôlant une caractéristique du lanceur (nouveau type de parachute, système de télémesure, contrôle de roulis ...).

La réalisation d'un projet du type Fusex en France se déroule avec l'aide du CNES (Le Centre National d'Étude spatiale) et de Planète Science (Association dédiée à la Science et à la jeunesse). Ils soutiennent l'initiative en encadrant l'ensemble des projets spatiaux en France. Chaque année, ils organisent la campagne nationale de lancement des projets étudiants dans le domaine de l'espace, le C'Space. C'est pour cette occasion après un contrôle minutieux que les fusées sont mises à feu.

OBJECTIFS

Pour notre premier projet spatial étudiant, nous voulons réaliser une FUSEX monoétage, baptisé Marsaut 0. Elle a pour rôle de nous permettre d'étudier une architecture de suivi.

À travers l'utilisation d'une télémesure (Radio - Lora : 868 Mhz), nous voulons avoir la capacité d'obtenir en temps réel, les paramètres de vols de la fusée grâce à des capteurs in situ (Trajectoire, Effort subit, Événements vols).

Cette étude nous permettra de valider l'ensemble de notre système de suivi, nous permettant ainsi de réutiliser cette technologie sur des projets futurs.

Notre charge utile se décompose en deux parties :

- Un système embarqué dans la fusée permettant l'acquisition in situ des données de vol et leur transmission par un module radio.
- Une station sol pouvant récupérer les télémesures et afficher sur un moniteur les différentes informations.

Rencontrez l'Equipe

LES PERSONNES DERRIÈRE MARSAUT 0



**PAUL
BOYMOND**
APPRENTI ISEE
VALOTEC



**QUENTIN
BAKRIM**
APPRENTI ISEE
MBDA



**SIXTINE
PENIGUEL**
APPRENTIE IVE
GROUPE PSA



**PAUL
MIALHE**
APPRENTI ISEE
CNES



**ARTHUR
CHASSANDE**
APPRENTI ISEE
SAFRAN

L'équipe de Marsaut 0 est composé de 5 étudiants en formation par apprentissage à l'École des Mines de Saint-Étienne

- ISEE: Ingénieur Systèmes Électroniques embarqués
- IVE: Ingénieur Valorisation Énergétique

Rôle

- Paul Boymond : Responsable mécanique et production
- Quentin Bakrim : Responsable logiciel embarqué
- Sixtine Peniguel : Responsable métrologie et thermique
- Paul Mialhe : Responsable électronique, station sol, et dimensionnement
- Arthur Chassande : Electronique

Description mécanique

- Dimensionnement de MARSAUT 0 | Page 8
- Structure porteuse | Page 9
- Autres systèmes mécaniques | page 10
- Plan FUSEX | Page 11
- Déploiement du parachute | Page 12
- Simulation CFD & Etude Thermique | Page 13

Dimensionnement de MARSAUT 0

Marsaut 0 a pour but d'être un démonstrateur technique dédié à l'étude d'un système de mesures et de télémesure et non au caractéristique du vol. La trajectoire de notre lanceur sera classique et ne possèdera pas de caractéristique spécifique (non supersonique, pas de contrôle de roulis ...). Nous avons dimensionné notre FUSEX à partir de ces critères.

Ainsi, nous avons obtenu, une fusée mesurant **1250 mm** de hauteur, un diamètre de **90 mm** (86 mm int) pour une masse totale estimée à **7500g** (avec masse moteur). Notre fusée est équipée de 4 ailerons profilés en forme libre, elle est mono-empennage. Pour correspondre aux attentes du vol, le moteur que nous voulons utiliser est un **PRO-54-5G Barasinga**.

Dans cette configuration, compte tenu de ces paramètres, nous estimons atteindre **une apogée de 1705m avec une vitesse max de 223 m/s et une accélération maximum de 110 m/s²**.

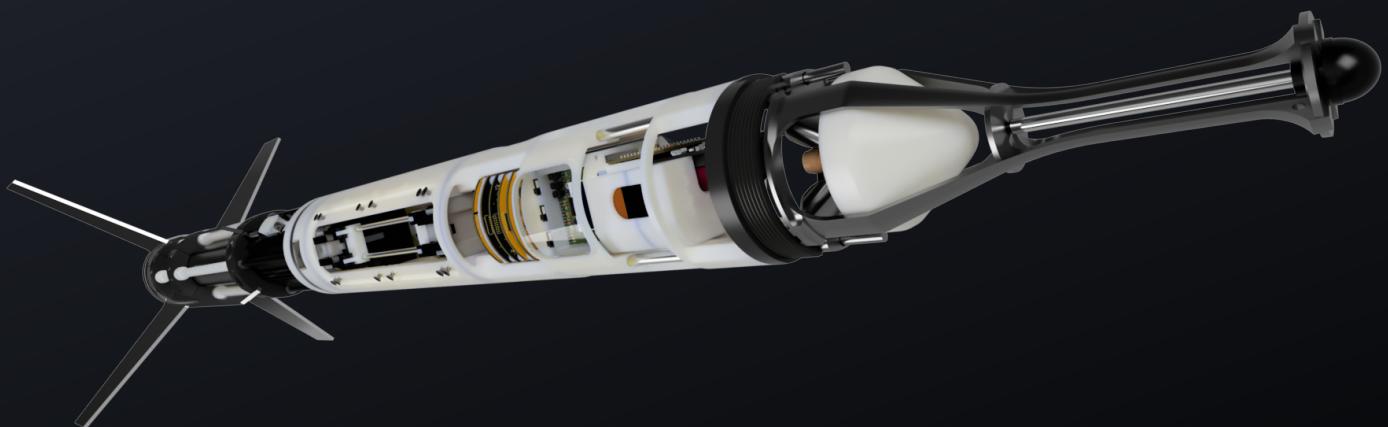
Pour obtenir ces dimensions et les critères de stabilité de la fusée, nous nous sommes basés sur trois logiciels, **StabTraj** et **OpenRocket** permettant de réaliser des simulations à partir de la méthode de Barrowman et **Fusion360** pour le design CAO et les simulations structurelles (voir chapitre 11).

Concernant la disposition mécanique, notre fusée repose sur une structure interne. Elle se compose de trois parties distinctes, un bloc moteur, la partie système de descente, et un rack électronique comprenant le séquenceur et la charge utile.

Les principaux matériaux qui composent la fusée sont facilement usinables.

Nous utilisons de nombreuses pièces réalisées en **ABS** ou en **PLA** provenant d'impression 3D (additive manufacturing). Pour les pièces en métal, nous favorisons **l'aluminium** pour sa légèreté et sa facilité d'usinage à partir d'une CNC (computer numerical control) et d'un tour à métaux. La structure repose sur 4 tiges filetées en acier parcourant la fusée.

Vue CAO de
l'assemblage
total sans peau

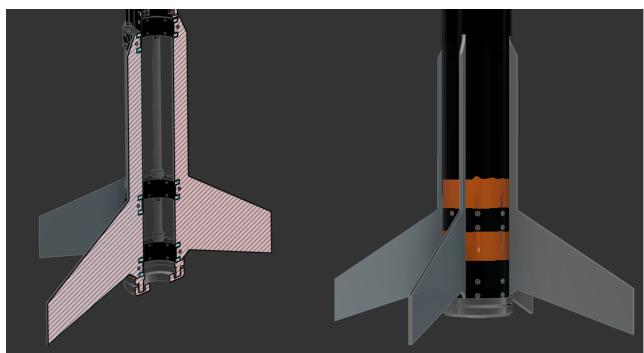


Structure porteuse

Marsaut 0 utilise un treillis porteur :

- 2 Tiges filetées M5 en acier parcourant toute la hauteur de la fusée,
- 2 Tiges filetées M5 en acier allant de la bague de verrouillage du moteur jusqu'à la bague de reprise moteur,
- 4 Tiges de 6mm en aluminium partant de la bague reprise moteur à la base de la coiffe.
- 1 bague en aluminium permettant de verrouiller le moteur et dans laquelle sont visées les 4 tiges filetées
- 3 anneaux en PLA (isolés thermiquement du moteur avec du liège) permettant de fixer les ailerons.
- 1 bague en aluminium de 6mm d'épaisseur permettant d'encaisser la poussée du moteur.

Les ailerons sont également importants dans la structure grâce à leur système d'attache 3 points : Ils servent d'abord de guide pour serrer les trois anneaux le long des tiges filetées (hauteur et parallélisme) mais également de lutter contre les effets de torsion dus à la souplesse des tiges filetées.



Ce système d'attache pour les ailerons est très rigide mais permet également de fixer les ailerons sans influencer l'aérodynamisme de la fusée (testé avec 150kg répartis sur les 4 ailerons, pas de déformation constatée).

2 des 4 tiges filetées bloquent l'ouverture parachute. C'est pourquoi elles s'arrêtent à la bague de reprise moteur juste en dessous du compartiment parachute. Pour éviter que la structure ne tienne que par les deux tiges filetées restantes, nous avons ajouté 4 tiges en aluminium. Ainsi, les forces s'appliquant sur la coiffe sont directement renvoyées dans la bague de poussée moteur. Un système en haut de la fusée permet de régler l'alignement de la coiffe.

Nous avons choisis de découper la peau dans un tube d'aluminium de 90mm de diamètre (externe) et 2mm d'épaisseur. Cette solution a été retenue bien qu'une peau en carbone ait été envisagée. Après étude, une peau en carbone pour une fusée de cette taille n'offre pas une amélioration significative, en vue, des difficultés d'usinage et du prix (quasiment multiplié par 10). Bien que cela n'était pas l'objectif premier, cette peau en aluminium de 2mm d'épaisseur a encore augmenté la rigidité à l'assemblage (<2mm d'effet de flèche avec un poids de 800g).



La fusée est également très simple à monter/démonter (environ 30min) grâce notamment à des outils 'maison' (pour visser les écrous le long des tiges filetées avec une visseuse électrique par exemple). La structure interne est composée d'une quinzaine de pièces et la peau vient se glisser par le dessus. Elle est ensuite sécurisée par des vis.

L'alliance de ce treillis porteur et de la peau en aluminium permet donc d'obtenir un assemblage très rigide pour un poids d'environ 2,5kg (1,1kg pour la peau et 1,4kg pour la structure avec les ailerons).

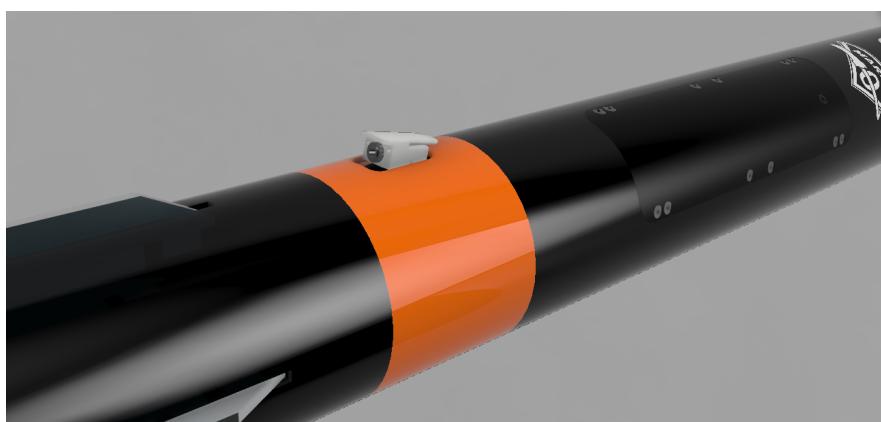
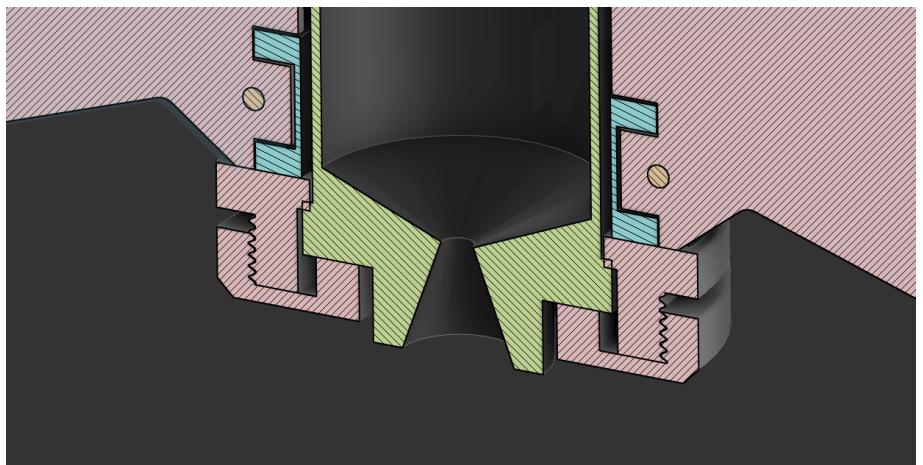
Autres systèmes mécaniques

Les bagues permettant de verrouiller le moteur ont été réalisé en aluminium au tour à métaux.

Il s'agit d'un simple filetage qui vient serrer le moteur et le plaquer contre la bague de reprise moteur (au centre de la fusée).

Ce système bien que fonctionnel ne sera pas réutilisé tel-quel dans le futur :

- Filetage trop fin et compliqué à amorcer lors de la mise en place du moteur,
- Bague femelle sans grippe rendant le vissage compliqué avec des gants,
- Compliqué à mettre en place sans passer la main devant la sortie de tuyère.



Nous utilisons un connecteur de type 'jack 3.5mm' pour détecter le décollage. Ce dernier est 'repliable' afin de ne pas influencer l'aérodynamisme de la fusée.

Toute l'électronique et nos batteries sont montées dans ce que l'on appelle le 'rack elec'. Cet assemblage s'insère directement dans la fusée et se connecte au reste de la fusée grâce à une carte d'interface. Cela permet de sortir toute l'électronique de la fusée d'un seul coup et l'installer très facilement en limitant les erreurs de connexion par exemple.

Le rack est également équipé d'une caméra embarquée et d'une IHM. Nous avons ajouté une trappe coulissante permettant d'accéder aux boutons et à l'écran OLED sans aucun outils.



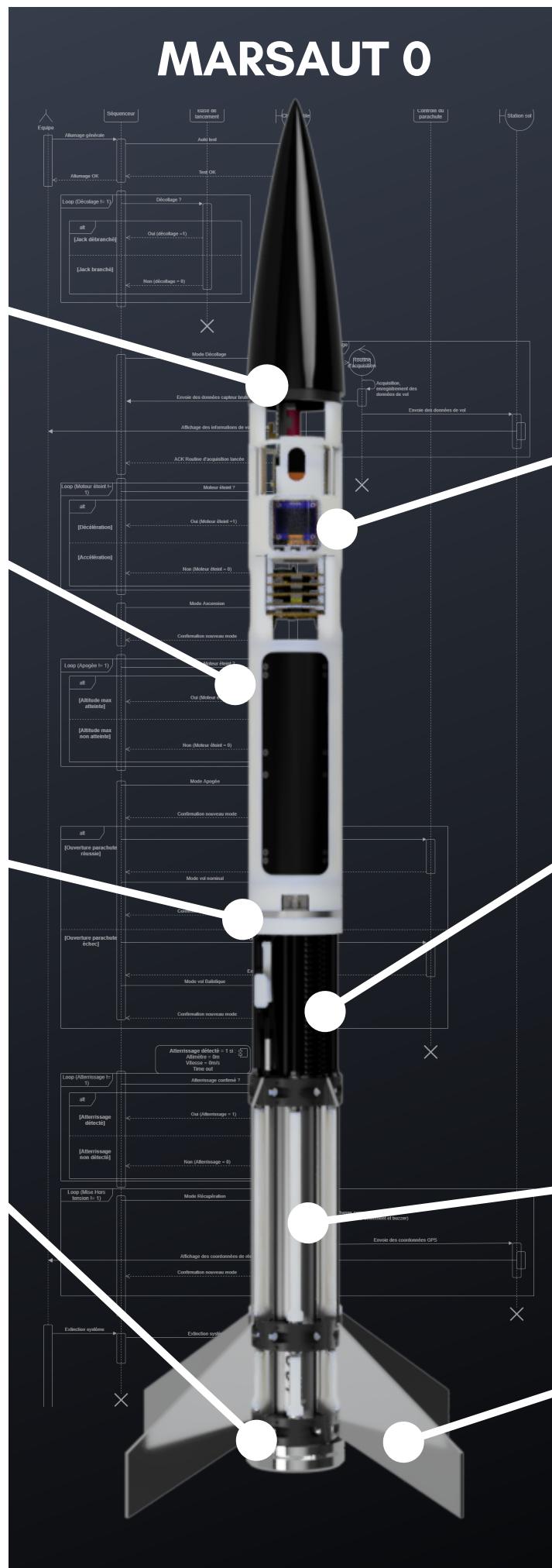
Plan FUSEX

Coiffe - Antenne
Coiffe fabriquée en PLA ou ABS contenant les deux antennes (GPS et Lora) provenant de la charge utile

Système de Récupération
Partie dédiée au mécanisme pour le déploiement du parachute

Bague de reprise moteur & point d'ancrage du parachute
Partie dédiée à protéger et maintenir le lanceur du choc du moteur et du parachute (thermique et mécanique)

Bague verrouillage moteur
Bague permettant de maintenir le moteur en place



Rack électronique

Séquenceur assurant le déclenchement du système de récupération Charge utile permettant l'envoi en temps réel des différents paramètres de vol de la fusée Caméra embarquée pour filmer l'ensemble du vol

Système Jack reliable et mesure température moteur

Détection du décollage et mesure de la température moteur en vol

Moteur

Propulseur à ergol solide (poudre) délivré et installé par les pyrotechniciens du CNES.

Modèle : Pro 54

Ailerons

Empennage comprenant 4 ailerons profilés à forme libre

Déploiement du parachute

Une fois l'apogée atteint, la trappe de notre Fusex doit être éjectée pour permettre le déploiement du parachute (rond, 1.8m²). Pour cela, Marsault 0 est dotée d'un système 4 actions :

- Serrage et verrouillage de la trappe pour la plaquer contre le joint d'étanchéité,
- Verrouillage du chariot de 'catapultage' du parachute,
- Déverrouillage de la trappe contrôlée,
- Déverrouillage et catapultage du parachute.

Légende du système (vue de coupe dans la hauteur) :

1: Emplacement Parachute plié,

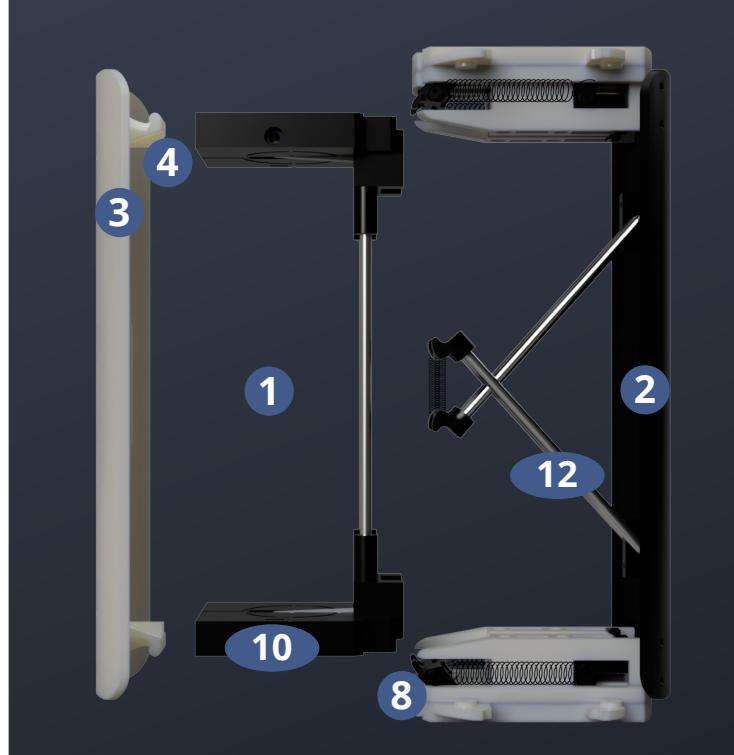
2: Trappe technique (vissée par l'extérieur),

3: Trappe d'éjection (éjectée par le système),

4: Crochet de serrage de la trappe d'éjection (solidaire à la trappe),

5: Goupille parachute,

6: Motoréducteur miniature



7: Loquet de serrage et déverrouillage de la trappe et du parachute,

8: Crochet de verrouillage de la trappe d'éjection,

9: Capteur 'système armé' (Système en position verrouillé pour le parachute et la trappe),

10: Chariot de catapultage du parachute,

11 : Capteur 'Système désarmé' (Système en position déverrouillé pour le parachute et la trappe).

12 : Bras d'éjection (montage en X)

13 : Point d'ancrage du parachute

Deux capteurs (non visibles sur le schéma) permettent de détecter si la trappe et le parachute sont éjectés ou non.

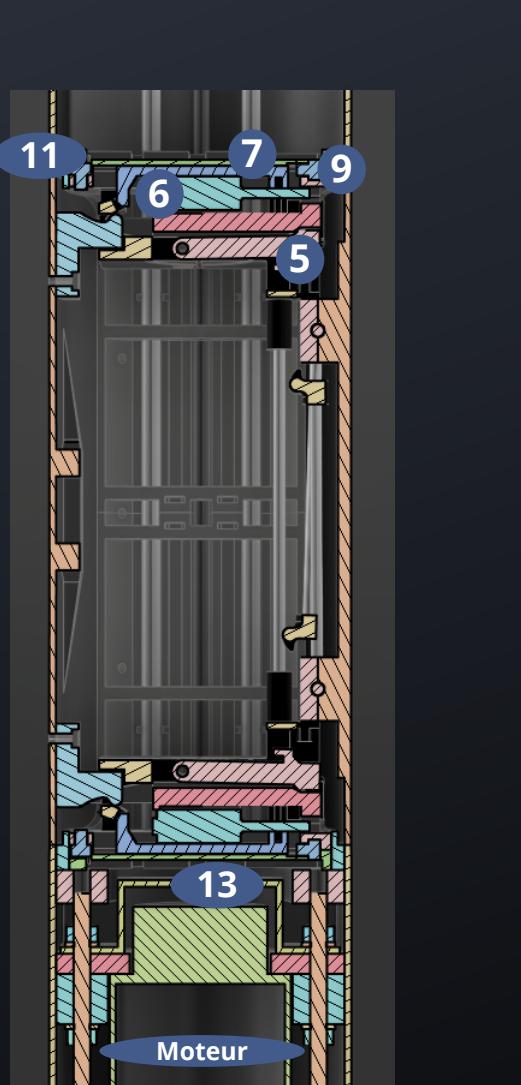
Fonctionnement :

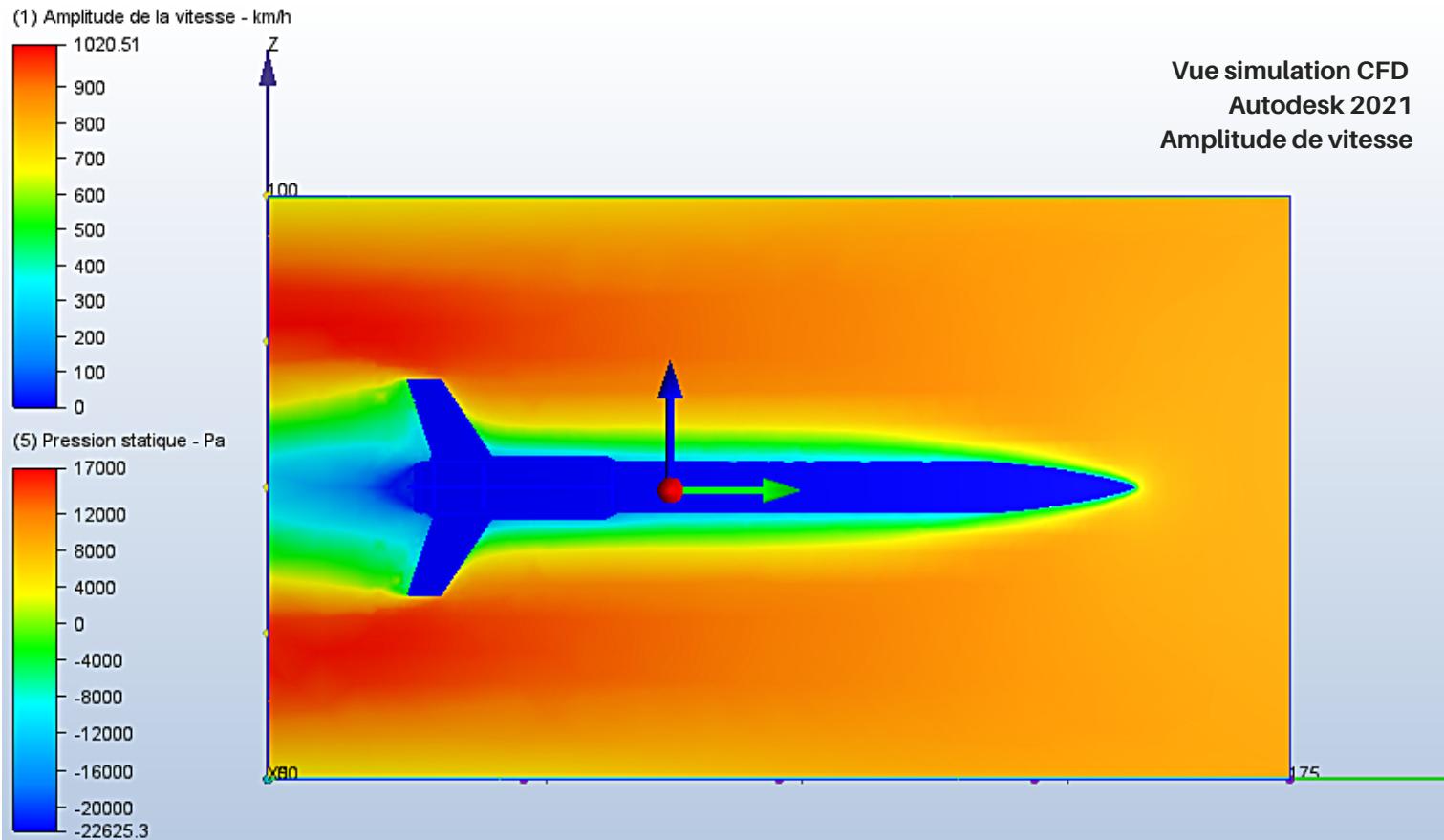
Pour armer le système, il suffit de placer le chariot parachute à son emplacement puis de positionner la trappe. Les motoréducteurs vont alors verrouiller le système en serrant la trappe à l'aide de puissants ressorts. La goupille du chariot parachute va alors également se verrouiller.

Pour désarmer le système, les motoréducteurs tournent dans l'autre sens. Ils déverrouillent la trappe puis libèrent la goupille du chariot parachute. Ce dernier expulse alors la trappe et 'catapulte', à l'aide de puissants ressorts, le parachute en dehors de la fusée.

Les ressorts éjectant le parachute sont placés de manière à ce que la poussée qu'ils appliquent sur la trappe soit quasi-nulle en position fermée. Lors de l'éjection, les motoréducteurs poussent sur les premiers centimètres amenant les ressorts en position de poussée 'maximum' (montage en X).

Le système est capable de déployer le parachute en moins de 3 secondes avec une grande fiabilité. Il est également très simple à utiliser puisqu'il suffit d'alimenter les motoréducteurs. Il permet d'avoir un suivi complet des différentes actions avec ses 6 capteurs : système armé, système désarmé, trappe en place, trappe non présente, parachute en place, parachute non présent, la version 1 a été produite et testée. Elle a permis de valider le design du système qui est maintenant à la phase d'optimisation.





Simulation CFD & Etude Thermique

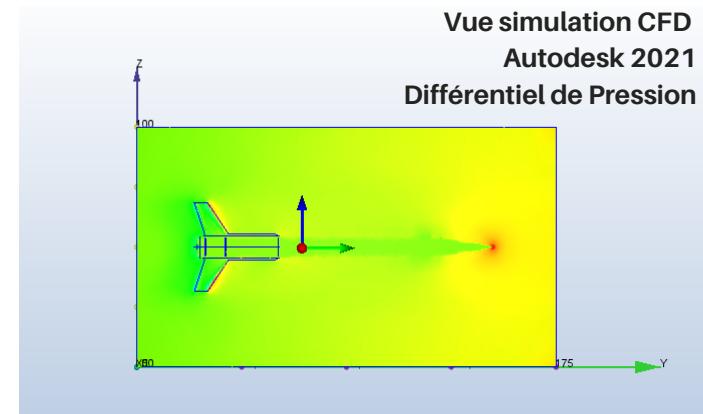
Pour valider l'ensemble de l'architecture, que ce soit l'électronique, la mécanique ou les dimensions, nous utilisons des outils de simulations nous permettant d'affiner nos modèles. Ainsi nous avons réalisé deux études précises sur notre fusée.

Étude CFD (computational fluid dynamics) :

Pour pouvoir nous assurer que notre fusée n'entraîne aucune trainée résiduelle pouvant provoquer des instabilités non prévisibles par la méthode Barrowman, nous avons réalisé des simulations du comportement du flux d'air autour de notre fusée pour la vitesse maximale rencontré lors du vol.

Ainsi nous avons obtenu en vue de coupe la répartition de l'amplitude de vitesse de l'air et de la pression sur la fusée.

Nous pouvons confirmer qu'à partir de ces simulations, la forme de la fusée n'engendre pas de trainée supplémentaire et que nos estimations de la stabilité sont valables.



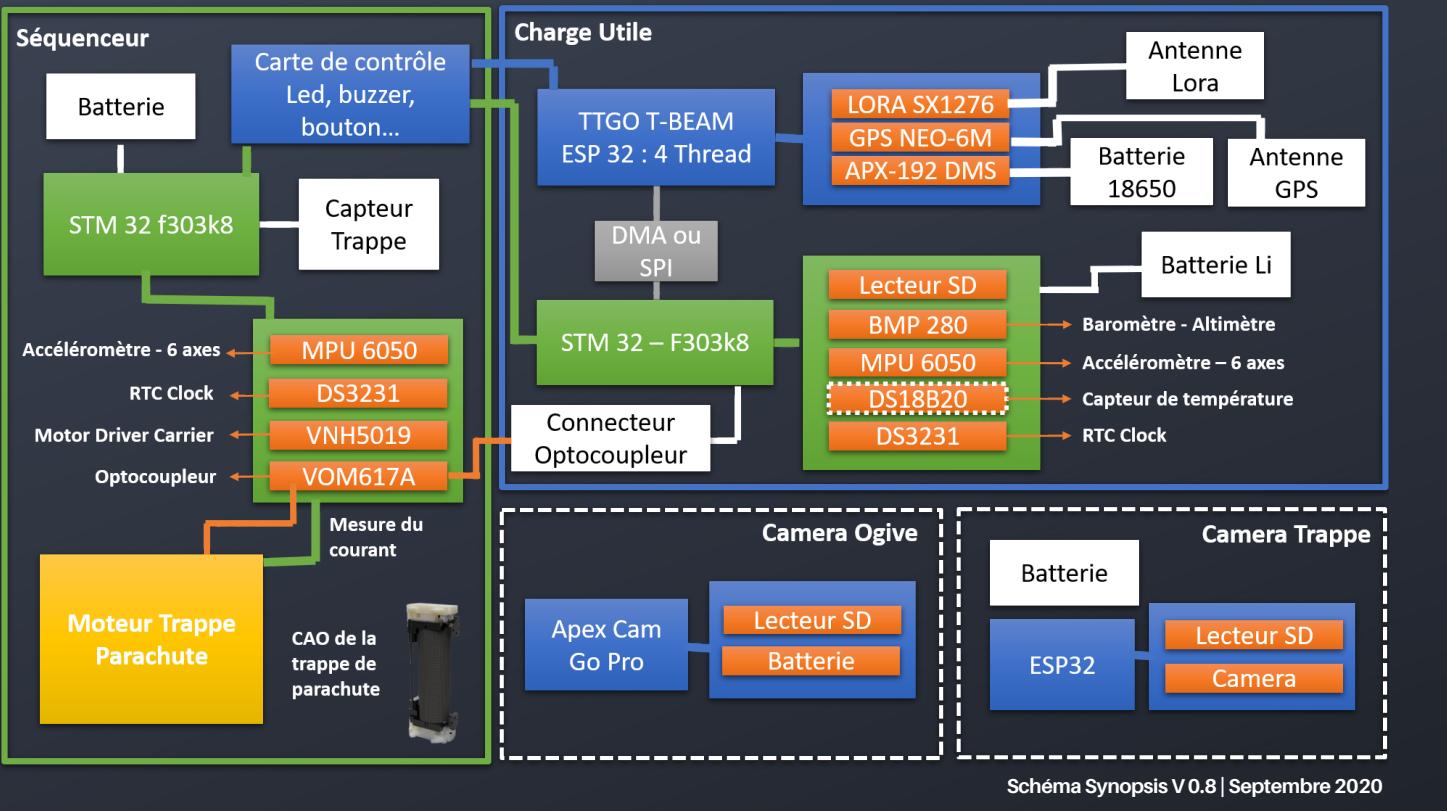
Etude thermique :

Une étude thermique de la fusée va également être réalisée afin d'étudier le comportement thermique de cette dernière durant toutes les phases de vol. Cette étude va également permettre de réaliser un modèle thermique de notre fusée. Pour le réaliser, le logiciel de simulation Syrthes sera utilisé. Ce modèle sera par ailleurs validé grâce aux différents capteurs de températures qui seront embarqués dans la fusée.

Ce modèle permettra, entre autre, de mettre en évidence l'influence de la couleur de la fusée sur la température interne de cette dernière.

Description électronique et informatique

- L'Architecture électronique embarquée | Page 15
- Acquisition & Processing Unit | Page 16
- Architecture logicielle de la carte APU | Page 17
- Localization & Telemetry System | Page 18
- Séquenceur | Page 19
- Architecture logiciel de la carte SEQ | Page 20
- Station sol & Méthode métrologie | Page 21



Architecture électronique embarquée

L'architecture électronique de notre fusée se décompose en deux parties, le contrôleur de vol (Séquenceur) et la charge utile.

Séquenceur :

La carte Séquenceur est le centre de commande de notre fusée. C'est elle qui cadence et analyse les étapes clés lors du vol de notre mission. Elle est aussi en charge de transmettre chaque événement vol et d'enclencher le système de récupération.

Pour réaliser ces analyses, la carte possède deux capteurs, lui permettant dans un premier temps d'estimer l'accélération et la vitesse de notre véhicule et dans un second temps de cadencer le vol à travers une horloge embarquée.

La carte possède aussi une puce driver pour moteur continu qui lui permettra d'actionner les deux moteurs du système de récupération.

La carte séquenceur a sa propre carte d'alimentation avec deux batteries Lithium. Une alimente la carte de contrôle et l'autre est dédiée aux moteurs de déploiement parachute.

Charge Utile :

La charge utile est composée de deux cartes distinctes :

- **APU (Acquisition & Processing Unit)** en charge de l'acquisition, l'enregistrement et la transmission des paramètres vols de la fusée.
- **LTS (Localization & Telemetry System)** en charge du positionnement GNSS et de la transmission radio des données.

Chacune des cartes possède sa propre batterie Lithium dans le format 18650, ou 6LR61 pour garantir leurs fonctionnements individuels.

APU

(Acquisition & Processing Unit)

Lors de sa mission, la FUSEX récolte des informations sur son environnement grâce à des capteurs.

Ces derniers récupèrent des données qui sont traitées et enregistrées via l'intervention d'un microcontrôleur.

Pour mettre en place ce système, nous avons décidé de réaliser une carte dédiée à ces tâches : l'APU.

La carte APU est divisible en 3 parties :

- 1: **Acquisition** des données capteurs
- 2: **Traitements** des données
- 3: **Stockage** des données (data logger)

Partie Acquisition :

Cette partie est essentielle à la mission, elle permet de récupérer les données de vol de la fusée afin de les stocker, mais aussi de les envoyer en temps réel à la station sol.

Elle se compose de 4 capteurs numériques, tout communiquant sur un bus unique I2C cadencé à 400kHz.

Liste des capteurs :

- a. **IMU6050** : Centrale inertuelle 6 axes
- b. **BMP280** : Baromètre

c. **DS18B20** : Thermomètre

d. **DS3231** : RTC (Real Time clock)

Partie Traitement :

La partie traitement se fait à l'aide d'un microcontrôleur de chez STMicroelectronics, le STM32F303K8. Il s'agit d'un mini-microcontrôleur 32 pins performant et capable de répondre à nos exigences.

Il possède aussi les 3 périphériques de communications qui nous sont nécessaires :

- I2C
- SPI
- UART/USART

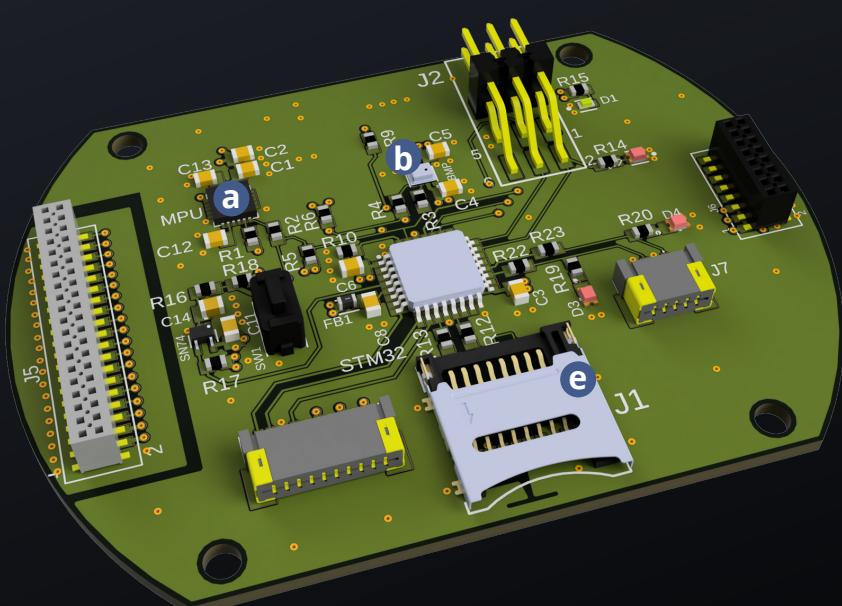
Partie Stockage :

Afin d'enregistrer les données tout au long de la mission, un data logger est présent sur cette carte :

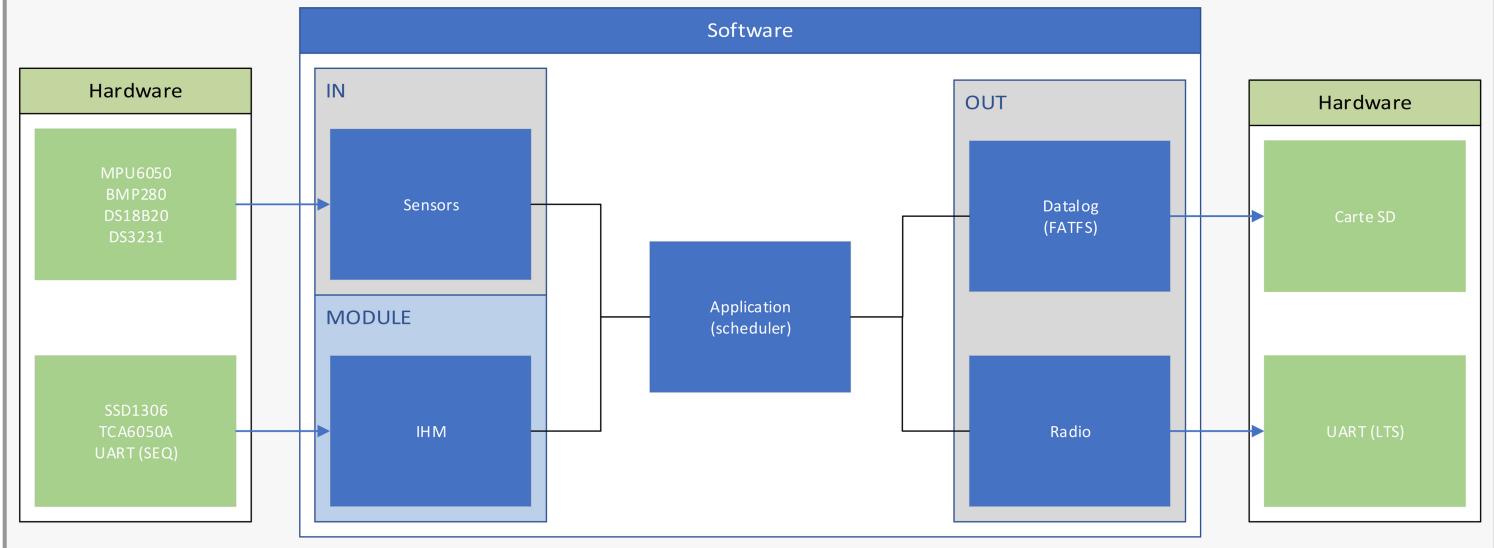
- e. **Support micro-SD** (data logger)

Couplée au middleware FATFS, cette solution a pour avantage d'être facile à prendre en main et à utiliser pour l'extraction des données.

La carte APU
version final en
vue 3D



Carte APU (Acquisition and Processing Unit)



Architecture logicielle de la carte APU

Le logiciel de la carte APU est composé de plusieurs modules, visible sur le schéma ci-dessus. Au centre, on retrouve l'application, possédant un scheduler (un séquenceur en français). Ce scheduler va utiliser les modules afin d'obtenir des données ou alors de contrôler un système.

Le premier module (INPUT) est le module regroupant les capteurs présents sur la carte. On y retrouve les drivers des capteurs et parfois des fonctions permettant de fournir des valeurs non brutes et directement exploitables.

Le deuxième module (OUTPUT) va posséder tous les équipements qui ont pour vocation à faire sortir les données de la fusée.

On y retrouve le Datalog qui permet d'enregistrer les données de vol sur la carte SD et la radio qui permet d'envoyer les données sur liaison RF.

Le dernier module est l'IHM. Ce module a pour objectif de faire l'interface entre la carte APU, SEQ et l'utilisateur. Sa fonctionnalité principale est d'afficher des informations sur l'écran OLED présent sur la carte d'extension IHM. On y retrouve des informations telles que l'état, la valeur des capteurs ou encore l'état du séquenceur.

En orchestrant correctement ces modules grâce à l'application (scheduler), on peut exécuter des tâches précises en respectant un cadencement temporel précis tel que l'écriture des données de vol sur la carte SD toutes les 100ms, ainsi que l'envoie sur la liaison RF.

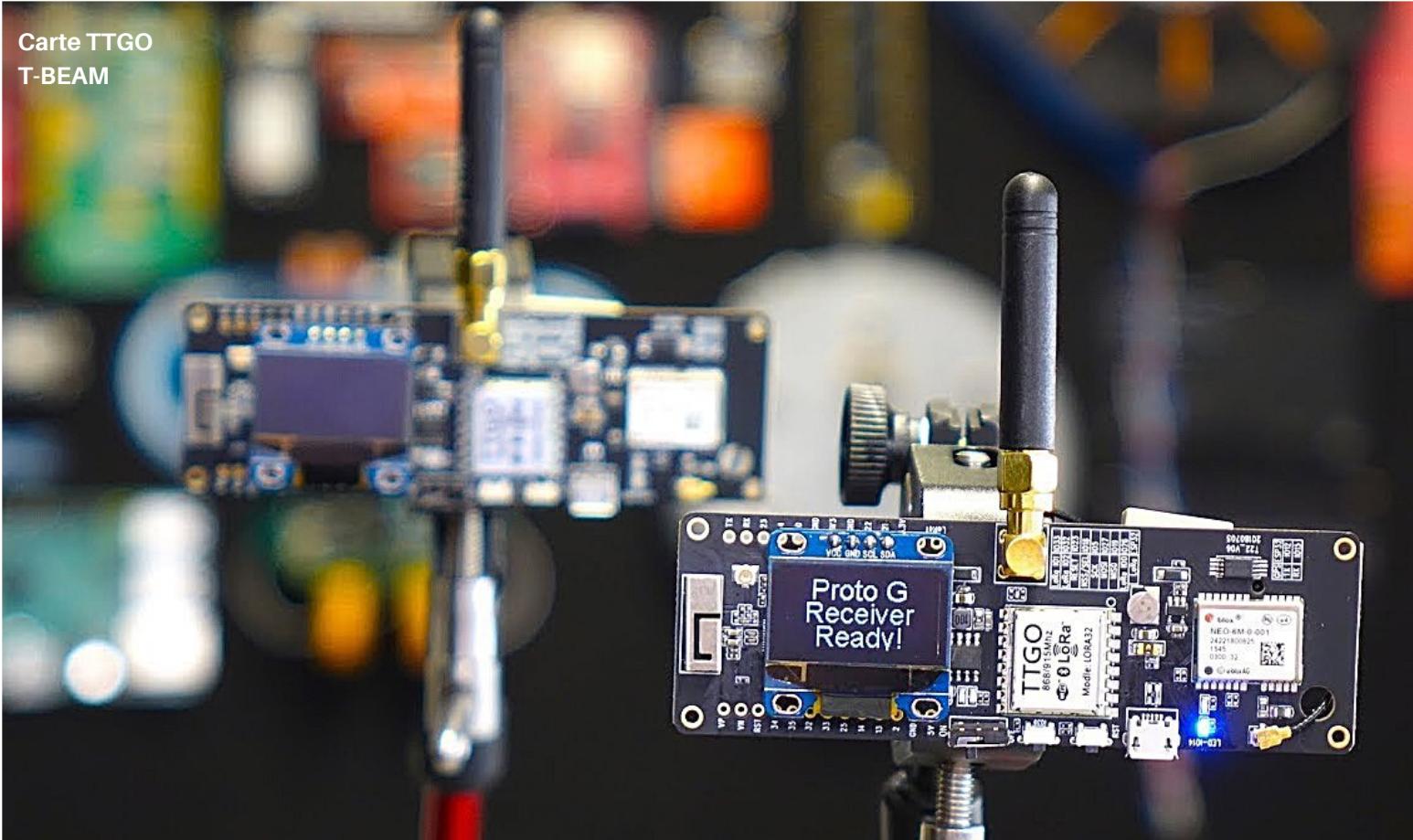
L'objectif initial ici est donc de séquencer notre logiciel à partir d'un séquenceur statique sans OS (bare-metal).

Cet objectif a pu être respecté, cependant, des soucis de contraintes temporelles ont pu être observés

En effet, le module IHM, avec son écran OLED, demande parfois énormément de charge CPU (temps alloué par le processeur). Cela pouvant allonger le temps d'un cycle de séquenceur de 10ms à plus de 100ms.

Afin de pallier à ce délai bien trop élevé pour le bon fonctionnement du logiciel, il a été décidé de figer l'écran lors du tir. L'écran devient donc exploitable seulement au sol, libérant donc la charge de celui-ci.

Lors d'un prochain système, une solution pourrait être, pour ce type d'écran, d'utiliser un autre processeur dédié à la carte IHM.



LTS

(Localization & Telemetry System)

Pour notre mission, nous voulons pouvoir suivre les paramètres de vol de la fusée en direct. Nous utilisons une carte électronique dédiée, le module LTS.

La carte LTS est une carte commerciale, la **TTGO-T-BEAM V1.1**, autonome, fabriquée par la compagnie chinoise Lilygo dédiée au protocole de télécommunication Lora et au positionnement par GNSS.

Microcontrôleur:

La carte TTGO est équipée d'un processeur ESP32-DOWDQ6. Cette puce conçue pour accueillir un OS temps réel (**FreeRTOS**), correspond à l'ensemble de nos critères pour nos applications.

Dédiée aux applications multitâches, tout en étant peu consommatrice, elle va pouvoir gérer l'ensemble des modules composant notre carte LTS (Communication, positionnement, SPI, Batterie) en temps réel et de façon simultanée.

Protocole Lora :

Notre carte LTS possède une puce de **Semtech SX1276** permettant d'utiliser le protocole Lora sur les fréquences **868-869Mhz**. Le Lora est un protocole de communication radio bas débit sur de longues distances.

Module GNSS :

Notre carte LTS est équipée d'un module **GPS NEO-6M**. C'est une puce de la société u-blox de Géolocalisation nous permettant de localiser la fusée.

Système général :

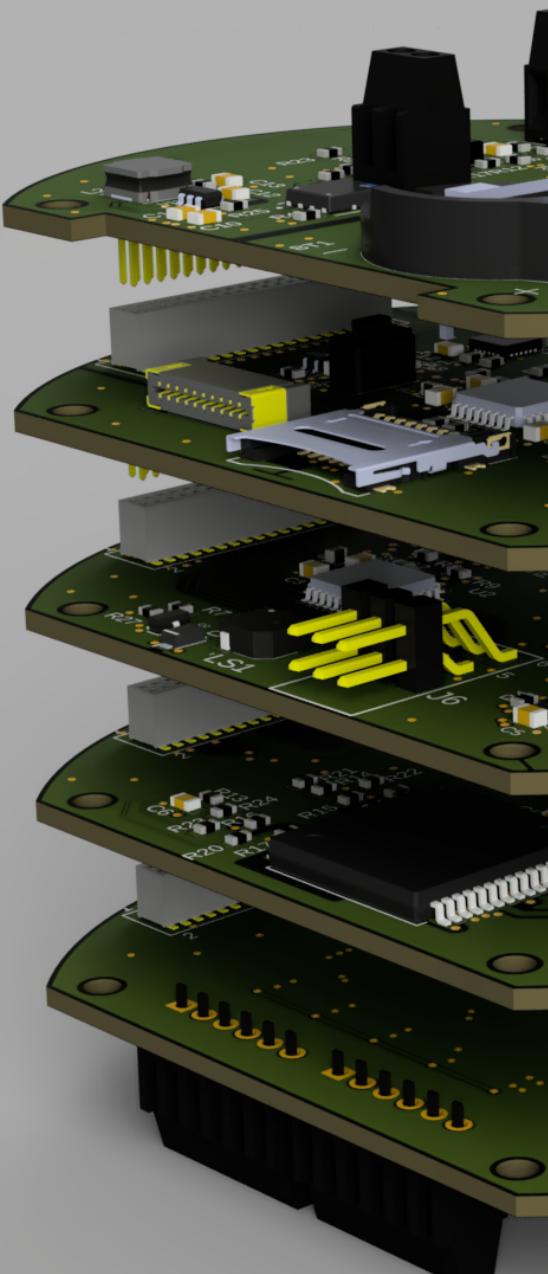
Le système LTS a pour rôle de transmettre à la station sol l'ensemble des paramètres vol reçu par l'APU. Pour échanger les informations vol, la carte LTS est reliée en SPI à la carte APU et envoie les informations par le module radio en temps réel. Lors de l'atterrissement de notre fusée, elle aura le rôle de transmettre les coordonnées GPS pour la récupération de notre fusée.

Séquenceur

(Contrôleur de vol)

Pour réaliser sa mission, notre Fusex doit avoir un centre de commande qui lui permet de déclencher les différents actionneurs en fonction des paramètres vol.

Pour répondre à ce besoin, nous concevons une carte séquenceur avec les normes du CNES et de Planète Science.



Le séquenceur est divisé en 3 parties :

- 1: **Analyse** des paramètres vols
 - 2: **Traitements** des données
 - 3: **Déclenchement** des actionneurs

Partie Analyse :

Notre séquenceur a besoin de connaître deux paramètres vol pour estimer ses différentes phases, l'accélération et la durée du vol. Pour obtenir ces données, nous allons utiliser deux capteurs numériques communiquant en I2C :

- a. **IMU6050** : Centrale inertielles 6 axes
 - b. **DS3231** : RTC (Real Time clock)

Partie Traitement :

Similairement à l'APU, la partie traitement se fait à l'aide d'un microcontrôleur de chez STMicroelectronics, le STM32F303K8.

Pour pouvoir déduire les étapes du vol (décollage, apogée, atterrissage..), le séquenceur analyse les données d'accélération en fonction du temps.

Pour valider une étape franchie, il compare les résultats en fonction de la durée des phases pré remplies à l'aide des simulations. Si aucun événement n'a pu être détecté dans les délais maximums fixés, l'horloge déclenche automatiquement une étape.

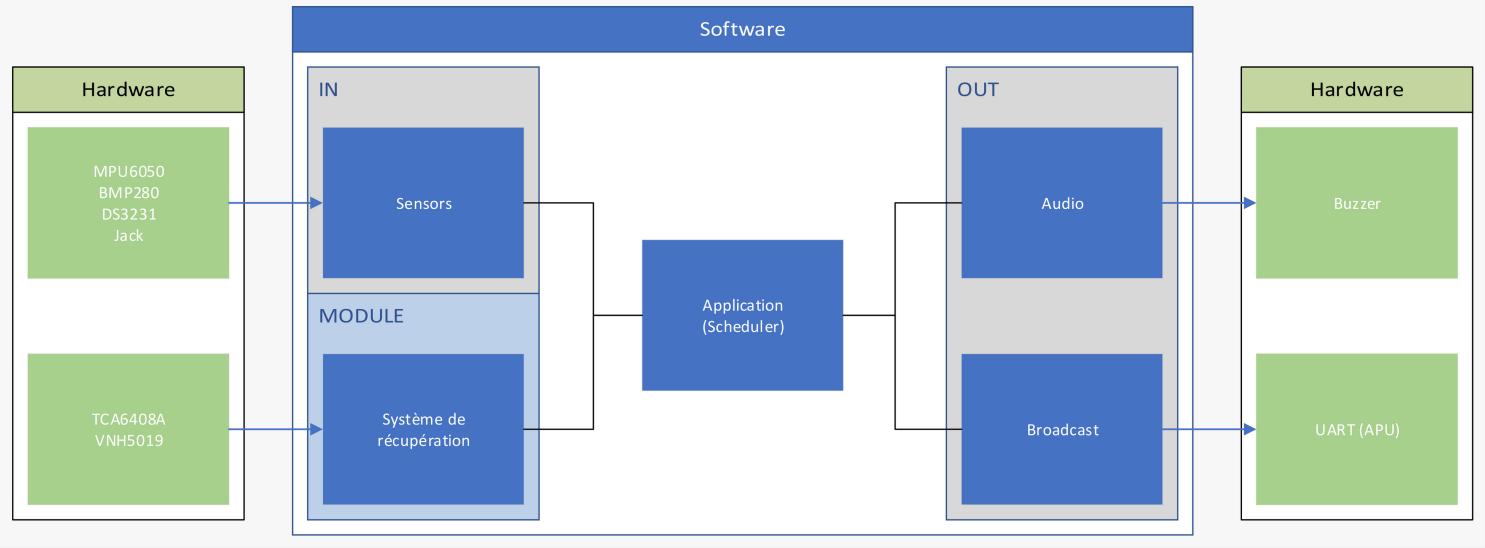
Partie Actionneur :

Le séquenceur possède un actionneur et un transmetteur :

- **ADUM226N** : isolateur numérique i2c
 - **VNH5019** : Motor Driver Carrier

Le driver de moteur est dédié aux contrôles des deux moteurs réducteurs permettant le déploiement du parachute. L'isolateur numérique va permettre de transmettre les étapes vols à l'APU dans un sens unique et sans liaison électrique.

Carte SEQ (Séquenceur)



Architecture logiciel de la carte SEQ

Le fonctionnement du logiciel de la carte SEQ est très proche du fonctionnement de la carte APU. La différence ce trouve principalement sur les équipements qui se trouve dessus.

En effet, on y retrouve les modules INPUT et OUTPUT (visible ci-dessus) mais ceux-ci sont différents.

Le module INPUT possède un capteur en plus, le jack. Il est le moyen utilisé pour initialiser le TO (temps de départ) de la fusée. Cela fonctionne sur le principe qu'un connecteur est fixé à la rampe de tir et lors du décollage, celui-ci va venir se décrocher et aura donc pour effet de passer d'un état de GPIO sur le microcontrôleur HIGH à LOW (détectable par interruption sur changement d'état).

Cette solution est simple à mettre en place mais peut induire de faux-contacts lors de la manipulation de la fusée.

Un faux contact implique un changement de niveau très bref et donc un faux départ. Si cela est amené à arriver, la mission est voué à l'échec car cela impliquerai un déploiement de parachute avant même que le tir ait lieu (par dépassement de fenêtre temporelle).

Pour remédier à ces faux-contacts, on va venir tester plusieurs fois l'état du GPIO après avoir reçu l'interruption, cela permet de vérifier que le jack à bien été retiré.

Le module OUTPUT lui possède cette fois-ci un buzzer, permettant de signaler au personnes présentes autour de la fusée dans quel état de vol celle-ci se trouve. Selon la fréquence et la durée des sons générés, il est possible de déterminer facilement la phase.

On y retrouve aussi le broadcast, qui est simplement un moyen de diffusion de données vers la carte APU.

Le dernier module est le Système de récupération. Il est composé de capteurs de fin de course et de moteurs. son objectif est de gérer l'ouverture et la fermeture de la trappe du parachute.

Comme pour l'APU, l'application va ici venir cadencer temporellement les différentes tâches à réaliser pour la mission.

De plus, l'application doit gérer deux événements majeurs :

- Le fenêtrage temporel
- La détection d'apogée

Le but de la détection d'apogée est de déployer le parachute lors de l'atteinte de l'apogée. Il est donc nécessaire de trouver celui-ci et ceci se fait grâce à des calculs d'angle de la fusée.

Le fenêtrage temporel lui permettra de ne pas déclencher le parachute trop tôt mais aussi de le déclenché si jamais le vol dépasse un certain temps (+10% sur le temps apogée).

Station sol & Méthode métrologie

Pour pouvoir récupérer l'ensemble des informations transmises par la fusée lors du vol, nous devons concevoir une station sol.

Elle se décompose en deux parties :

- Une partie réception (antenne+microcontrôleur)
- Une partie IHM (Interface graphique reliée en Virtual COMPORT)

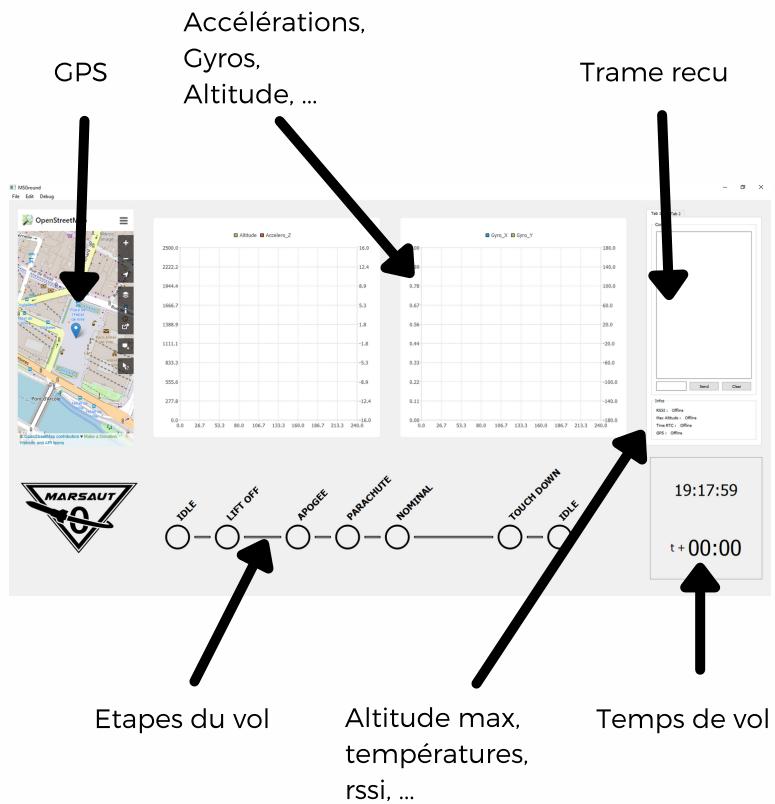
Partie réception :

Le module se décompose simplement en deux éléments, l'antenne avec une puce de Semtech SX1276 pour protocole Lora et un microcontrôleur du type ESP en temps réel. Directement relié à un ordinateur, le module décodera les informations reçues et transmettra les données via un protocole serial Virtual COMPORT.

Pour avoir un bilan liaison convenable, nous privilégierons une antenne Yagi de CompteTech, le modèle CA860Y++, ayant un gain de 11Db, et une bande de fréquences variant de 830 à 890 mHz, parfait pour nos applications actuelles et futures.



Interface Qt



Partie IHM :

Notre interface graphique est développée en C++ avec le framework Qt. Le logiciel permet d'afficher les différents paramètres et une visualisation du vol.

Partie métrologique :

Afin d'étailler et de vérifier nos capteurs, une étude métrologique a été réalisé afin de spécifier les incertitudes sur ces derniers.

Pour chaque capteur, 2 types d'incertitudes sont déterminées : une incertitude de type A et une incertitude de type B. L'incertitude de type A résulte d'une analyse statistique sur des mesures expérimentales. Nous étalonnons chaque capteur sur ensemble de la plage de mesure dans laquelle il doit fonctionner sur la FUSEX afin de déterminer les incertitudes en chaque point de cette dernière. Tandis que l'incertitude de type B résulte des différentes incertitudes liées aux conversions des informations (transformation analogique - numérique). Cette incertitude est calculée grâce aux données 'constructeur' des capteurs utilisés.

Déroulement du vol

Deroulement du vol

Le lancement a eu lieu le jeudi 22 juillet 2021 à 14h30. Ce jour-là, les conditions météo étaient les suivantes :

Heure locale	Néb.	Temps	Visi	Température	Humidité	Humidex	Windchill	Vent (rafales)	Pression	Précip. mm/h
13 h	/	/	7.1 km	26.4 °C	76%	35.4	26.4	↙	8 km/h (19 km/h) 1015.7 hPa	aucune
14 h	/	/	9.9 km	28.2 °C	73%	38.2	28.2	↙	10 km/h (21 km/h) 1014.7 hPa	aucune
15 h	/	/	10.3 km	30 °C	69%	40.8	30	↙	11 km/h (24 km/h) 1013.7 hPa	aucune

Les conditions météo étaient donc bonnes. Il n'y avait pas de nuage donc il y avait une bonne visibilité. Toutes les conditions étaient donc réunies pour faire un vol nominal.

Le lancement de notre fusée ne s'est malheureusement pas déroulé comme prévu.

En effet, suite à une défaillance du propulseur fourni par le CNES, notre fusée n'a pas atteint l'altitude envisagée (seulement 700m contre 2000m).

Cette poussée, insuffisante dû à l'explosion du propulseur, a fortement endommagé la structure interne de la fusée ainsi que certains composants comme nos antennes radio coupant toute communication vers le sol. La trajectoire ayant été fortement dégradée, l'ouverture du parachute fut trop tardive, à une vitesse trop importante (une fenêtre temporelle obligatoire, calculée sur la trajectoire théorique nous empêchant d'ouvrir le parachute plus tôt).

La fusée s'écrasera finalement 700m plus bas, après la rupture des suspentes du parachute. Nous avons néanmoins pu récupérer la fusée et étudier l'étendue des dégâts causés par l'explosion. Nous avons également pu récupérer les informations de vol (capteurs) et les images de la caméra embarquée.



Résultats

- Analyse de l'état physique de la Fusex
- Analyse des résultats des capteurs
- Simulation thermique

Analyse de l'état physique de la Fusex

Ci-contre la photo de la fusex que nous avons retrouvé dans le champ de maïs (à quelques centaines de mètres de la rampe de lancement).

Sur cette photo, il est possible de constater que la fusex est pliée en 2. De plus, on peut constater que l'un des ailerons n'est plus accroché à la base de la Fusex (les pièces en PLA les retenant ont, en partie fondu et ont été arraché lors de l'impact).

Après vérification de l'absence de combustible par les pyrotechniciens, on peut constater que le milieu de la fusex a fondu.

Or, pour rappel, la température de fusion de l'aluminium est d'environ 800°C. Donc lorsque le moteur a fui, cela a fait fondre l'enveloppe de la fusex. De plus, lorsqu'on a 'déplié' la fusex, nous avons pu constater que 2 des 4 tiges filetées en acier de 5 mm ont fondu. Sachant que la température de fusion de l'acier est de l'ordre de 2000°C. Des pièces imprimées en PLA placées au-dessus de la bague de reprise moteur ont alors fondu et formé un épais bouchon 'protecteur', isolant le compartiment parachute de la chaleur du moteur. Cela à néanmoins sectionné l'une des deux suspentes principales du parachute.



On constate que le compartiment électronique a subi très peu de dégâts grâce aux renforts en aluminium. Les cartes électroniques ont été retrouvées intactes (seuls les plus gros composants ont été arrachés suite à la violente décélération et la carte).

Seule, la coiffe de la fusex a explosé lors de l'impact avec le sol, pulvérifiant également nos antennes.

Nous avons donc été en capacité de récupérer l'ensemble des données qui a été enregistré sur la carte SD ainsi que les images de la caméra embarquée. Ces données ont été exploitées dans les paragraphes suivants.

En revanche, toute la partie retour de télémesure n'a pas fonctionné durant le vol. En effet, lorsque le moteur a cédé, le câble qui reliait les antennes de la fusex à la carte TTGO a fondu à cause de la chaleur qui s'est dégagée du moteur (via des phénomènes de conduction et de convection).



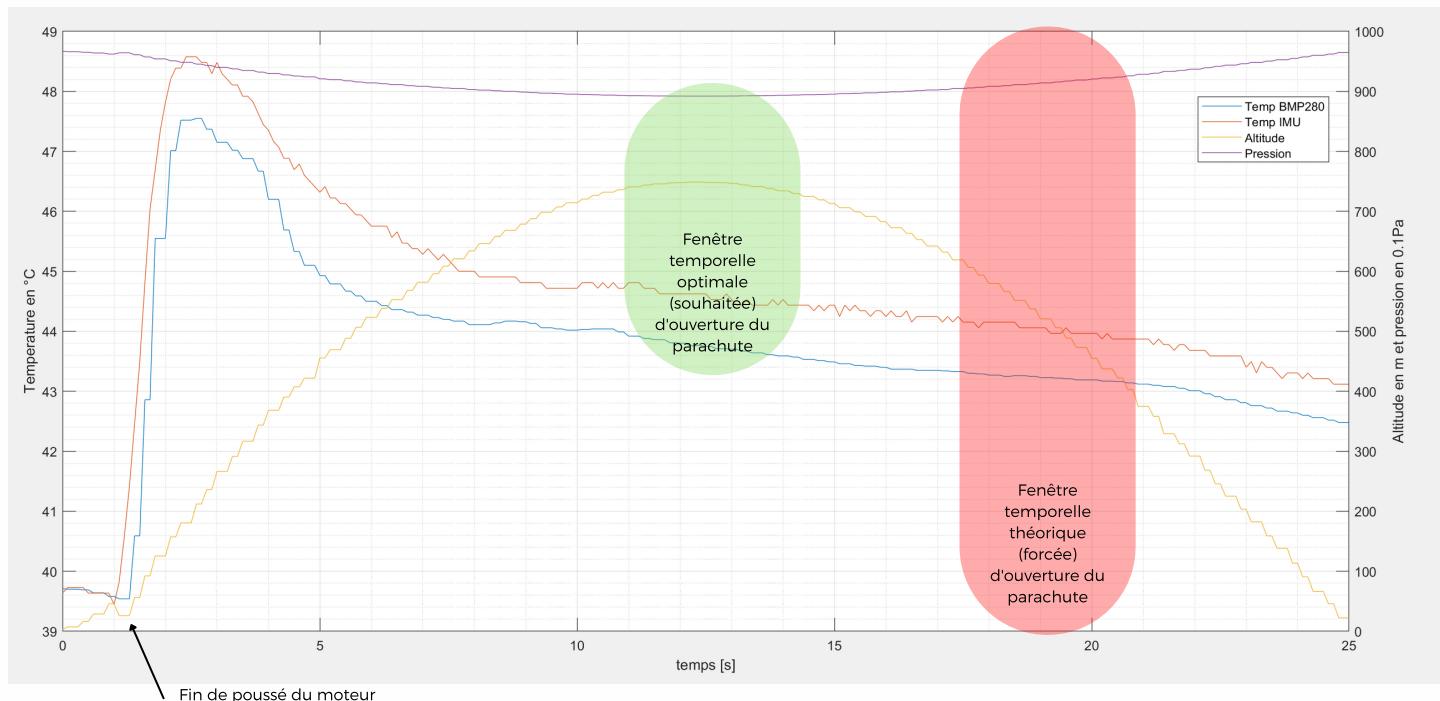
Analyse des résultats des capteurs

Bien que la fusée est fait un vol balistique, les capteurs ont quand même fonctionné jusqu'à l'impact de la fusée avec le sol. Nous avons donc pu récupérer les valeurs des capteurs suivant :

- BMP280 : valeurs de température, de pression et d'altitude
- IMU : valeurs de température, d'angles et d'accélérations

Etant donné que la télémétrie à cessé de fonctionner dès la mise à feu du moteur, l'ensemble de ces valeurs a été enregistré sur la carte SD présente dans la fusée.

Le graphique ci-dessous, reprend l'ensemble des données enregistrées durant le vol :

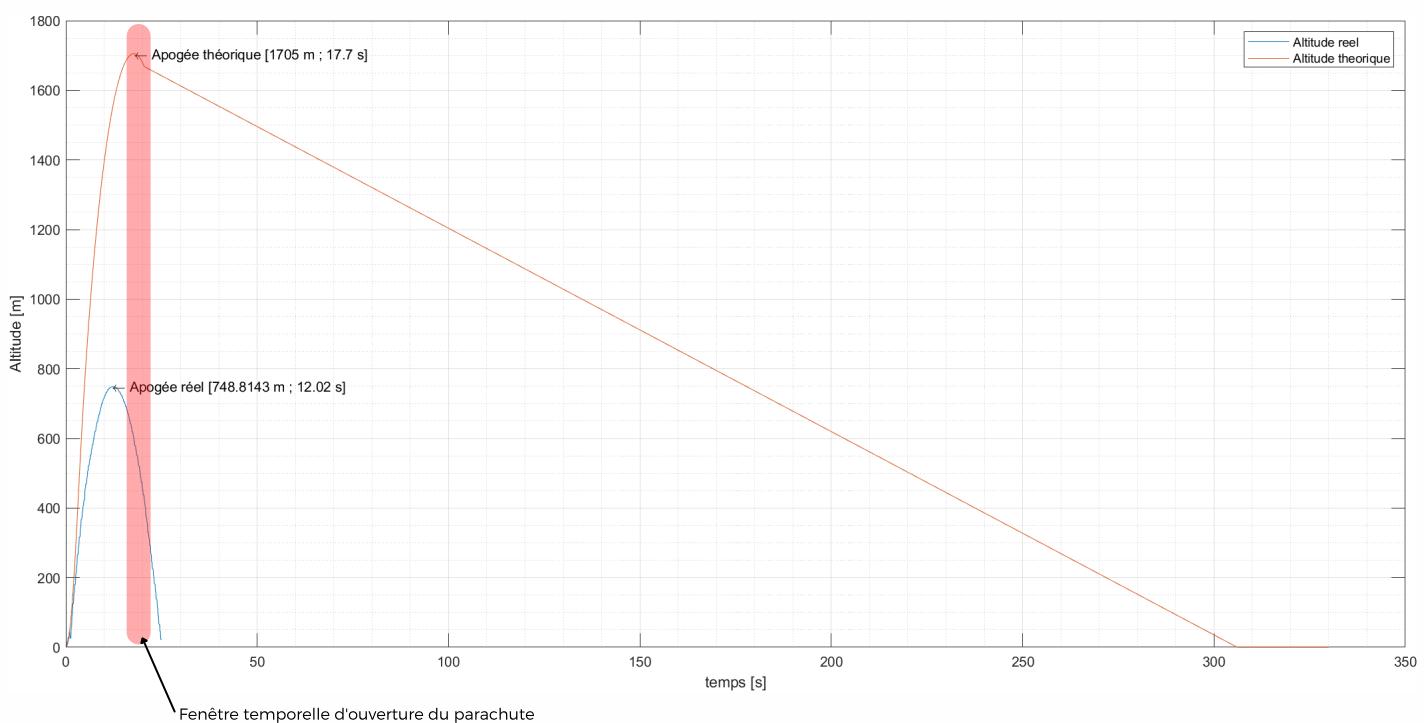


Les courbes ci-dessous vont présenter et comparer les valeurs théorique (que nous aurions dû obtenir si la fusée avait fait un vol nominal) et les valeurs expérimentales que nous avons obtenues.

Analyse des résultats des capteurs

Comparaison de l'altitude théorique et de l'altitude expérimentale

Le graphique ci-dessous compare, en fonction du temps, l'évolution de l'altitude :



Sur ce graphique, on constate que l'apogée théorique devait avoir lieu à environ 18 s et à une altitude théorique de 1 705 m. La fusée devait ensuite redescendre à une vitesse d'environ 5m/s pendant environ 280 s jusqu'à atteindre le sol.

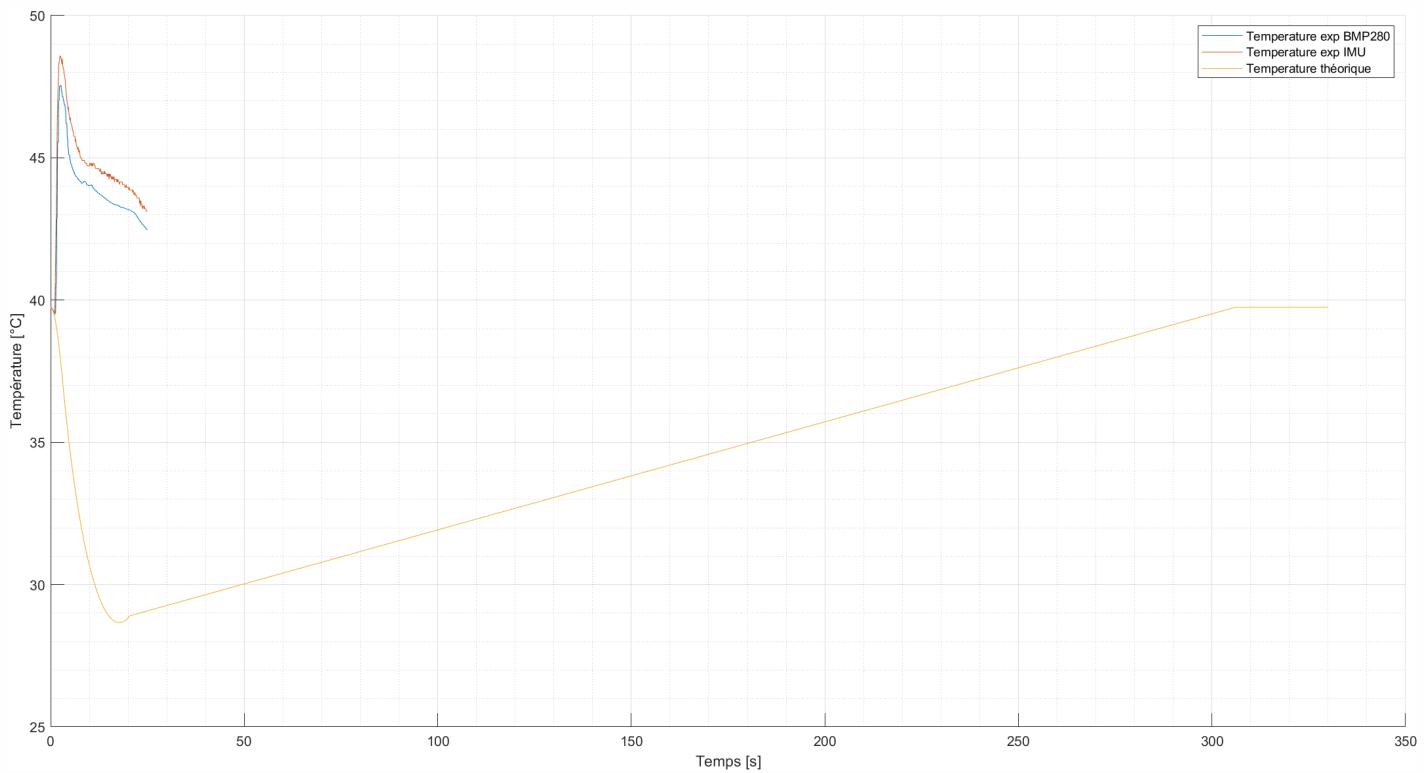
Malheureusement, du fait de la fuite dans le moteur, il y a eu un manque de poussée. Donc au lieu d'atteindre une altitude de 1 705 m, la fusée n'est montée qu'à 750 m. L'apogée a donc été atteinte au bout de 12 s soit 5 s avant la fenêtre d'ouverture du parachute imposée par le cahier des charges de Planète Science..

Sur ce graphique, on peut également remarquer que la fusée n'a pas été ralenti durant sa chute. En effet, la parabole est parfaitement symétrique.

Analyse des résultats des capteurs

Comparaison de la température théorique et de la température expérimentale

Le graphique ci-dessous compare, en fonction du temps, l'évolution de la température au sein de la fusex.



Sur le graphique, on constate que l'évolution de la température du point de vue expérimentale n'a pas la même allure que la courbe théorique. En effet, on constate qu'environ 1s après le décollage, les capteurs mesurent une élévation de près de 10°C dans la fusex.

Or, comme le montre la courbe théorique, en théorie, la température aurait dû chuter (avec les phénomènes de convection et l'augmentation d'altitude).

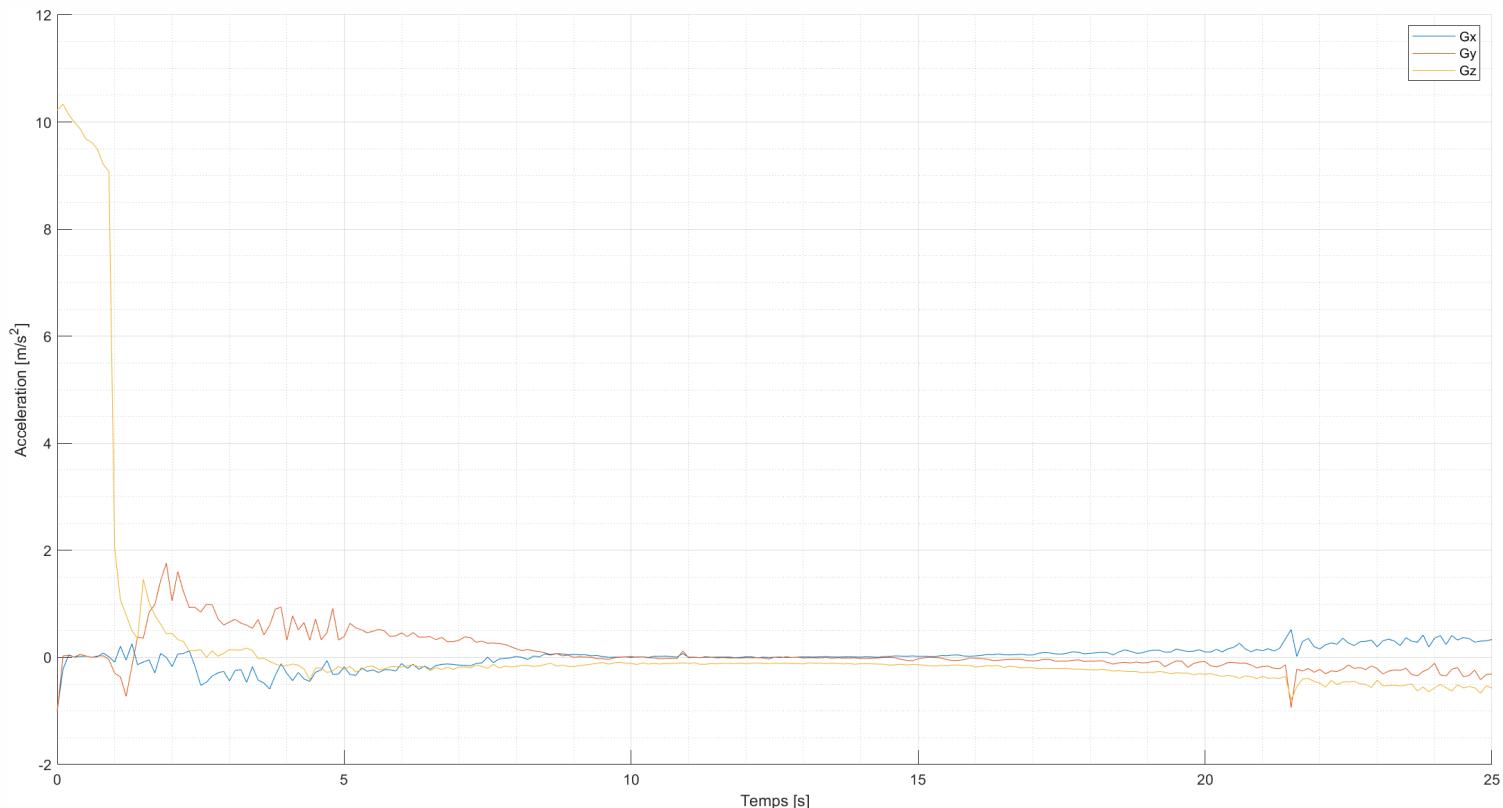
Ces courbes expérimentales confirment bien les hypothèses qui ont été émises lors de l'analyse des restes de la fusex. En effet, les courbes montrent très clairement qu'il y a eu une forte élévation de température au sein de la fusex durant un très court instant (environ durant 400 ms). Ces fortes chaleurs, produites par la fuite présente au niveau du haut du moteur ont donc bien fait augmenter de manière brutale la température à l'intérieur de la fusex. De plus, lorsque le moteur a fuit, le capteur de température DS18B20 a fondu instantanément. Aucune valeur de température n'a donc pu être enregistrées par ce capteur.

Une fois que le carburant du moteur s'est entièrement consumé (soit environ 3s après l'allumage), on peut constater une diminution rapide de la température à l'intérieur de la fusex. Cela est dû en grande partie grâce au phénomène de convection qu'a subi la fusex durant sa chute libre.

Analyse des résultats des capteurs

Centrale inertie

Le graphique ci-dessous représente, en fonction du temps, l'accélération de la fusée sur les 3 angles (x, y et z) :



Sur ce graphique, on peut noter plusieurs points importants :

- Entre $t = 0\text{s}$ et $t = 1\text{s}$, la centrale inertie a enregistré une importante accélération, cela correspond à la poussée de la fusée. Remarque en théorie le temps de poussé aurait dû être de 3s mais elle n'a duré que 1s à cause de la fuite du moteur
- Entre $t = 1\text{s}$ et $t = 12\text{s}$, l'accélération de fusée a fortement ralenti jusqu'à atteindre l'apogée à $t = 12\text{s}$. Puis elle a repris de la vitesse petite à petit
- À $t = 21.5\text{s}$, la centrale inertie a enregistré une petite décélération. Cette décélération est dû à l'ouverture du parachute. En effet, le parachute a été éjecté au début de la fenêtre temporelle mais le temps que les 3 m de suspentes se déplie entièrement et que le parachute s'ouvre, environ 3 secondes se sont écoulées
- À $t = 25\text{s}$, l'enregistrement s'est arrêté. En effet, c'est à ce moment là que la fusée s'est crachée dans le champs de maïs à quelques centaines de mètres du pas de tir

Cette enregistrement permet de confirmer que le parachute s'est bien ouvert. Donc bien que le moteur est fuit et que le milieu de la fusée soit en fusion, le parachute est bien sortie. Cela veut donc dire que le système d'éjection du parachute à bien fonctionner.

Dans les prochaines fusées que nous réaliserons, nous conserverons le système de trappe parachute mais nous décalerons la fenêtre temporelle pour tenir compte du temps de déploiement du parachute (prendre en compte le temps de déploiement des suspentes par exemple).

Simulation thermique

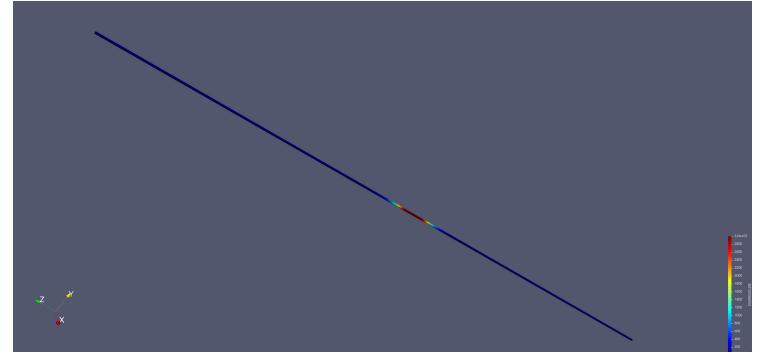
Etude de la conduction sur les tiges en acier

Lorsque nous avons récupéré notre fusée suite à l'explosion du moteur, nous avons constaté que l'ensemble des pièces imprimés en 3D situées dans le compartiment moteur avaient fondu ou partiellement fondu selon la distance à laquelle elles se situaient de la brèche.

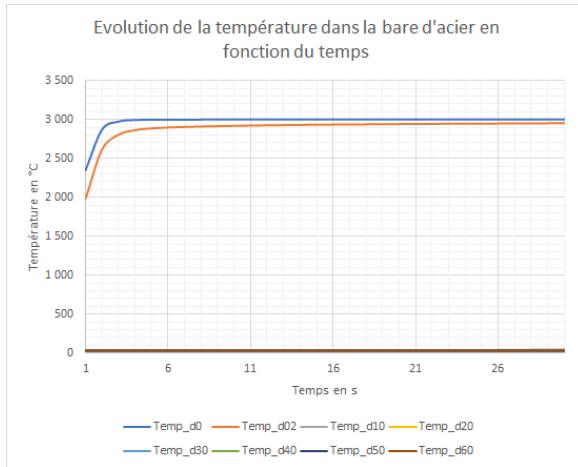
Afin de mieux comprendre ce qu'il s'est passé, nous avons réalisé une étude thermique sur une barre en aciers équivalente à celles de la structure de la fusée.

Pour estimer la température interne de la fusée lors de l'explosion, nous nous sommes basés sur nos observations. En effet, lorsque nous l'avons récupéré, nous avons pu constater que 2 des 4 tiges en acier avaient fondu. Donc la température à du dépasser les 2 500°C durant plusieurs secondes.

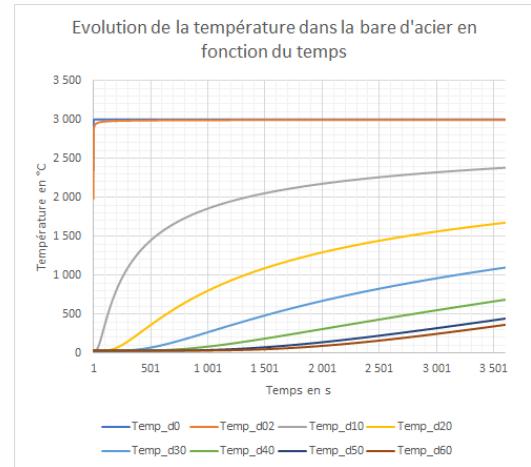
Afin de voir l'évolution de la température au sein de la barre d'acier, nous avons regardé l'évolution de la température à 8 endroits différents (à $d = 0$ cm de la zone d'explosion, à $d = 2$ cm de la zone d'explosion, à $d = 10$ cm, $d = 20$ cm, $d = 30$ cm, $d = 40$ cm, $d = 50$ cm et $d = 60$ cm de la zone d'explosion). Voici le résultat de la simulation thermique que nous avons obtenue :



Simulation thermique d'une des tiges en acier



Pendant le vol



Pendant le vol et 1h après

On constate donc que, durant le vol, la température est montée très rapidement uniquement au niveau de la zone d'explosion.

En revanche, on constate que par conduction et après un long moment, l'acier est effectivement monté en température ce qui explique que l'ensemble des pièces imprimées en 3D qui étaient au contact de ces tiges ont plus ou moins fondu (cela dépend de la distance à laquelle elles étaient de la zone d'explosion).

On peut donc en conclure que ce n'est pas le phénomène de conduction qui a fait monter la température de manière très rapide au sein de la fusée (enregistrée par les capteurs capteurs de température) mais bien le phénomène de convection.

Conclusion

- RETEX
- Bilan
- Remerciements

Tableau REX

Le tableau ci-dessous récapitule le retour d'expérience que nous avons réalisé sur Marsault O :

Partie	Element	Point positif	Point à améliorer
Mécanique	Structure	Peau non porteuse (facile à démonter)	Masse
	Aileron + fixation	Fixation rigide et qui n'influence pas l'aérodynamique	/
	Bague de fixation moteur	Système fonctionnel	Moyen de fixation de la bague moteur
	Bague de reprise moteur	Fonctionnel	Ne protège pas contre les fortes chaleurs
	Système parachute	Système fonctionnel et sur	Volume dédié au parachute à augmenter
	Fixation électronique	Rack électronique : Système fonctionnel, facile et rapide à mettre en place une fois le rack assemblé à l'extérieur Rack antenne : antennes bien maintenues Fixation antenne <-> rack : très peu de longueur de câble	Rack électronique : Assemblage du rack à l'extérieur Rack antenne : emplacement du rack dans la fusée Fixation antenne <-> rack : à revoir entièrement car trop difficile à mettre en place
Électronique	Jack	Facile à tester et à mettre en place	Revoir la fiabilité du jack (faux contacts)
	SD + support	Fonctionnel	Support à revoir, revoir l'accès dans la fusée
	Connectiques entre les cartes	S'imbrique bien	Fournisseur des connectiques (difficile à souder + tendance à s'arracher)
	Capteurs	Fonctionnel	Résolution des capteurs
	Moteur trapes parachutes + connectiques	Fonctionnel	Connectiques à revoir (tailles des fils, système de fixation des câbles), gestion de la puissance des moteurs à revoir
	Alimentation + connectiques	Bloc batterie facile à mettre en place	Connectiques à revoir (tailles des fils, système de fixation des câbles)
Informatique	Jack	simple à mettre en place	des problèmes pour filtrer les faux contacts et éviter les faux-départs
	SD	simple à lire grâce à un pc	des soucis pour faire communiquer le microcontrôleur avec la carte SD via le middleware FATfs
	microcontrôleur	petit et simple à utiliser, il a été exploité à presque 100% de ses capacités	un peu juste sur la taille de la flash. (utilisation à 98%)
	Capteurs	Tous les drivers ont été faits sur le même modèle, cela permettait de simplifier leurs applications	un capteur utilisait le protocole OneWire, n'étant pas géré nativement par le microcontrôleur, il a fallut le gérer soit-même
	Système parachute	simple d'utilisation	des problèmes pour gérer les fréquences des PWM. Les capteurs de fin de course ne fonctionnaient pas toujours
	IHM	intuitif et très utile pour avoir un aperçu des capteurs en temps réel + et de l'état de la fusée	limité à 5 lignes de textes sur l'écran. L'IHM étant sur le même microcontrôleur que l'APU, beaucoup de temps CPU a été perdu allongeant le cycle de 10ms à 100ms dans certains cas
	radio	simple grâce à l'utilisation d'une autre carte	/
	algorithmes de vol	détecteur d'apogée efficace	valeur seuille à affiner pour une ouverture optimale
	buzzer	efficace pour détecter les différentes phases	le son reste trop faible -> revoir le choix du buzzer

Bilan

En 2021, avec la mission Marsaut 0, les membres du club Mines Space ont participé au C'Space, campagne de lancement organisée par Planète Sciences en collaboration avec du CNES.

La fusée, réalisée pour la mission Marsaut 0, mesure environ 1,25 m, possède un diamètre de 90mm pour un poids totale d'environ 4.8kg. Cette fusée se compose de 4 ailerons profilés en forme libre. Le moteur utilisé est le RO-54-5G Barasinga.

Du point de vue électronique, la fusée est composée de 6 cartes électroniques :

- 1 carte alimentation : elle a pour rôle d'alimenter les différentes carte électronique
- 1 cartes APU : elle a pour rôle de récolter et traiter l'ensemble des informations des différents capteur
- 1 carte séquenceur : elle a pour rôle de séquencer les différentes étapes du vol
- 1 carte LTS : elle est en charge de récupérer les data et de les envoyer sur une interface au sol
- 1 carte moteur : elle a pour rôle de piloter les moteurs de la trappe parachute
- 1 carte IHM : elle permet d'afficher en temps réel l'état de la fusée et les données des capteur

Enfin notre expérience consiste à transmettre l'ensemble de nos données via la carte LTS afin de pouvoir les traiter en temps réel sur notre interface Qt.

Malheureusement, suite à une défaillance du propulseur fourni par le CNES, notre fusée n'a pas atteint l'altitude envisagée (seulement 700m contre 2000m). Cette défaillance a fortement endommagé la structure de notre fusée. La trajectoire ayant été fortement dégradée, l'ouverture du parachute fut trop tardive, ce qui a provoquer son arrachage lors de sa sortie. La fusée s'écrasera donc 700m plus loin dans un champs de maïs.

Malgré cela, les capteurs ainsi que la caméra ont continué de fonctionner durant toute la durée du vol et leurs données ont été enregistré sur la carte SD.

Sur ces données, il est possible de retracer seconde par seconde le dérouler le vol avec ce qu'il s'est passé.



Bien que la fusée est fait un vol balistique, ce projet fut très riche. Ils nous a permis d'acquérir et d'approfondir de nombreuses compétences dans des domaines très divers comme par exemple la mécanique, l'informatique, l'électronique ou encore la thermique. Il nous a également permis de nous former et de créer les premières briques de notre programme, Marsaut.

Remerciements

Enfin nous tenions à remercier tout les acteurs qui nous ont permis de réaliser ce projet. En effet, sans ces acteurs, ce projet n'aurait jamais pu avoir lieu.

Nous tenions donc à remercier :

- **L'école des Mines de St-Étienne** qui nous a permis de financer une partie de la fusée grâce à son aide financière. Nous la remercions également pour l'ensemble des communications qui ont été fait sur leur réseau sociaux
- **STMicroelectronics** qui nous a fourni une partie des microcontrôleurs de notre fusée ainsi que les différentes cartes de tests
- **Thales** qui nous a permis de financer une partie de la fusée grâce à son aide financière
- **Completech** pour la fourniture d'antenne pour notre système radio
- **CNES** pour l'organisation et l'encadrement du C'Space
- **Planète Sciences** pour l'organisation et l'encadrement de ce projet ainsi que l'organisation du C'Space



THALES

CompleTech
ComAnt®-antennas by CompleTech, Finland



Une partie de l'équipe MSO juste avant le lancement

A bientôt !



L'équipe Mines Space



Mines Space



mines_space



@MinesSpace



mines-space



M
A
R
S
A
U
T
O

L'équipe Mines Space



Mines Space



mines_space



@MinesSpace



mines-space



