

CLUB MINES SPACE

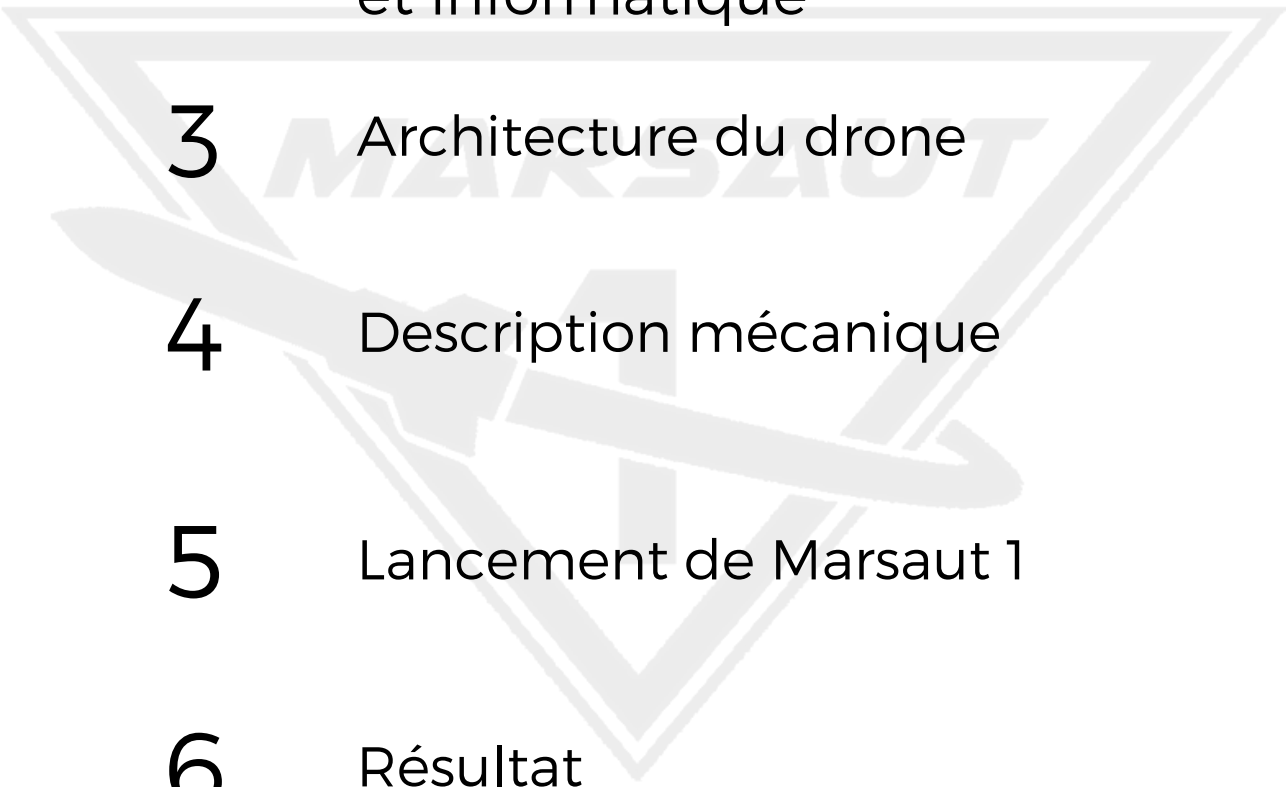
# DOCUMENT DE FIN DE PROJET

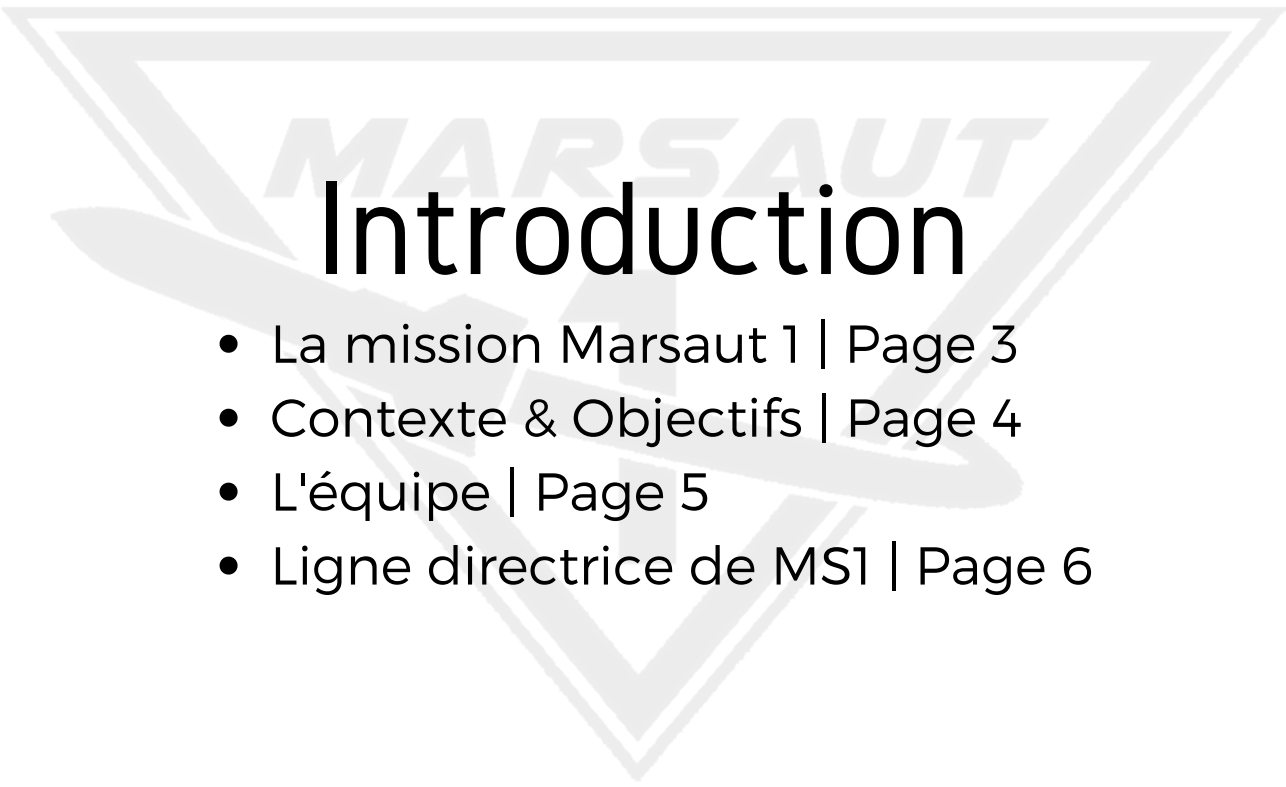
C'SPACE 2022 | PROJET MARSAUT 1



RÉALISATION D'UNE FUSÉE EXPÉRIMENTALE DANS LE CADRE DU C'SPACE

# SOMMAIRE :

- 
- 1 Introduction
  - 2 Description électronique et informatique
  - 3 Architecture du drone
  - 4 Description mécanique
  - 5 Lancement de Marsaut 1
  - 6 Résultat
  - 7 Conclusions



# Introduction

- La mission Marsaut 1 | Page 3
- Contexte & Objectifs | Page 4
- L'équipe | Page 5
- Ligne directrice de MS1 | Page 6



LA MISSION

# MARSAUT 1



L'histoire de Mines Space a commencé en fin d'année 2019, avec le rassemblement de plusieurs étudiants passionnés d'aérospatiale. Poussé par l'ambition de certains, l'objectif premier était de pouvoir participer à la réalisation d'une fusée-sonde. Face à l'ampleur qu'a pris ce groupe, nous avons décidé de fonder Mines Space.

Notre première fusée, Marsaut 0 fut mise en œuvre lors du C'space 2021. Elle avait pour but de tester une télémétrie basée sur le Lora et de valider nos briques technologiques. Lors du vol, la fusée a subi une défaillance moteur entraînant sa perte. Cependant, l'ensemble des données furent récupérées, nous permettant d'analyser et de comprendre cet événement particulier. Ainsi avec cette expérience unique, nous avons pu acquérir des compétences et valider des briques technologiques nous permettant de poursuivre sur notre nouveau projet, Marsaut 1.

Bien plus ambitieux, nous souhaiterions le mettre en œuvre lors du C'Space 2022



# 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 télémessure, 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 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

Cette nouvelle mission se décompose en deux parties, un lanceur puissant capable d'amener une charge utile de 3kg à une altitude de 2000m, un démonstrateur autonome capable d'atterrir à une position donnée.

MS1 [lanceur] : Le lanceur est une version améliorée et agrandie de notre première fusée, MS0. Il reprend les grandes bases de ce premier projet, comme le treillis porteur, la peau en aluminium ... Plusieurs points ont néanmoins évolué afin de faciliter l'assemblage de la fusée ainsi que son utilisation. Par exemple le fait de tirer la fusée en rampe et non pas en cage. Nous passons également d'un moteur pro54 à un moteur pro75, décisions motivées par l'augmentation du gabarit de MS1 : 190cm de haut pour 120mm de diamètre et un poids de 12kg. De la même manière, la fusée effectue sa redescente sous un parachute rond conventionnel.

MS1 [Charge utile] : La charge utile de MS1 qui est également l'expérience de ce projet est un 'drone' embarqué dans le lanceur et déployé à l'apogée. Son objectif une fois relâché est d'effectuer une chute contrôlée et de freiner pour atterrir à un point prévu à l'avance. La particularité de ce système est qu'il souhaite reproduire la façon dont une fusée avec un propulseur à ergol liquide atterrirait : le thrust vector. Pour des raisons techniques, nous avons choisi d'utiliser une turbine électrique fournissant toute la poussée vectorielle ainsi que 4 ailerons orientant le flux et permettant de stabiliser et contrôler le 'drone'.

# Organisation du club

## Les personnes derrière MARSAUT 1

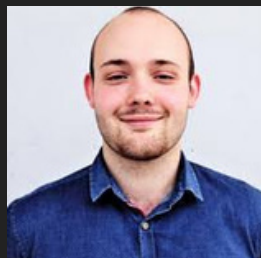
**PAUL  
BOYMOND**

APPRENTI ISEE  
VALOTEC



**PAUL  
MIAILHE**

APPRENTI ISEE  
CNES



APPRENTI ISEE  
MBDA

**QUENTIN  
BAKRIM**



L'équipe de Marsaut 1 est composée de 3 étudiants en formation par apprentissage à l'EMSE :

- ISEE : Ingénieur Systèmes Electroniques embarqués

### Rôles :

- Paul Boymond : Responsable mécanique, production, dimensionnement, Drone & Lanceur
- Quentin Bakrim : Responsable logiciel embarqué Lanceur
- Sixtine Peniguel : Responsable métrologie et thermique
- Paul Mialhe : Responsable électronique Drone, station sol, et dimensionnement
- Arthur Chassande : Responsable électronique Lanceur
- Melchior de Beaudrap : Logiciel embarqué Drone

## L'organisation des projets chaque années

L'organisation de Mines Space est particulière du fait que les membres sont en alternance. Ainsi, durant les périodes entreprises (70% du temps), nous travaillons en autonomie (aussi bien dans les développements que pour le matériel : nous n'avons pas de locaux et utilisons donc notre propre matériel : imprimante 3D, Fraiseuse numérique, four CMS, Oscilloscope ...) sur nos parties (nos entreprises n'étant pas toutes à Saint-Étienne, nous sommes repartis sur plusieurs villes, Toulouse, Paris, Saint-Étienne, Valence ...). Cela rend le pilotage de projet particulièrement challengeant : nous organisons des points d'avancements réguliers et utilisons des services en ligne simplifiant la collaboration.

2 semaines tous les 1.5mois, nous nous retrouvons tous pour les "périodes école" et procédons à une phase d'intégration : nous réunissons toutes les parties individuelles et vérifions le bon fonctionnement.

Septembre 2021

Cahier des charges

Octobre 2021 - Juin 2022

Répartition des  
parties

Juin 2022

Intégrations

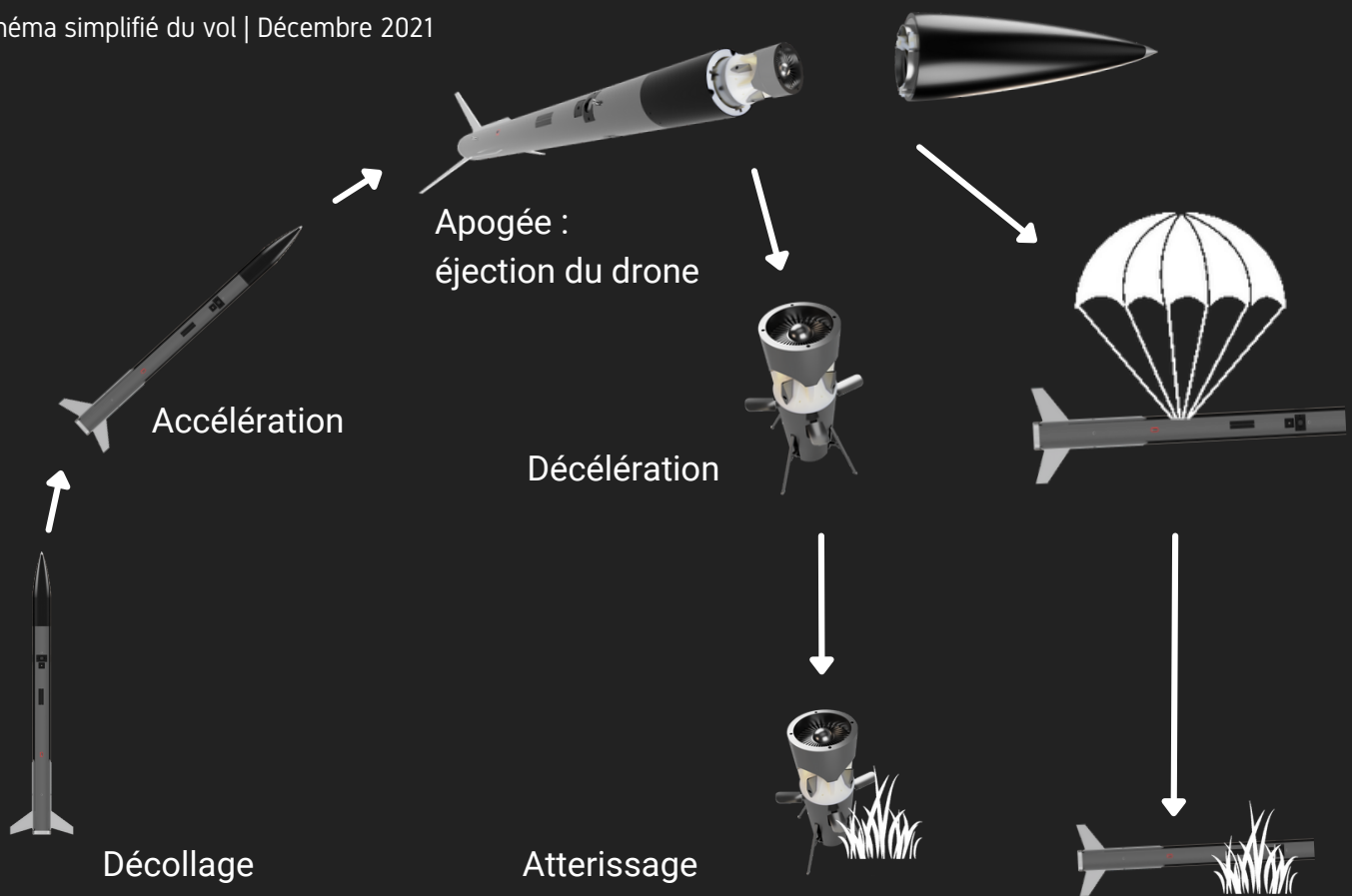
Juillet 2022

Lancement

RCE1

RCE2

RCE3



# Ligne directrice de MS1

Marsaut 1 a pour but d'être un démonstrateur technique dédié à l'étude d'un système de descente. Notre fusée expérimentale se rapproche ainsi d'un véritable lanceur. Il a pour objectif de déployer une charge utile à son apogée. Le projet comprend ainsi deux véhicules, le lanceur et le drone. Le lanceur est conçu pour accueillir dans ça partit haute le drone. Il reposera sur un système d'éjection fonctionnant à l'aide de ressort et d'un motoréducteur piloté par la carte séquenceur. Les deux systèmes électroniques sont séparés (isolé) :

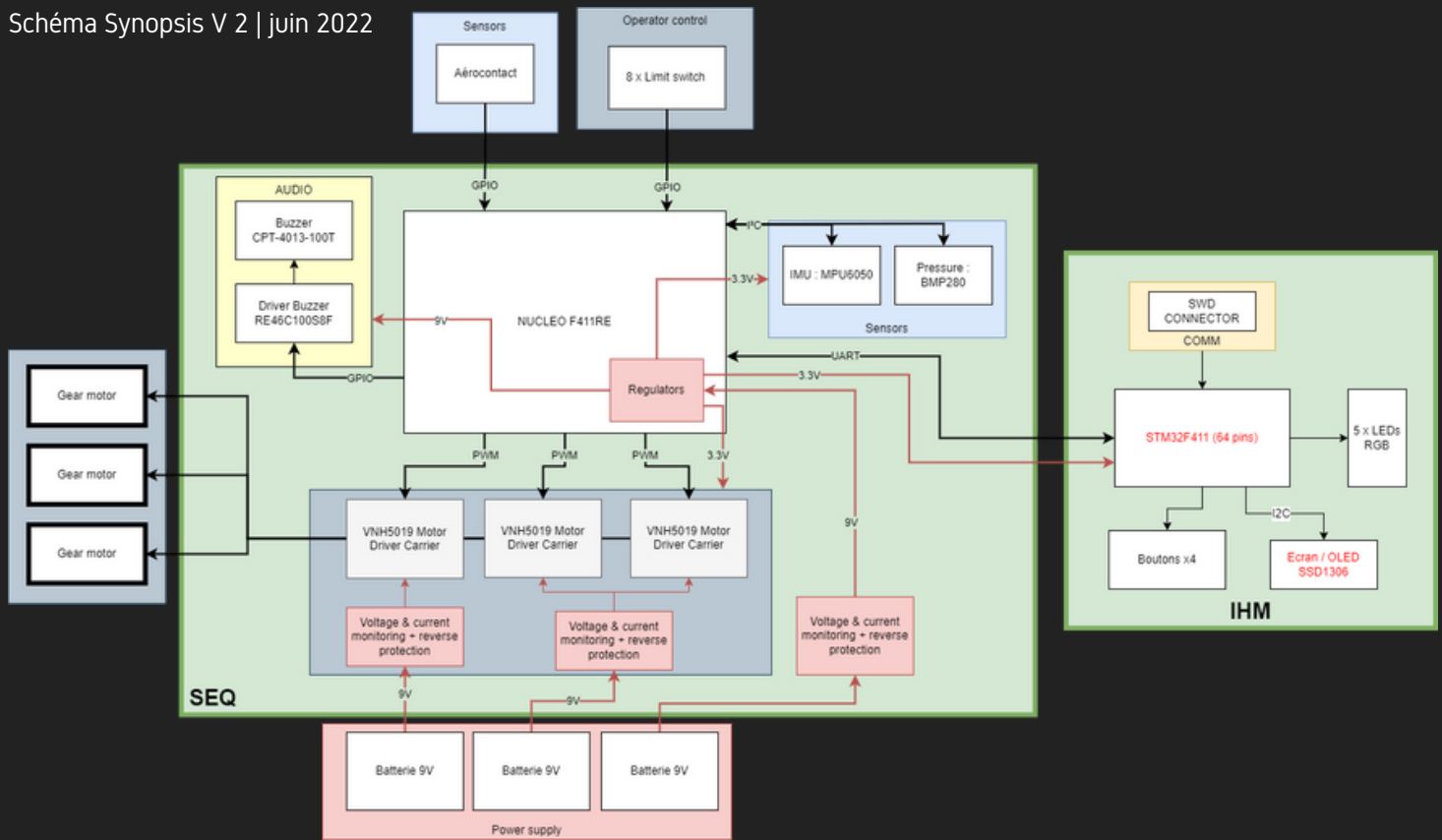
- Le lanceur possède seulement une carte séquenceur pilotant l'ensemble de la fusée
- Le drone possède deux cartes électroniques (DCB et MCB), dont une sera dédiée à l'asservissement du moteur et une autre dédiée à son système de guidage

Les spécifications du drone ayant évolué au cours du projet, nous avons décider de réaliser une deuxième version de notre lanceur MS1. Cette version, inspirée de nos conceptions précédentes propose une coiffe agrandie avec un volume utile de presque 14L. La structure mécanique a également été revue avec un treillis porteur à l'extérieur de la fusée. Cela permet de libérer de la place dans la fusée pour les différents éléments. Cela simplifie également l'assemblage puisque la structure n'est que le prolongement de nos 3 ailerons. Nous avons donc qu'une seule pièce, parcourant toute la longueur du corps de la fusée, assurant la rigidité de l'ensemble.



# Description électronique et informatique

- Architecture SEQ | Page 8
- Logiciel SEQ de MS1 | Page 9
- Logiciel SEQ de MS1 | Page 10
- Station sol & Méthode  
métrologie | Page 11

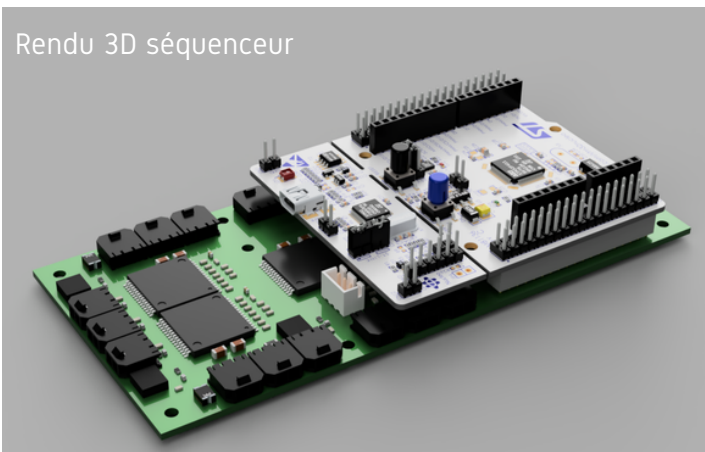


# Architecture électronique SEQ

Le séquenceur descend des acquis de Marsaut 0, il reprend un grand nombre de composants et de designs électroniques. Néanmoins, n'ayant plus la contrainte de l'isolation électrique avec la charge utile et le gain de place réalisé, nous pouvons concevoir une carte mère permettant d'accueillir l'ensemble des systèmes logiques (capteur, radio, GPS, commande moteur...etc.). Cependant, le séquenceur sera équipé de deux cartes électroniques supplémentaires, une nucléo F411RE comprenant le microcontrôleur et les régulateur de tension, et une carte IHM autonome permettant d'afficher à l'utilisateur l'état de la fusée. Ainsi sur la carte mère, nous retrouvons :

- Un ensemble de capteurs élémentaires permettant d'obtenir les paramètres de vol (IMU, et Baromètre, température)
- Un "aérocontact" permettant de détecter le décollage
- Un buzzer et des LED permettant d'indiquer l'état de la carte
- Des drivers VNH5019 permettant de piloter les différents systèmes de déploiement (parachute, drone et coiffe)

Rendu 3D séquenceur



L'IHM est une carte indépendante possédant son propre microcontrôleur, elle récupère les données de la carte mère pour les afficher et donne la possibilité à l'utilisateur de contrôler en mode débogage les différents systèmes de déploiement.

# Logiciel SEQ de MS1

Pour MS1, la carte SEQ s'équipe d'un OS temps réel (FreeRTOS).

Le choix de cet OS est justifié par plusieurs points :

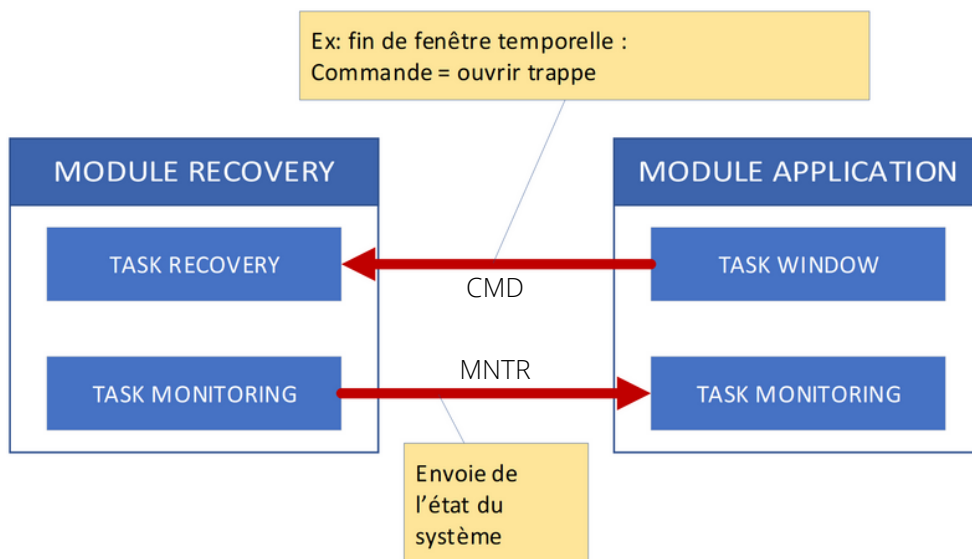
- Une bonne maîtrise temporelle des tâches à exécuter
- Une notion de priorité et de préemption des tâches
- La possibilité de venir tracer le séquenceur avec l'outil SystemView de Segger
- La démonstration de technologie



Le logiciel est divisé en plusieurs modules, eux-mêmes divisés en tâches. Chaque module a été pensé pour être indépendant et réaliser une fonction bien précise.

Il existe cependant un module particulier qui s'appelle "Application" qui se trouve au centre des autres modules. Ce module est constitué de tâches spécifiques au projet MS1. Ses tâches ont pour objectif de réaliser la mission et les décisions en communiquant avec les autres modules.

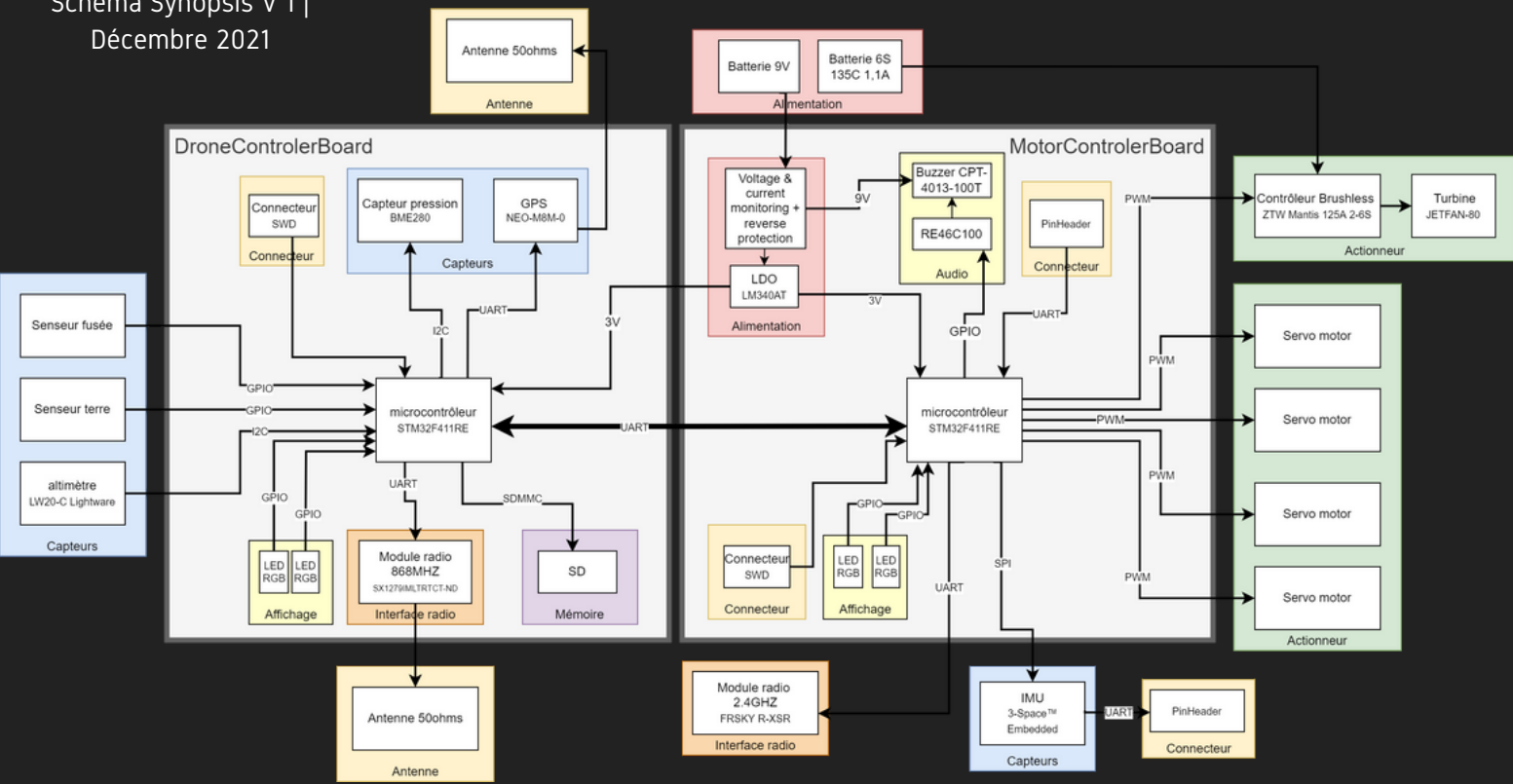
Exemple: le module "Recovery" (permettant de gérer de manière autonome le système d'éjection du parachute), a deux interfaces. Une commande en entrée et un monitoring en sortie. Le module application va donc pouvoir envoyer une commande au module comme le montre le schéma ci-dessous.



Ici, nous sommes dans le cas où la fenêtre temporelle nous impose de déployer le parachute. La tâche applicative, chargée de la fenêtre, va donc pouvoir envoyer la commande "ouvrir la trappe" au module "Recovery". Le module "Recovery" va donc recevoir l'ordre et agir sur les actionneurs.

Les modules étant indépendants, une sortie monitoring est mise à disposition, Elle permet aux tâches applicatives d'avoir des informations sur les états de chaque modules (ex: trappe ouverte).





# Architecture du drone

L'architecture électronique du drone est divisée en deux parties : Contrôle(DCB) et pilotage(MCB).

- **Contrôle(DCB) :** Cette partie représente la partie intelligente du drone. Elle est munie de plusieurs capteurs tels qu'un GPS, un baromètre, un télémètre, ... et calcule les différentes étapes du vol. Elle est chargée d'obtenir la position du drone dans l'espace et de donner les ordres à la partie pilotage. Elle peut recevoir des trames d'ordre depuis le sol tel que des positions GPS ciblées, des altitudes, des vitesses, ... mais également renvoyer tous les paramètres du drone (altitude, vitesse, état, ...). Elle peut logger toutes les activités et paramètres du drone pendant le vol sur une carte SD.
- **Pilotage(MCB) :** Cette partie a pour tâche de fond de maintenir la stabilité du drone grâce à l'IMU et aux servomoteurs. Elle pilote directement les actionneurs du drone et suit les ordres de la partie Contrôle(DCB) lui permettant de déplacer le drone, d'ajuster la vitesse, ... Elle peut également recevoir les ordres d'un récepteur 2.4GHz lui-même piloté par une radiocommande au sol. Lorsque la radiocommande prend la main, elle a la priorité sur la partie Contrôle(DCB). Cela permet de piloter le drone manuellement ou en cas de problème de désactiver un guidage défaillant par exemple.

# Station sol & Méthode métrologie

Pour pouvoir récupérer l'ensemble des informations transmises par la fusée lors du vol, nous utiliserons la station sol conçu par le club.

Ainsi la liaison radio se décompose en deux éléments :

- Une partie réception (Lora + microcontrôleur + IHM + Carte SD)
- Une partie émission (GPS + Lora)

## 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 CompleTech, 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.



## Partie émetteur :

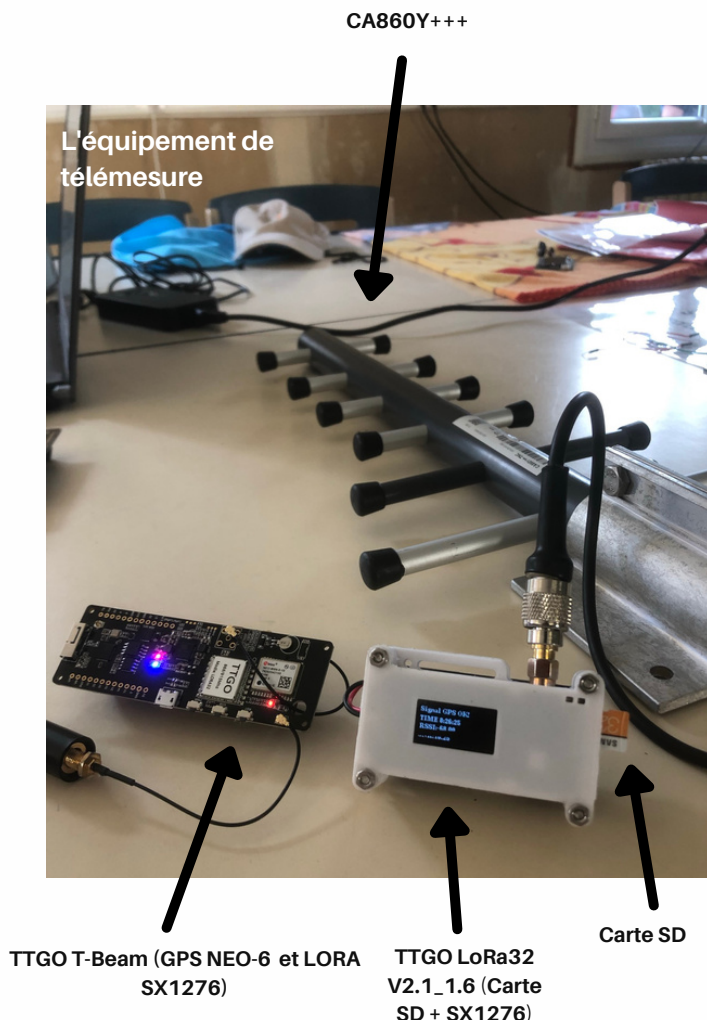
Pour le suivi de notre expérience nous réutilisons l'émetteur TTGO-T-BEAMV1.1, autonome, fabriquée par la compagnie chinoise Lilygo dédiée au protocole de télécommunication Lora et au positionnement par GNSS.

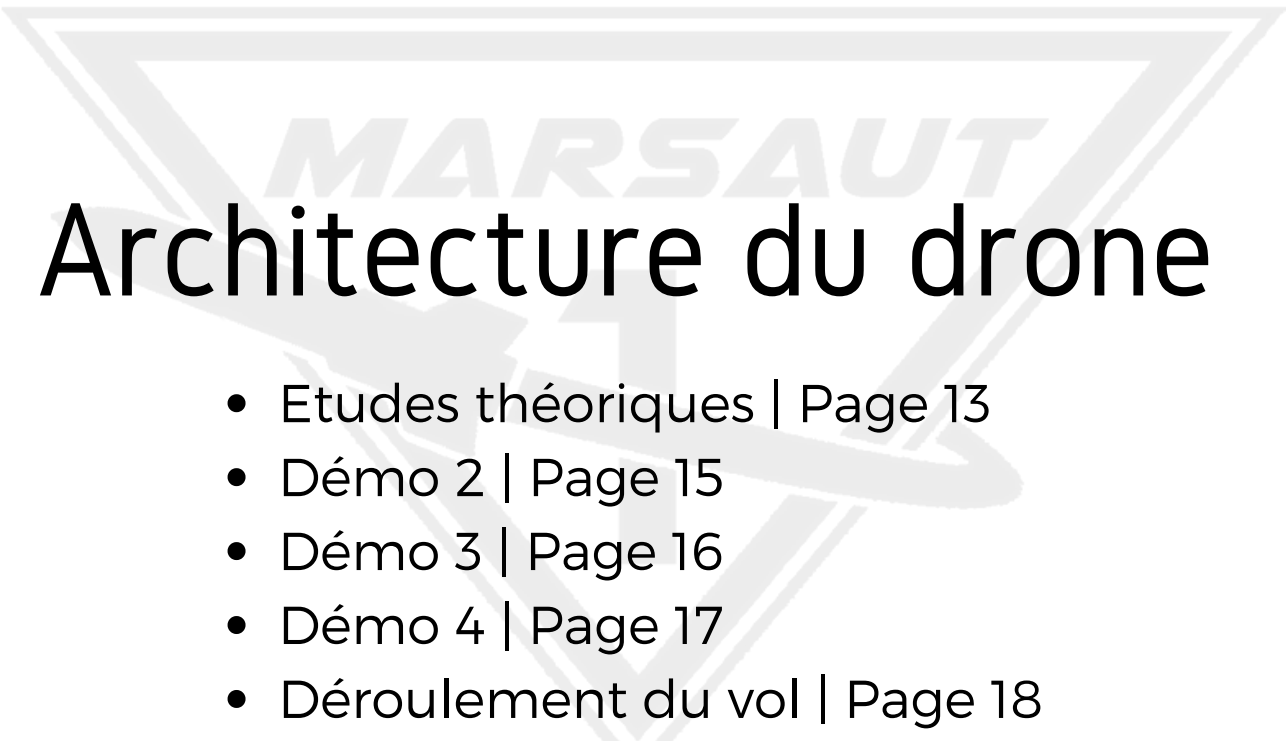
## Partie métrologique :

Afin d'étalonner et de vérifier nos capteurs, une étude métrologique a été réalisée 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.

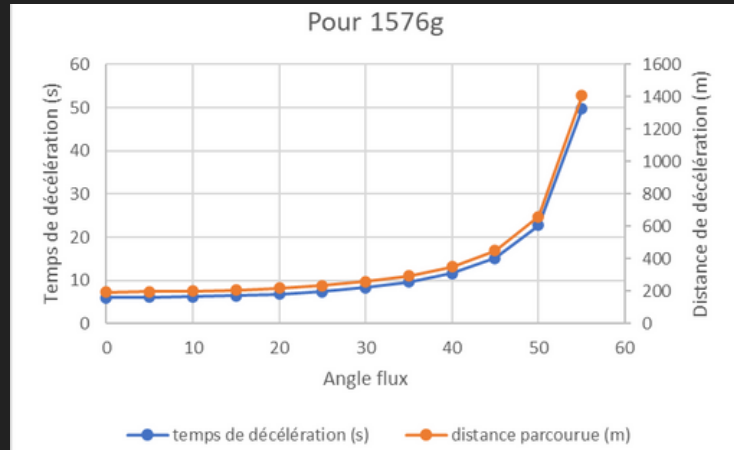
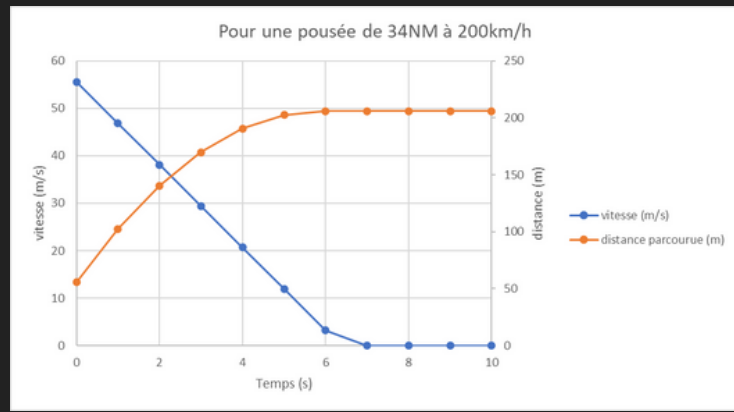
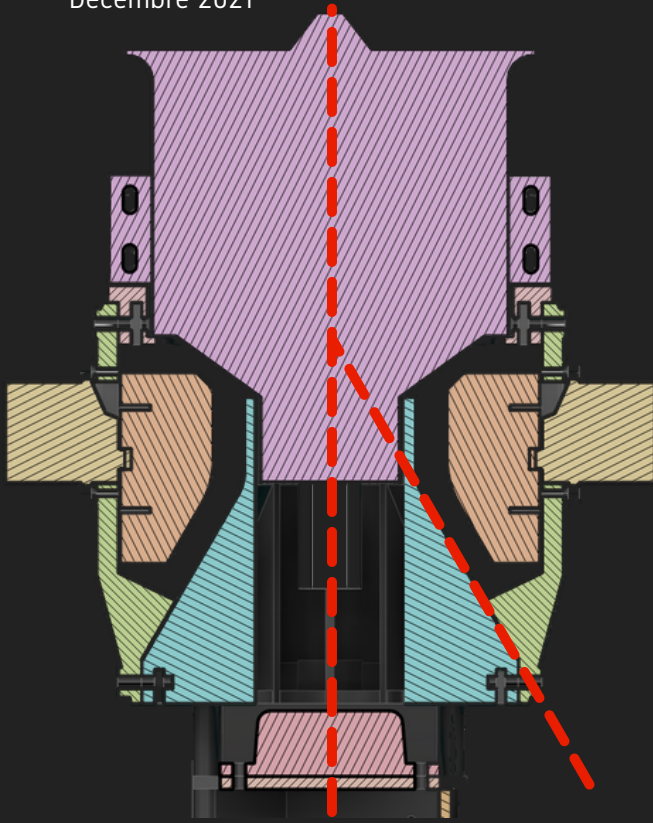
L'incertitude de type A résulte d'une analyse statistique sur des mesures expérimentales. Nous étalonnons chaque capteur sur ensemble de la plage de mesure dans laquelle il doit fonctionner sur la FUSEX afin de déterminer les incertitudes en chaque point de cette dernière. Tandis que l'incertitude de 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.





# Architecture du drone

- Etudes théoriques | Page 13
- Démo 2 | Page 15
- Démo 3 | Page 16
- Démo 4 | Page 17
- Déroulement du vol | Page 18
- Sécurités et alertes | Page 19



# Etudes théoriques

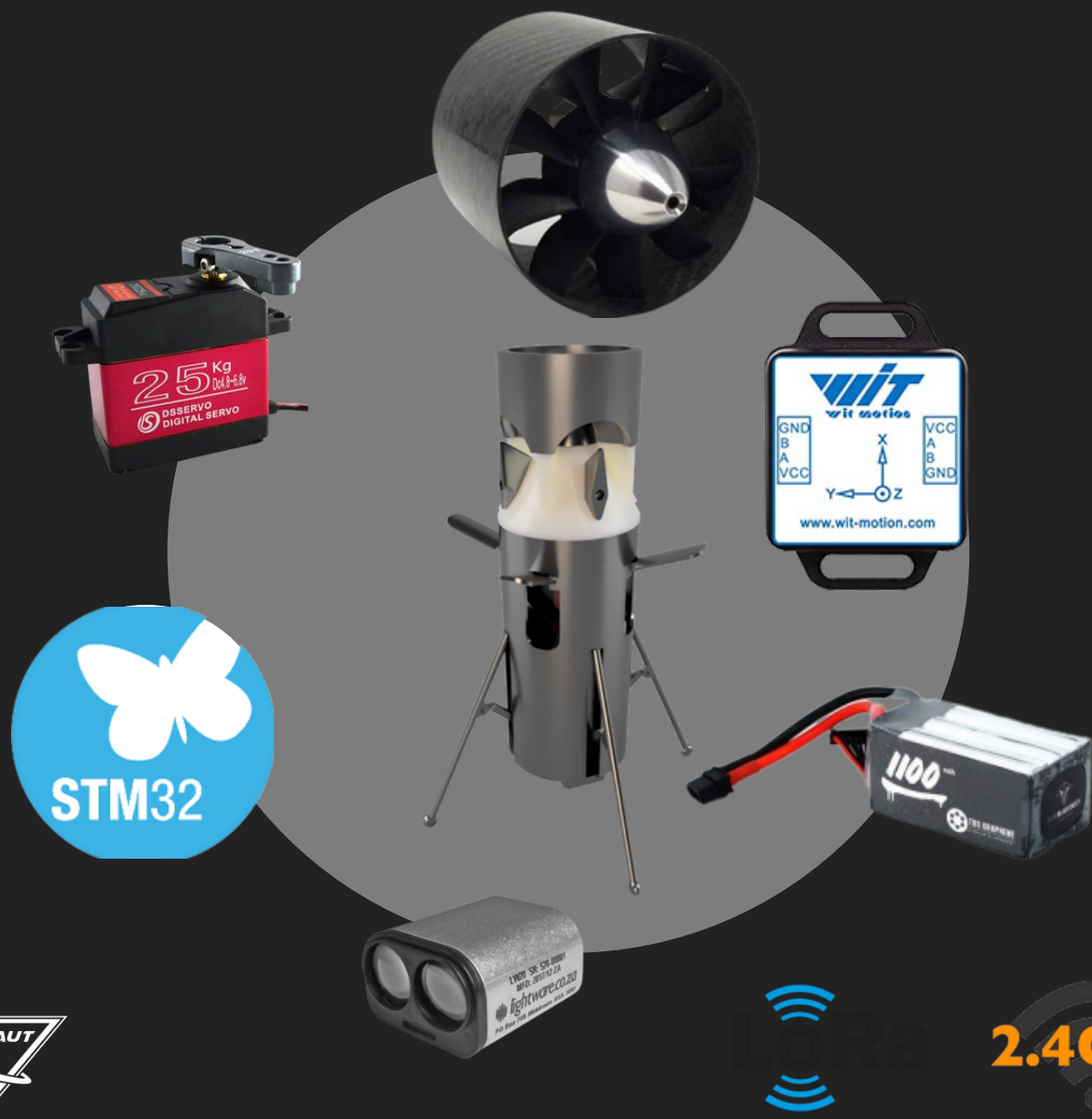
Pour simplifier le système, nous avons choisi de le rendre naturellement le plus stable possible. Pour cela, il suffit de mettre le centre de propulsion le plus haut possible et le centre de masse le plus bas possible. Ainsi, le drone s'orientera naturellement la "tête vers le haut".

Pour pouvoir installer la turbine et le système de thrust vector au-dessus de la charge utile (électronique, capteurs, batteries, ...), nous utilisons un cône en sortie de turbine pour diriger le flux (voir screenshot, pièce bleue). Ce cône donne donc un angle à notre flux. Des études CFD nous ont permis de valider le système.

Les graphiques ci-dessus présentent les capacités de décélération du système en fonction de l'angle du cône. Nous arrivons aux paramètres suivants :

- Angle du cône optimal : 32°,
- Masse du drone maximum : 1600g,
- Accélération maximum du système (capacité de décélération pure) :  $8.72m/s^2$ ,
- Temps de décélération minimum (vitesse initiale à 200km/h) : 6.37s,
- Distance de décélération minimum (vitesse initiale à 200km/h) : 205m.

| composant    | quantité | masse (g) | total |
|--------------|----------|-----------|-------|
| turbine      | 1        | 100       | 100   |
| moteur       | 1        | 330       | 330   |
| esc          | 1        | 120       | 120   |
| servo        | 4        | 10        | 40    |
| batterie     | 2        | 243       | 486   |
| télémetre    | 1        | 20        | 20    |
| pcb          | 1        | 60        | 60    |
| batterie pcb | 1        | 50        | 50    |
| structure    | 1        | 75        | 75    |
| ailerons     | 4        | 20        | 80    |
| pieds        | 4        | 30        | 120   |
| divers       | 1        | 75        | 75    |
| TOTAL (g)    |          |           | 1556  |



#### Caractéristiques :

- 2,2kg
- 11 mm de diamètre
- 370 mm de haut
- Autonome
- Télémétrie et enregistrement local

#### Composants :

- Electronic ducted fan (propulsion)
- 4 servomoteurs (contrôle et stabilisation)
- IMU de grande précision
- Télémètre laser (100m)
- GPS
- Communication Radio 868MHz
- Contrôle Radio 2.4GHz (mode manuel)
- 4 Ailerons (freinage et stabilisation)
- 2 batteries 6s 1100mAh

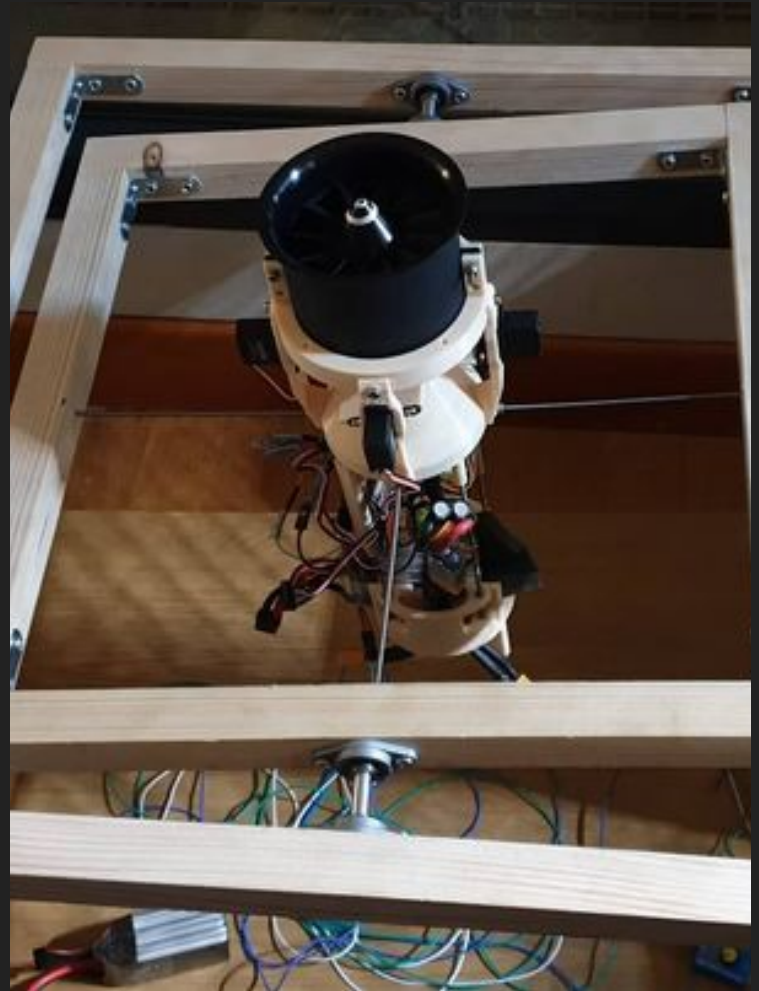
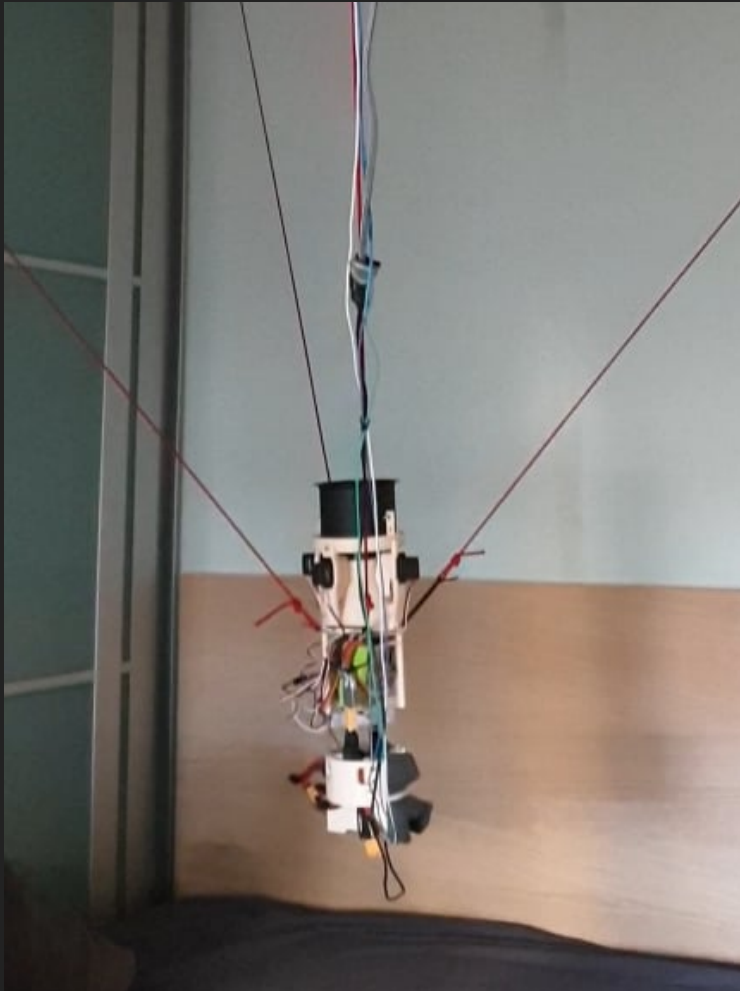
Le drone représente la véritable difficulté technique du projet MS1. En effet, stabiliser un tel système est un véritable challenge. Pour simplifier le modèle, nous avons fait en sorte que le 'drone' soit autostabilisé, grâce à son centre de masse et des ailerons 'aérofreins'. Ainsi, en chute libre, le drone s'oriente naturellement dans le bon sens.

Lorsque le 'drone' est éjecté de la fusée, les aérofreins se déploient. La turbine s'allume à bas régime afin de garder la stabilisation optimale. Le drone va ensuite évaluer sa position par rapport à la position cible et va créer sa trajectoire et sa courbe de décélération.

-250m, la turbine aura réduit la vitesse de chute à 10m/s.  
 -100m, le 'drone' va utiliser son télémètre lui permettant d'évaluer son altitude avec une précision de +/- 1cm.

-10m, le drone aura réduit sa vitesse à 0,5m/s, il coupera la turbine dès que les capteurs de contact détectent le sol.





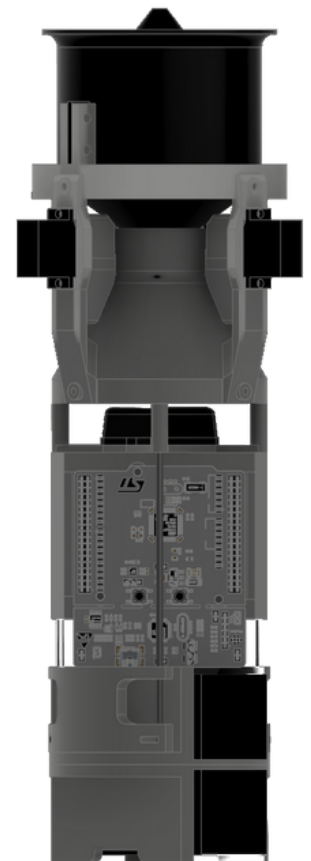
## Avancement : Démo2

Démo2 est la version actuelle la plus avancée du drone. Elle a pour objectif de qualifier le système de thrust vectoring. Elle est composée de 4 servomoteurs, un EDF (turbine), un ESC (125A), une IMU (9 axes avec filtre de Kalman intégré), une carte de debug nucleo F411RE, 2 batteries "lipo" en parallèles (6s, 1100mAh, 130C).

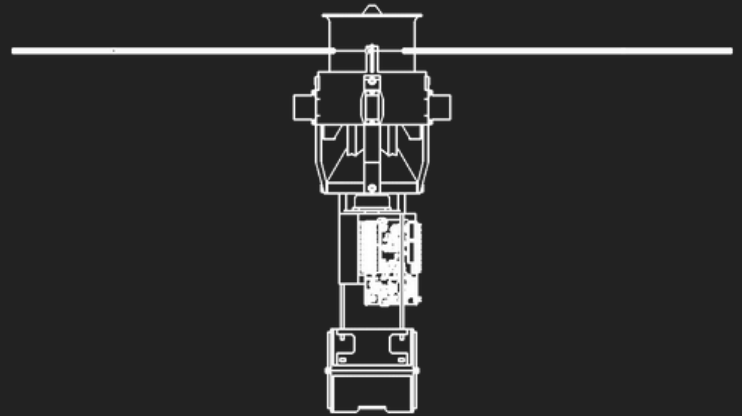
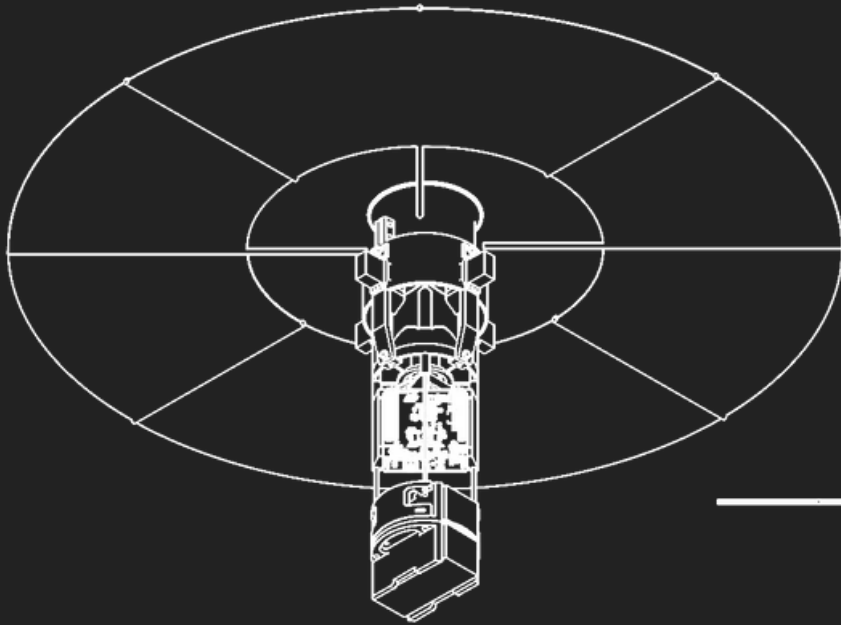
Nos deux bancs de tests permettent pour le premier, de contraindre le système sur plusieurs axes afin de développer et "tuner" la régulation PID. Le second permet de faire voler le drone de manière sécurisée (pour le drone et son environnement).

La construction de ce démonstrateur nous a permis de découvrir plusieurs contraintes notamment la difficulté de gérer des câbles de section importante ( $>10\text{mm}^2$ ) dans un espace réduit.

Démo2 est une version simplifiée de la mécanique du drone : facile à mettre en œuvre mais trop grande pour être embarquée dans le lanceur MS1. Il faudra donc miniaturiser le système une fois qu'il sera qualifié (vol stabilisé). Ce démonstrateur permettra également de valider les références de capteurs et actionneurs choisis.



CAO de Démo2

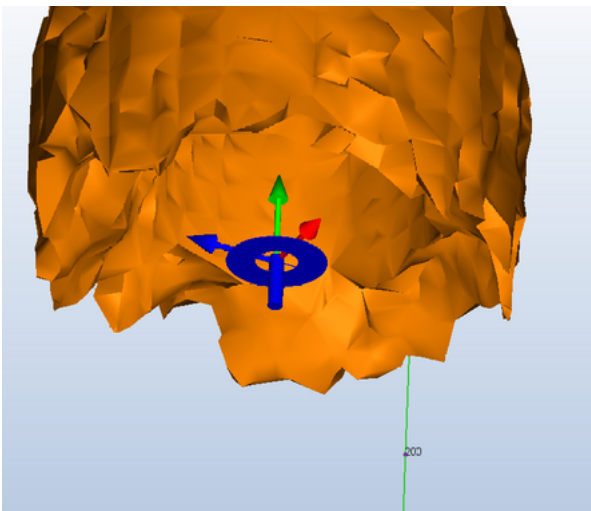


# Avancement : Démo3

Démo3 est une version améliorée de Démo2 :

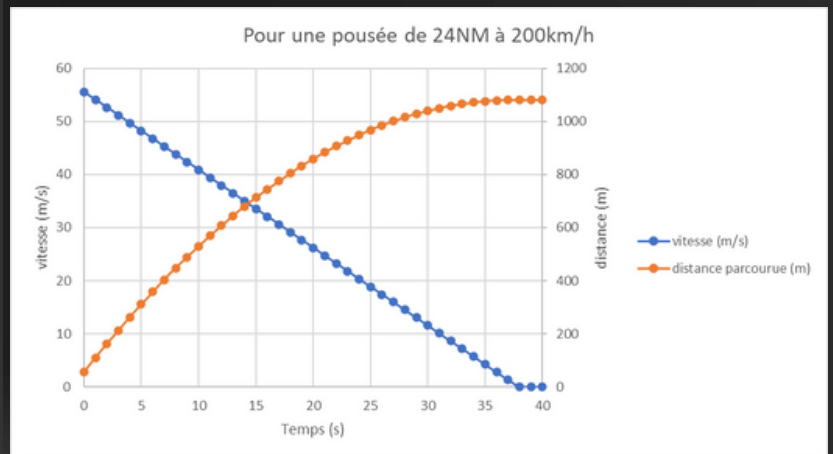
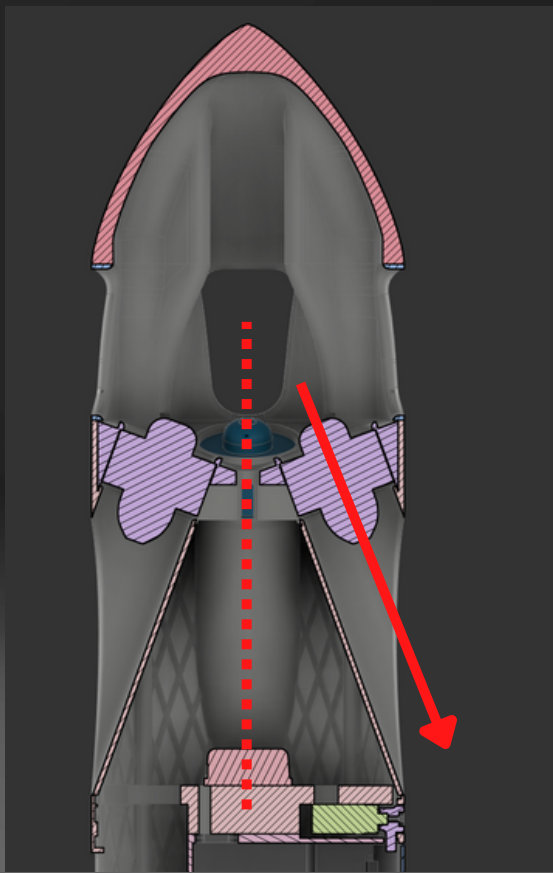
- Revue de la forme du cône et des ailerons
- Ajout du parapluie

Pour le premier lancement de ce système, nous avons décidé de rajouter un système dît "parapluie". Il permet de limiter la vitesse de descente maximale à 15m/s. En cas de défaillance de notre système turbine/ailerons, nous respecterons tout de même les vitesses imposées par le CNES.



En vue des études et calculs réalisés, nous estimons une vitesse de descente limite à 12.5m/s. La turbine se chargera de viser un point de chute et de décélérer le drone avant l'atterrissage.

CAO de Démo2



## DEMO 4

Pour simplifier le système, nous avons choisi de le rendre naturellement le plus stable possible. Pour cela, il suffit de mettre le centre de propulsion le plus haut possible et le centre de masse le plus bas possible. Ainsi, le drone s'orientera naturellement la "tête vers le haut".

Les graphiques ci-dessus présentent les capacités de décélération du système en fonction de l'angle des sorties des flux d'air (voir schéma). Nous arrivons aux paramètres suivants (étude réalisée sans force de frottement) :

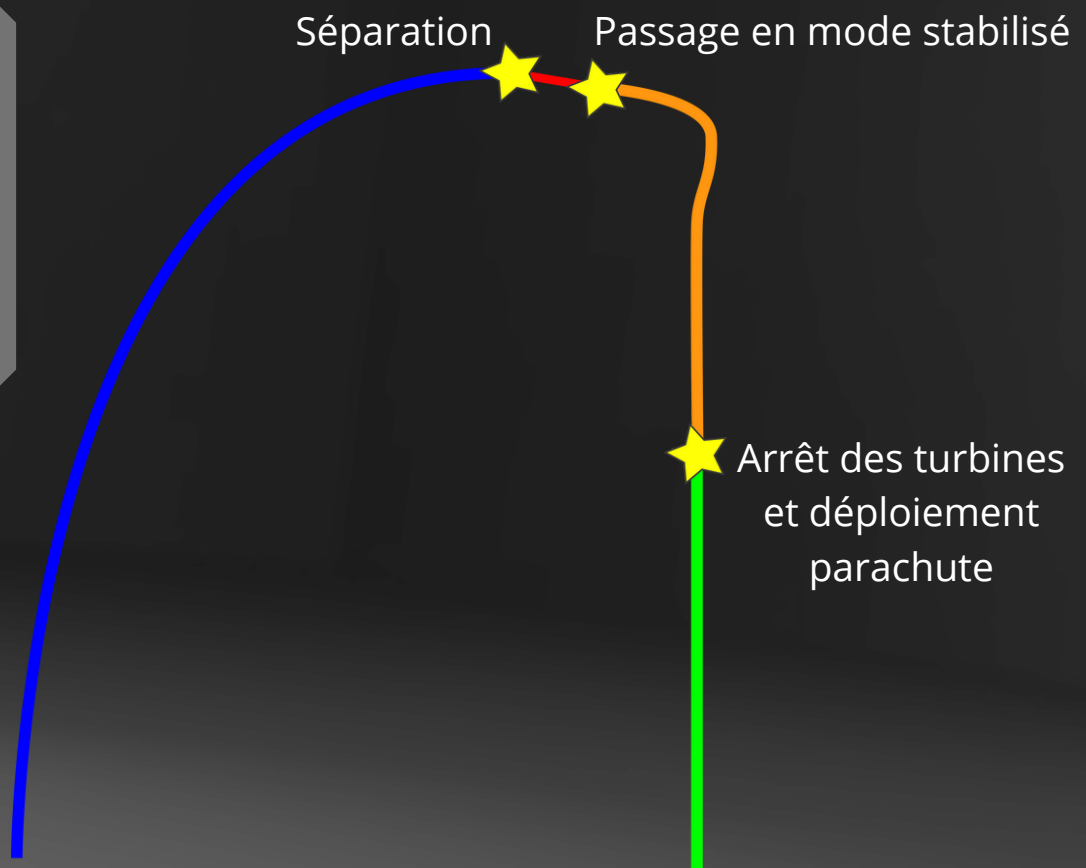
- Angle du cône optimal :  $20^\circ$ ,
- Masse du drone maximum : 2000g,
- Accélération maximum du système (capacité de décélération pure) :  $1.46\text{m/s}^2$ ,
- Temps de décélération minimum (vitesse initiale à 200km/h) : 37s,
- Distance de décélération minimum (vitesse initiale à 200km/h) : 1080m.

Ces calculs sont fait avec le poids maximal du drone, 2kg. Il est probable que nous arrivions à le faire descendre autour des 1,5kg.

Nous avons choisi de passer à un système à 4 turbine (agencées comme sur un quadri-rotor lambda), afin de simplifier la stabilisation : Le système de thrust-vector étant pour le moment trop compliqué à tester et fiabiliser (en partie à cause de la grande consommation de la turbine, l'évolution de la tension de la batterie en cours de vole et également un gros problème. Nous détaillerons cela dans notre rapport final).



Phase de montée  
Phase d'éloignement  
du lanceur  
Phase de  
descente pilotée  
Phase sous parachute



## Déroulement du vol

Déroulé du vol :

- Partie 1: Propulsion et montée en altitude. Le lanceur et l'expérience prennent de l'altitude.
- Partie 2: Séparation et manœuvre d'éloignement. Arrivée à l'apogée, la fusée enclenche le système de séparation du "deuxième" étage et libère l'expérience. L'expérience détecte la séparation et active les 4 turbines pour s'éloigner de la fusée pendant 2,5s.
- Partie 3: Stabilisation et descente pilotée. L'expérience fait en sorte de se mettre à la verticale et commence son vol stabilisé. L'objectif est de maintenir la vitesse de chute à 10m/s. L'expérience réalise différents essais de manœuvre : déplacement dans une direction puis en sens inverse, test de roulis, ... arrivée à 1000m ou 1min(600m de descente à 10m/s) de descente pilotée, les turbines se coupent.
- Partie 4: Ouverture du parachute et descente "traditionnelle" à une vitesse de 7m/s jusqu'au sol.

## Etude théorique des limites du vol

Pour les calculs suivant, nous simplifierons le modèle en utilisant un cylindre de taille et masse identique à celle de l'expérience.

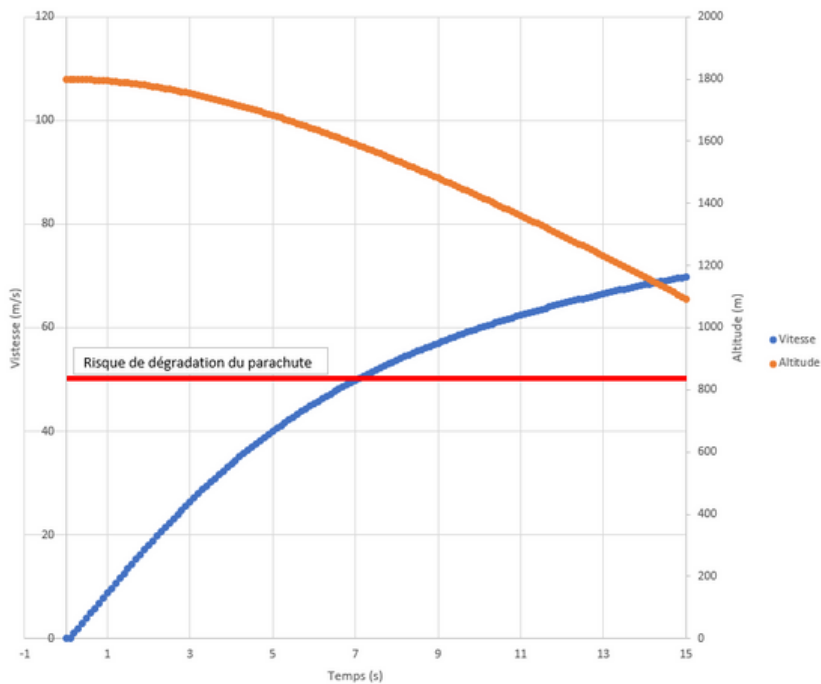
Ainsi, voici le calcul des forces de frottement et de la vitesse de chute maximum théorique :

$$\vec{F}_{\text{frot}} = -C_x \frac{1}{2} \rho v^2 S \hat{v}$$

$\rho$  = masse volumique du fluide  
 $S$  = aire du solide selon direction perpendiculaire à la vitesse  
 $C_x$  = coefficient de traînée caractérisant la géométrie du solide

Ce qui nous donne une vitesse maximum de 83,4m/s, atteinte en 18s (air à 20°C, en régime turbulent).

Ces calculs nous permettent d'établir le graphique ci-dessous. Il nous permet de voir que passer une certaine vitesse, nous risquons d'abimer le parachute (il est assez difficile d'estimer le vrai choc que subit le parachute. Pour cela, nous avons utilisé les données du fournisseur sur la résistance de l'ensemble). Pour augmenter la vitesse acceptable, nous équipons notre parachute d'un "slider", qui permet de retarder l'ouverture du parachute et donc de limiter le choc. Nous utilisons également une "shock cord", dont l'élasticité encaisse une partie de l'énergie.

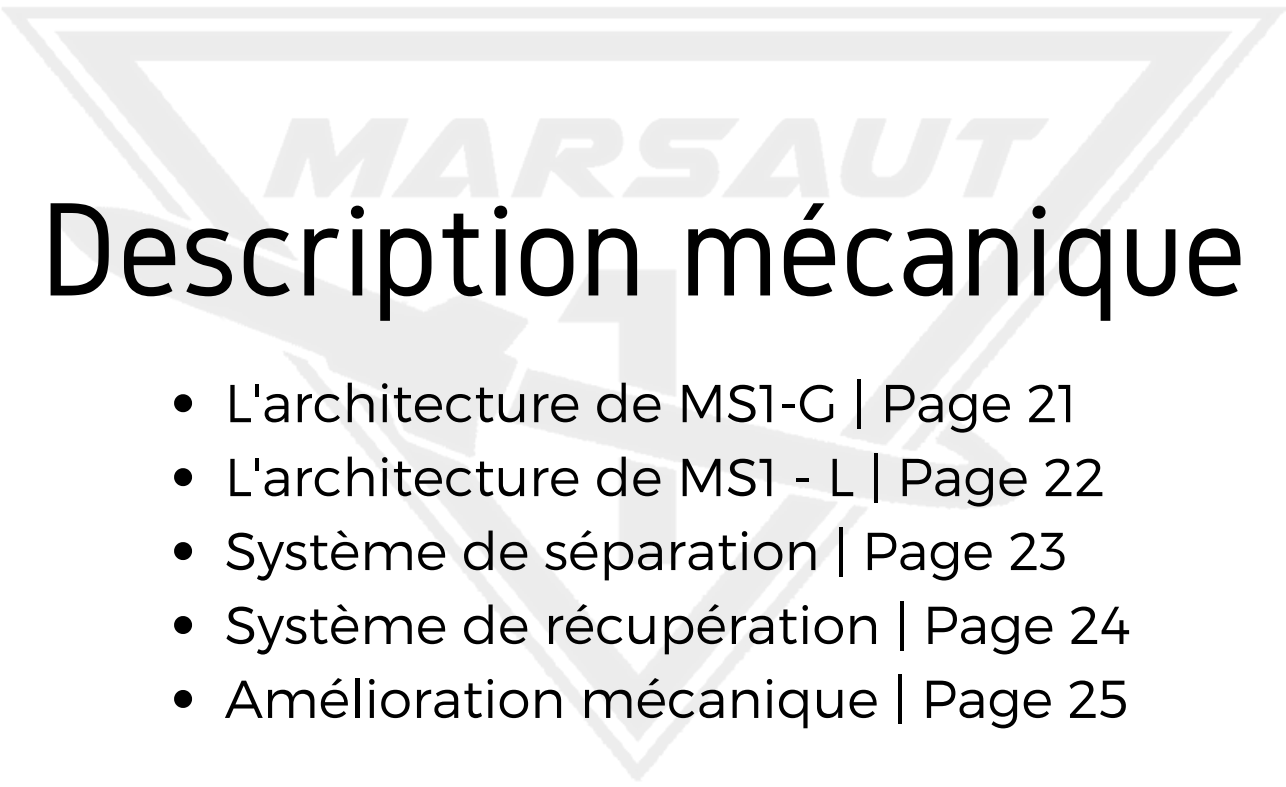


# Sécurités et alertes

Pour toute anomalie détectée pendant la phase de vol pilotée, l'expérience coupe les turbines et déploie le parachute. Voici la liste des anomalies et erreurs :

- Dépassement de la consigne d'angle (vertical) de plus de  $45^\circ$  pendant plus 1s,
- Vitesse sur les gyroscopes (x,y et z) dépassant les  $720^\circ/s$  pendant 2s,
- Dépassement de vitesse de chute maximum (15m/s) pendant plus 1s,
- Vitesse de chute  $< 0m/s$  (prise d'altitude) pendant plus de 5s,
- Alerte gabarit de vol (voir la partie "Zones d'évolution"),
- Temps maximum autorisé atteint (1min de phase pilotée maximum),
- Altitude minimum atteinte (1000m),
- Erreur interne (Watch dog, capteur, ...)

L'expérience possède un émetteur radio envoyant les informations de vol (capteurs, mode, erreurs, position, ...). Ce dispositif ne permet pas de recevoir des données. On ne peut donc pas couper l'expérience manuellement depuis le sol.



# Description mécanique

- L'architecture de MS1-G | Page 21
- L'architecture de MS1 - L | Page 22
- Système de séparation | Page 23
- Système de récupération | Page 24
- Amélioration mécanique | Page 25



### Drone :

- système de guidage basé sur stm32F411
- radio TTGO T-BEAM (Lora 868Mhz)

### Compartment électronique :

- Séquenceur basé sur stm32f411
- IHM autonome
- Rack batterie

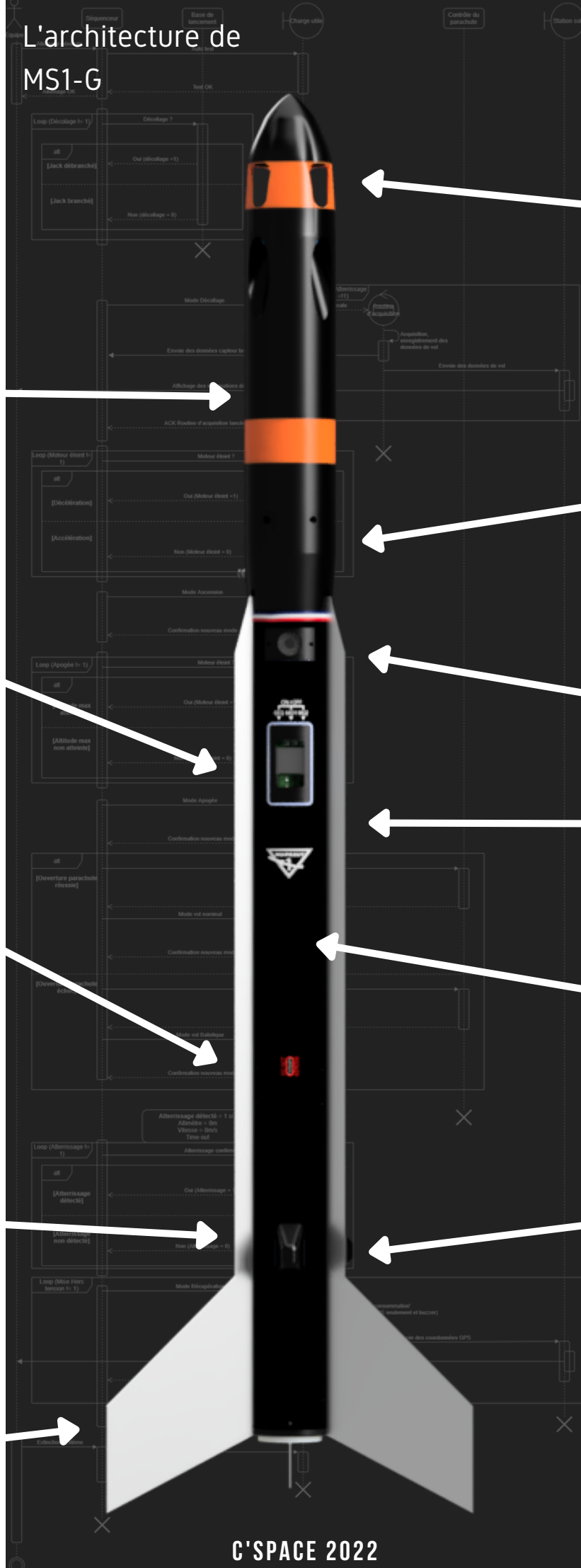
**Bague de poussée**  
et isolation moteur  
comprenant le  
système de sécurité  
pour l'évacuation  
des gazs

### Moteur PRO75

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

**Bague  
verrouillage**  
moteur

## L'architecture de MS1-G



### 4 turbines de descente :

- 40mm de diamètre,
- 800g de poussée

### Anneau d'éjection drone lanceur

- comprenant un  
moteur réducteur
- Verrouillage de  
la charge utile
- Système anti-  
flèche

### 3 caméras

UHDx60fps

**Peau Aluminium**  
de 3mm

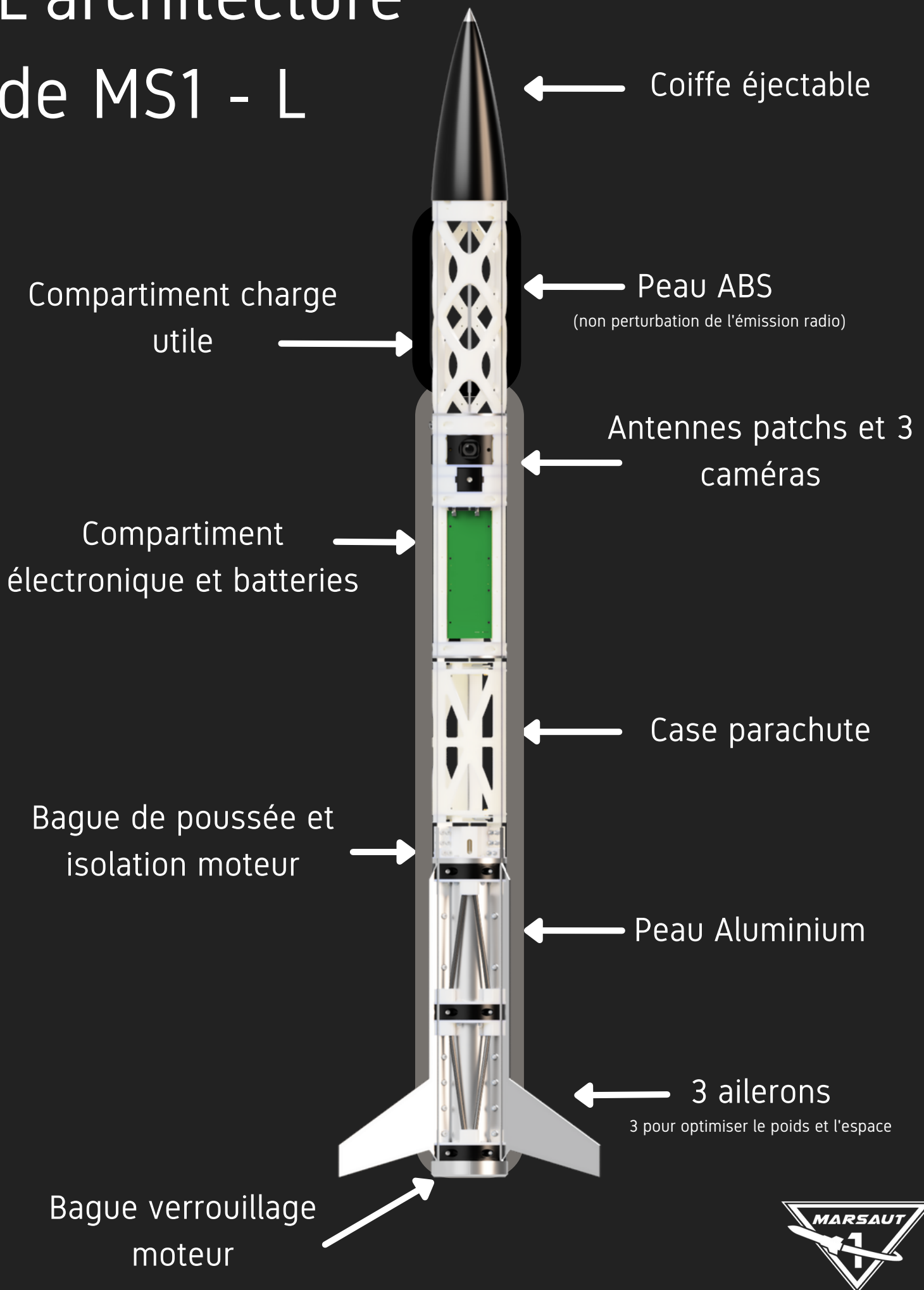
**Case parachute**  
comprenant deux  
moteurs DC

### 3 ailerons :

- pièces  
structurales de  
la toute la fusee
- 3 pour optimiser  
le poids et  
l'espace



# L'architecture de MS1 - L

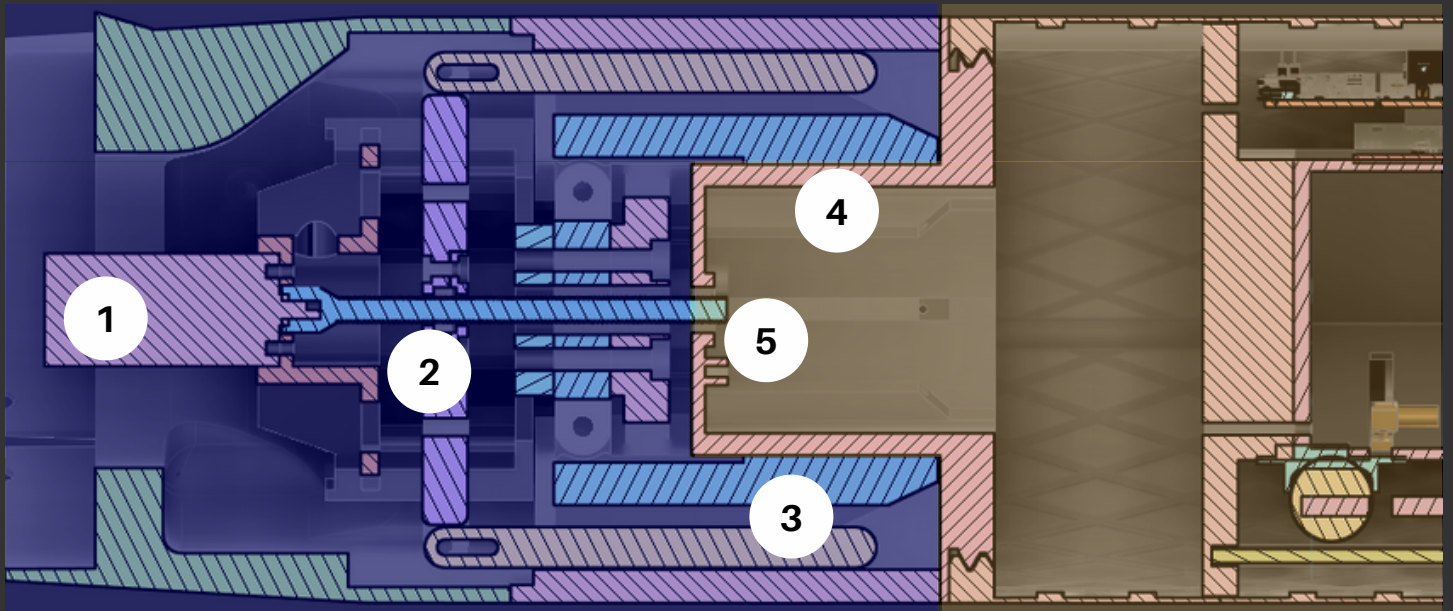


# Système de séparation

MS1-H a été conçu autour de sa coiffe : Afin de maximiser le volume de nos charges utiles, nous

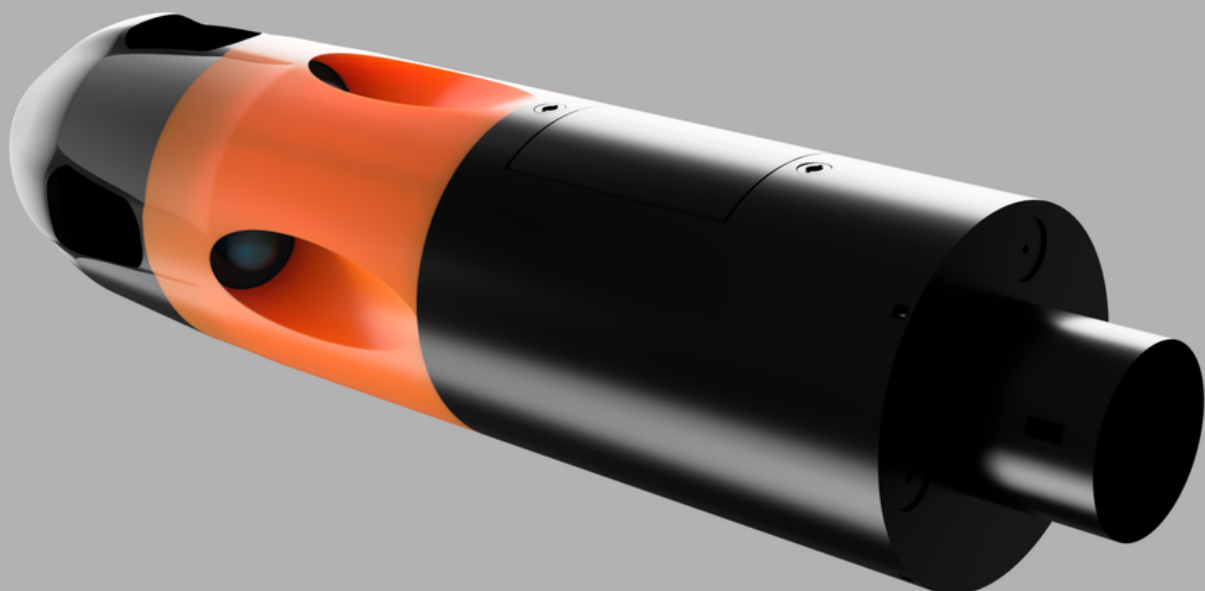
Fusex

Drone



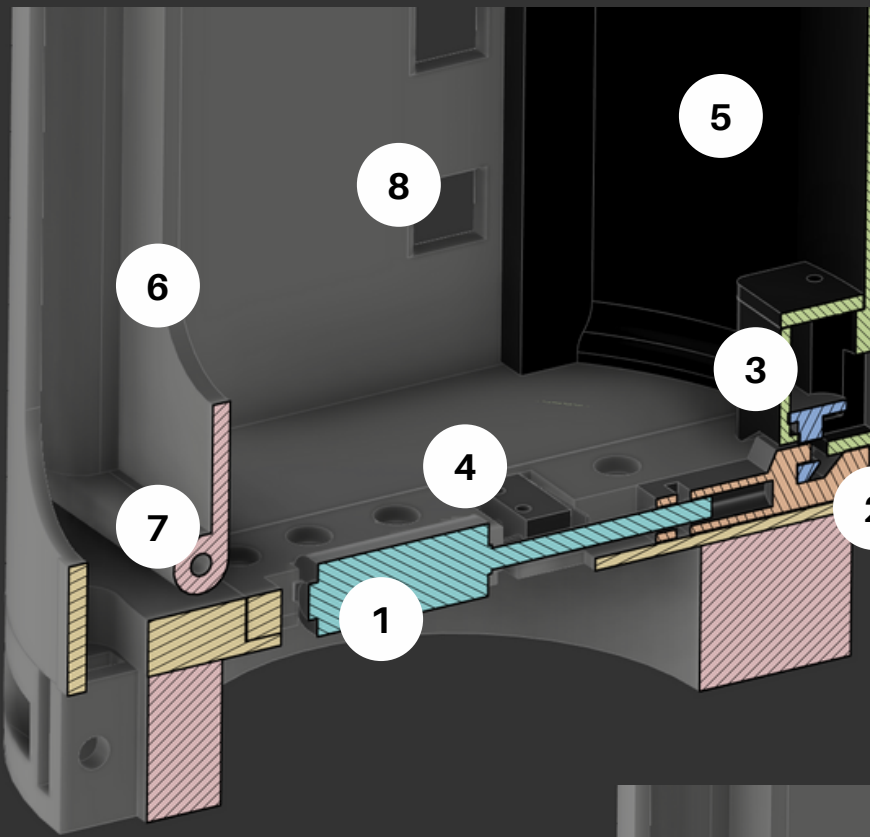
- 1 : Motoréducteur,
- 2 : Bague de serrage,
- 3 : Bras et pinces
- 4 : Partie basse du drone,
- 5 : Emplacement de l'écrous de verouillage

Ce système fonctionne en deux actions. La première consiste à serrer la partie basse du drone pour éviter d'avoir un effet de flèche. La seconde, de verrouiller le drone pour l'empêcher de glisser des pinces. En effet, le revêtement des pinces est glissant, il ne faut pas qu'il gêne le drone lors de l'éjection mais doit uniquement le bloquer et limiter le jeu.





# Systeme de récupération



## Position fermée

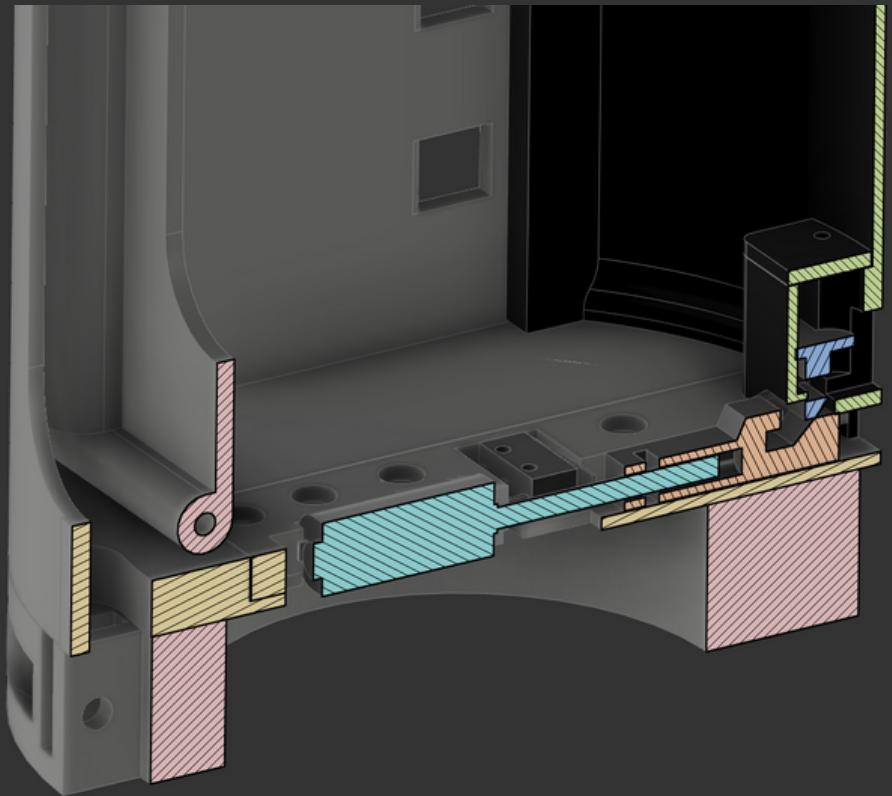
- 1 : Motoréducteur,
- 2 : Tirette,
- 3 : Loquet
- 4 : Fin de course
- 5 : Trappe
- 6 : Poussoir
- 7 : Emplacement Flamme
- 8 : Emplacements élastiques

En avançant la tirette, on vient verrouiller le loquet, lui même contraint par la trappe. Dans cette configuration, il est impossible de détache la trappe. Le fin de course permet de savoir quand la tirette est en place et que le système est verrouillé.

## Position Ouverte

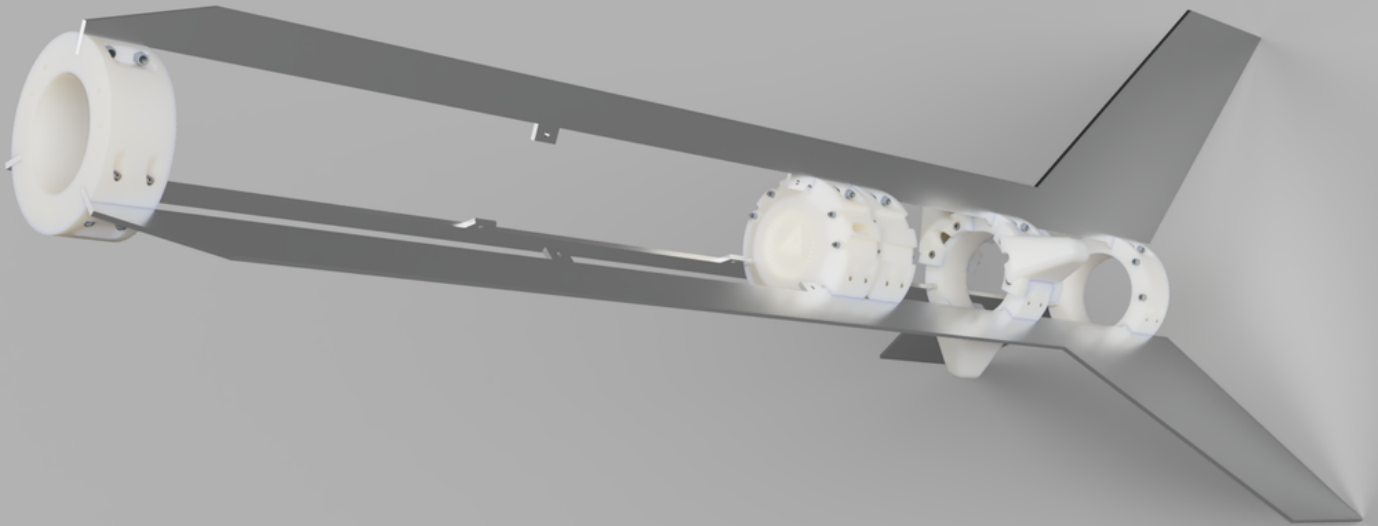
On voit ici qu'en reculant la tirette, on a déverrouillé et poussé vers le haut le loquet. Ce dernier n'est plus contraint par la tirette, la trappe est donc libre.

Lors de l'installation du système, on tend les élastique avec le poussoir puis on place le parachute. Une fois la trappe mise en place, le poussoir appuie sur le parachute qui lui même appuie sur la trappe. Lorsque l'on libère la trappe, le poussoir éjecte la trappe et le parachute. Le parachute est solidement ancré à un aileron en 4 points différents.



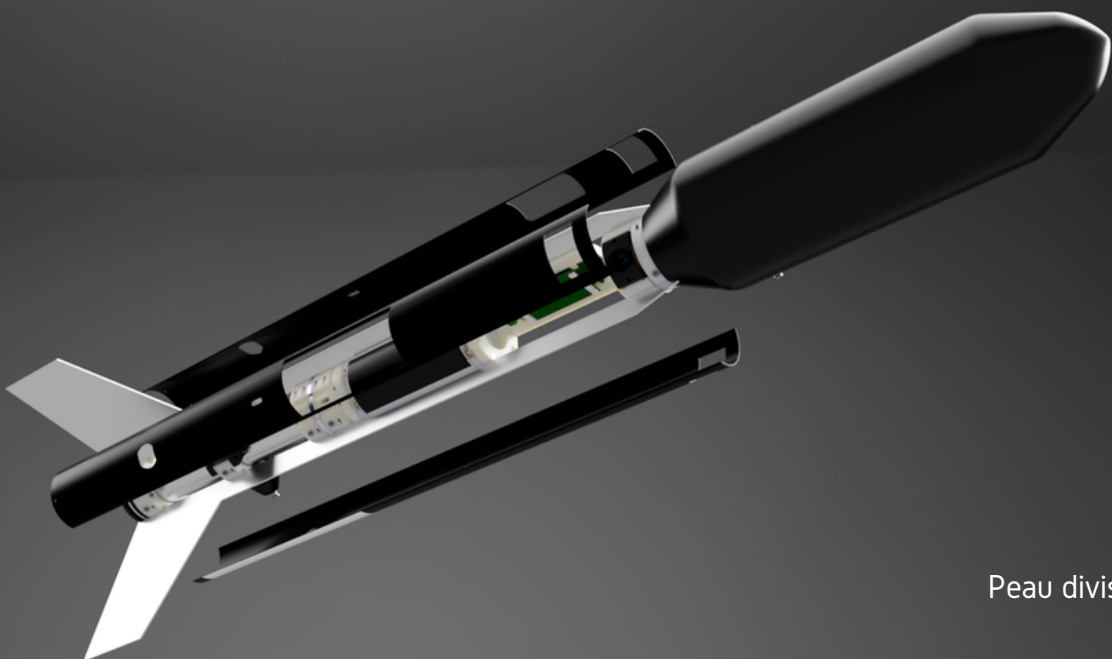
Ce système est extrêmement simple : seulement 2 pièces en mouvement par 'serrure' (il y en a une en haut et en bas de la case parachute). Il est très facile de le mettre en œuvre grâce aux fin de course qui détecte la bonne installation du système.

# Amélioration mécanique



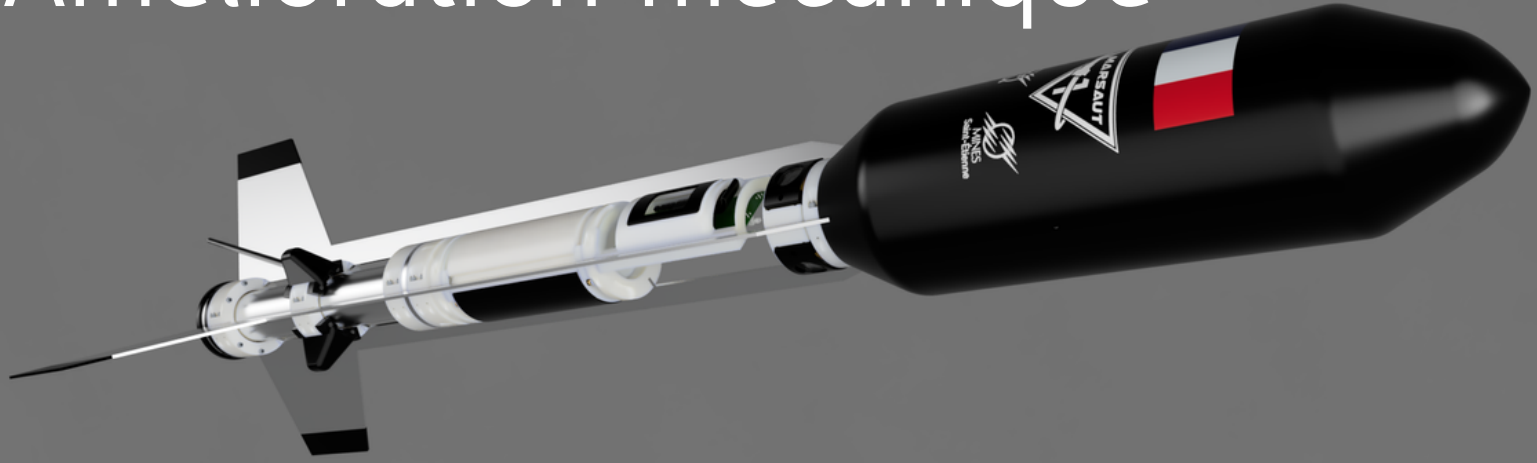
Comme Marsaut 0, cette nouvelle fusée est composée d'une structure porteuse. Cependant, elle ne repose plus sur 4 tiges filetées, mais sur 3 structures en aluminium. La fusée voit donc sa structure grandement simplifiée puisqu'elle n'est composée que de 3 montants en aluminium qui sont l'extension des ailerons, maintenus ensemble par plusieurs renforts en polycarbonate renforcé (20% fibre de carbone) tout le long de la fusée. Ces modifications permettent de limiter le poids de la structure ainsi que l'amélioration de sa rigidité.

La structure se trouvant à l'extérieure de la peau, on réalise un véritable gain de place à l'intérieur de MS1 : Tout le volume intérieur peut être utilisé par de la charge utile. Seules quelques ergots de la structure rentrent à l'intérieur de la fusée afin d'y attacher les différents éléments internes. Ce nouvel assemblage nous oblige en revanche à diviser la peau en aluminium de 3mm d'épaisseur en 3 morceaux (à l'origine prévu en 1.5mm mais problème de fournisseur).



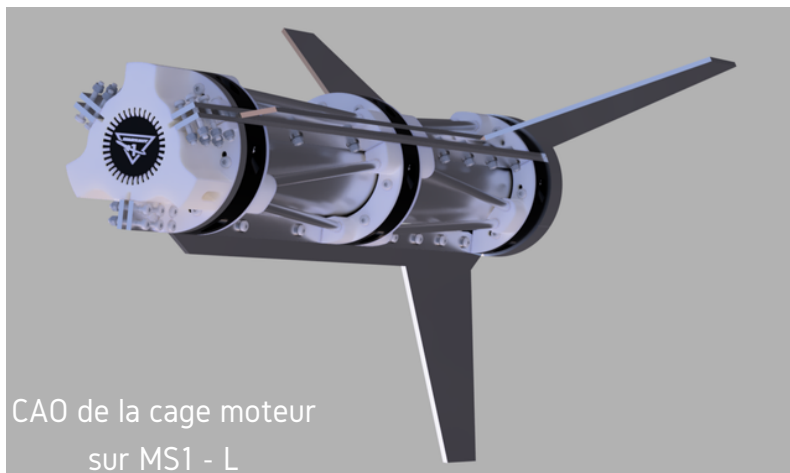
Peau divisée en 3 parties

# Amélioration mécanique

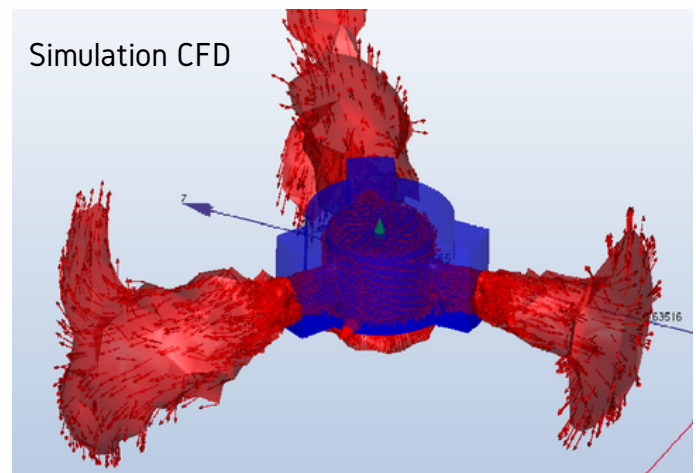


La fusée est constituée de trois volumes : moteur, charge embarquée et coiffe. Suite à la défaillance moteur subie par Marsaut 0, nous avons décidé de mettre en place des systèmes de protection permettant à MS1 de supporter une fuite moteur. Après une étude des dégâts sur MS0 et des simulations, nous avons établi plusieurs règles à mettre en place parmi lesquelles :

- Isoler thermiquement le compartiment moteur,
- Isoler les éléments de structure et les faisceaux de câbles dans le compartiment moteur,
- Placer une enceinte de protection autour de la partie supérieure du moteur, la plus propice aux défaillances,
- Placer des évacuations pour éviter les surpressions, ...



CAO de la cage moteur  
sur MS1 - L



Simulation CFD

Comme illustré par les images ci-contre, la partie supérieure du moteur est enfermée dans une enceinte de protection isolée des hautes températures. Il y a également 3 sorties permettant d'évacuer une éventuelle surpression. Les simulations de mécanique des fluides nous ont permis de vérifier que le système pouvait encaisser une fuite et dirigerait les gaz chauds hors de la fusée en évitant d'endommager la structure mécanique.

Lutter contre ce genre de défaillance peut paraître injustifié de par sa rareté, mais s'engage dans notre volonté de faire de MS1 un lanceur capable de lancer nos charges utiles de la manière la plus sûre possible. Le moteur étant également le paramètre incontrôlé de nos projets, nous ne souhaitons pas être surpris une seconde fois.

# Lancement et résultat

- Déroulement du vol | Page 28
- Analyse du vol | Page 29
- REX | Page 30

# Deroulement du vol

Le lancement à eu lieu le jeudi 21 juillet 2022 à 13h15. Ce jour-là, les conditions météo étaient les suivantes :

| Heure locale |   | Température            | Temps | Pluie   | Vent                | Humidité | Dis.météo   | Pl. de rosée | Pression  | Visibilité |
|--------------|---|------------------------|-------|---------|---------------------|----------|-------------|--------------|-----------|------------|
| 15h          | ⊕ | 29.6 °C<br>28.4 - 28.7 |       | 0 mm/1h | 7 km/h<br>raf 24.8  | 46%      | 34.6<br>892 | 16.8 °C      | 1018.0hPa | 19 km      |
| 14h          | ⊕ | 28.8 °C<br>27.3 - 29   |       | 0 mm/1h | 14 km/h<br>raf 27.4 | 47%      | 33.6<br>889 | 16.4 °C      | 1018.8hPa | 20 km      |
| 13h          | ⊕ | 27.4 °C<br>26.9 - 27.9 |       | 0 mm/1h | 11 km/h<br>raf 28.1 | 52%      | 32.4<br>833 | 16.7 °C      | 1019.5hPa | 20 km      |

Les conditions météo étaient donc bonnes. Il n'y avait pas de nuage donc il y avait une bonne visibilité. Toutes les conditions étaient réunis pour suivre le vol.

Le lancement de notre fusée s'est déroulé comme prévu. Néanmoins, n'ayant pas la totalité de l'équipe présente sur le c'space, nous avons du dégrader l'expérience. Ainsi l'objectif premier a été de réaliser un essai de séparation entre le drone et le lanceur en utilisant les turbines. Après séparation le drone et le lanceur à pour consigne d'ouvrir les parachutes. Ainsi la fusée à effectué un vol nominal permettant d'amener le drone à une altitude de 2380,4 mètres. La séparation fut bien réalisée, et nous avons pu le confirmer avec un visuel en direct. (Parachute sorti et deux éléments distincts). De plus, le système de télémétrie fonctionnel nous a permis de suivre le vol en direct.

Néanmoins, lors de l'ouverture des parachutes, le parachute du drone et celui du lanceur se sont emmêlés. Provoquant ainsi la rupture de la sangle retenant le drone et son parachute.

Le drone s'écrasera finalement après une chute de 1000 mètres. Nous avons pu suivre par télémétrie cette chute. Le lanceur fut ainsi récupéré dans un bon état. Néanmoins le drone fut partiellement détruit, mais fonctionnel au sol. Nous avons ainsi pu constater la réalisation complexe d'une séparation de deux éléments.

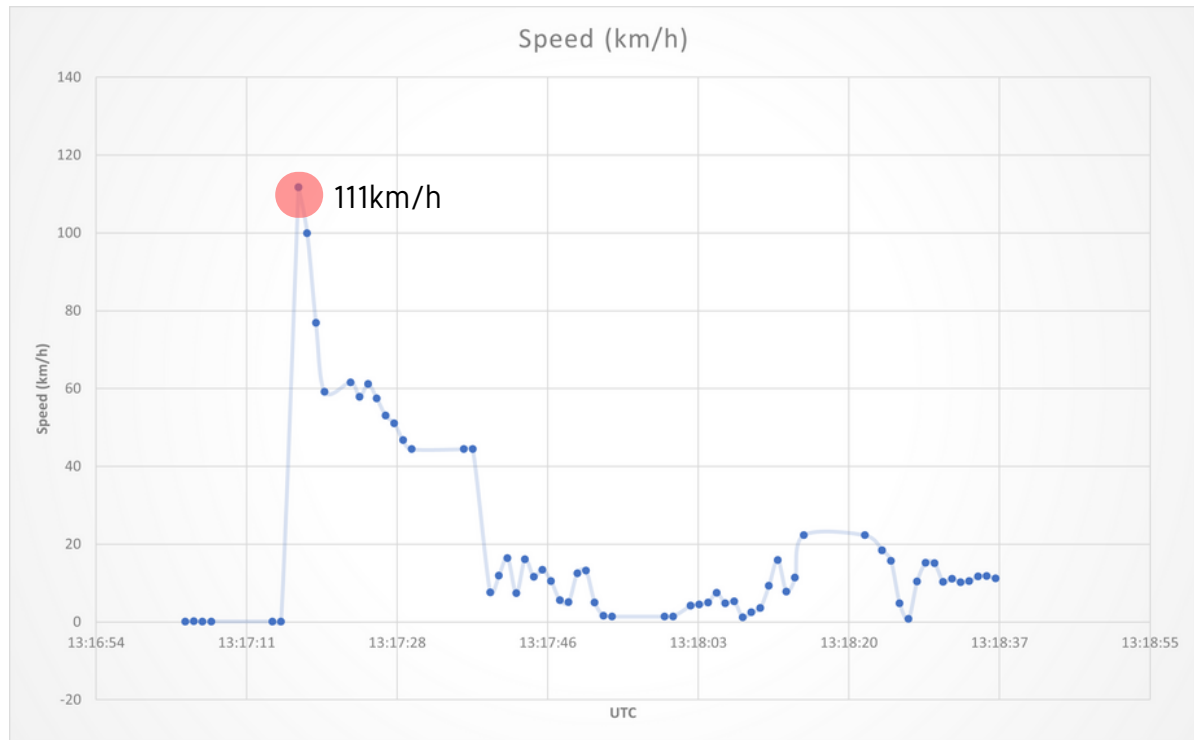
Notre démonstration est partiellement réussie, nous avons pu correctement séparer les deux éléments, mais il sera nécessaire dans les prochaines fusées expérimentales ayant un système similaire (drone ou biétage) de prendre ces problématiques en considération.



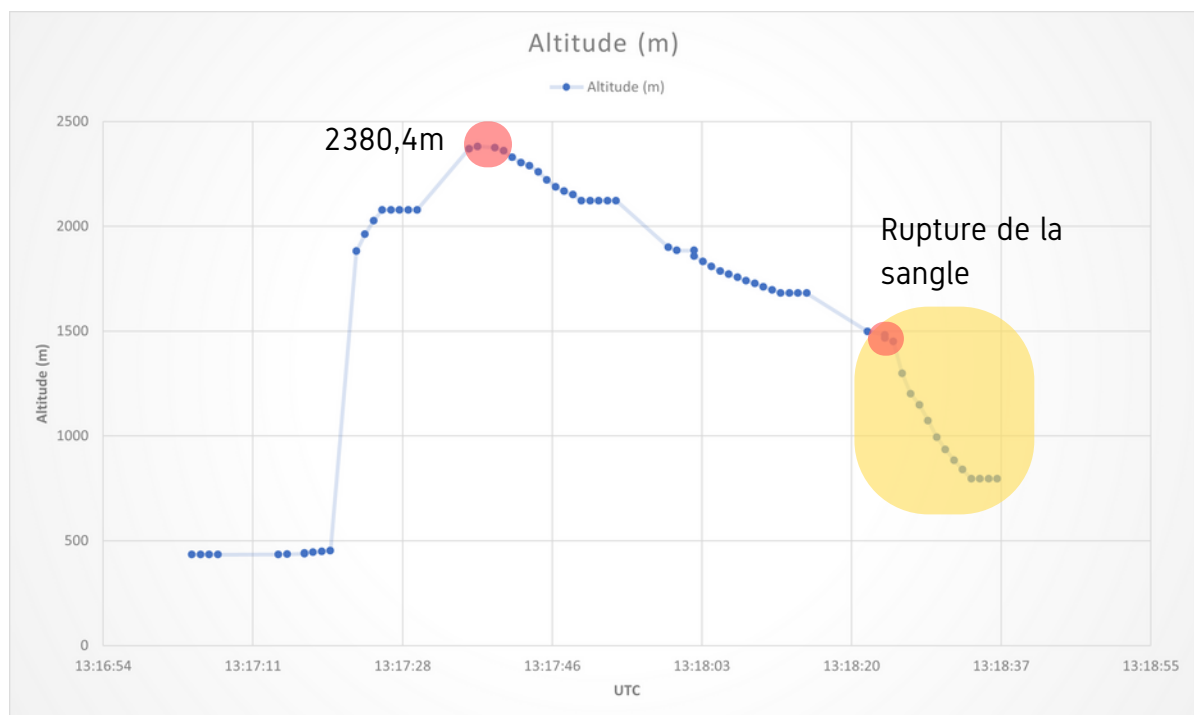
# Analyse du vol

N'ayant pas pu installer l'IMU dans le drone, nous nous sommes basés sur le GPS embarqué dans le drone pour récupérer l'ensemble des données de vol de la fusée .

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

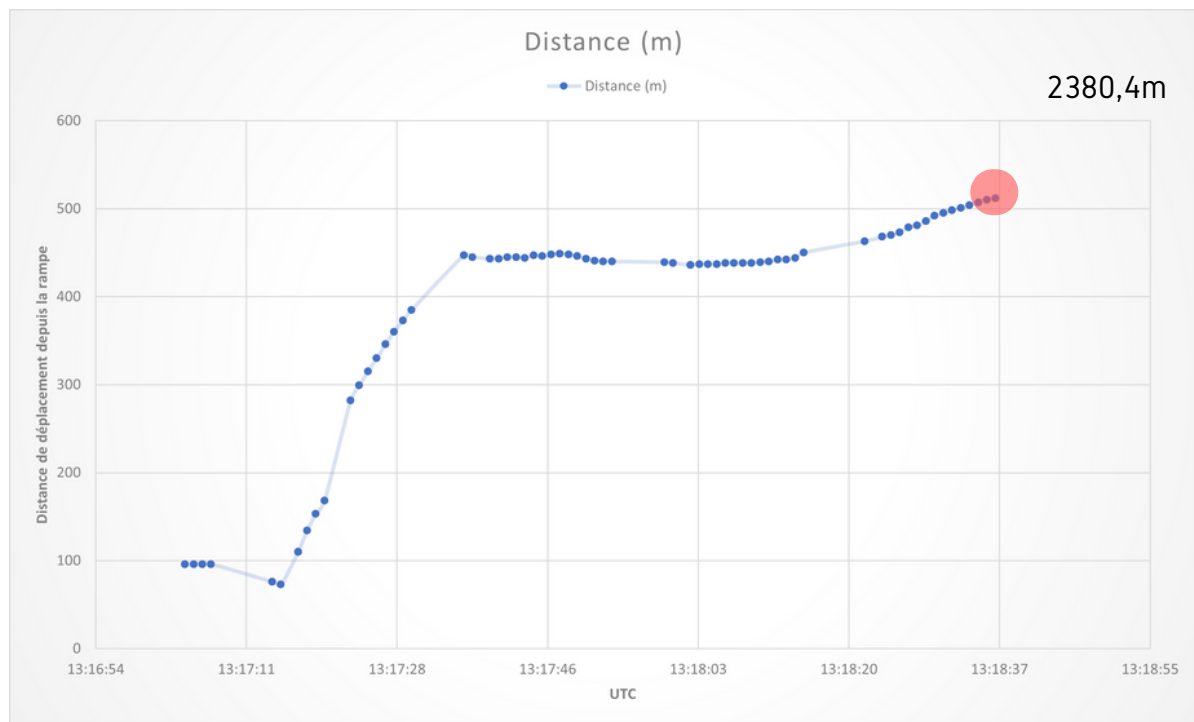


Le GPS étant bridé en fonction de la vitesse, il s'est alors stoppé lors du décollage, entraînant la disparition de certains points. Ainsi il n'est pas possible d'identifier les vitesses maximales atteintes



Nous avons pu identifier l'altitude atteinte par le GPS qui fût de 2380,4m, ceci est cohérent avec les simulations réalisées avec l'aide de l'outil StabTraj. Nous pouvons aussi identifier la rupture du parachute du drone avec le décroissement rapide de l'altitude.





Le dernier graphe pouvant être intéressant est la distance parcourue entre la rampe et le dernier point acquis lors du vol. On peut déduire que le drone a parcouru une distance horizontale de 500m lors de ce vol. Ce qui correspond avec les prévisions en balistique.

# REX

Réalisé une telle expérience en ayant une petite équipe fut compliqué, néanmoins nous avons pu réaliser de nombreuses avancées sur différents points technique :

- Sur le plan théorique, réaliser une simulation et un programme d'asservissement de contrôle d'altitude n'est pas chose aisée, il est essentiel d'avoir une personne dédiée à cette étude. Dans le futur, il serait essentiel pour le renouvellement du projet de réaliser des simulations sur Matlab ou avec des logiciels dédiés de manière plus poussée.
- Lors du développement de l'électronique au cours de l'année, nous nous sommes retrouvés en pénurie de composants électroniques, nous obligeant à revoir à la baisse notre séquenceur et d'utiliser directement des cartes commerciales contenant le microcontrôleur comme la nucléo F411RE. Nous avons perdu énormément de temps à refaire des cartes.
- L'impression FDM de polycarbonate renforcée à la fibre de Carbone fut une première pour Mines Space, nous avons ainsi pu démontrer sa fiabilité pour la réalisation de pièce critique permettant d'acquérir une résistance aux hautes températures et une grande résistance mécanique (la meilleure pour les pièces réalisées en FDM grand publique).
- L'architecture en treillis porteur reposant uniquement sur les ailerons fut aussi un succès. Ceci a permis de réaliser des gains de temps sur l'assemblage de la fusée. Néanmoins, la réalisation de la peau de la fusée fut amplement plus compliquée.

Il est préférable de réaliser une méthode incrémentale pour le réaliser ce type de projet. Il y a de nombreux points techniques à développer et nous espérons que la prochaine génération de Mines Space va pouvoir reprendre et améliorer notre concept initial.

# Remerciements

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

Nous tenions donc à remercier :

- **L'école des Mines de St-Étienne et l'ISTP** qui nous a permis de financer une partie de la fusée grâce à son aide financière. Nous les remercions également pour l'ensemble des communications qui ont été fait sur leurs réseaux sociaux
- **MBDA** qui nous a permis de financer une partie de la fusée grâce à son aide financière
- **RadioSpare et Makerfaire** pour la fourniture de matériel
- **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





# A bientôt !

L'équipe Mines Space



Mines Space



mines\_space



@MinesSpace



mines-space

# CONTACTS

---

## Qui contacter ?



### Par mail

Adresse mail du club : **minesspace.asso@gmail.com**

Site Internet du club : **<https://minesspace.github.io/>**

Adresse mail des membres projets :

- Etudiant : - paulboymond@gmail.com
- paul.mialhe@gmail.com
- quentin.bakrim@hotmail.fr



### Par les réseaux sociaux



Mines Space



mines\_space



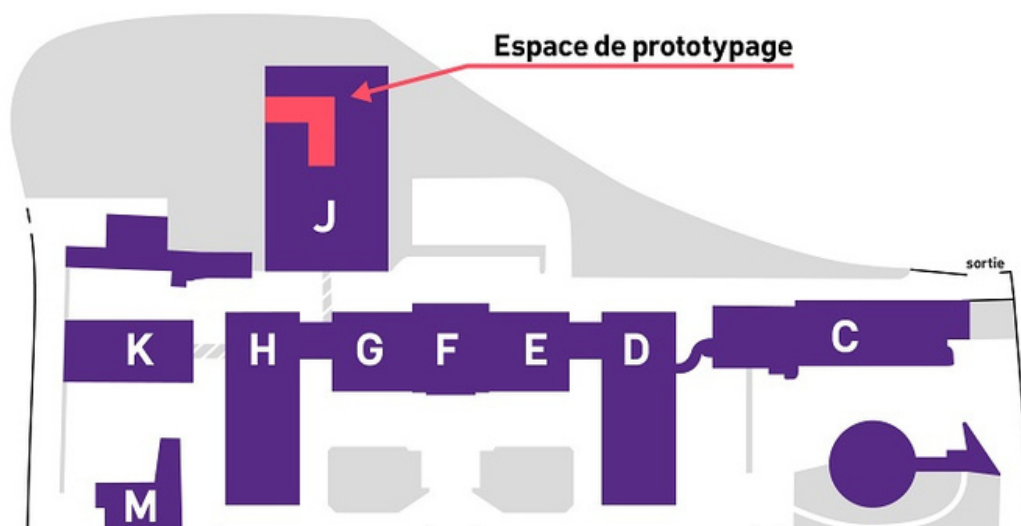
@MinesSpace



mines-space

## Où nous trouver ?

Notre quartier général se trouve actuellement au FabLab de l'Ecole des Mines de Saint-Étienne (Cours Fauriel). C'est ici que l'on se retrouve pour organiser des réunions.



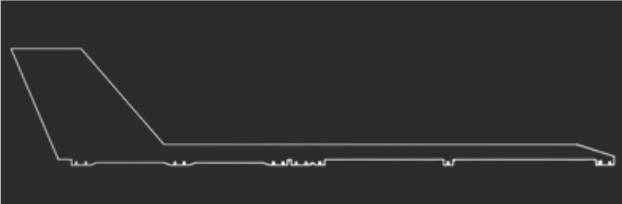
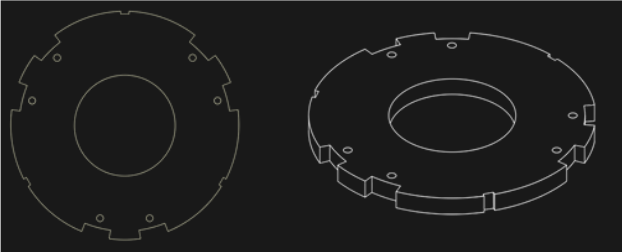
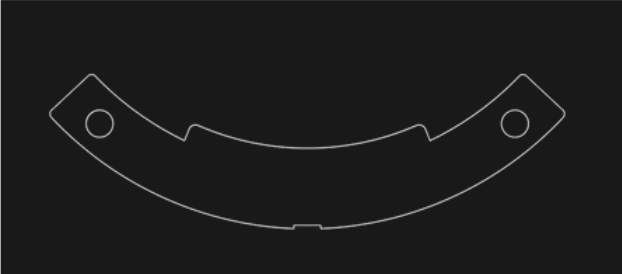
- 158 Cours Fauriel -



# Annexe

# Fiche de production

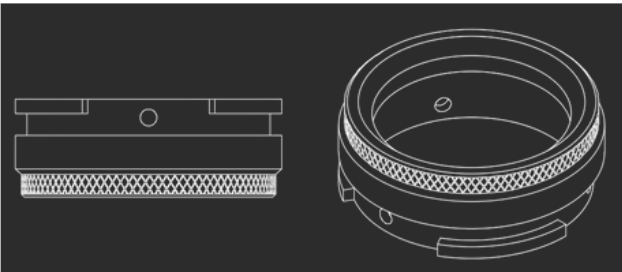
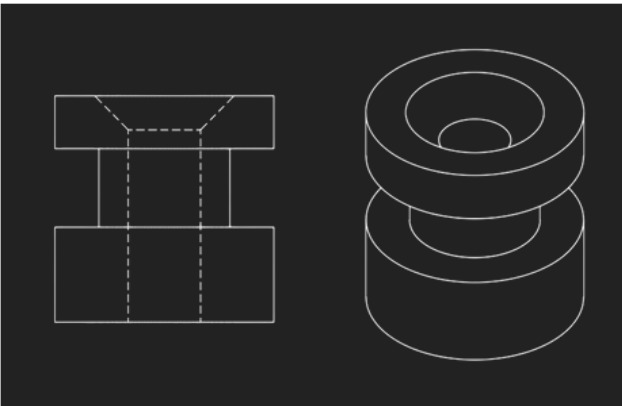
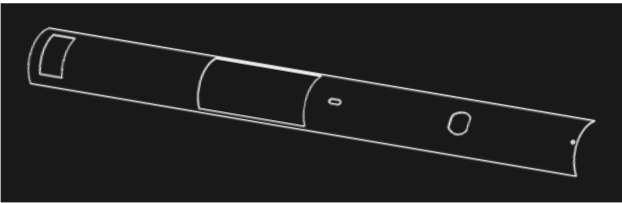
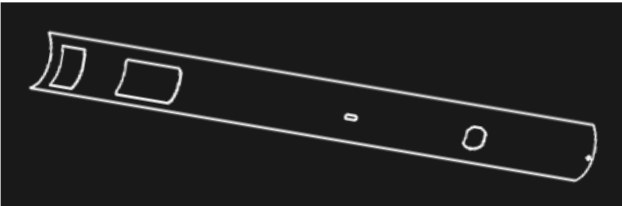
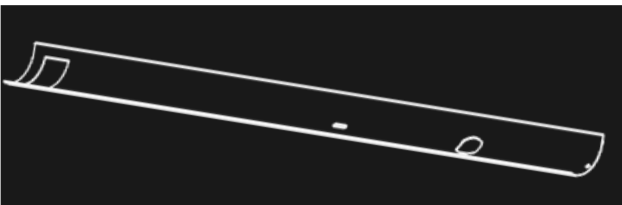
## Usinage 2D

| Visuel                                                                             | Nom              | Quantité / Lxl / épaisseur  |
|------------------------------------------------------------------------------------|------------------|-----------------------------|
|    | Aileron          | x 3<br>1280x249mm<br>4mm    |
|    | Renfort Coiffe   | x 3<br>434.8x34.63mm<br>4mm |
|   | Bague de poussée | x 1<br>117x117mm<br>8mm     |
|  | Cale propulseur  | x3<br>85x25mm<br>4mm        |
|                                                                                    |                  |                             |



# Fiche de production

## Usinage 3D

| Visuel                                                                             | Nom                         | Quantité / LxIxh / matériaux                    |
|------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------|-------------------------------------------------|
|    | Bague Serrage<br>propulseur | x 1<br>95.7x95.7x35mm<br>POM                    |
|   | Patin                       | x 2<br>13x13x13.5mm<br>Aluminium                |
|  | Peau 1                      | x1<br>1150(L)x102(I)x120(D)x1.5(E)<br>Aluminium |
|  | Peau 2                      | x1<br>1150(L)x102(I)x120(D)x1.5(E)<br>Aluminium |
|  | Peau 3                      | x1<br>1150(L)x102(I)x120(D)x1.5(E)<br>Aluminium |
|                                                                                    |                             |                                                 |





