



**POLYTECH<sup>®</sup>**  
**ORLÉANS**

École d'Ingénieurs de l'Université d'Orléans

# Systeme Embarqué pour Fusée SpaceTech

---

## Réponse Technique

**Gladys MONTALBAN – Tiago BORBA DA SILVA – Thomas ARMENGAUD –  
Shanshan WANG  
5<sup>ème</sup> année  
Génie Physique et Systèmes Embarqués - Vision Embarquée**

*ANNÉE 2017-2018*

# SOMMAIRE

1.	STB : Spécification Technique de Besoin	10
1.1.	<b>Spécifications techniques</b>	10
1.2.	<b>FAST</b>	11
2.	DC : Dossier de Conception	12
2.1.	<b>Système embarqué solution: Architecture intégré</b>	12
2.2.	<b>Système embarqué solution: Architecture dédié</b>	12
2.3.	<b>Analyse de développement</b>	13
2.4.	<b>Justificatif de choix de concept</b>	14
3.	DD : Dossier de Définition	15
3.1.	<b>Unité central du système d'acquisition</b>	15
3.2.	<b>Système de mesure</b>	16
3.3.	<b>Système d'acquisition vidéo</b>	18
3.4.	<b>Système de contrôle</b>	19
3.5.	<b>Système de transmission RF</b>	21
3.6.	<b>Système d'alimentation</b>	23
3.7.	<b>Acquisition et traitement de données</b>	25
4.	DJD : Dossier Justificatif de la Définition	27
4.1.	<b>Analyse des risques</b>	27
4.2.	<b>Plan de développement</b>	28
4.3.	<b>Matrice de conformité</b>	30

# 1. STB : Spécification Technique de Besoin

## 1.1. Spécifications techniques

Les composants doivent supporter une accélération de 15G pendant l'ascension.

Le système embarqué en ensemble avec les batteries ne doit peser plus que 1Kg et ne doit pas dépasser les dimensions suivantes :

3 volumes cylindriques de  $40 \times 8$  cm (H×R).

- *Mesure en temps réel*

Le système doit mesurer l'accélération, positionnement et altitude et envoyer ces données vers la base de contrôle.

Le module transmission RF doit être capable de transmettre au moins à une distance 3km. Doit utiliser la bande de 433MHz et transmettre à une puissance max de 200mW.

- *Acquisition vidéo*

La fusée doit avoir une caméra pour enregistrer les images pendant le vol, et une mémoire pour l'stockage de la vidéo.

- *Contrôle de la fusée*

Le système de contrôle doit être autonome et isolé électriquement du reste du système embarqué. La fusée doit avoir des interrupteurs de coupure d'alimentation et des signalisations pour contrôler l'état de la fusée avant décollage.

- *Alimentation des systèmes*

Le système doit être alimenté en deux circuits, une batterie pour le circuit séquenceur, et autre pour le reste du système embarqué. L'alimentation doit avoir une autonomie d'au moins 60 min.

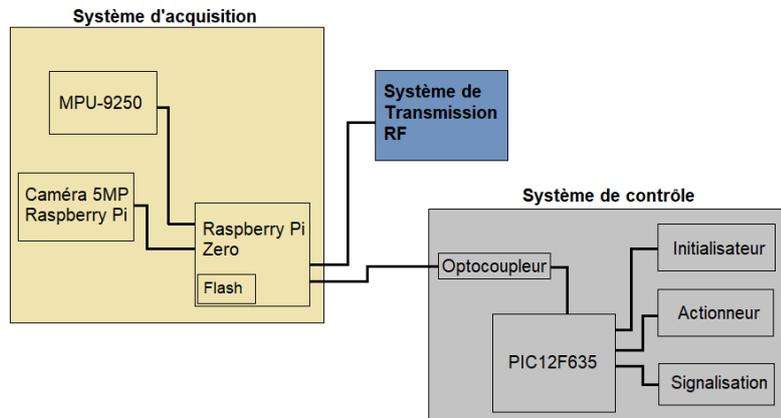
Les circuits d'alimentation doivent avoir des points de test pour mesurer le niveau tension de la batterie en charge et hors charge.

## 1.2.FAST



## 2. DC : Dossier de Conception

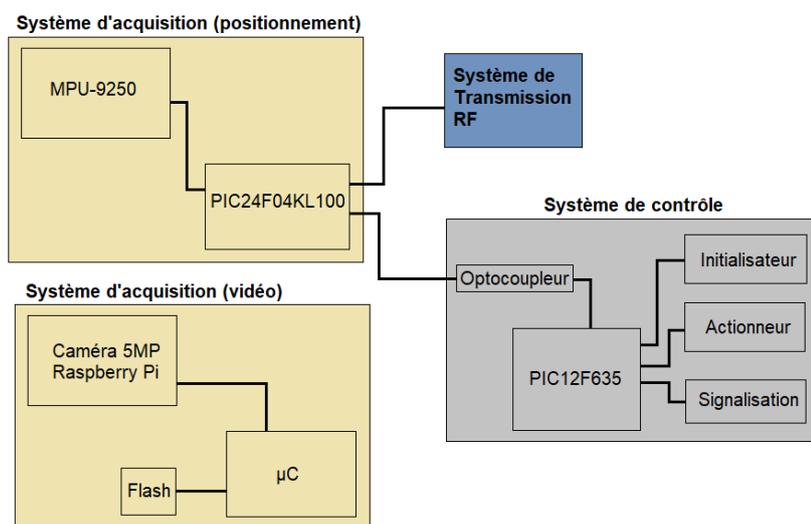
### 2.1. Système embarqué solution: Architecture intégrée



Un système qui concentre tout l'acquisition /stockage vidéo et lecture des capteurs/transmission de données.

La solution de concentrer toutes les fonctions dans un système donne les avantages d'un circuit intégré, moins de cartes électroniques à concevoir, moins de circuits qui peuvent tomber en panne. Par contre, ce système apporte le risque de défaillance complète du système embarqué si un seul module tombe en panne.

### 2.2. Système embarqué solution: Architecture dédié



Les systèmes d'acquisition vidéo et lecture de capteurs sont effectués par des circuits dédiés.

Dans cette configuration on a du vrai parallélisme entre les différents processus, les perturbations entre les systèmes est quasiment nulle, la fiabilité du système est sur le circuit physique et pas sur le logiciel. Cependant, un tel système dédié, élimine presque complètement la possibilité de mise à jour des périphériques ou même de l'unité de calcul.

### 2.3. Analyse de développement

- *Tableau comparatif du temps de développement*

<i>Architecture Intégré</i>		
Elément	Etapes du développement	Temps
Système de contrôle	Développement du circuit séquenceur Conception de la carte séquenceur Développement de l'algorithme du séquenceur Test et validation du séquenceur	2 Semaines
Système d'acquisition	Programmation de la Raspberry PI Zero pour : lire le capteur, envoyer des données au module RF récupère et stocké les images de la camera Test et validation du système	4 Semaines
<i>Architecture Dédié</i>		
Système de contrôle	Développement du circuit séquenceur Conception de la carte séquenceur Développement de l'algorithme du séquenceur Test et validation du séquenceur	2 Semaines
Système d'acquisition (capteur)	Développement du circuit d'acquisition capteur Conception de la carte acquisition capteur Développement du programme lecture et transmission Test et validation du système	3 Semaines
Système d'acquisition vidéo	Développement du circuit d'acquisition vidéo Conception de la carte acquisition vidéo Développement du programme lecture et stockage vidéo Test et validation du système	4 Semaines

## **2.4. Justificatif de choix de concept**

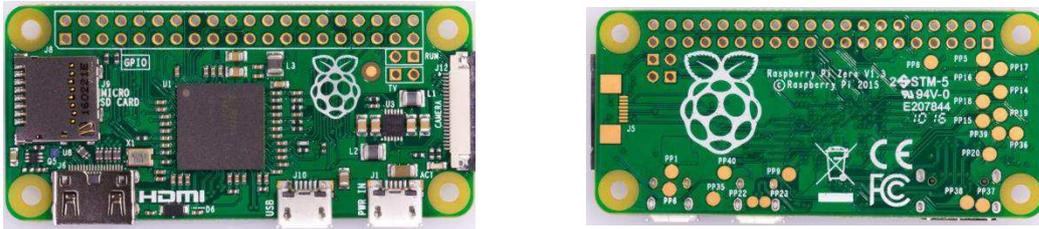
L'architecture intégrée est la solution plus envisageable puisqu'elle répondre au cahier des charges dans le temps prévu avec moins de risques au niveau du développement du système dans sa généralité.

Est une solution qui, au départ implique des coûts plus élevés en termes de matériel par rapport à l'architecture dédiée, au même temps ce n'est pas un projet visant à l'industrialisation du système pour l'utilisation en masse. Le coût des appareils utilisés pour développer ces systèmes est amorti au cours de son utilisation.

Un autre aspect qui est également important à prendre en considération, est la possibilité que cette configuration offre d'évoluer plus facilement. Dans une configuration supportée par des circuits dédiés à la mise à jour des systèmes soit par l'échange de ceux plus avancés, soit par l'augmentation des dispositifs, pose toujours des problèmes. L'architecture intégrée a indéniablement une plus grande évolutivité.

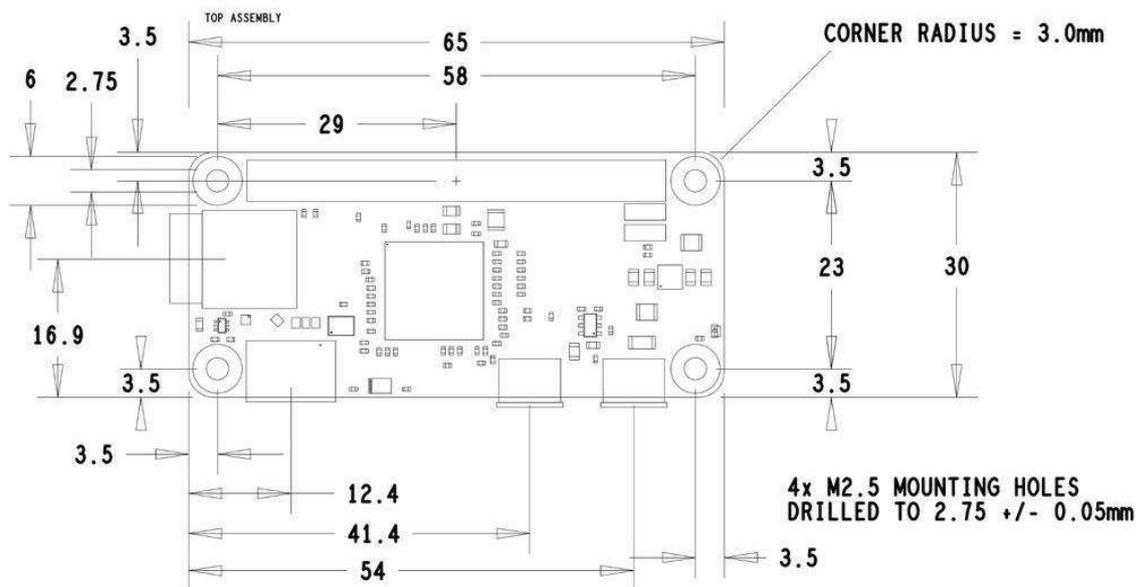
### 3. DD : Dossier de Définition

#### 3.1. Unité central du système d'acquisition



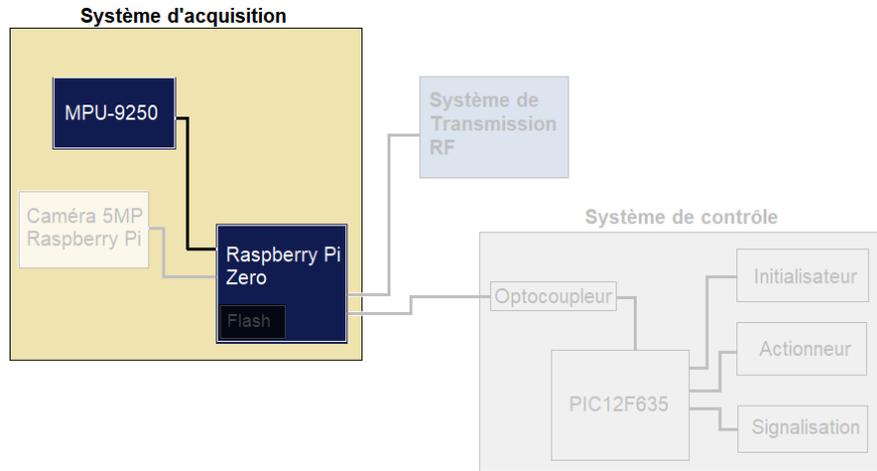
Raspberry PI Zero

- *La Raspberry PI Zero doit :*
  - Lire les capteurs par I2C,
  - Transmission par UART avec module RF,
  - Acquisition vidéo,
  - Stockage vidéo,
  - Activer l' système de contrôle de parachute, le séquenceur.
- *Caractéristiques*
  - Interfaces séries synchrone : I2C, SPI
  - Interface série asynchrone UART
  - Adaptateur carte mémoire SD
  - Sortie pour caméra Raspberry 5M
  - Pins GPIO
  - Consommation : 400 mA (acquisition vidéo ON)
  - Poids = 9 g
  - Dimensions :



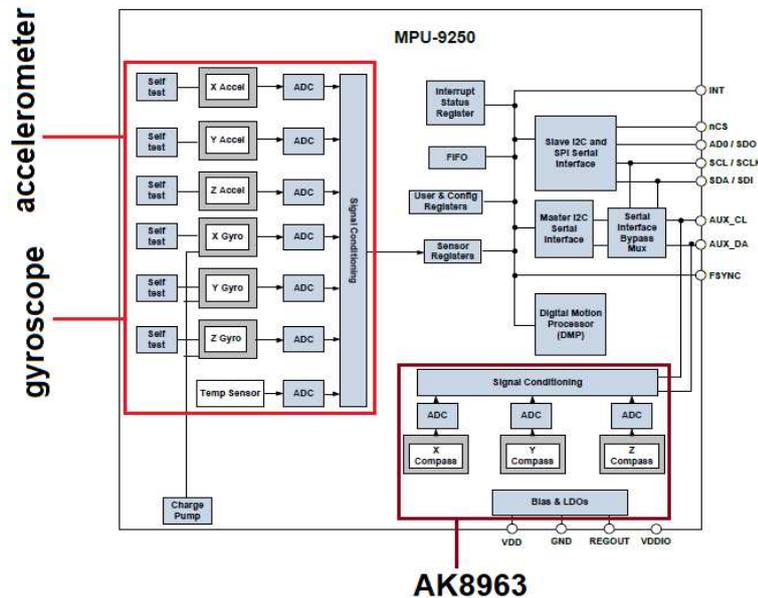
### 3.2. Système de mesure

Le système de mesure é composé d'un MPU-9250 qui communique par I2C avec la Raspberry Pi Zero. Ce système doit démarrer avant le décollage de la fusée et doit tourner pendant toute l'expérience.



- *MPU-9250* :

On a choisit la carte développée par SparkFun IMU Breakout - MPU-9250. Cette carte met à disposition tous les pins nécessaires pour alimenter et communiquer avec le MPU-9250.

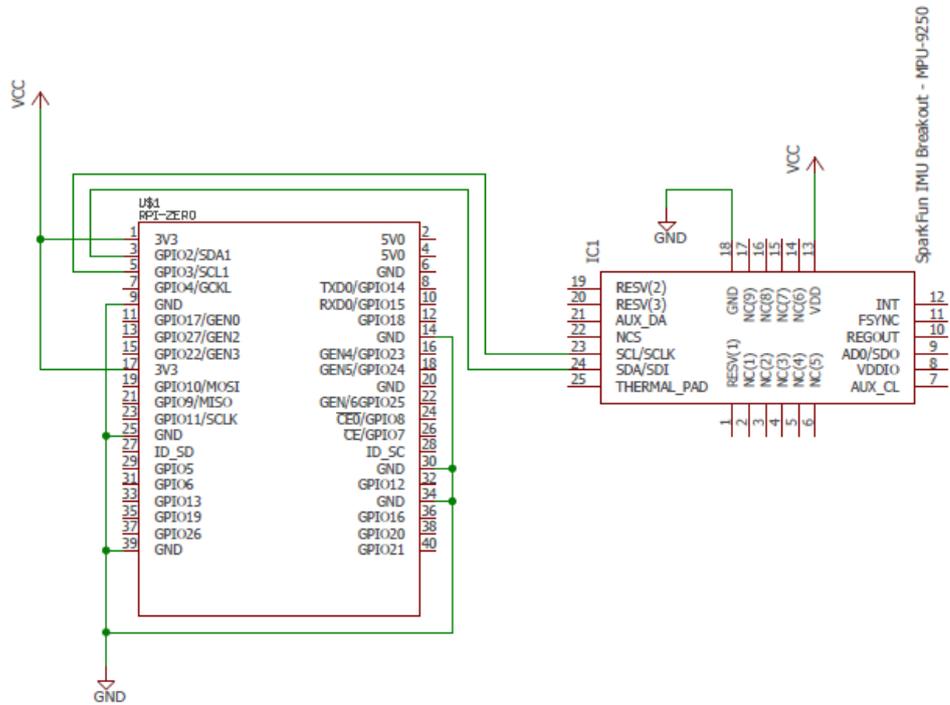


Le MPU-9250 est un module multi-puce (MCM).

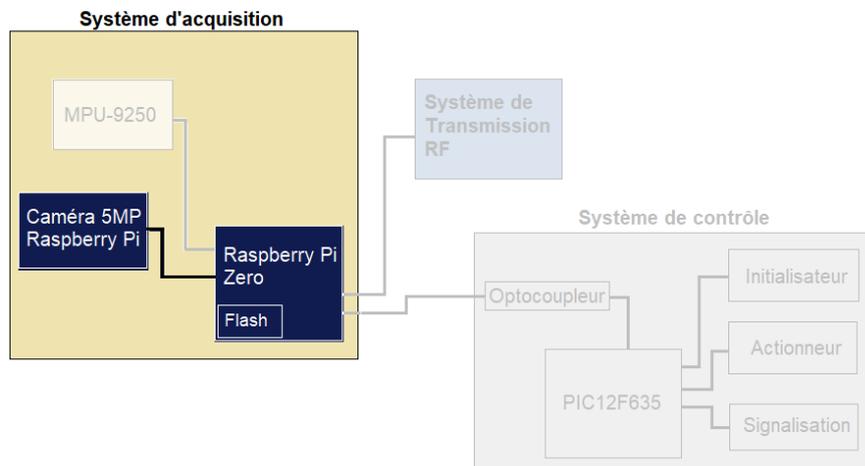
- *Le MPU-9250*
  - I2C en slave : 400kHz
  - Consommation : 3.7 mA (mode 9 axes ON)
  - Tension d'alimentation : 3.6 V

- Gyroscope programmable  $\pm 250$ ,  $\pm 500$ ,  $\pm 1000$ , and  $\pm 2000^\circ/\text{sec}$  (dps)
- Accéléromètre programmable  $\pm 2g$ ,  $\pm 4g$ ,  $\pm 8g$ , and  $\pm 16g$
- Magnétomètre programmable  $\pm 4800\mu\text{T}$ .

- *Schéma de câblage Raspberry et MPU-9250*



### 3.3. Système d'acquisition vidéo



Pour le système d'acquisition vidéo, nous utiliserons la caméra Raspberry Pi v1. Connectée à la Raspberry Pi Zero, il sera possible de paramétrer sa résolution ainsi que le nombre d'images capturées par seconde afin de faciliter la transmission des données et de rester conforme au cahier des charges au niveau du temps de transmission.

Le programme permettant de piloter la caméra, capturer et enregistrer les images sera écrit en langage Python.

Les images capturées seront enregistrées dans la mémoire flash type carte SD de la Raspberry Pi Zero.

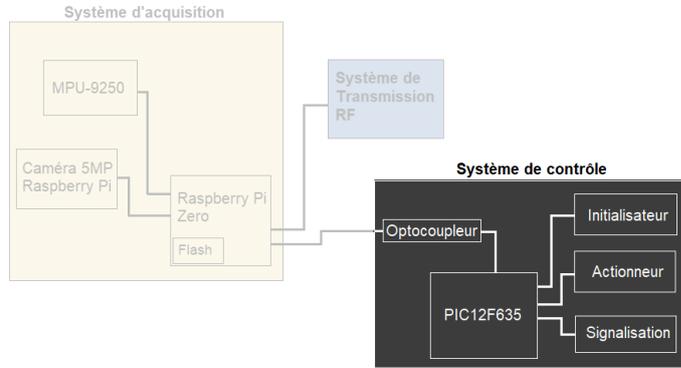
- *Caractéristiques de la caméra:*

- Taille : 25 x 24 x 9 mm
- Poids : 3 g
- Résolutions : 1080p30, 720p60, 640x480p60/90
- Objectif : 35 mm
- Angle de vue horizontal : 53.50 +/- 0.13 degrés
- Angle de vue vertical : 41.41 +/- 0.11 degrés



### 3.4. Système de contrôle

Le système de contrôle a comme fonction déclencher l'actionneur pour l'ouverture du parachute. L'initialisateur permet de couper l'alimentation du système et un système de signalisation par LED montre l'étape du processus de lancement de la fusée.



- *Le séquenceur doit :*

Dans cette solution la fonction séquenceur est réalisée par un microcontrôleur.

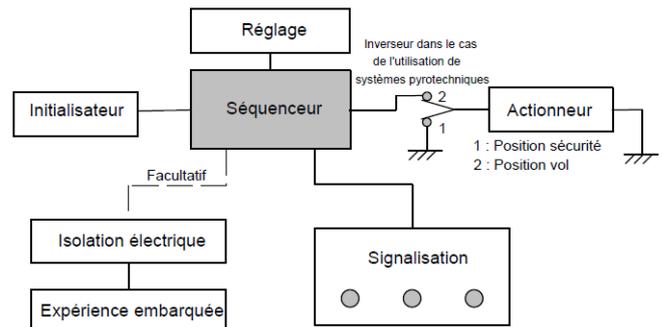
Le moment de déclenchement du parachute est calculé en mesurant l'accéléromètre, dès que le système détecte le passage de la fusée pour l'apogée, la Raspberry doit générer une interruption dans le circuit séquenceur.

Détecter démarrage des systèmes :

- Détecter l'interruption de l'accéléromètre envoyé par le système d'acquisition,
- Contrôler des signaux signalisation,
- Déclencher l'actionneur parachute.

- *Le microcontrôleur PIC12F635*

- Architecture 8 bits
- Alimentation:
  - Standby : 1 nA / 2 V
  - Operating : 100 µA / 2 V
- I/O pins : 6
- Deux minuteries : Timer0 8 bits et Timer1 16 bits
- Interruptions programmables



- *L'actionneur ZYE1-0530*

- Alimentation : 12 V / 1.75 A
- Force : 0,5 N
- Dimensions (cm): L=3 / P=1.5 / H=1.1

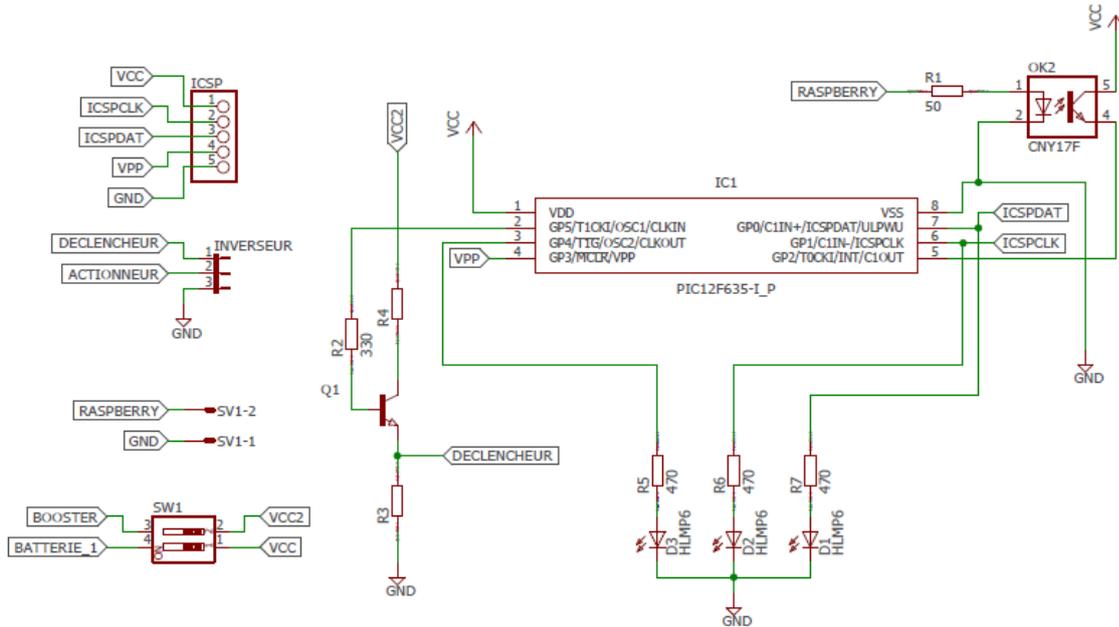
#### DC 12 V Ouverte Electrovanne de Chassis Electro-aimant Solenoïde



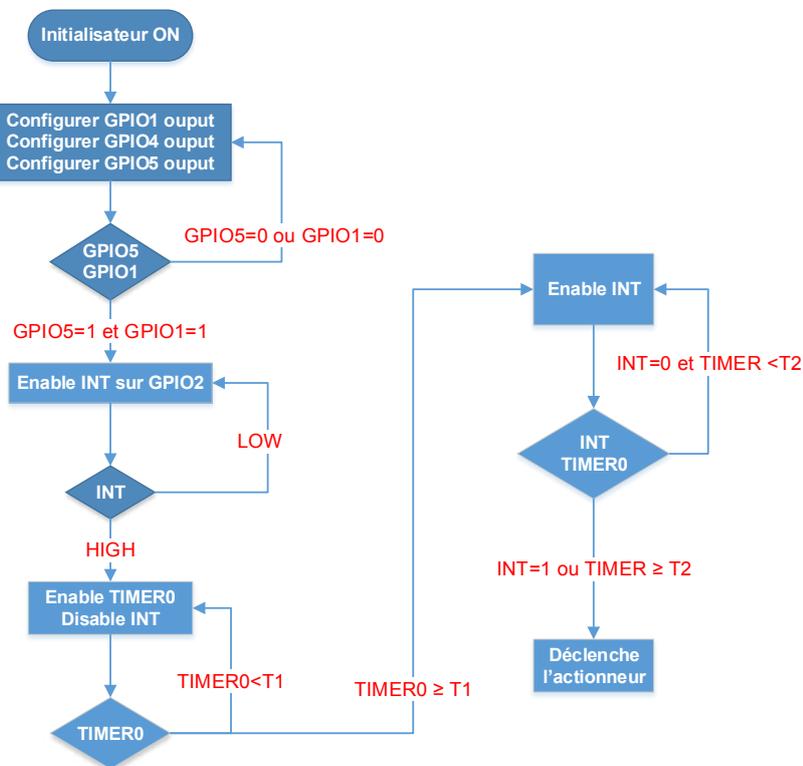
- *Le signaleur*

- LED 1 : Séquenceur sous tension ou hors tension
- LED 2 : Actionneur actif/inactif (séparation commandée/séparation non commandée)
- LED 3 : Séquenceur actif/inactif (la fusée a décollé/la fusée attend le décollage)

- *Schéma de câblage*



- *Algorithme de déclenchement du parachute*



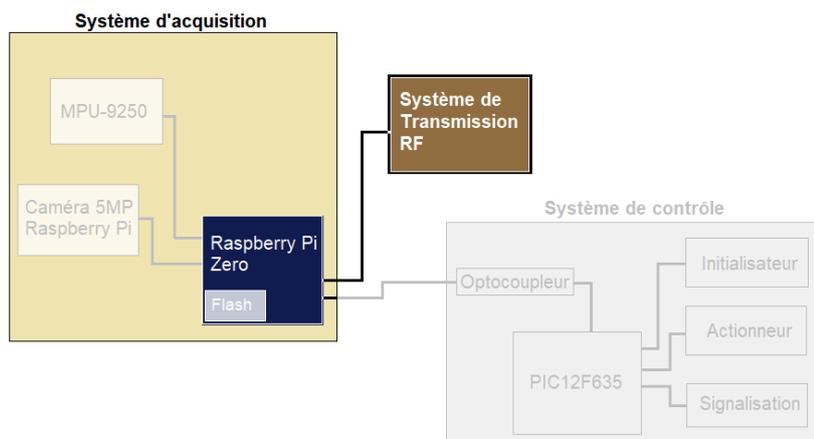
Temps total de l'expérience		
Ascention		Descendance
T0	T1	T2

T0 – T1 : Actionneur désactivé

T1 – T2 : Actionneur active, le séquenceur attend l'ordre de la Raspberry pour déclencher le parachute.

>T2 : Le séquenceur déclenche le parachute force l'ouverture du parachute

### 3.5.Système de transmission RF



On a choisi la carte Microchip RN2483 qui est un module 433/868 MHz basé sur la technologie sans fil LoRa. Pour réaliser la transmission de données, on utilise 2 modules en configuration M2M.

- *Caractéristiques*

-Tension d'alimentation : 2.1V-3.6V

-Température : -40°C-+85°C

-Débit de communication RF programmable jusqu'à 300 kbps avec modulation FSK, 10937 bps avec modulation de LoRa

14 GPIO pour le contrôle et l'état, partagé avec 13 entrées analogiques

-Fréquence 433 MHz et 868 MHz

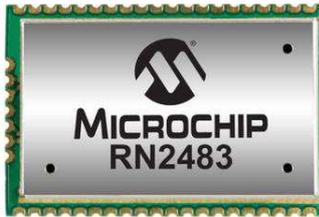
-Sensibilité élevée du récepteur : jusqu'à -146 dBm

-Puissance TX : réglable jusqu'à +14 dBm de haut Rendement PA

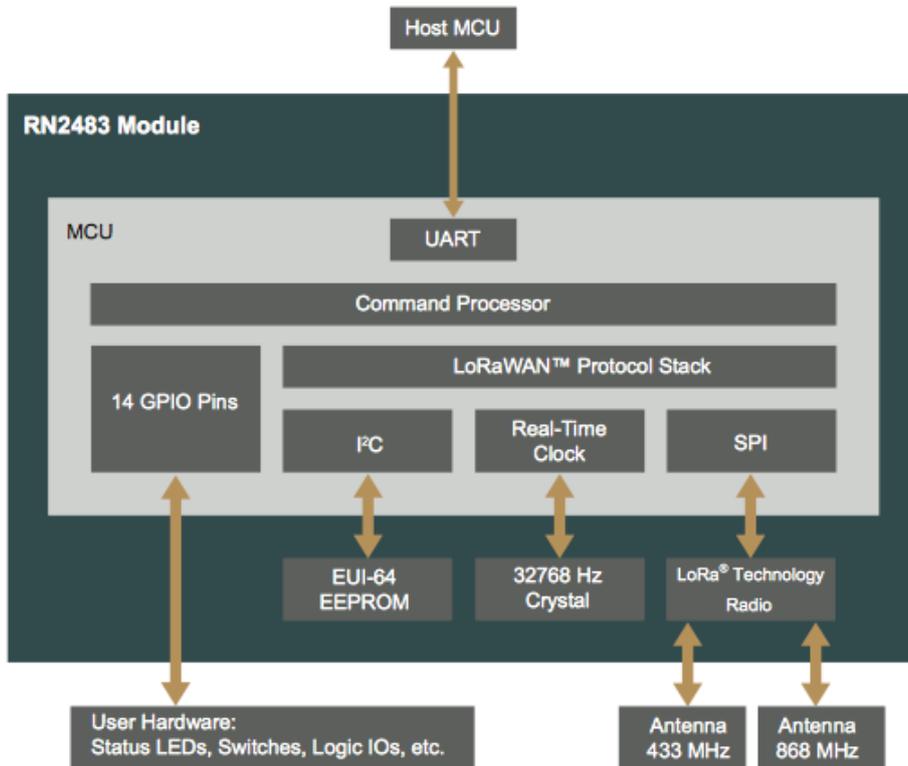
-Modulation de FSK, GFSK, et LoRa

IIP3=-11dBm

-Couverture jusqu'à 15 km en banlieue et jusqu'à 5 km couverture en zone urbaine.

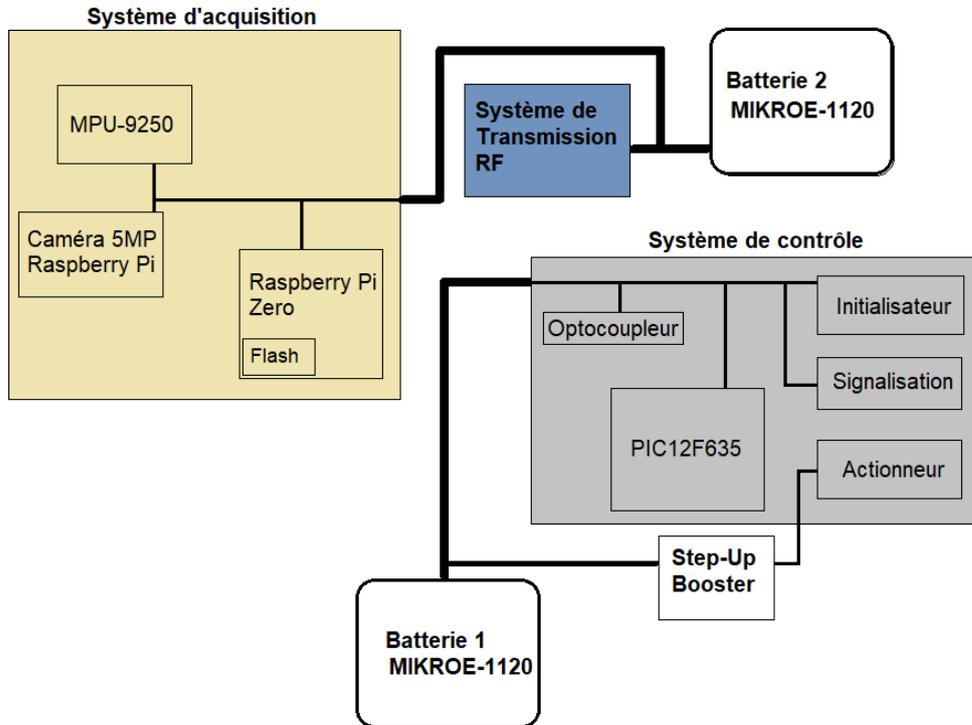


28	GND	27	GND	26	GND	25	RFL	24	GND	23	RFH	22	GND	21	GND	20	GND
29	NC															19	NC
30	PGC_INT															18	NC
31	PGD_INT															17	NC
32	RESET															16	NC
33	GND															15	NC
34	VDD															14	GPIO10
35	GPIO0															13	GPIO11
36	GPIO1															12	VDD
37	GPIO2															11	GND
38	GPIO3															10	GPIO12
39	GPIO4															9	GPIO13
40	GPIO5															8	GND
41	GND															7	UART_RX
42	NC															6	UART_TX
43	GPIO6															5	RESERVED
44	GPIO7															4	RESERVED
45	GPIO8															3	UART_CTS
46	GPIO9															2	UART_RTS
47	GND															1	GND

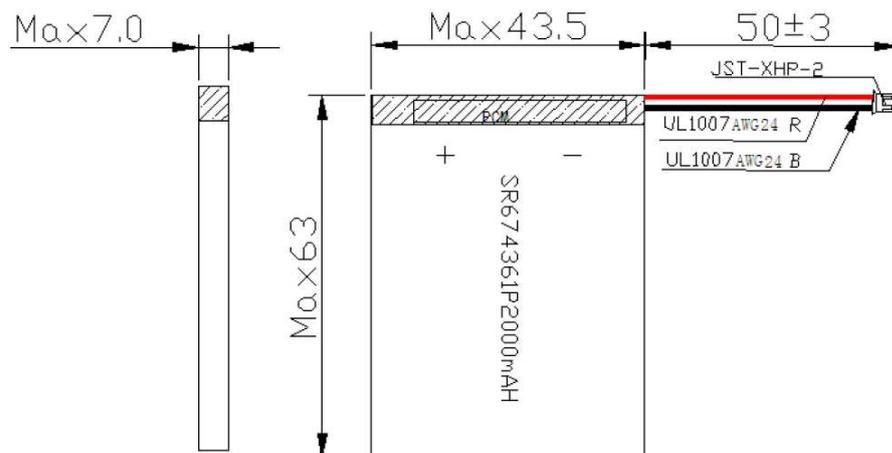


### 3.6. Système d'alimentation

L'électronique embarquée de la fusée possède de batteries pour alimenter les différents systèmes. La batterie 1 alimente les systèmes d'acquisition et de contrôle et la batterie 2, le séquenceur (système de contrôle).

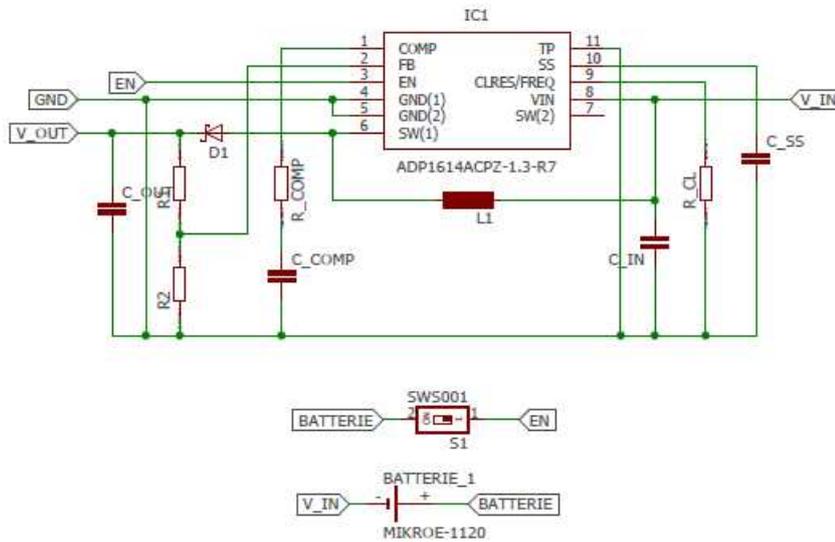


- *Batterie lithium-polymère*
- Type rechargeable MIKROE-1120
- Tension alimentation : 3.7V
- Capacité : 2Ah
- Poids : 38g
- Dimensions L×H×P : 44×6×63 mm



- *Circuit step-up booster*

L'actionneur doit être alimenté à 12 V et a une consommation de 1.75 A selon son datasheet. A circuit régulateur DC DC élévateur permettra à ce composant d'être alimenté avec la bonne tension à partir de la batterie 1.



### 3.7. Acquisition et traitement de données

- *L'Interface Homme Machine comporte deux parties :*

La base de données dans mettra de stockées en temps réel les données brutes des différents capteurs (accéléromètre, gyromètre, magnétomètre), mais également l'état de l'actionneur du parachute et des systèmes de signalisation

L'interface en lui-même

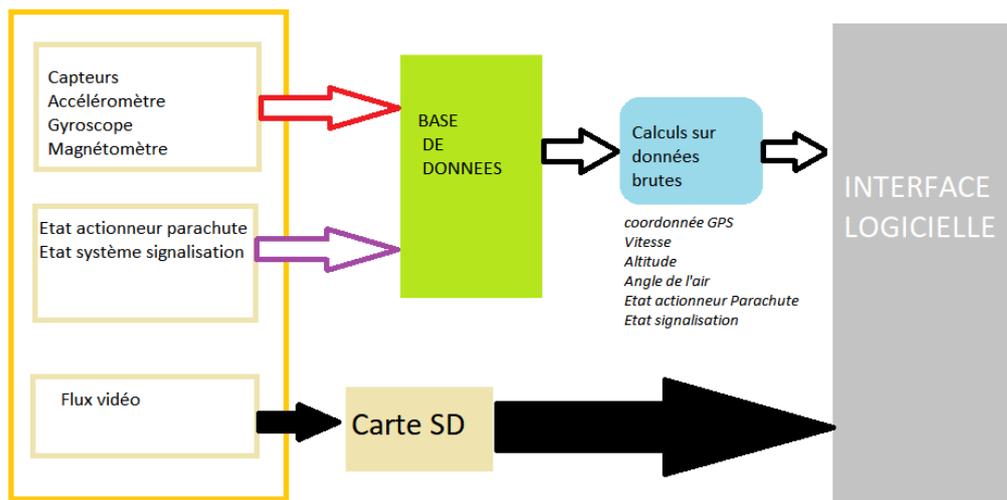


Figure 1: Schéma de l'acquisition des données à la visualisation sur l'interface

- *La base de données*

Aucun calcul n'est effectué avant transmission. Les données récupérées en temps réel de l'accéléromètre (3 axes), gyroscopes (3 axes) et magnétomètre (3 axes) seront brutes. Les données (Vitesse, altitude, angle de l'Euler, coordonnées GPS) seront calculés par le logiciel.

L'état de l'actionneur du parachute, l'heure d'ouverture du parachute ainsi que l'état de signalisation de la fusée seront récupérés.

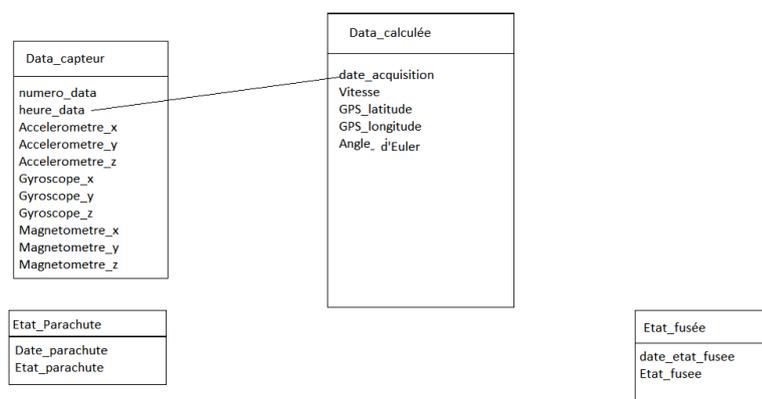


Figure 2: Base de données : Diagramme des classes

- *Choix du serveur*

Deux choix de serveur sont disponible : serveur locale et non-locale.

- Serveur locale

Les données seront stockées en interne dans l'ordinateur utilisé. Le risque de perdre les données, en cas de panne de l'ordinateur est présent. Cependant ne nécessite pas de connexion internet

- Serveur non locale

Les données sont stockées sur un serveur web accessible par plusieurs ordinateurs. L'opération nécessite une connexion internet afin d'actualiser les données reçus.

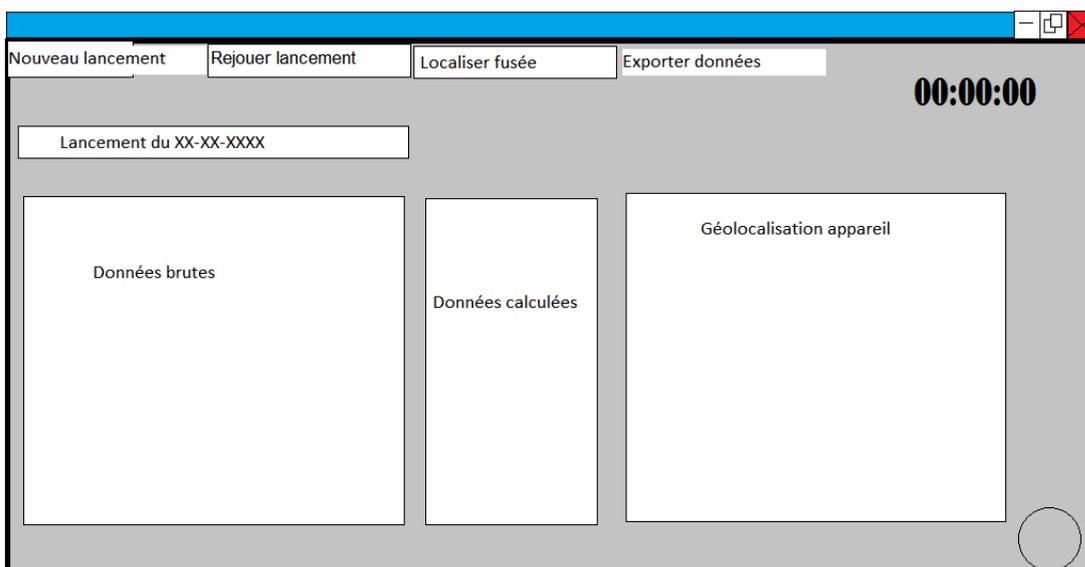
Dans le cas où les essais seront réalisés en pleine air, une couverture insuffisante de l'internet ou un faible réseau peut entrainer une impossibilité de stocker les données et un plus grand décalage temporelle durant l'acquisition. Ainsi, il a été décidé de proposer un serveur local. Les données seront récupérées grâce à une carte Arduino branchée via son port USB au PC.

- *L'interface GUI*

L'interface SpaceTech permet à l'utilisateur de visualiser les données relatives à la fusée

Les données seront calculées à partir des données de l'accéléromètre et gyroscope stockée dans la base de données associé au logiciel

- Géolocalisation : position GPS de la fusée (latitude, longitude)
- Altitude
- Accélération
- Température
- Humidité
- Temps écoulé à partir du décollage



## 4. DJD : Dossier Justificatif de la Définition

### 4.1. Analyse des risques

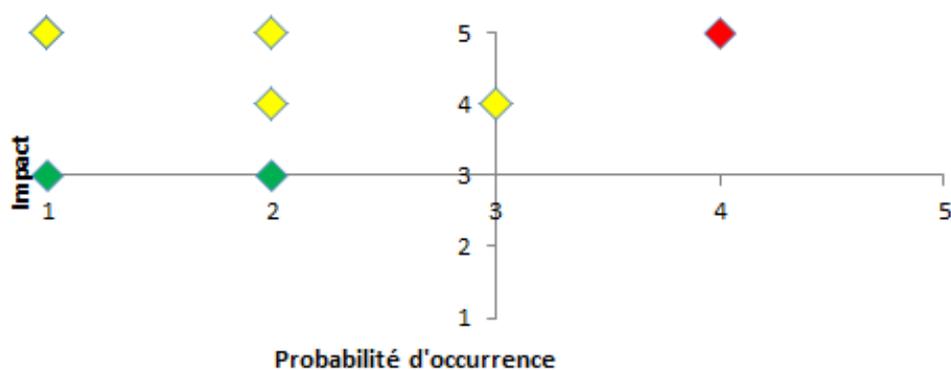
Date de début du projet: 18 septembre 2017

Date de fin du projet : 15 Décembre 2017

Date de l'analyse de risques : 29 septembre 2017

- *Matrice des risques*

	Niveau Probabilité	Niveau Impact	Niveau Risque
<b>Risques externes</b>			
<b>Centre électronique Polytech:</b>			
Retard livraison du matériel	4	5	20
Disponibilité des outils de laboratoire pour test et simulation	1	5	5
<b>Spacotech</b> : Réunions périodiques d'évaluation des avancements	1	3	3
<b>Risques internes</b>			
<b>Technique :</b>			
Délai entre les différentes parties du groupe	2	4	8
Mauvaise interface entre les différentes parties du groupe	3	4	12
<b>Humaines :</b>			
Absence des membres de l'équipe	2	5	10
Gestion de projet, mauvaise division des tâches et organisation d'équipe	2	3	6
<b>Risques économiques</b>			
Acquisition des modules (camera vertical)	1	5	5



- *Actions préventive :*

-Le centre électronique :

Passer commande le plus tôt possible auprès de la technicienne Clarisse NOVELLO et SpaceTech.

Utiliser des modules standards tels que les cartes de développement trouvable sur les fournisseurs tels que Farnell ou Radio Space.

SpaceTech : Mettre en place des réunions périodiques pour la validation de plusieurs tâches durant la réalisation du projet

-Technique :

Réorganiser l'équipe en fonction de la difficulté, domaine de compétence et avancements par rapport au projet.

-Humaines :

Mettre en place des rapports d'avancements et réunions tous les semaines.

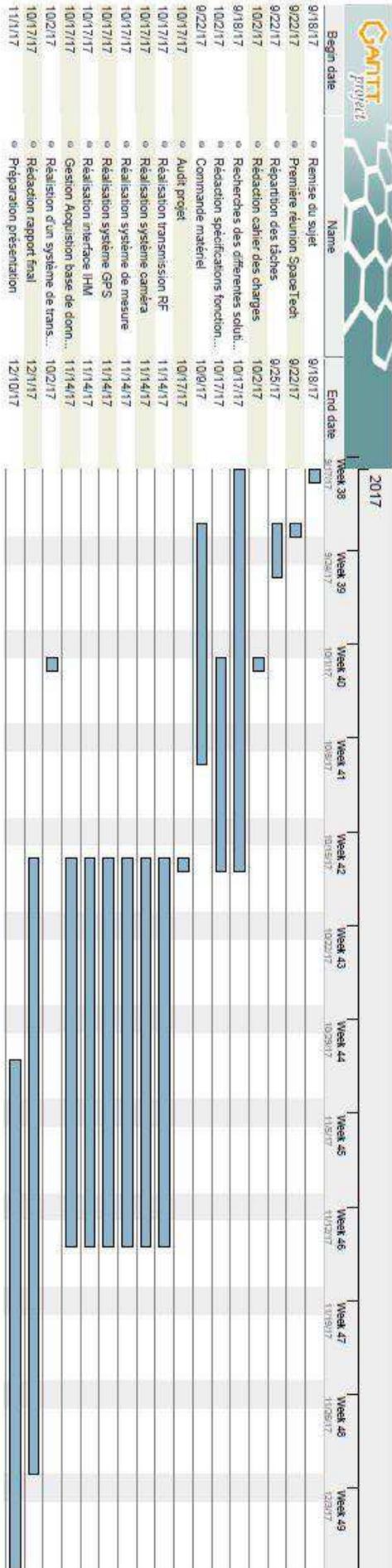
## 4.2. Plan de développement

- *Répartition de taches*

Intitulé de la partie	Responsable
1. Transmission RF	Shanshan WANG
2. Système Caméra	Thomas ARMENGAUD
3. Système de mesure	Tiago BORDA
4. Système localisation GPS	Shanshan WANG
5. Système IHM – Base de données	Gladys MONTALBAN

# Projet SpaceTech

## Gantt Chart



### 4.3. Matrice de conformité

Niveau	Sous-niveau	Exigence	Composant	Méthode de vérification				commentaire	Equipement requis
				A	D	E	T		
		Méthode de vérification A- Analyse D- Démonstration E- Examenation T- Test							
Permettre à l'utilisateur de mesurer les grandeurs relatives à la fusée	Acquérir données des capteurs		Capteur Système acquisition- transmission				X	Vérification de l'intégrité des données : Pour le gyroscope, réalisation d'une dizaine de mesures pour différents angle fixés. Vérification de la valeur acquise par l'accéléromètre quand le système est en position 0	
	Enregistrer les données		Carte Gyroscope/Accéléromètre/Magnétom être+ PC ( base de données)				X	Affichage des données brutes dans une console	
Filmer le vol depuis la fusée	Capter les images	30fps	Camera	X			X	Vérification la compatibilité de la caméra	
	Enregistrer les images		Camera+Carte SD				X	Présence des données vidéos sur la carte SD	
Permettre à l'utilisateur acquérir les données à distance		Distance de transmission	Module d'acquisition-transmission	x			x	Vérifier l'acquisition des données entre 100m et 3km	
Permettre à l'utilisateur d'acquérir les données en temps réel			Module d'acquisition-transmission + Logiciel		X		X	Vérification du délais d'acquisition des données	
		données/s						X	Vérification de la durée entre l'acquisition de la données et de l'affichage dans l'interface
Permettre à l'utilisateur de contrôler le décollage de la fusée			Signalisation sur la fusée				X	Vérifier le timer programmer par l'utilisateur Tester les outils de controles sonores/lumineux en fonction de l'état de la fusée	
Résister à la force de décollage de la fusée		Force d'accélération	Capteur + Système acquisition- transmission	X					
Déclencher un système de décélération			Actionneur du parachute		X		X	Vérification de l'actionneur: à l'état ON/OFF pour vérification de l'indépendance au système fusée	
								X	Vérification de l'actionneur: Envoie de plusieurs décharge sans avoir une baisse de capacité de la batterie
Être résistant à l'eau		Degré de protection IP	fusée		X			Eclabousser quelques gouttes d'eau sur la fusée	
Être d'une grande autonomie		Durée de batterie 4H en fonctionnement maximal	Batterie		X	X		1. Mesure de l'autonomie de batterie quand le système utilise 100% de ces capacités	
		Durée de batterie 4jours sans système de télémessure	Batterie					2. Mesure l'autonomie de la batterie après 40 secondes d'utilisation du système à plein régime	
Être rechargeable sur source externe			Batterie		X			1. et 2. Chronomètres	
Résister à de hautes et basses températures		Température	Système électronique ( carte Raspberry Zero+module.....)	X				Vérification de la charge de la batterie lors du branchement sur secteur	
S'adapter à la taille de la fusée		Dimension fusée	Système électronique entier+ batteries				X	Mesure du système avec un outils de mesure + Intégration du module à l'intérieur de la fusée	
Transmettre dans les bornes autorisée		Bande de transmission	Module de transmission	X				Vérification caractéristique technique du composant : Bande de transmission de 433 MHz	

# Rapport de vol

## Projet Big Bird (FX15)



Association SpaceTech

Août 2018

## Table des matières

Introduction.....	3
1- Le projet <i>Big Bird</i> .....	3
2- Système de récupération et de détection d'apogée .....	4
2.1Détails concernant le système de récupération.....	4
2.2Détails concernant le système de détection d'apogée .....	6
3- Qualification pré vol .....	7
4- Vol de la fusée .....	8
4.1 Chronologie .....	8
4.2 Déroulé du vol .....	9
4.3 Tentative de récupération.....	9
5- Analyse du vol, cause de l'accident.....	11
6- Points à améliorer .....	12

# Projet Big Bird (FX15) - Association Space'Tech – C'Space 2018

## Introduction

Le présent rapport est la conclusion de la mise en œuvre du projet de fusée expérimentale *Big Bird* de l'association *SpaceTech* lors de la campagne de lancement *C'Space 2018*. Ce vol s'est soldé par une trajectoire balistique. L'épave de la fusée expérimentale n'ayant pas pu être récupérée, ce rapport va tenter de mettre en lumière les causes ayant mené au crash et ainsi ce qui pourra être modifié pour les vols futurs.

## 1- Le projet *Big Bird*

Se reporter au dossier de conception du projet présent sur le drive de l'association ainsi que sur la plateforme *Planète Sciences SCAE* pour tout détail inhérent à la conception. Dans les grandes lignes, on rappellera ici que *Big Bird* est la première fusée expérimentale de l'association. C'est un projet qui a été mis en œuvre sur 2 ans, notamment à cause de la complexité de la mise au point de la peau en fibre de carbone (première version « faite maison » abandonnée au profit d'un tube industriel). Les expériences embarquées sont :

- Une centrale inertielle permettant d'enregistrer l'attitude de la fusée au cours du temps (angles d'Euler)
- Une caméra embarquée
- Déploiement du parachute par détection d'apogée
- Initialement, un module de télémétrie « fait maison » basé sur le système LoRa était prévu, le module n'était pas prêt pour le vol en 2018 de nombreux problèmes restant à corriger même après plus d'un an de projet



Figure 1: La fusée *Big Bird* en configuration prête pour le vol - *C'Space 2018*

## 2- Système de récupération et de détection d'apogée

On rappelle le fonctionnement de l'expérience de détection d'apogée:

Un parachute circulaire de grand diamètre sera déployé lors de la détection de l'apogée pendant le vol de la fusée. Un système de minuterie se déclenchant lors du décollage de la fusée (ouverture de la prise Jack,  $t = 0$ ) assure que le déploiement du parachute ne se déclenche pas trop tôt par une détection d'apogée erronée ( $t > t_1$ ) mais également comme une sécurité dans une situation où le système de détection d'apogée ne fonctionnerait pas correctement ( $t > t_2$ ).

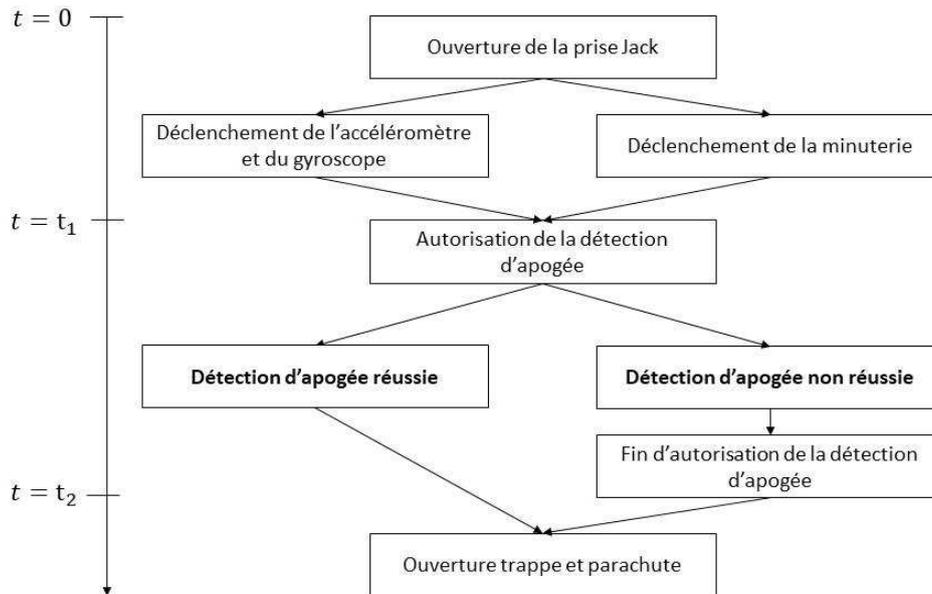


Figure 2: Principe de l'expérience

Le système de déploiement du parachute, contrôlé par la commande de détection d'apogée (ou la minuterie en cas de défaut), consiste en un électroaimant et un ressort. L'électroaimant permet le maintien d'une trappe latérale au corps de la fusée, et le ressort permet de faciliter l'éjection de la trappe et du parachute.

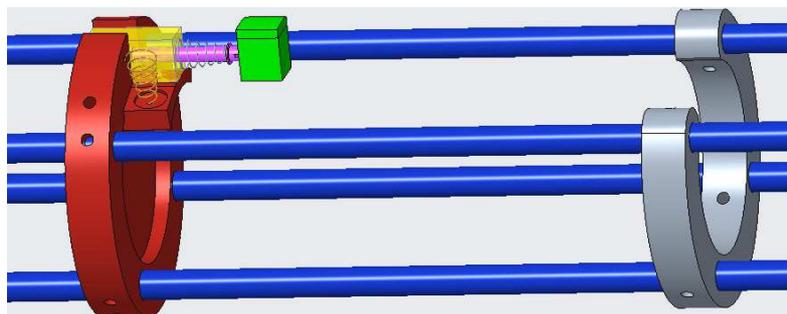


Figure 3: CAO du système d'éjection

### 2.1 Détails concernant le système de récupération

Dans les faits l'électroaimant présent sur l'image ci-dessus a été remplacé par un système de verrouillage à l'aide d'une cloche pivotant sur un servomoteur venant bloquer un loquet présent sur

## Projet Big Bird (FX15) - Association Space'Tech – C'Space 2018

la trappe. Le ressort est toujours présent comme le témoigne la photo du système prise lors du C'Space :

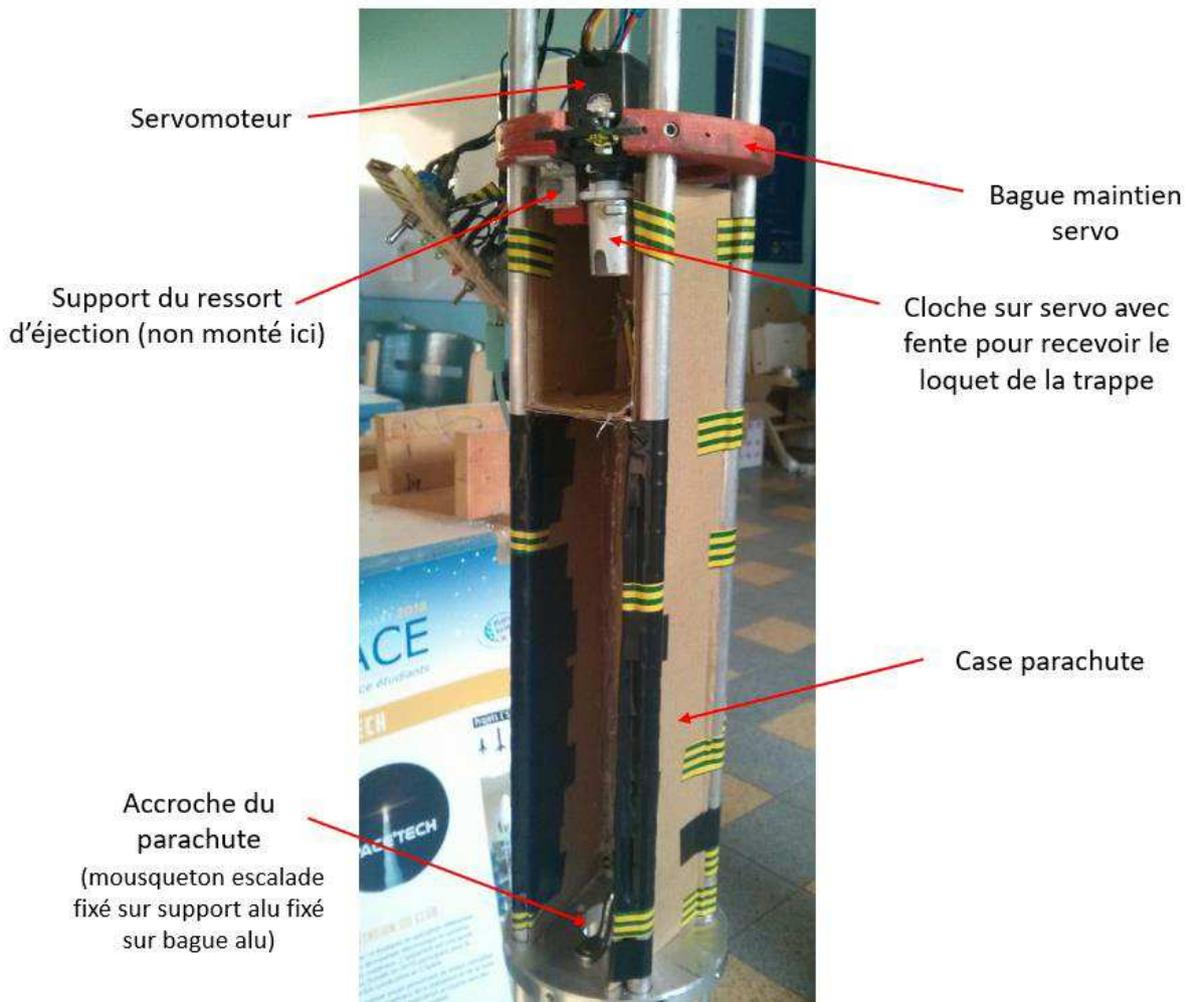


Figure 4: Système de récupération Big Bird

Le parachute (fabriqué par l'entreprise *Fruity Chutes*) était équipé d'un émerillon fait par l'entreprise et d'un anneau anti-torche fabriqué et testé sur place. Le parachute était lié à la fusée par l'intermédiaire d'une corde tressée de diamètre 1 cm attachée à l'aide d'un nœud marin à un mousqueton d'escalade lui-même fixé sur la bague en aluminium présente sur la photo ci-dessus. Ceci constitue l'ensemble dit « chaîne de vol ».

Plusieurs tests de déploiement consécutifs ont été menés avec succès aboutissant à la confirmation de la viabilité du système.

## 2.2 Détails concernant le système de détection d'apogée

Comme précisé ci-dessus, le système de détection d'apogée présente une **fenêtre temporelle** durant laquelle l'ordinateur de bord (ici une *Raspberry Pi*, le séquenceur, i-e la minuterie, étant géré par une carte *Arduino Nano*) peut décider d'éjecter le parachute si la détection d'apogée est confirmée (temps  $t_1$  et  $t_2$  sur la figure 2). Ce fenêtrage a été défini comme plus ou moins 2 secondes autour de l'apogée.

Pour le cas de la fusée Big Bird le jour du vol, l'apogée prévue par la feuille excel *trajecto* était de 17,2s. Il a donc été décidé de mettre en place une fenêtre temporelle d'autorisation de détection d'apogée entre 15 et 19s. Les charges subies par le parachute pour un déploiement prématuré ou trop tardif en cas de mauvaise détection ont été testées lors de la qualification (voir dans la suite du rapport).

**Le critère de détection d'apogée** (un retour critique sera proposé à ce propos par la suite) concerne la norme du vecteur accélération s'appliquant à la fusée. Pour que la détection soit faite, il faut que :

$$\sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} \leq 0,2g$$

Avec  $a_x$ ,  $a_y$  et  $a_z$  les composantes du vecteur accélération selon les directions  $x, y$  et  $z$  et  $g$  l'accélération de la pesanteur terrestre. L'altitude visée pour le vol (se reporter à la version finale du *trajecto*) est de 1600 m pour une vitesse de pointe de 218 m/s (785 km/h) et une accélération maximum de 11 g.

## 3- Qualification pré vol

Lors de la qualification mécanique, électronique ainsi que de l'expérience, la fusée *Big Bird* s'est comportée nominale. Il est à noter que les tests de tenue mécanique ce sont passés de manière optimales et soulignent la robustesse du design développé (peau en fibre de carbone et structure porteuse composite aluminium/ABS imprimé 3D) qui allie solidité et légèreté (seulement 5,9 kg sans le propulseur *Pro54*). Reste cependant à signaler quelques points sûrement importants pour la suite du rapport :

- Il était nécessaire pour être qualifié de réaliser 5 mises en œuvre réussies successives du système de récupération. A noter que sur les multiples tests menés **une seule anomalie (déploiement aux alentours de 16s) a été constatée**. Cependant les tests suivants ainsi que le vol simulés ont été concluants.
- Comme mentionné précédemment, en vue d'une estimation erronée de la détection d'apogée, **les charges dites « maximum » s'appliquant au parachute lors d'un déploiement prématuré ou trop tardif ont été testées par traction sur la chaîne de vol** (plus particulièrement la corde entre le parachute et la fusée) et mesurées à l'aide d'un dynamomètre. Ces forces étaient de 462 N (46,2 kg) pour un déploiement à 15s et 365 N (36,5 kg) pour un déploiement à 19s soit 21% de différence. Un déploiement optimal à 17s garantissait une force de 260 N (26 kg), soit 30% de moins que la charge lors d'un déploiement tardif. **Conformément au cahier des charges, une force deux fois supérieure à la charge pour un déploiement nominal (soit 52 kg) a été testée ainsi que chaque suspente suivant la procédure de qualification.**
- Il a été suggéré durant le processus de qualification d'éventuellement doubler la corde ou d'y placer un élastique afin d'absorber le choc du déploiement. Devant le succès du test de traction ces idées ont été abandonnées.

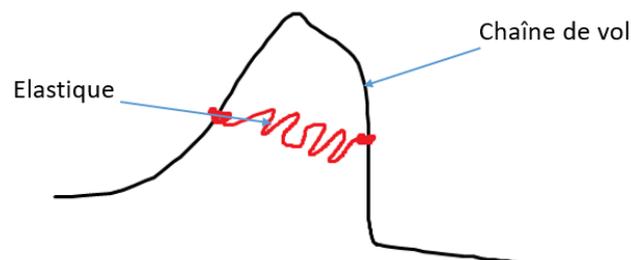


Figure 5: Schéma d'un système d'absorption de choc de déploiement

# Projet Big Bird (FX15) - Association Space'Tech – C'Space 2018

## 4- Vol de la fusée

### 4.1 Chronologie

Le vol s'est déroulé le mercredi 18 août aux alentours de 11h30 selon la chronologie validée lors de la qualification. Les batteries de la fusée ont été rechargées à la suite du vol simulé juste avant le vol réel. La chronologie suivie est la suivante :

Quand?	Quoi?	Où?	Qui?
	Vérifier tempo ARDUINO	Atelier	Alexis
	Vérifier tempo PI	Atelier	Alexis
	vérifier que mémoire SD vide	Atelier	Alexis
	intégrer la carte SD sur la PI	Atelier	Alexis
	Vérifier branchement camera	Atelier	Alexis
	Vérifier pleine charge des batteries	Atelier	Alexis
	intégration batterie 1	Atelier	Alexis
	intégration batterie 2	Atelier	Alexis
	Intégration peau (enfiler + visser)	Atelier	Antoine Eduardo
	Installation cale butée basse propu	Atelier	Antoine
	Intégration interrupteur et led + fixation	Atelier	Eduardo
	plier et mettre parachute et chaîne de vol dans trappe	Atelier	Alexis Antoine
	Nettoyage hublot caméra	Atelier	Eduardo
	verrouiller trappe (ON/OFF)	Atelier	Antoine
<b>TRANSFERT VERS TENTE CLUB</b>			
<b>TRANSFERT VERS ZAS Fusex</b>			
	Branchement Jack	pas de tir	Eduardo
	Insertion fusée rampe	pas de tir	Antoine Eduardo
	Accrocher le jack male à la rampe de tir	pas de tir	Eduardo
	Allumage de la switch générale -> lancer Chrono batterie	pas de tir	Antoine Eduardo
	Confirmation allumage LED main switch	pas de tir	Eduardo
	Attendre 2 minutes le boot (activation caméra)	pas de tir	
	Activation switch sécu	pas de tir	Antoine
	Confirmation allumage LED sécu	pas de tir	Eduardo

A noter que la fusée nécessitait très peu d'étapes à mettre en œuvre sur la ZAS, réduisant ainsi drastiquement le nombre d'erreur susceptibles d'être commises lors de la mise en rampe.

# Projet Big Bird (FX15) - Association Space'Tech – C'Space 2018

## 4.2 Déroulé du vol

Le vol c'est déroulé par temps clair avec quelques nuages. La vitesse du vent en dessous des 100m d'altitude était de 7 m/s environ. La température d'un peu moins de 30°C. Le lanceur n'est resté sur rampe une fois ces batteries activées qu'environ 10 minutes.

A  $t=0s$ , l'ordre de tir est donné. Allumage correct du propulseur *Pro54*. La fusée décolle et présente une trajectoire très stable avec un très faible roulis. Elle perce un nuage et culmine. Plusieurs versions (selon le point d'observation) sont observées. Dans chaque cas il est observé une éjection de la trappe correcte ainsi qu'un déploiement du parachute au moment de l'apogée. Presque en même temps, la fusée est observée en chute libre tandis que le parachute parfaitement gonflé effectue la descente seul, stabilisé par ce qui semble être l'émerillon. La fusée impacte le sol à la verticale quelques secondes plus tard à une vitesse estimée à 123 m/s (440 km/h) à une distance d'environ 1 km du pas de tir.

**A noter que lors du vol : les pyrotechniciens ainsi que le club a pu constater un déploiement parachute au moment de l'apogée tandis qu'une des deux personnes présentes en LOC (localisation) constate un déploiement légèrement prématuré.**

## 4.3 Tentative de récupération

L'azimut et l'inclinaison de la rampe étant connus il a été possible en croisant les témoignages visuels et les données avec la feuille excel trajec d'estimer la zone d'impact approximative d'un kilomètre carré. La distance couverte au sol par la fusée est d'environ 1 km. L'impact a probablement eu lieu dans le champ de maïs visible sur la carte ci-dessous rendant impossible la localisation par drone et difficile la localisation sur place. Une reconnaissance à pieds a eu lieu, mais en raison des conditions météo très défavorables une présence de seulement 30 min sur place a pu être mise en œuvre. Compte tenu de la surface importante à ratisser et du temps trop court sur place, il n'a pas été possible de retrouver la fusée.



Figure 6: Distance au sol couverte par la fusée



Figure 7: Zone d'impact hautement probable

## 5- Analyse du vol, cause de l'accident

L'épave de la fusée n'ayant pas pu être retrouvée, il est difficile d'avoir un avis tranché sur la cause de l'accident. **Néanmoins la cause la plus vraisemblable serait la rupture de la chaîne de vol au niveau de la corde liant le parachute à la fusée. Reste à savoir si ce déploiement a été prématuré ou tardif.** Il est cependant très difficile de l'affirmer car une observation au sol ne peut absolument pas garantir avec certitude un déploiement plus ou moins deux secondes autour de l'apogée. Il est à noter que :

- **La rupture a sûrement eu lieu au niveau de la corde reliant le parachute à la fusée car il est très peu probable que le mousqueton d'escalade ait lâché.** De plus le parachute a été observé durant sa chute comme intact, gonflé et stable de par la présence de l'émerillon. Impossible de distinguer à l'œil nu si une longueur de corde subsistait après ce dernier. Il est également possible que l'un des deux nœuds (au niveau de l'émerillon ou du mousqueton) se soit défait mais ils ont cependant été testés et de plus couverts de colle pour le vol.
- **Les charges maximum sur le parachute ayant été testées on aurait pu penser que la chaîne de vol résiste au choc de déploiement.** On pourrait alors penser que les tests successifs auraient à force abîmé la chaîne de vol mais cela paraît peu probable. Il est à noter cependant que **quel que soit le moment de la fenêtre temporelle ou le parachute c'est déployé, le choc a été un à-coup violent et non un effort progressif comme ce qui a été testé en phase de qualification (cf. la section suivante de ce rapport).**
- **Le critère de détection d'apogée n'était pas correct.** En effet, une accélération très faible voire nulle veut tout simplement dire que la vitesse de la fusée est constante, pas forcément nulle. En effet, cette dernière peut se trouver pendant un temps d'observation très court (celui de la centrale inertielle pendant le fenêtrage temporel) en trajectoire rectiligne et uniforme, ayant une vitesse élevée et vérifiant pourtant le critère de l'ordinateur de bord. **Ce critère erroné a probablement été la cause du test de déploiement raté mentionné plus haut.** D'autres méthodes de détection d'apogée devront donc être mises en place (cf. section suivante).

Il est donc sensé d'avancer que l'échec du vol est dû à une section de la chaîne de vol au niveau de la corde liant la fusée au parachute due à un déploiement trop violent pour le diamètre de la corde employée et ayant sûrement eu lieu au début du fenêtrage temporel pour une charge 20% plus importante que l'optimum. Ce déploiement précoce étant très difficile à observer depuis le sol il serait très intéressant de retrouver l'épave de la fusée afin d'analyser les données présentes sur la carte SD dans l'éventualité où les données se trouvant sur cette dernière n'ont pas été corrompues lors de l'impact. Cette carte se trouvant à un endroit protégé on peut supposer qu'elle a survécu au choc. De la même manière une analyse de l'épave ou du parachute serait très intéressante pour confirmer, ou non la théorie de la rupture de la chaîne de vol au niveau de la corde.



Figure 8: Test de déploiement du système de récupération

## 6- Points à améliorer

A la vue des conclusions tirées sur le vol, voici une série de mesures à prendre pour les prochains vols afin d'éviter des accidents de ce genre dans le futur :

- **Une attache de type sangle** devrait être maintenant utilisé pour faire le lien entre le parachute et la fusée. Ce type d'attache, couramment utilisé par d'autres associations pour leurs fusex garanti à la fois la tenue mécanique et l'absorption du choc lors du déploiement. Des attaches par cordes avec élastiques (voir figure 5) peuvent être utilisées (testées sur des vols minifs par exemple) mais nous recommandons fortement les sangles.



Figure 9: Attache parachute de type sangle, vol fusée FSX32 du CLES FACIL

## Projet Big Bird (FX15) - Association Space'Tech – C'Space 2018

- Les **tests de qualifications d'attache parachute pourraient peut être être revus**. En effet, ils n'ont pas su déceler la faiblesse au niveau de la corde (s'il s'avère que c'est bien la cause de l'accident). **On pourrait alors proposer un test de tenue de la corde parachute avec à coup en plus de celui avec effort progressif (nécessite par contre un dynamomètre avec mémoire de mesure), ou par exemple un test de déploiement parachute avec la fusée sur support à l'horizontale et en hauteur tandis qu'un poids entraine la chaine de vol et simule l'à coup du déploiement.**
- **Pour de futurs vols avec détection d'apogée, le critère de détection devra être revu.** Pleins d'autres possibilités s'offrent à vous : détection de minima locaux au niveau de l'accélération, détection de valeur maximum en utilisant un altimètre, etc. Cette année ce critère avait été choisi rapidement sans trop y réfléchir longtemps, n'hésitez pas à passer du temps la dessus et optimiser les systèmes de sauvegarde type « fenêtrage temporel » .
- **Un module de télémétrie** aurait permis de récupérer certaines données lors du vol malgré la perte du lanceur. Si le module « fait maison » avec le LoRa ne semble finalement pas adapté à cette mission (débit d'information beaucoup trop faible entre autres) un autre système pourrait être développé avec les nouvelles équipes de SpaceTech. Entre temps (car le développement d'un tel système peut prendre du temps) **l'utilisation d'un module KIWI fourni par planète sciences semble tout indiquée.** Le module est fiable, testé et au moins un membre de l'association se rend chaque année à la formation télémétrie mise en place par planète sciences.

## Conclusion

Voici en définitive tous les points à retenir de ce vol, ce qui clôture le projet de 2 ans *BigBird*, première fusée expérimentale de l'association *SpaceTech*. Ce projet a permis de développer un savoir-faire au niveau de la conception, utilisation des matériaux pour optimiser la tenue de la charge et le poids, mise en œuvre de systèmes embarqués, qu'il ne faut absolument pas perdre pour permettre la mise en œuvre de projets toujours plus complexes et ambitieux les années suivantes ! Le but de ce rapport s'inscrit donc pleinement dans cette démarche d'amélioration continue. Un grand merci aux équipes de *Planète Sciences* et du CNES pour l'organisation et l'encadrement de cet évènement, ainsi qu'à toutes les personnes qui ont œuvré de près ou de loin sur ce projet durant deux ans. En souhaitant un bon vol à la future fusée de l'association *Space Beam* et on l'espère à toutes celles qui suivront, de plus en plus performantes !