



Ecole Nationale Polytechnique  
Département Génie Mécanique  
Département Electronique  
En collaboration avec  
l'Université Paris Saclay

université  
PARIS-SACLAY

## Mémoire de projet de fin d'études

Pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état  
en Génie Mécanique/ Electronique.

---

# Conception et réalisation d'une fusée à eau instrumentée

---

Proposé et encadré par :

M. Samir BOUAZIZ, Professeur UPS.  
M. Abderrahmane BOUCHEFFA, Professeur UPS.  
M. Bouzid BENKOUSSAS, Professeur ENP.  
M. Mourad ADNANE, Professeur ENP.

Réalisé par :

Mlle. Yasmine Miryam HANCHI.  
M. Samy REBHI.

Présenté et soutenu le 4 juillet 2023.

Devant le jury composé de :

Président du jury	M. Bousbia Salah Hicham	Maitre de conférences	ENP
Examineur	M. Larbi Salah	Professeur	ENP
Invité	M. Zitouni Toufik	Attaché de recherche	CRD-FA





Ecole Nationale Polytechnique  
Département Génie Mécanique  
Département Electronique  
En collaboration avec  
l'Université Paris Saclay



## Mémoire de projet de fin d'études

Pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état  
en Génie Mécanique/ Electronique.

---

# Conception et réalisation d'une fusée à eau instrumentée

---

Proposé et encadré par :

M. Samir BOUAZIZ, Professeur UPS.  
M. Abderrahmane BOUCHEFFA, Professeur UPS.  
M. Bouzid BENKOUSSAS, Professeur ENP.  
M. Mourad ADNANE, Professeur ENP.

Réalisé par :

Mlle. Yasmine Miryam HANCHI.  
M. Samy REBHI.

Présenté et soutenu le 4 juillet 2023.

Devant le jury composé de :

Président du jury	M. Bousbia Salah Hicham	Maitre de conférences	ENP
Examineur	M. Larbi Salah	Professeur	ENP
Invité	M. Zitouni Toufik	Attaché de recherche	CRD-FA

## ملخص

تقدم هذه الأطروحة دراسة حول تصميم وبناء صاروخ مائي مُجهز بهدف تحسين جمع البيانات وأداء طيران الصاروخ وفي النهاية تقديم مجموعة تعليمية متاحة. تشمل هذه الدراسة دراسة نظرية للقوانين التي تحكم هذا النوع من النظام وخصائصه أثناء الطيران. بالتوازي مع ذلك، تم تطوير جهاز محاكي لتسهيل تصميم الصاروخ. تم إيلاء اهتمام خاص للتدفقات ثنائية الطور عبر الفوهة. تركز الأطروحة أيضًا على خصائص الأجهزة الإلكترونية وتطوير النظام المضمن المخصص لهذا الصاروخ. تم تقديم دراسة مفصلة وتصميم دقيق للوحدات الإلكترونية المختلفة التي تشكل النظام، مع التكامل النهائي داخل الصاروخ. يتم إجراء اختبارات إطلاق ورحلة بعد ذلك، تمت معالجة وتحليل البيانات المجمعة من خلال الأدوات المستخدمة.

**كلمات مفتاحية:** صاروخ مائي، أدوات قياس، استقرار، تجربة.

## Abstract

This thesis presents a study of the design and construction of an instrumented water rocket with the aim of improving the data collection and flight performance of a rocket, and ultimately proposing an accessible educational kit. It includes a theoretical study of the laws governing this type of systems and its characteristics during flight. At the same time, a simulator has been developed to facilitate rocket design. Particular attention is paid to two-phase flows through the nozzle. The thesis also focuses on the particularities of the electronic instrumentation and the development of the on-board system specific to this rocket. An in-depth study and detailed design of the various electronic modules making up the system are presented, with final integration into the rocket. Launch and flight tests were carried out, with processing and analysis of the data collected thanks to the instrumentation in place.

**Keywords:** Water rocket, instrumentation, stability, experimentation.

## Résumé

Ce mémoire présente une étude sur la conception et la réalisation d'une fusée à eau instrumentée dans le but d'améliorer la collecte de données et les performances de vol d'une fusée et de proposer un kit pédagogique accessible aux formations et aux compétitions. Il comprend une présentation des lois décrivant la propulsion dans ces systèmes et une étude sur les caractéristiques de vol. Un simulateur de vol est développé pour faciliter la conception de la fusée. Une attention particulière est accordée aux écoulements diphasiques à travers la tuyère. Le travail s'est également concentré sur les particularités de l'instrumentation électronique et sur le développement du système embarqué spécifique à cette fusée. Une étude approfondie et une conception détaillée des différents modules électroniques qui composent le système sont présentées, avec une intégration finale dans la fusée. Plusieurs prototypes de fusées à eau ont été réalisés. Des tests de lancement et de vol ont été effectués avec traitement et analyse des données collectées grâce à l'instrumentation mise en place. Des performances de vol de la fusée satisfaisantes ont été mises en évidence.

**Mots clés :** Fusée à eau, instrumentation, stabilité, expérimentation.

## Dédicaces

Je tiens à dédier ce travail à mes parents et à ma sœur bien aimés qui m'ont toujours soutenu et encouragé tout au long de mon parcours. Je ne les remercierai jamais assez pour tous les sacrifices et les efforts qu'ils ont fait pour me permettre de réussir. Je ne serai arrivé à rien sans eux et je tiens à leur exprimer ma plus profonde gratitude et mon amour à travers ce modeste travail.

Je tiens également à remercier mes camarades qui sont devenus mes frères, à savoir Issam, Riad, Anes, Nacim et Idriss pour ces innombrables années passées ensemble, pour leur aide et leur soutien dans les moments difficiles. Sans oublier mes amis Yasmine, Rachel, Melissa, Raouf, Aymen et tous mes camarades de promotion ELN MATCH, avec qui j'ai partagé tant de rires de galères et de merveilleux moments.

Je tiens également à remercier M. Sid Ahmed BERROUDJI, mon enseignant de physique et de mécanique des fluides en classe préparatoires qui m'a toujours inspiré et qui reste pour moi un des meilleurs enseignants que j'ai connus.

Sans oublier ma binôme Yasmine, qui est devenue une amie, sans qui ce travail n'aurait pas été possible, je tiens à la remercier pour tous ses efforts et son sérieux tout au long du projet. Cette expérience ERASMUS+ n'aurait pas été la même sans elle. J'ai appris énormément à ces côtés, j'ai pu évoluer et apprendre autant sur le plan scientifique qu'humain.

-REBHI Samy.

## Dédicaces

Je dédie ce travail à toutes les personnes qui m'ont aidée, encouragée et soutenue tout au long de mon parcours. Tout d'abords, à mon père, qui représente pour moi un mentor en plus d'un parent, et qui a toujours été là pour m'apporter son aide pour avancer. Je suis reconnaissante pour son soutien, sa patience et son dévouement. A ma mère bien-aimée, je souhaite exprimer toute ma reconnaissance et gratitude pour les innombrables efforts et sacrifices qu'elle a consentis pour encourager ses filles et les voir réussir. A ma sœur, qui a toujours été à mes côtés, sa générosité, sa créativité et son grand cœur m'inspirent à être meilleure dans ma vie.

A mes deux grand-mères, qui ont toujours souhaité me voir réussir et qui m'ont encouragée à travailler dur.

A la mémoire de mon grand-père, qu'Allah l'accueille dans son vaste paradis. J'espère l'avoir rendu fier.

A mes amis, Moha, Ines, Anis, Asma, Abdou, Mouna, Massyl, Khaled, Amina, Sonia, Walid, Yousra, Yazid, Wiam, Malik, Camélia, Salma et Hayat. Chacun d'entre eux a contribué à ce que ces années à l'ENP soient des années remplies de moments de joie, de rires, d'amour et de bonheur. Ils ont créé des souvenirs irremplaçables et ont laissé en moi un sentiment d'appartenance à une seconde famille à l'ENP.

Je dédie également ce travail à mes camarades de promotion de Génie Mécanique 2023. Trois belles années se sont déroulées, nous avons partagé de très bons moments ensemble. Je suis très heureuse d'avoir fait partie de cette promotion.

Enfin, à mon binôme, REBHI Samy. Cette expérience n'aurait pas été la même sans lui. Nous avons appris à travailler ensemble, à se soutenir, à s'entraider. Au final, j'ai gagné un ami, je le remercie aussi d'avoir introduit dans ma vie ses camarades de classes, spécialement Anes et Riad. Je suis très heureuse d'avoir partagé cette aventure Erasmus+ avec lui.

- HANCHI Yasmine Miryam.

# Remerciements

En premier lieu, nous tenons à remercier nos encadrants de l'Université Paris Saclay, le Pr. BOUAZIZ Samir et le Pr. BOUCHEFFA Abderrahmane, sans qui ce projet n'aurait pas été possible. Leur expertise et leur soutien ont été inestimables tout au long de notre parcours. Ils nous ont permis de vivre une expérience unique et inoubliable. Nous les remercions pour la confiance et la bienveillance dont ils ont fait preuve à notre égard. Ils se sont toujours rendus disponibles lorsque nous en avons besoin. A travers leurs précieux conseils, nous avons appris énormément, autant sur le plan scientifique qu'humain.

Nous tenons également à remercier nos encadrants de l'Ecole Nationale Polytechnique, le Pr. ADNANE Mourad et le Pr. BENKOUSSAS Bouzid pour leurs conseils, le temps qu'ils nous ont consacré ainsi que leur dévouement.

Nous tenons à remercier l'ensemble des personnes qui nous ont permis de mener à bien notre mobilité ERASMUS+, notamment Mme Braesch Anne-lise et toute son équipe, Mme Dominique Beau qui a facilité notre intégration au sein de Polytech Paris Saclay, ainsi que M. ZOUAGHI Iskander qui a toujours été à l'écoute de nos problèmes et a su y répondre.

Nous remercions les ingénieurs de l'UPS, dont Lucas, Issa, Clément, Julien et Roger pour leur aide, leurs conseils et leur hospitalité tout au long de notre séjour en France. Nous voulons aussi exprimer notre gratitude à M. Samir, le jeune plombier qui nous a aidé bénévolement dans la réalisation d'une partie du projet. Nous tenons à remercier toute personne ayant contribué de près ou de loin à la réussite de ce projet et à notre formation.

Nous remercions les membres du jury, M. Bousbia-Salah Hicham, Pr. Larbi Salah et M. Zitouni Toufik d'avoir accepté d'examiner notre travail.

Enfin, nous remercions nos deux camarades, Mlle BOUAYED Nour Meriem, et M. KIMOUCHE Rayane, qui ont partagé avec nous cette fabuleuse expérience et qui nous ont beaucoup aidé au cours de notre travail. Nous avons ressenti, grâce à leur présence et leur bienveillance, que ce travail n'a pas été accompli seulement par un binôme, mais par un groupe d'amis et cela toujours dans la bonne humeur et un sentiment de partage et de famille.

# Table des matières

Liste des Figures

Liste des tableaux

Nomenclature

Introduction Générale.....	15
Chapitre 1 : Etat de l'art (Utilisation de la fusée à eau) .....	17
Chapitre 2 : Théorie de la propulsion.....	22
2.1    Considérations physiques pour la fusée à eau .....	23
2.1.1    Théorie.....	24
2.1.2    Propulsion par eau .....	26
2.1.3    Propulsion par air .....	28
2.2    Simulation du vol de la fusée multi-étages.....	29
2.2.1    Description de la simulation.....	29
2.2.2    Résultats de la simulation.....	33
Chapitre 3 : Etude de la tuyère .....	35
3.1    Introduction .....	36
3.2    Simulation de l'écoulement dans la fusée à eau en sortie de tuyère.....	38
3.2.1    Ecoulements Turbulents .....	38
3.2.2    Approche Numérique .....	38
3.2.3    Modélisation RANS .....	39
3.2.4    Simulation Ansys-Fluent.....	41
3.3    Comparaison avec les résultats expérimentaux .....	48
Chapitre 4 : Propriétés de vol.....	51
4.1.    Position de l'antenne de Prandtl (Tube Pitot-statique).....	52
4.1.1    Définition d'un tube Pitot-statique .....	52
4.1.2    But de l'expérience.....	53
4.1.3    Etude expérimentale .....	53
4.1.4    Résultats et interprétations .....	54
4.2    Stabilité de la fusée.....	56
4.2.1    Notion de stabilité .....	56
4.2.2    Méthode de Barrowman .....	57
4.2.3    Forme de l'Ogive.....	58
4.2.4    Ailerons .....	59
4.2.5    Simulation de la stabilité .....	61



Chapitre 5 : Présentation de l'instrumentation.....	70
5.1 Introduction .....	71
5.2 Généralité sur l'instrumentation aérospatial .....	71
5.3 L'instrumentation d'une fusée à eau.....	71
5.4 Spécifications de l'instrumentation embarquée.....	72
5.4.1 Problématique et objectif.....	72
5.4.2 Les contraintes.....	74
5.4.3 Les paramètres de vol à mesurer .....	75
5.5 Architecture du système électronique.....	76
5.5.1 Introduction .....	76
5.5.2 Tâches à réaliser .....	77
5.5.3 Choix du matériel utilisé .....	78
Chapitre 6 : Etude et conception du système embarqué.....	80
6.1 Introduction .....	81
6.2 Les capteurs .....	81
6.2.1 Altimètre.....	81
6.2.2 Centrale inertielle (IMU).....	89
6.2.3 Sonde Pitot .....	95
6.3 Enregistreur de vol.....	98
6.3.1 Capacité de stockage nécessaire .....	99
6.3.2 Méthodes de stockage .....	100
6.3.3 Stockage en local.....	100
6.4 Communication sans fil .....	104
6.4.1 Le Bluetooth.....	104
6.4.2 Module utilisé.....	104
6.4.3 Intégration du module .....	105
6.5 Système de récupération.....	105
6.5.1 Caractéristiques du servomoteur .....	105
6.5.2 Instant de déclenchement .....	106
6.5.3 Condition de déclenchement .....	107
6.5.4 Sécurité de déclenchement à distance .....	108
6.6 Alimentation.....	111
6.6.1 Bilan énergétique.....	112
6.6.2 Type d'alimentation utilisée.....	112

6.6.3	Stratégies d'alimentation .....	113
6.6.4	Intégration à la carte finale .....	114
6.6.5	Logiciel embarqué.....	115
6.6.6	Montage sur la fusée.....	117
Chapitre 7 : Etude Expérimentale .....		118
7.1	Réalisation de la fusée .....	119
7.1.1	Structure .....	119
7.1.2	Système de séparation des deux étages .....	121
7.1.3	Fabrication des ailerons et ailettes.....	124
7.1.4	Ailerons multitubulaires .....	125
7.1.5	Réalisation de la fusée à eau à double étage.....	126
7.2	Tests et analyse des résultats expérimentaux.....	128
7.2.1	Tests et interprétations.....	128
7.2.1	Exploitation des résultats des capteurs .....	131
7.2.2	Analyse des données des capteurs .....	134
Conclusion générale et perspectives .....		140
Références Bibliographiques.....		142
Annexe 1 : Dessin technique d'une ailette plate utilisée sur la fusée à eau. ....		146
Annexe 2 : Diagramme de GANTT .....		147
Annexe 3 : Kit pédagogique pour la construction et la mise en vol d'une fusée à eau à double étages.....		148

# Liste des Figures

<b>Figure 1. 1 :</b> Fusée à eau à un seul étage (droite) et à deux étages (gauche).....	21
<b>Figure 2. 1 :</b> Représentation des phases de vol d'une fusée à eau [11].....	23
<b>Figure 2. 2 :</b> Représentation du volume de contrôle considéré et son déplacement au cours du temps. .....	25
<b>Figure 2. 3 :</b> Organigramme des opérations du simulateur.....	33
<b>Figure 2. 4 :</b> Altitude de la fusée à eau à deux étages à 6 bars de pression. ....	33
<b>Figure 2. 5 :</b> Accélération de la fusée à eau à deux étages à 6 bars de pression. ....	33
<b>Figure 2. 6 :</b> Altitude de la fusée à eau à deux étages à 8 bars de pression. ....	34
<b>Figure 2. 7 :</b> Accélération de la fusée à eau à deux étages à 8 bars de pression. ....	34
<b>Figure 2. 8 :</b> Altitude pour une fusée à eau à un étage avec une pression de 6 bars. ....	34
<b>Figure 3. 1 :</b> Ecoulement dans une tuyère convergente-divergente [20] .....	37
<b>Figure 3. 2 :</b> Représentation d'un écoulement turbulent [21].....	38
<b>Figure 3. 3 :</b> Région d'utilisation des deux modèles dans SST $k - \omega$ [21]. ....	41
<b>Figure 3. 4 :</b> Domaine de calcul (à gauche) et corps de la fusée (à droite) dans DesignModeler.....	43
<b>Figure 3. 5 :</b> Maillage (a) Détaillé au voisinage de la tuyère (b) au voisinage du corps de la fusée (c) Détails de du maillage. ....	43
<b>Figure 3. 6 :</b> Formation de la tuyère convergente-divergente.....	44
<b>Figure 3. 7 :</b> Détails sur la formation de la tuyère convergente-divergente.....	44
<b>Figure 3. 8 :</b> Evolution de la distribution de vitesse au cours du temps. ....	45
<b>Figure 3. 9 :</b> Evolution de la distribution de la vitesse selon Z au cours du temps. ....	47
<b>Figure 3. 10 :</b> Evolution de la distribution de la fraction volumique de l'eau au cours du temps. ....	48
<b>Figure 3. 11 :</b> Prise en photos de deux bouteilles à 4.8 bars et 6.2 bars en phase de propulsion en fonction du temps [24].....	50
<b>Figure 4. 1:</b> Structure du système de mesure. ....	52
<b>Figure 4. 2 :</b> Dispositif d'expérience sur soufflerie.....	53
<b>Figure 4. 3 :</b> Pièces imprimées pour l'expérience en soufflerie. ....	54
<b>Figure 4. 4 :</b> Représentation des signaux de sortie pour des vitesses croissantes et décroissantes : Sonde sur axe et sur le côté. ....	55
<b>Figure 4. 5 :</b> Représentation de la courbe de tendance des signaux de sortie pour une sonde sur le côté. .....	55
<b>Figure 4. 6 :</b> Représentation de la courbe de tendance des signaux de sortie pour une sonde sur l'axe. .....	56
<b>Figure 4. 7 :</b> Configuration de la fusée du point de vue stabilité. [25].....	57
<b>Figure 4. 8:</b> Détermination de la position du centre de poussée aérodynamique et du Gradient de Portance de la fusée à partir de ses éléments [25]. ....	58
<b>Figure 4. 9 :</b> Position du centre de poussée aérodynamique et du Gradient de Portance selon la force de l'ogive [25]. ....	59
<b>Figure 4. 10 :</b> Position du centre de poussée aérodynamique et le Gradient de Portance selon la force de l'ogive [27]. ....	59
<b>Figure 4. 11 :</b> Représentation d'un aileron trapézoïdal [25]. ....	60
<b>Figure 4. 12:</b> Fusée en incidence avec panneaux cellulaires [29]. ....	61
<b>Figure 4. 13 :</b> Dimensions bouteille Coca Cola 1.75L. ....	62
<b>Figure 4. 14 :</b> Fusée à eau deux étages à ailettes plates en carton et matériaux composites. ....	62
<b>Figure 4. 15 :</b> Fusée à eau deux étages à ailerons tubulaires (tubes Aluminium 1er étage ; tubes PVC 2eme étage). ....	62
<b>Figure 4. 16 :</b> Fusée à eau deux étages (mixte 1) avec des ailettes plates sur le premier étage et des ailerons tubulaires en PVC pour le second.....	63
<b>Figure 4. 17 :</b> Fusée à eau deux étages (mixte 2) avec des ailerons tubulaires en Aluminium pour le premier étage et des ailettes plates pour le second. ....	63
<b>Figure 4. 18 :</b> Représentation de la force propulsive de la fusée à eau à deux étages au cours de son vol selon la simulation en langage C. ....	64
<b>Figure 4. 19 :</b> Valeurs de la force de propulsion divisées sur deux fichiers textes représentant chaque propulseur (supérieur et inférieur) de la fusée.....	64
<b>Figure 4. 20 :</b> Apparition de la configuration des moteurs dans le logiciel « OpenRocket ». ....	65
<b>Figure 4. 21 :</b> Altitude de la fusée à eau selon l'empennage dans un cas sans vent. ....	65

<b>Figure 4. 22 :</b> Altitude de la fusée à eau selon l'empennage dans un cas avec vent d'une vitesse de 6m/s.	66
<b>Figure 4. 23 :</b> Calibre de la marge de stabilité du 2ème étage de la fusée à eau selon l'empennage dans un cas sans vent.	66
<b>Figure 4. 24 :</b> Calibres de la marge de stabilité du 1er étage de la fusée à eau selon l'empennage dans un cas sans vent.	67
<b>Figure 4. 25 :</b> Calibre de la marge de stabilité du 2ème étage de la fusée à eau selon l'empennage dans un cas avec vent d'une vitesse de 6m/s.	67
<b>Figure 4. 26 :</b> Calibres de la marge de stabilité, vitesse verticale, Emplacement du Centre de Poussée (CP) et emplacement du Centre de Gravité (CG) de la fusée à eau à ailerons tubulaires (F.T.T) pour le deuxième étage.	68
<b>Figure 4. 27 :</b> Calibres de la marge de stabilité, vitesse verticale, Emplacement du Centre de Poussée (CP) et emplacement du Centre de Gravité (CG) de la fusée à eau à ailettes plates (F.P.P) pour le deuxième étage.	68
<b>Figure 5. 1 :</b> Schéma de mesure de vitesse par trois différentes méthodes.	74
<b>Figure 5. 2 :</b> Images de l'emplacement prévu pour l'électronique embarquée.	74
<b>Figure 5. 3 :</b> Illustration récapitulative des modules du système embarqué.	77
<b>Figure 5. 4 :</b> Schéma entrée/sortie Mbed LPC1768.	79
<b>Figure 6. 1 :</b> Photo du capteur de pression BME280.	82
<b>Figure 6. 2 :</b> Technologie du capteur de pression piézorésistif [33].	83
<b>Figure 6. 3 :</b> Comparaison entre capteur compensé et non compensé [34].	83
<b>Figure 6. 4 :</b> Tableau décrivant le bruit RMS pour différentes configurations du BME280 [31].	85
<b>Figure 6. 5 :</b> Cycle de mesure du BME280 [31].	86
<b>Figure 6. 6 :</b> Schéma de branchement du BME280.	87
<b>Figure 6. 7 :</b> Protocole de test BME280.	88
<b>Figure 6. 8 :</b> Données du test BME280.	88
<b>Figure 6. 9 :</b> Principe de fonctionnement d'un accéléromètre [36].	89
<b>Figure 6. 10 :</b> Principe de fonctionnement d'un gyromètre MEMS à une masse vibrante [37].	90
<b>Figure 6. 11 :</b> Champ magnétique terrestre [36].	91
<b>Figure 6. 12 :</b> Représentation du champ magnétique terrestre [36].	91
<b>Figure 6. 13 :</b> L'orientation des axes du LSM9DS0.	92
<b>Figure 6. 14 :</b> Echelles configurées pour le IMU.	94
<b>Figure 6. 15 :</b> Structure interne tube Pitot.	95
<b>Figure 6. 16 :</b> Capteur sonde Pitot eagle tree airspeed.	96
<b>Figure 6. 17 :</b> Sonde de Pitot.	96
<b>Figure 6. 18 :</b> Circuit test capteur Pitot.	97
<b>Figure 6. 19 :</b> Dispositif expérimentale capteur Pitot.	97
<b>Figure 6. 20 :</b> Montage soufflerie.	97
<b>Figure 6. 21 :</b> Courbe d'interpolation polynomiale d'ordre 2 de le vitesse soufflerie en fonction des données Pitot (différence de pression).	98
<b>Figure 6. 22 :</b> Stockage au fur et à mesure de la collecte de donnée.	101
<b>Figure 6. 23 :</b> Stockage dans la RAM.	103
<b>Figure 6. 24 :</b> Module Bluetooth HC-05.	104
<b>Figure 6. 25 :</b> Montage du module Bluetooth.	105
<b>Figure 6. 26 :</b> Servomoteur monté sur la structure	106
<b>Figure 6. 27 :</b> Etapes du vol de la fusée.	107
<b>Figure 6. 28 :</b> Chaîne de déclenchement du système de récupération sans la sécurité sans fil	107
<b>Figure 6. 29 :</b> Chaîne de déclenchement du système de récupération avec sécurité sans fil	108
<b>Figure 6. 30 :</b> Architecture en couche du protocole Zigbee.	109
<b>Figure 6. 31 :</b> Module Xbee S2C.	109
<b>Figure 6. 32 :</b> Modules xbee S2C connectés en line passing [43].	110
<b>Figure 6. 33 :</b> Schéma de branchement du dispositif xbee.	111
<b>Figure 6. 34 :</b> Dispositif final commande zigbee.	111
<b>Figure 6. 35 :</b> Les modules du système et leur consommation.	113
<b>Figure 6. 36 :</b> Stratégie d'alimentation du système.	113
<b>Figure 6. 37 :</b> Carte électronique sans les composants.	114
<b>Figure 6. 38 :</b> Graphe d'état du programme embarqué.	115
<b>Figure 6. 39 :</b> Montage finale de l'instrumentation sur la fusée.	117

<b>Figure 7. 1</b> : Visualisation de la conception de la structure étudiée sur ANSYS et application des forces de pression.....	119
<b>Figure 7. 2</b> : Résultats de la simulation de la structure sur ANSYS.....	120
<b>Figure 7. 3</b> : Réalisation de la structure en ABS.....	121
<b>Figure 7. 4</b> : Photos prises de la structure après chute d'une fusée à eau. ....	121
<b>Figure 7. 5</b> : Schéma du module de séparation collée au 2 <sup>ème</sup> étage [44]. ....	122
<b>Figure 7. 6</b> : Schéma du module de séparation collée au 1 <sup>er</sup> étage [44]. ....	122
<b>Figure 7. 7</b> : Schémas détaillés du système de séparation des deux étages [44] [45].....	123
<b>Figure 7. 8</b> : Photos du système de séparation réalisé durant ce stage. ....	124
<b>Figure 7. 9</b> : Trois formes d'ailettes proposées pour l'empennage de la fusée à eau.....	124
<b>Figure 7. 10</b> : Fixation des ailettes plates sur le jupon de la fusée à eau. ....	125
<b>Figure 7. 11</b> : Design du cerceau intégré au jupon sur SolidWorks.....	126
<b>Figure 7. 12</b> : Réalisation des ailerons tubulaires en canettes de Soda. ....	126
<b>Figure 7. 13</b> : Ajout des ailerons tubulaires en PVC sur la fusée. ....	126
<b>Figure 7. 14</b> : Aileron tubulaire en PVC.....	126
<b>Figure 7. 15</b> : Collage du premier étage de la bouteille.....	127
<b>Figure 7. 16</b> : Renforcement du premier étage en composite.....	127
<b>Figure 7. 17</b> : Coiffe de la fusée à eau avec l'instrumentation et le parachute intégrés.....	127
<b>Figure 7. 18</b> : Jupe posée au niveau du système de séparation des deux étages.....	128
<b>Figure 7. 19</b> : Valeurs des altitudes données par l'altimètre placé en haut de la carte. ....	131
<b>Figure 7. 20</b> : Représentation du phénomène de surpression. ....	132
<b>Figure 7. 21</b> : Représentation de la solution proposée au phénomène de surpression.....	132
<b>Figure 7. 22</b> : Valeurs des altitudes données par l'altimètre placé en haut de la carte. ....	133
<b>Figure 7. 23</b> : Emplacement extérieur du BME280.....	133
<b>Figure 7. 24</b> : Courbe d'altitude pour un emplacement extérieur du BME280. ....	134
<b>Figure 7. 25</b> : Orientation des axes de la centrale inertielle. ....	134
<b>Figure 7. 26</b> : Courbe des accélérations Ax, Ay et Az. ....	135
<b>Figure 7. 27</b> : Courbe du module d'accélération et les phases de vol. ....	135
<b>Figure 7. 28</b> : Superposition courbes altitude et module d'accélération. ....	137
<b>Figure 7. 29</b> : Superposition courbes altitudes et mesures Pitot-Statique. ....	137
<b>Figure 7. 30</b> : Superposition courbes altitude et vitesse angulaire selon l'axe X. ....	138
<b>Figure 7. 31</b> : Superposition courbes altitude et vitesse angulaire selon les axes Y (en haut) et Z (en bas). .....	139

# Liste des tableaux

<b>Tableau 2.1</b> – Constantes utilisées dans le code en Langage C pour la simulation. ....	31
<b>Tableau 2.2</b> – Propriétés de la bouteille du premier étage utilisées dans le code en Langage C pour la simulation. ....	31
<b>Tableau 2.3</b> – Paramètres à introduire dans le simulateur de vol. ....	32
<b>Tableau 6. 1</b> : Tableau récapitulatif des caractéristiques pertinentes du capteur BME280. ....	82
<b>Tableau 6. 2</b> : Tableau récapitulatif des caractéristiques du capteur LSM9DS0 [38]. ....	92
<b>Tableau 6. 3</b> : Tableau récapitulatif des tailles mémoires des données stockées. ....	99
<b>Tableau 6. 4</b> : Tableau des temps d'écriture des données première approche. ....	101
<b>Tableau 6. 5</b> : Tableau récapitulatif des caractéristiques du servomoteur. ....	106
<b>Tableau 6. 6</b> : Tableau des caractéristiques pertinentes du module xBee S2C [42]. ....	110
<b>Tableau 6. 7</b> : récapitulatif de la consommation énergétique de l'ensemble des composants. ....	112
<b>Tableau 7. 1</b> : Synthèse des tests et observations pour chaque type de fusée à eau lancé. ....	129

# Nomenclature

Symbole	Description	Unité
$t$	Temps	s
$t_{\text{mesure,typ}}$	Temps de mesure typique du capteur BME280	s
$t_{\text{mesure,max}}$	Temps de mesure maximum du capteur BME280	s
$t_{\text{réponse}}$	Temps de réponse du capteur BME280	s
$t_{\text{mesure}}$	Temps de mesure du capteur BME280	s
$T$	Température	K
$F_T$	Force de poussée	N
$F_B$	Force de flottabilité	N
$F_D$	Force de trainée	N
$W$	Poids	N
$M_p$	Moment de portance	Nm
$m_w$	Débit massique de l'eau	kg/s
$m_{\text{air}}$	Débit massique d'air	kg/s
$v_e$	Vitesse d'éjection du fluide	m/s
$V$	Vitesse de la fusée	m/s
$V_{\text{max}}$	Vitesse maximale de la fusée	m/s
$\dot{V}$	Accélération de la fusée	$m/s^2$
$g$	Accélération de la pesanteur	$m/s^2$
$m$	Masse totale de la fusée	kg
$M_{\text{air}}$	Masse totale de l'air	kg
$M_{\text{eau}}$	Masse totale de l'eau	kg
$\rho_{\text{eau}}$	Masse volumique de l'eau	$kg/m^3$
$\rho_{\text{air}}$	Masse volumique de l'air	$kg/m^3$
$h$	Niveau d'eau	m
$h_0$	Niveau d'eau initial	m
$h_i$	Position de la surface supérieure de l'eau dans la fusée	m
$h_e$	Position de la surface sortie de tuyère de la fusée	m
$L_{pc}$	Longueur de la chambre de pression	m
Alt	Altitude	m
MS	Marge statique	m
Gp	Gradient de portance	m
XCPA	Distance du centre de portance aérodynamique	m
$z$	Altitude correspondant à la pression $p$	m
$z_1$	Altitude correspondant à la pression $p_1$	m
$S_i$	Surface transversale interne de la bouteille	$m^2$
$S_e$	Surface d'éjection	$m^2$
$A_c$	Section au col	$m^2$
$A$	Section	$m^2$
$P_i$	Pression interne	Pa
$P_e$	Pression au niveau de la tuyère	Pa
$P_0$	Pression initiale dans la bouteille	Pa
$P_{\text{atm } 0}$	Pression atmosphérique à altitude zéro	Pa
$E_m$	Energie mécanique totale	J

$E_p$	Energie potentielle	J
$E_c$	Energie cinétique totale	J
$E_{c_{eau}}$	Energie cinétique de l'eau	J
$E_{c_{air}}$	Energie cinétique de l'air	J
$V_{Bouteille}$	Volume de la bouteille	$m^3$
$V_{eau}$	Volume de l'eau	$m^3$
$V_{air}$	Volume de l'air	$m^3$
$\gamma$	Coefficient isentropique de l'air	-
M	Nombre de Mach	-
$C_x$	Coefficient de traînée	-
$data_{out}$	Donnée instantanée renvoyée par le capteur BME280	-
$data_{n-1}$	Ancienne donnée provenant du capteur BME280	-
$filter_{coefficient}$	Coefficient du filtre choisi	-
$T_{oversampling}$	Coefficient de température d'oversampling	-
$P_{oversampling}$	Coefficient de pression d'oversampling	-
$H_{oversampling}$	Coefficient d'humidité d'oversampling	-
$n_{IIR}$	Coefficient de multiplication dépendant du coefficient du filtre IIR	-

## Abréviations

<b>ABS</b>	Acrylonitrile Butadiene Styrene
<b>ADC</b>	Convertisseur analogique numérique (Analogue to Digital Converter)
<b>CAN</b>	Controller Area Network
<b>DAC</b>	Convertisseur numérique analogique (Digital to Analogue Converter)
<b>DoF</b>	Degré de liberté
<b>DPS</b>	Degrés Par Seconde
<b>F.P.P</b>	Fusée à ailettes Plates au 1 <sup>er</sup> étage et à ailettes plates au 2 <sup>ème</sup> étage.
<b>F.T.T</b>	Fusée à ailerons Tubulaires au 1 <sup>er</sup> étage et à ailerons Tubulaires au 2 <sup>ème</sup> étage.
<b>FIFO</b>	First In First Out
<b>GPIO</b>	General Purpose Input/Output
<b>I<sup>2</sup>C</b>	Circuit inter-intégré (Inter-Integrated Circuit)
<b>IIR</b>	Infinite Input Response
<b>IMU</b>	Unité de mesure inertielle (Inertial Measurement Unit)
<b>LSB</b>	Bit de poids faible (Less Significant Bit)
<b>PCB</b>	Circuit imprimé
<b>PET</b>	Polyéthylène Téréphtalate
<b>PVC</b>	PolyChlorure de Vinyle
<b>PWM</b>	Modulation de largeur d'impulsions (Pulse Width Modulation)
<b>RAM</b>	Mémoire vive (Random Access Memory)
<b>RMS</b>	Root mean square
<b>SPI</b>	Serial Peripheral Interface
<b>USB</b>	Universal Serial Bus
<b>WMM</b>	Modèle Magnétique Mondial (World Magnetic Model)
<b>RANS</b>	Reynolds Averaged Navier-Stokes
<b>DNS</b>	Direct Numerical Simulation
<b>LES</b>	Large Eddy simulation



# Introduction Générale

L'aérospatial, domaine qui englobe l'exploration de l'espace et les activités liées aux véhicules spatiaux, est le fruit d'une histoire riche et fascinante. Depuis les premiers pas de l'humanité vers le ciel, jusqu'à l'alunissage historique d'Apollo 11, l'aérospatial a repoussé les frontières de l'exploration et de la technologie. Aujourd'hui, l'industrie aérospatiale est plus dynamique que jamais. Avec des avancées remarquables dans les lanceurs réutilisables, les satellites, l'exploration planétaire et les technologies de pointe, elle joue un rôle essentiel dans le développement humain. L'aérospatial est une source d'innovation technologique, de collaboration internationale et de progrès scientifiques, offrant des avantages considérables dans des domaines tels que les télécommunications, l'observation de la Terre, la recherche scientifique, la sécurité nationale et la compréhension de notre univers. L'importance de ce domaine ne peut être sous-estimée, car il ouvre des perspectives infinies pour l'humanité en termes de découverte, d'exploration et de développement.

Le domaine de l'aérospatial est extrêmement complexe et multidisciplinaire, requérant des connaissances approfondies en sciences, en mathématiques, en ingénierie et en technologie. Des défis techniques, tels que la propulsion, la dynamique des fluides, l'instrumentation spatiale et la conception des systèmes électroniques embarqués, exigent une expertise. De plus, l'aérospatial implique des considérations de sécurité rigoureuses et une compréhension approfondie des réglementations internationales. Pour assurer la croissance et le développement futurs de cette industrie vitale, il est essentiel d'inspirer les jeunes générations à s'intéresser à l'aérospatial dès leur plus jeune âge. En introduisant des approches pédagogiques qui intègrent la culture de l'aérospatial, telles que des programmes scolaires, des ateliers et des événements éducatifs, nous pouvons stimuler l'imagination des jeunes et leur montrer les possibilités infinies qu'offre ce domaine. En nourrissant leur curiosité et en développant leurs compétences, nous préparons la voie à de futures vocations dans l'aérospatial, assurant ainsi la pérennité de l'innovation et du progrès dans ce domaine essentiel.

Une fusée à eau instrumentée est un engin propulsé par de l'eau et conçu pour transporter des capteurs qui mesurent et enregistrent divers paramètres pendant son vol. Cette fusée utilise l'eau comme agent propulsif, généralement comprimée dans une bouteille, qui est libérée avec force pour générer la poussée nécessaire à son décollage. Les capteurs intégrés permettent de collecter des informations pertinentes au cours du vol. Ce type de fusées est un instrument pédagogique fascinant qui offre une approche pratique et innovante de l'apprentissage. Utilisant le principe de la pédagogie inversée, cette activité engage les étudiants à concevoir, construire et lancer des fusées propulsées par de l'eau. L'aspect instrumenté ajoute une dimension supplémentaire, car les étudiants intègrent des capteurs pour mesurer des paramètres tels que la pression, la vitesse et l'altitude pendant le vol. Cela permet aux étudiants d'acquérir des compétences pratiques en conception, en résolution de problèmes et en analyse de données. La fusée à eau instrumentée favorise également l'innovation, car les étudiants sont encouragés à

expérimenter avec différents designs, matériaux et configurations pour optimiser les performances de leur fusée. En organisant des concours dans ce domaine, les écoles et les institutions éducatives peuvent stimuler la créativité et la compétitivité des étudiants, tout en les incitant à s'engager activement dans l'apprentissage des sciences, de la technologie, et de l'ingénierie aérospatiale. Ces concours fournissent une plateforme pour présenter et partager les réalisations des élèves, renforçant ainsi leur motivation et leur confiance en leurs compétences. En encourageant l'organisation de tels concours, nous encourageons l'intérêt pour l'aérospatial dès le plus jeune âge et préparons la prochaine génération d'innovateurs et de scientifiques dans ce domaine.

Le but de ce projet est de concevoir une fusée à eau instrumentée accessible aux étudiants et passionnés en utilisant des matériaux disponibles partout dans le monde. De plus, cette fusée sera un moyen pédagogique pour créer des vocations au niveau des petites classes à travers l'organisation d'activités pratiques. Aussi elle sera un vecteur de transport avancé pour enseigner les principes de base de la propulsion spatiale aux étudiants qui pourront l'utiliser comme moyen pour la recherche et le développement. Enfin, ce type de fusée pourra être utilisé comme sous-système dans un ensemble plus complexe pour des applications.

Dans le présent mémoire, nous avons fait une étude afin d'optimiser la récolte de données et d'améliorer les performances de vol d'une fusée à eau instrumentée. Le mémoire est constitué de sept chapitres dont le premier est dédié à l'état de l'art dans ce domaine. Le chapitre deux est consacré à l'étude théorique des lois régissant ce type de système et le développement d'un simulateur pour le design conceptuel de la fusée. Dans le chapitre trois, nous abordons l'étude de l'écoulement diphasique à travers la tuyère de la fusée à eau. Le chapitre quatre concerne les propriétés de vol, ceci se fera à travers l'étude des moyens de mesure de la vitesse de la fusée, et d'une étude de la stabilité de cette dernière. Le chapitre cinq présente une introduction générale à l'instrumentation aérospatiale, en mettant l'accent sur les particularités du système embarqué conçu. Le chapitre six se concentre sur l'étude et la conception des différents modules composant ce système électronique et leur intégration sur la carte finale embarquée, qui sera fixée dans la structure de la fusée. Enfin, le dernier chapitre est consacré à la construction et l'expérimentation des fusées conçues et l'analyse des résultats obtenus et des données récoltées par l'instrumentation.

## **Chapitre 1 : Etat de l'art (Utilisation de la fusée à eau).**

Les fusées à eau, également appelées fusées à réaction hydropneumatique, sont des engins propulsés par l'expulsion d'eau et d'air sous pression. Elles sont souvent utilisées à des fins éducatives, expérimentales ou récréatives, offrant une introduction aux principes de base de la propulsion aérospatiale.

Ce domaine a vu le jour le 16 mars 1926, lorsque Robert H. Goddard (1882-1945) a lancé pour la première fois dans l'histoire une fusée à carburant liquide [1]. Ce carburant était un combustible. Pour des raisons de sécurité, et bien des années plus tard, pour inviter les plus jeunes à s'intéresser au domaine de l'aéronautique, lorsque plusieurs organismes voulurent organiser des compétitions de lancement de fusées, c'est vers des fusées à eau qu'ils les orientèrent.

Parmi les nombreuses compétitions qui se déroulent à travers le monde, on peut citer le trophée Oscar Swigelhofer. C'est une compétition de fusée à eau qui se déroule lors de l'« Annual International Rocket Week » à Largs, en Écosse. Elle est organisée par STAAR Research (Space Technology Applications and Astronomy Research) et John Bonsor [2]. Ses débuts remontent au milieu des années 1980. Les « Paisley Rocketeers », actifs dans le domaine des fusées amateurs depuis les années 1930, sont les organisateurs de cette compétition. Le trophée rend hommage à Oscar Swigelhofer, fondateur d'ASTRA (The Association In Scotland to Research into Astronautics) et ami personnel et élève de Hermann Oberth, l'un des pères fondateurs de la fusée.

Le concours consiste à faire voler des fusées à eau par équipe, en utilisant une pression et un angle de vol prédéfinis. Chaque équipe lance six fusées, réparties en deux vols. La plus grande distance parcourue par chaque fusée lors des deux vols est enregistrée, et les distances finales des équipes sont compilées. L'équipe gagnante est celle qui a parcouru la plus grande distance. Ce concept est repris dans la majorité des compétitions de fusées à eau à quelques détails près.

Au Royaume-Uni, la plus grande compétition de fusées à eau est actuellement le « National Physical Laboratory's Annual Water Rocket Challenge ». Cette compétition, ouverte au public depuis 2001, est limitée à une soixantaine d'équipes. Elle comprend des catégories scolaires et des catégories ouvertes, et accueille des équipes d'entreprises publiques et privées, y compris certaines venant de l'étranger. Les règles et les objectifs de la compétition varient d'une année à l'autre.

Il existe également d'autres compétitions de fusées à eau populaires dans le monde, telle que le « Water Rocket Achievement World Record Association 1000 Foot Challenge », où les équipes s'affrontent pour être les premières à faire voler une fusée à eau à plus de 305 mètres. En Allemagne, la « Freestyle-Physics Water Rocket Competition » est un concours populaire qui fait partie d'un plus large concours de physique pour étudiants. En France, des compétitions comme le « C'Space » sont organisées depuis de nombreuses années par le Centre National des Études Spatiales (CNES) et par l'association Planète Sciences [3]. L'objectif est de permettre à

des jeunes de tester le projet spatial sur lequel ils ont travaillé toute l'année. De nombreuses fusées à eau et lanceurs sont alors fabriqués et testés par des collégiens, lycéens ou encore élèves-ingénieurs selon la catégorie de la compétition.

La « Water Rocket Achievement World Record Association (WRA2) » est la seule association mondiale créée pour promouvoir le sport et le hobby de la fusée à eau par le biais de compétitions régulières pour des réalisations exceptionnelles et des records du monde [4]. Elle a été créée en 2003. Avant la création de la WRA2, il n'y avait pas de contrôle des records du monde d'altitude des fusées à eau, ce qui entraînait une certaine confusion et des litiges sur les revendications de records. La WRA2 a été créée pour établir un ensemble de règles afin de combler ce vide. En septembre 2003, trois groupes d'amateurs de fusées à eau ont formé l'association. Au cours des mois suivants, l'organisme a élaboré un ensemble de règles très strictes avec les objectifs suivants :

- Assurer une sécurité totale pour les concurrents et les spectateurs.
- Assurer une équité totale entre les concurrents.
- Éliminer l'erreur humaine des mesures de records.
- Fournir un processus de soumission pour les demandes de records.
- Éliminer les possibilités de tricherie.
- Éliminer la politique et la confusion créées par un trop grand nombre de classes.
- Promouvoir le sport de la fusée à eau.

Une fois l'association en place et les règles établies, la « Water Rocket Achievement World Record Association » a entamé sa première compétition homologuée en novembre 2003. Moins d'un an plus tard, l'équipe de « U.S. Water Rockets » a établi un nouveau record du monde, en suivant les règles de l'association. Dans les mois qui ont suivi, des concepteurs et des équipes ont commencé à annoncer leur intention de battre le nouveau record en suivant les règles de la classe A. De nouvelles équipes ont commencé à se joindre à eux et l'association a connu une croissance significative depuis sa création. L'association a été très largement acceptée par la communauté des fusées à eau, avec plus de 850 équipes concurrentes dans 64 pays différents. Elle organise plusieurs concours de fusées à eau à un seul étage, à étages multiples, sur des bouteilles renforcées et des bouteilles non renforcées, sur la durée, la vitesse et la distance parcourue.

Plusieurs codes de calcul ainsi que des simulateurs ont été développés afin de prédire les altitudes atteintes par la fusée et comprendre l'influence de certains facteurs sur sa trajectoire et son comportement au cours de son vol [5]. Pour assurer la stabilité en vol, les fusées à eau sont souvent équipées d'ailerons ou d'ailettes pour stabiliser la trajectoire. Les méthodes de contrôle de vol peuvent inclure l'ajustement de l'angle des ailerons ou l'utilisation d'une charge utile ajustable pour modifier la répartition du poids [6]. Là aussi, plusieurs configurations ont

été proposées afin d'apporter une meilleure stabilité à la fusée à eau qu'elle soit mono étage ou multi étages.

Les fusées à eau sont aussi couramment utilisées dans les programmes scolaires pour enseigner les concepts de base de la physique, de l'aérodynamique et de la propulsion. Elles offrent une expérience pratique pour étudier des variables telles que la pression, le débit, la force et l'énergie.

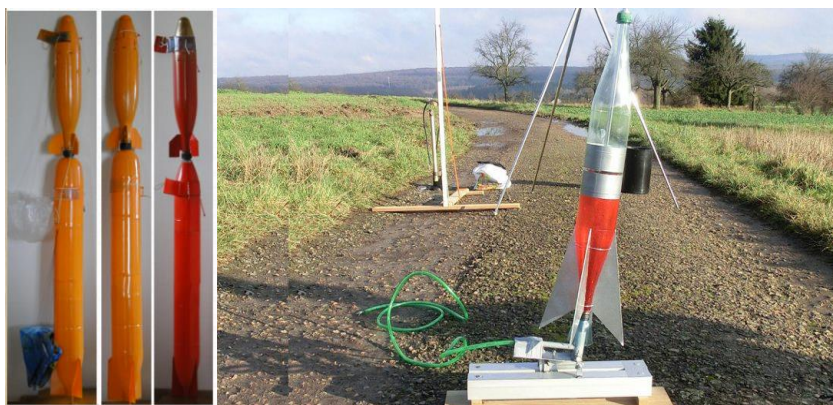
La propulsion des fusées à eau a connu une évolution significative au fil du temps, avec des améliorations constantes dans la conception et les performances. Dans le domaine de la recherche, les scientifiques cherchent principalement à expérimenter plusieurs configurations pour renforcer la structure et optimiser la portée, l'altitude atteinte ou le temps de vol de la fusée à eau. Au départ, les fusées à eau utilisaient des bouteilles en plastique remplies d'eau, dans lesquelles l'air comprimé était introduit à l'aide d'une pompe manuelle ou d'un dispositif de pressurisation. Lorsque la pression de l'air atteignait un niveau élevé, il propulsait l'eau hors de la bouteille, générant ainsi une force de poussée. Au fur et à mesure que la compréhension de la dynamique des fluides et de la propulsion s'est développée, des améliorations ont été apportées aux systèmes de propulsion des fusées à eau. Des tuyères ont été ajoutées à l'ouverture de la bouteille pour mieux canaliser l'éjection de l'eau et augmenter l'efficacité de la propulsion. Ces tuyères permettent de diriger le flux d'eau à travers une ouverture plus étroite, ce qui augmente la vitesse de sortie et donc la poussée [7].

Les matériaux utilisés pour la construction des fusées à eau ont évolué. Les bouteilles en plastique robuste et résistant à la pression ont été privilégiées pour résister aux contraintes élevées générées par la propulsion. Les innovations ont également inclus l'utilisation de joints étanches pour éviter les fuites d'eau et les systèmes de déclenchement améliorés pour un lancement plus précis. L'idée de renforcer les bouteilles et les ailerons en utilisant des matériaux légers et résistants a aussi été proposée tels que l'aluminium, les matières plastiques type Nylon ou encore les matériaux composites [8].

Parallèlement, l'instrumentation des fusées à eau s'est développée pour permettre la collecte de données pendant le vol. Des capteurs de pression, d'accélération et de vitesse ont été intégrés pour mesurer et enregistrer les paramètres de vol, ce qui a permis une analyse plus précise et une meilleure compréhension du comportement de la fusée [9]. De nos jours, les fusées à eau instrumentées utilisent des technologies plus avancées, notamment des capteurs numériques, des systèmes de télémétrie sans fil et des enregistreurs de données miniaturisés. Cela permet une collecte et une analyse plus sophistiquées des données de vol, ouvrant la voie à des études approfondies et à une amélioration continue des performances.

L'évolution des fusées à eau a également vu l'introduction des fusées à étages multiples, qui sont conçues pour maximiser l'efficacité et l'altitude atteinte [10]. Les fusées à étages multiples fonctionnent en utilisant plusieurs réservoirs d'eau et plusieurs systèmes de propulsion empilés les uns sur les autres. Le concept des fusées à étages multiples est basé sur le fait que chaque étage est utilisé de manière séquentielle. Le premier étage, généralement le plus puissant, est

allumé en premier. Il propulse la fusée dans les premières phases du vol en fournissant une poussée maximale. Lorsque le carburant du premier étage est épuisé, il est largué pour alléger la fusée et réduire la masse totale. Ensuite, le deuxième étage est activé pour continuer le vol à une vitesse plus élevée. Ce processus peut être répété avec des étages supplémentaires, permettant d'atteindre des altitudes encore plus élevées. L'ajout d'étages multiples dans les fusées à eau permet de surmonter les limitations de performance des fusées à un seul étage. En utilisant des étages supplémentaires, la fusée peut économiser une quantité significative d'énergie car le carburant est utilisé de manière plus efficace. Chaque étage peut être optimisé pour une phase spécifique du vol, ce qui permet d'atteindre des altitudes plus élevées et d'obtenir de meilleures performances globales. Les fusées à étages multiples offrent également une expérience d'apprentissage enrichissante aux étudiants et aux passionnés d'aérospatiale. En concevant et en assemblant différents étages, ils doivent prendre en compte des facteurs tels que la séparation des étages, la coordination des étages et la stabilité de la fusée dans son ensemble. Cela leur permet de comprendre les principes de base de la propulsion, de la mécanique des fluides et de la dynamique du vol.



**Figure 1. 1 :** Fusée à eau à un seul étage (droite) et à deux étages (gauche).

En résumé, l'introduction des fusées à étages multiples dans le domaine des fusées à eau a permis d'augmenter les performances et d'atteindre des altitudes plus élevées. Cette évolution a ouvert de nouvelles possibilités pour l'apprentissage et la compréhension des concepts aérospatiaux, offrant une expérience pratique et stimulante pour les passionnés de tous âges.

## **Chapitre 2 : Théorie de la propulsion.**



## 2.1 Considérations physiques pour la fusée à eau

Plusieurs forces agissent lorsqu'une fusée à eau s'envole : la poussée de la fusée, la résistance de l'air et la force de gravité. En réalité, d'autres forces complexes entrent en jeu dans le mouvement de vol de la fusée comme la portance due à la progression de la fusée, la force du vent ainsi que les forces générées par les ailettes.

Le vol d'une fusée se décompose en plusieurs phases : la phase propulsée (par l'eau puis par l'air comprimé), la phase balistique et la descente sous parachute. Ces phases s'articulent autour d'évènements majeurs :

La période s'écoulant de l'instant initial de la mise en vol de la fusée jusqu'à éjection de toute l'eau et de l'air comprimé, appelée la phase propulsée. Elle comprend une partie où la fusée est guidée par la rampe de lancement et une partie où la fusée est livrée à elle-même. Après la disparition de la force de poussée, commence la phase balistique pendant laquelle la fusée, uniquement soumise à son poids et à la résistance de l'air, exploite la vitesse acquise pendant la propulsion pour atteindre son altitude maximale. Après avoir atteint son apogée et son basculement, lorsque l'engin commence à retomber, la phase balistique se poursuit jusqu'à l'ouverture du parachute. Les différentes phases sont représentées sur la figure (2.1).

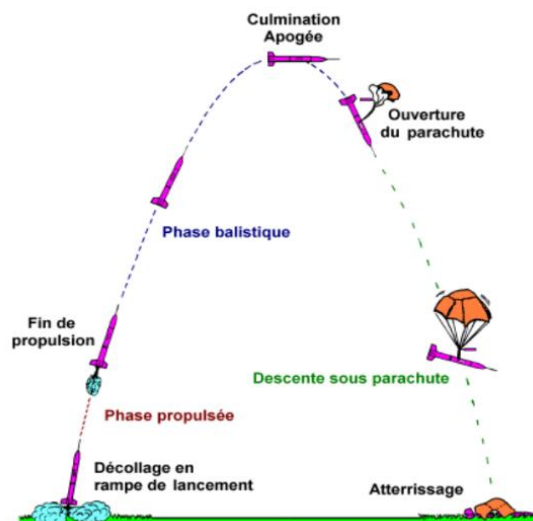


Figure 2. 1 : Représentation des phases de vol d'une fusée à eau [11].

### 2.1.1 Théorie

L'équation du mouvement est calculée en appliquant la forme intégrale du théorème de transport de Reynolds dans l'équation (2.1) pour un volume de contrôle uniforme qui entoure la fusée [12].

$$\frac{d}{dt}(B_{syst}) = \frac{d}{dt} \left( \int_{cv} \beta \rho dV \right) + \int_{cs} \beta \rho (v_r \cdot n) dS. \quad (2.1)$$

Soit  $B_{syst}$  une propriété quelconque du fluide (énergie, quantité de mouvement, enthalpie, etc.) et soit  $\beta = \frac{dB_{syst}}{dm}$  la valeur intensive, ou la quantité de B par unité de masse dans un petit élément du fluide.

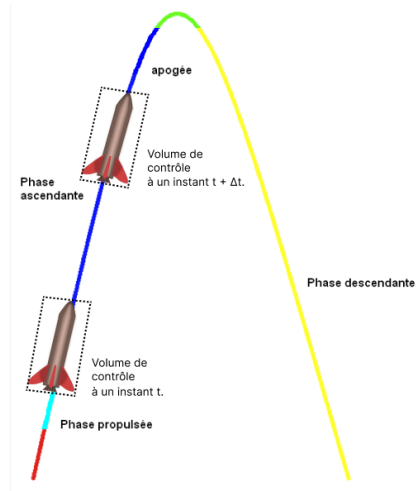
La formulation en coordonnées non inertielles ajoute simplement des termes inertiels en intégrant l'accélération relative ajoutée sur chaque masse différentielle dans le volume de contrôle. Nous pouvons alors écrire l'équation (2.2).

$$\Sigma F - \int_{cv} \frac{dV}{dt} \cdot dm = \frac{d}{dt} \left( \int_{cv} v \rho dV \right) + \int_{cs} v \rho (v_r \cdot n) dA. \quad (2.2)$$

Où  $m$  est la masse totale de la fusée,  $V$  la vitesse de la fusée,  $\mathcal{V}$  le volume de contrôle,  $A$  est la surface qui entoure le volume de contrôle.

L'eau à l'intérieur de la fusée est soumise à la pression élevée de l'air à l'intérieur de la chambre de pression, elle ne risque donc pas de se répandre à l'intérieur. Cela veut dire qu'il est possible de négliger l'intégrale volumique de l'équation (2.2), l'expression de la force nette devient alors comme montrée dans l'équation (2.3) [13].

$$F_{net} = \int v \rho (v_r \cdot n) dA + m \frac{dV}{dt}. \quad (2.3)$$



**Figure 2. 2 :** Représentation du volume de contrôle considéré et son déplacement au cours du temps.

Dans (2.3), la force nette  $F_{net}$  est la somme des vecteurs poids, de la réaction à la traînée et de la force de flottabilité dans la direction  $z$ . La densité du fluide est représentée par  $\rho$ . La direction ascendante est désignée par  $z$  positif. Le terme intégral dans (2.3) représente le taux d'écoulement net de la quantité de mouvement, où  $v_r$  est la vitesse du fluide par rapport au cadre de référence non inertiel, et où  $v$  est la vitesse du volume de contrôle par rapport au cadre de référence inertiel. Pour une vitesse uniforme, le terme intégral est défini comme la réaction à la poussée dynamique ou à la poussée statique ( $F_T$ ), son équation est donnée dans (2.4).

$$F_T = v_e \times \dot{m}_w. \quad (2.4)$$

$v_e$  représente la vitesse d'éjection du fluide à la sortie de la tuyère, et  $\dot{m}_w$  est le débit massique de l'eau. De (2.3) et (2.4) nous obtenons l'équation (2.5).

$$m \frac{dV}{dt} = F_T + F_B - F_D - W. \quad (2.5)$$

Où  $F_B$  la force de flottabilité aussi appelée Poussée d'Archimède,  $F_D$  la force de traînée et  $W$  le poids de la fusée. Ceux-ci s'expriment comme indiqué dans les équations (2.6), (2.7) et (2.8).

$$F_D = -\frac{1}{2} \rho_{air} V^2 S_i C_D. \quad (2.6)$$

$$W = mg. \quad (2.7)$$

$$F_B = \frac{m_i S_e}{S_i} \dot{v}_e - \left( \frac{S_e}{S_i} - 1 \right) \rho S_e v_e^2. \quad (2.8)$$

$m_i$  est la masse d'eau initiale dans la bouteille étudiée,  $V$  la vitesse de la bouteille,  $S_i$  la section transversale interne de la bouteille,  $S_e$  la section de sortie de tuyère, et  $\rho_{air}$  la masse

volumique de l'air,  $C_D$  le coefficient de trainée et  $v_e$  l'accélération d'éjection du fluide à la sortie de la tuyère.

## 2.1.2 Propulsion par eau

Afin de calculer la vitesse d'éjection de l'eau, nous utilisons le théorème de Daniel Bernoulli : pour un liquide non visqueux incompressible, il y a conservation de l'énergie mécanique dans l'écoulement en régime permanent. L'énergie mécanique dans le fluide est alors représentée par trois composantes : l'énergie cinétique, l'énergie potentielle et l'énergie de pression. La relation de Bernoulli appliquée entre deux points du fluide donne l'équation (2.9) [14].

$$\frac{\rho_{eau}v_1^2}{2} + \rho_{eau}gh_1 + P_1 = \frac{\rho_{eau}v_2^2}{2} + \rho_{eau}gh_2 + P_2. \quad (2.9)$$

Puisque l'eau est un fluide incompressible, nous obtenons, d'après le principe de conservation du débit, l'équation (2.10).

$$v_1 = v_2 \cdot \frac{S_2}{S_1}. \quad (2.10)$$

A la surface de séparation entre l'eau et l'air sous pression, à un instant  $t$ , on a une pression  $p_1$ , une surface  $S_1$  et une vitesse  $v_1$ . A la sortie de la tuyère de la bouteille, au même instant  $t$ , on a une pression  $p_2$ , une surface  $s_2$  et une vitesse  $v_2$ . Nous allons remplacer  $p_1$  par  $P_i$  la pression interne de la fusée dans la chambre de pression et  $s_1$  par  $S_i$  la surface transversale interne de la bouteille. De la même manière,  $p_2$  devient  $P_e$  la pression de sortie de la bouteille,  $s_2$  la surface d'éjection d'eau  $S_e$ , et  $v_2$  la vitesse d'éjection de l'eau  $v_e$ .  $h$  est le niveau d'eau dans la bouteille et s'exprime comme montré dans (2.11).

$$h = h_i - h_e. \quad (2.11)$$

$h_i$  et  $h_e$  sont respectivement la position de la surface supérieure de l'eau dans la fusée et la position de la surface sortie de tuyère de la fusée. L'équation de Bernoulli est alors indiquée dans l'équation (2.12).

$$\frac{\rho_{eau} \left( v_e \cdot \frac{S_e}{S_i} \right)^2}{2} + \rho_{eau}gh_i + P_i = \frac{\rho_{eau}v_e^2}{2} + \rho_{eau}gh_e + P_e. \quad (2.12)$$

En fonction de  $v_e^2$ , de l'équation (2.12) nous obtenons l'équation (2.13) [14].

$$v_e^2 = \frac{2(\rho_{eau} \cdot g \cdot h + (P_i - P_e))}{\rho_{eau} \left( 1 - \left( \frac{S_e}{S_i} \right)^2 \right)}. \quad (2.13)$$

La définition du débit massique et celle du débit volumique est présentée dans l'équation (2.14).

$$\dot{m}_w = \frac{m_{eau\ éjectée}}{t} = \frac{\rho_{eau} v_e}{t}. \quad (2.14)$$

Et puisque le volume d'eau éjecté par seconde est égal au produit de la surface d'éjection par la vitesse d'éjection, alors, on peut écrire (2.15).

$$\dot{m}_w = \rho_{eau} S_e v_e. \quad (2.15)$$

Nous pouvons donc simplifier l'équation (2.4). Cela donne l'équation (2.16).

$$F_T = \rho_{eau} S_e v_e^2. \quad (2.16)$$

En utilisant l'équation (2.13), la force de poussée (ou force propulsive) devient comme donnée dans l'équation (2.17) [10].

$$F_T = \rho_{eau} S_e \frac{2(\rho_{eau} g h + (P_i - P_e))}{\rho_{eau} \left(1 - \left(\frac{S_e}{S_i}\right)^2\right)}. \quad (2.17)$$

De cette expression, nous pouvons remarquer que les paramètres importants qui influencent la poussée de la fusée à eau sont :

- La différence de pression entre la pression interne de la bouteille et la pression d'éjection ( $P_i - P_e$ ) ;
- Le niveau d'eau dans la bouteille ( $h$ ) ;
- Le rapport de surfaces entre la surface de la tuyère et la surface interne transversale de la bouteille  $\left(\frac{S_e}{S_i}\right)$ .

On en déduit alors qu'augmenter la pression, le niveau d'eau (et donc son volume) ou/et le diamètre de la tuyère augmentera la force propulsive de la fusée. Cependant, à partir des relations du débit massique et volumique, on sait aussi qu'augmenter la pression ou le diamètre de la tuyère diminue la durée de la poussée. Augmenter le niveau de l'eau revient à ajouter de l'eau, donc de la masse. Nous devons alors trouver un compromis adéquat [14]. L'accélération de la fusée est obtenue par la résolution de l'équation différentielle (2.5), nous obtenons après résolution l'équation (2.18) [10].

$$\dot{V} = \left(\frac{1}{m}\right) \left(-F_D - W + F_T + m_i \frac{S_e}{S_i} \dot{v}_e - \left(\frac{S_e}{S_i} - 1\right) \rho_{eau} A_e v_e^2\right). \quad (2.18)$$

De là, on déduit la vitesse de la fusée à l'aide de la relation (2.19).

$$\dot{V} = \frac{\Delta V}{\Delta t}. \quad (2.19)$$

Il est à noter que la fusée obtient sa vitesse maximale grâce à la propulsion de l'eau. La fusée atteint sa vitesse maximale lorsque, selon [13], la condition dans l'équation (2.20) est atteinte.

$$P_i = P_0 \left( 1 - \frac{h_0}{L_{pc}} \right). \quad (2.20)$$

Ici,  $P_0$  est la pression initiale interne dans la bouteille,  $h_0$  le niveau initial d'eau dans la bouteille et  $L_{pc}$  la longueur de la chambre de pression (longueur de la bouteille).

### 2.1.3 Propulsion par air

Après qu'elle se soit vidée totalement de son eau, la fusée continue à être accélérée à l'aide du jet d'air sortant de la bouteille. En supposant que le flux d'air est isentropique, le débit d'air est étranglé à la sortie lorsque la condition dans l'équation (2.21) est respectée [15].

$$\frac{P_i}{P_e} \geq \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{-\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right)}. \quad (2.21)$$

Où  $\gamma$  est le coefficient isentropique de l'air qui a pour valeur 1.4 afin que le rapport de pression entre la pression interne dans la chambre de pression et la pression d'éjection dépasse 1.89. La formule de calcul du débit massique dans la tuyère est présentée dans l'équation (2.22) [13].

$$\dot{m}_a = \frac{P_i S_e}{\sqrt{T}} \sqrt{\frac{\gamma}{r} \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}. \quad (2.22)$$

$T$  est la température de l'air en Kelvin et  $r$  est la constante spécifique de l'air et est égale à  $r = \frac{R}{M_{air}}$ ,  $M_{air}$  étant la masse volumique de l'air. La vitesse d'éjection pendant l'étranglement est donnée dans (2.23).

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma r T}{\gamma + 1}}. \quad (2.23)$$

Alors, durant cette phase, l'équation (2.17) n'étant plus applicable, la force de propulsion due au flux d'air est donnée par l'équation (2.24).

$$F_T = P_i S_e \gamma \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma+1}}. \quad (2.24)$$

En supposant que l'air se comporte comme un gaz parfait à l'intérieur de la chambre de compression et que la masse d'air à l'intérieur est  $m_{air}$  lorsque la pression est égale à  $P_e$ , on obtient l'équation (2.25).

$$\frac{dP_i}{dt} = \frac{P_e}{m_{air}} \frac{dm_a}{dt}. \quad (2.25)$$

En introduisant l'équation du gaz parfait et de l'équation (2.22), la variation de la pression interne dans la bouteille en fonction du temps s'écrit sous la forme de l'équation (2.26) [13].

$$P_i = P_1 e^{-\left(\frac{A_e}{L_{pc} A_p}\right) \sqrt{\gamma r T \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} t}}. \quad (2.26)$$

$P_1$  est la pression dans la bouteille au moment où il n'y a plus d'eau. Sa valeur est obtenue à partir de l'équation (1.20). Les équations (1.24) et (1.26) peuvent être utilisées pour calculer la variation de la poussée lorsque l'étranglement dans la tuyère se produit.

Lorsque  $\frac{P_i}{P_e} < \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}}$ , la tuyère n'est plus en étranglement. C'est alors la phase finale, la vitesse d'éjection se calcule par l'équation (2.27).

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma r T}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_i}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}. \quad (2.27)$$

Et la poussée est obtenue par l'équation (2.28).

$$F_T = P_e S_e \left(\frac{2\gamma}{\gamma-1}\right) \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_i}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]. \quad (2.28)$$

Nous obtenons dans ce cas-là la pression  $P_i$  à partir de l'équation différentielle (2.29) [13].

$$\frac{dP_i}{dt} = \frac{P_e S_e}{L_{pc} S_i} \sqrt{\frac{2\gamma r T}{\gamma-1} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_i}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}. \quad (2.29)$$

La fusée acquiert sa vitesse maximale à la fin de sa phase de propulsion. Cette vitesse  $V_{max}$  est utilisée pour calculer l'altitude additionnelle qu'atteindra la fusée durant son vol libre. L'expression de l'altitude est donnée dans l'équation (2.30).

$$Alt = \frac{V_{max}^2}{2g}. \quad (2.30)$$

## 2.2 Simulation du vol de la fusée multi-étages

### 2.2.1 Description de la simulation

Après avoir établi les équations du modèle, nous nous intéressons à des fusées à eau multi-étages. Comme le décrit Turner [16], une fois que le concept d'utiliser plusieurs étages dans les fusées a été suggéré, il devient intuitif de voir que se débarrasser d'un réservoir de carburant vide en plein vol et d'ensuite passer par une seconde phase de propulsion, permet d'améliorer

les performances d'une fusée. Cette configuration permet également de surmonter plusieurs problèmes qui apparaissent lorsqu'on n'utilise qu'un seul étage de fusée.

Pour les fusées à eau, l'étagement semble encore plus cohérent. L'équation (2.17) indique que la force de poussée dépend fortement de la pression. Ainsi, un plus grand nombre d'étages permettra non seulement d'augmenter l'efficacité en éliminant le poids inutile, mais aussi de fournir plus de phases de vitesse et de poussée élevées. Ceci démontre l'importance d'un schéma multi-étages pour l'optimisation des fusées à eau. Heureusement, aucune équation supplémentaire n'est nécessaire pour décrire davantage d'étapes.

Un système à plusieurs étages peut simplement être considéré comme l'addition de plusieurs fusées à un seul étage [17]. Le fonctionnement d'une fusée à eau à multi étages est basé sur le principe de la séquentialité des étages. Lorsque la fusée est lancée, le premier étage éjecte l'eau. Il contient un réservoir d'eau et un mécanisme de propulsion, généralement une pompe ou un dispositif de pressurisation, qui propulse l'eau hors du réservoir avec une force considérable. La réaction produite génère une poussée vers le haut, propulsant la fusée vers le ciel. Une fois que l'eau et l'air comprimé du premier étage sont épuisés, l'étage est largué pour alléger la fusée et réduire sa masse. Cela permet d'améliorer l'efficacité et la performance globale de la fusée. À ce stade, le deuxième étage commence à éjecter de l'eau. En effet, il contient un système de propulsion similaire au premier étage. Cette éjection à partir du deuxième étage propulse la fusée à une vitesse plus élevée et lui permet de continuer son ascension.

Le processus de largage et de propulsion des étages supplémentaires peut être répété pour les étages ultérieurs, si la fusée en comporte. Chaque étage ajoute de la poussée et de la vitesse à la fusée, permettant d'atteindre des altitudes encore plus élevées. Lorsque tous les étages ont été utilisés, la fusée atteint son apogée, la plus haute altitude atteinte, avant de redescendre sur terre. Le fonctionnement des fusées à eau à multi étages repose sur la séparation précise des étages pour éviter les interférences et les collisions, ainsi que sur le timing précis des phases de propulsion pour maximiser l'efficacité et la performance.

Les paramètres de performance de la fusée multi-étages sont calculés par un code de calcul que nous avons développé en langage C. Toutes les équations dans les sections précédentes ont été utilisées, les unités sont en SI (Système International). Le but principal est de calculer la vitesse de la fusée, son altitude et son accélération. L'intérêt est de prédire au préalable les altitudes atteintes durant les expériences que nous allons faire. Dans notre simulation nous considérons des fusées multi étages. Pour ce qui est de la séparation des étages, nous avons opté pour un système de séparation mécanique grâce à la différence de pression entre deux étages.



Une fois qu'une certaine différence est atteinte, l'étage supérieur se détache et poursuit son vol avec une nouvelle propulsion. Nous avons supposé une différence de pression de 3 bars entre l'étage inférieur et l'étage supérieur. Les constantes et formules de bases qui sont utilisées dans notre code sont représentées dans les tableaux (2.1) et (2.2).

**Tableau 2.1** – Constantes utilisées dans le code en Langage C pour la simulation.

	Valeur	Unité	Symbole	Description
<b>Constantes</b>	1000	$Kg/m^3$	$\rho_{eau}$	Masse Volumique de l'eau
	1.29	$Kg/m^3$	$\rho_{air}$	Masse Volumique de l'air
	1.4	-	$\gamma$	Cp/Cv
	9.81	$m/s^2$	g	Gravité
	0.3	-	$C_d$	Coefficient de trainée
	0.001	s	$\Delta t$	Variation du temps
	101325	Pa	$P_e$	Pression à la tuyère de la fusée

**Tableau 2.2** – Propriétés de la bouteille du premier étage utilisées dans le code en Langage C pour la simulation.

	Valeur	Unité	Symbole	Description
<b>Propriétés de la bouteille du bas</b>	$6.3617 \times 10^{-5}$	$m^2$	$A_e$	Aire de la surface sortie tuyère
	$7.5 \times 10^{-3}$	$m^2$	$A_i$	Aire de la surface transversale interne de la fusée à eau
	$7.85 \times 10^{-3}$	$m^2$	$A_{cs}$	Section transversale externe de la bouteille
	0.144	Kg	W_vider	Masse à vide de la fusée (avec parachute)
	0.0025	$m^3$	vb	Volume de la bouteille

**Tableau 2.3** – Propriétés de la bouteille du deuxième étage utilisées dans le code en Langage C pour la simulation.

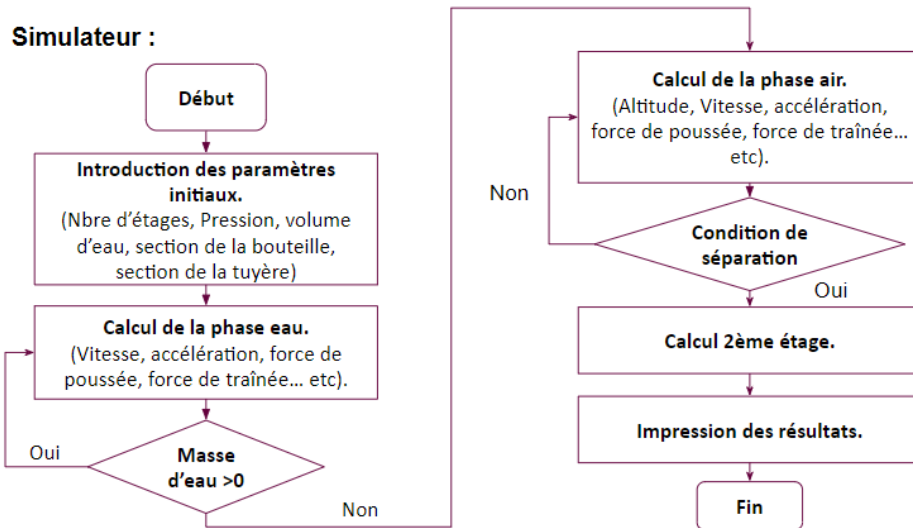
	Valeur	Unité	Symbole	Description
<b>Propriétés de la bouteille du haut</b>	$2.8274 \times 10^{-5}$	$m^2$	$A_e$	Aire de la surface sortie tuyère
	$7.5 \times 10^{-3}$	$m^2$	$A_i$	Aire de la surface transversale interne de la fusée à eau
	$7.85 \times 10^{-3}$	$m^2$	$A_{cs}$	Section transversale externe de la bouteille
	0.340	Kg	$W_{vide}$	Masse à vide de la fusée (avec parachute et électronique)
	0.00175	$m^3$	vb	Volume de la bouteille

Une interface graphique sur Python est programmée afin de laisser à l'utilisateur la liberté d'introduire les paramètres restant selon l'expérience qu'il a envie de mener. Les paramètres utilisés sont représentés dans le tableau (2.3).

**Tableau 2.3** – Paramètres à introduire dans le simulateur de vol.

Paramètre	Symbole	Unité
Pression interne de la chambre de pression	$P_i$	Pa
Volume d'eau initial	$V_{vol_{eau\ initial}}$	$m^3$

Dans notre simulateur, la première phase consiste en l'éjection d'eau contenu dans le premier étage, la première condition de calcul sera alors : *Si  $m > 0$*  pour calculer la vitesse, poussée et altitude de la fusée. Une fois que cette condition n'est plus respectée, nous aurons une phase d'éjection de l'air comprimé. C'est à ce moment-là que la condition de séparation des étages est appliquée. Une fois que les étages se séparent, le calcul est redondant. L'organigramme de notre simulateur est donné dans la figure (2.3).

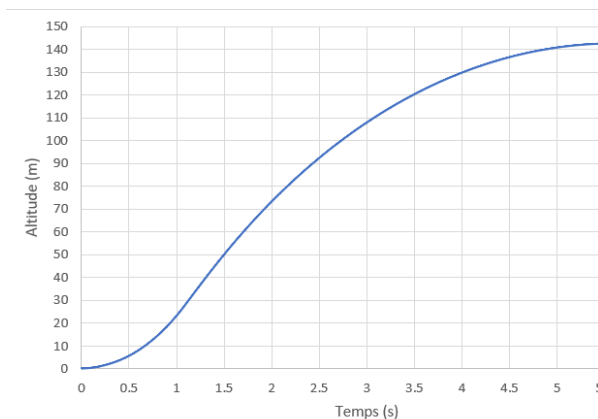


**Figure 2. 3 :** Organigramme des opérations du simulateur.

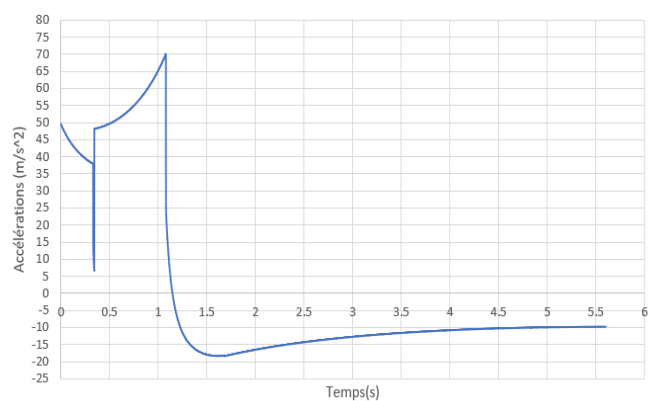
Les résultats sont ensuite écrits sur un fichier texte, il est possible de dessiner après les courbes en utilisant Excel ou Origin par exemple afin de représenter les résultats.

## 2.2.2 Résultats de la simulation

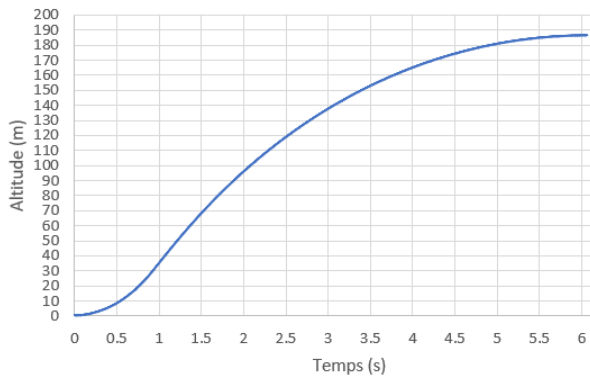
Les figures de (2.4) à (2.7) présentent les résultats obtenus pour une fusée à eau à double étage comprimée à une pression de 6 et 8 bars. Nous montrons les altitudes ainsi que l'accélération de la fusée dans les deux cas. Il est à noter que le coefficient  $C_d$  considéré dans cette simulation n'est qu'empirique, aussi nous négligeons la vitesse du vent et les matériaux utilisés au cours du vol. La figure (2.8) montre l'altitude atteinte pour 6 bars de pression pour une fusée à un seul étage. On voit bien que le fait de doubler le nombre d'étage nous permet d'atteindre des altitudes plus grandes.



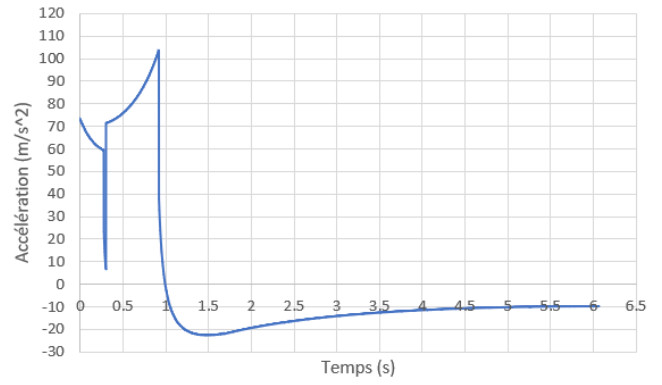
**Figure 2. 4 :** Altitude de la fusée à eau à deux étages à 6 bars de pression.



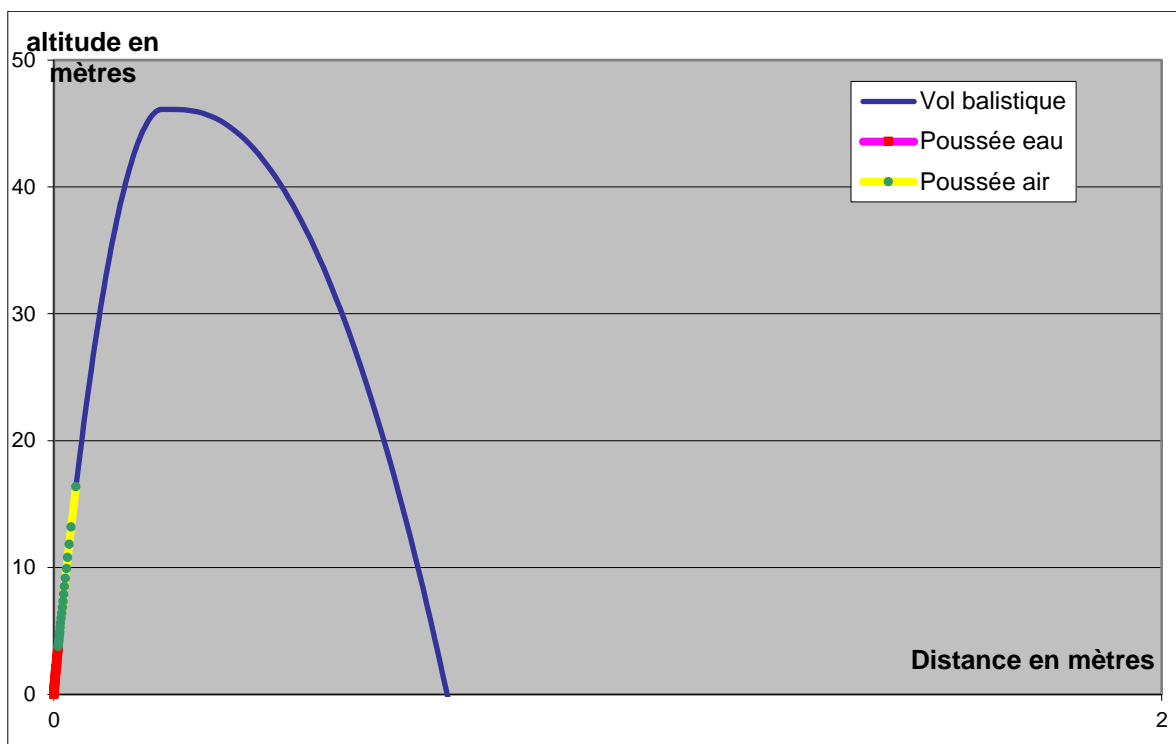
**Figure 2. 5 :** Accélération de la fusée à eau à deux étages à 6 bars de pression.



**Figure 2. 6 :** Altitude de la fusée à eau à deux étages à 8 bars de pression.



**Figure 2. 7 :** Accélération de la fusée à eau à deux étages à 8 bars de pression.



**Figure 2. 8 :** Altitude pour une fusée à eau à un étage avec une pression de 6 bars.

## **Chapitre 3 : Etude de la tuyère**

### 3.1 Introduction

La tuyère est généralement constituée du goulot de la bouteille. Comme nous l'avons vu dans l'équation (2.17), le diamètre de la tuyère conditionne directement la force de poussée. Nous sommes donc tentés de penser à modifier ce diamètre afin d'améliorer la force propulsive de la fusée. Pour augmenter la poussée, il faudrait augmenter le diamètre de la tuyère [8]. Deux idées se proposent à nous : utiliser une bouteille avec un goulot plus large, ou réaliser une tuyère convergente-divergente.

Comme la poussée d'une fusée à eau est extrêmement élevée comparée à son poids [8] et ne dure qu'un bref instant, il est important de trouver un équilibre entre la durée de la poussée et sa force. On appelle cela l'impulsion spécifique.

D'après notre étude bibliographique, les simulateurs développés prennent en considération uniquement les tuyères convergentes [10] [18], ils considèrent trois phases distinctes qui se produisent selon l'ordre suivant :

- La phase de propulsion due à l'éjection de l'eau jusqu'à l'épuisement de la quantité d'eau embarquée dans la bouteille.
- La phase de propulsion d'air contenu dans la chambre de pression jusqu'à ce que l'équilibre des pressions entre la chambre et l'extérieur soit atteint.
- La phase de vol libre (vol balistique), où la fusée à eau continue de monter par inertie jusqu'à ce que la gravité et les forces de trainée annulent complètement la vitesse et que la fusée se retrouve en chute libre rattrapée ensuite à l'aide de l'ouverture du parachute embarqué.

Selon la littérature, pendant la phase d'expulsion d'air, tant que la pression de l'air comprimé est supérieure à 1.89 bar (dans l'hypothèse que la pression atmosphérique  $P_{atm} = 1 \text{ bar}$ ) l'écoulement se fait à la vitesse du son au niveau du goulot-tuyère [19]. Nous allons faire une simulation numérique à l'aide du logiciel ANSYS Fluent pour visualiser l'écoulement en sortie de tuyère convergente. En premier lieu, étudions le bilan énergétique fourni par l'air et par l'eau.

$$E_c = E_{c_{air}} + E_{c_{eau}} \quad (3.1)$$

$$\frac{E_{c_{air}}}{E_{c_{eau}}} = \frac{\frac{1}{2} M_{air} v_e^2}{\frac{1}{2} M_{eau} v_e^2} = \frac{\frac{1}{2} \rho_{air} V_{air} v_e^2}{\frac{1}{2} \rho_{eau} V_{eau} v_e^2} \quad (3.2)$$

$$\frac{E_{c_{air}}}{E_{c_{eau}}} = \frac{\rho_{air} V_{air}}{\rho_{eau} V_{eau}} \quad (3.3)$$

Selon notre recherche bibliographique, nous utilisons en général un rapport d'un tiers de volume de la bouteille en volume d'eau, le reste sera alors de l'air comprimé.

$$V_{air} = \frac{2}{3} V_{Bouteille} \cdot \quad (3.4)$$

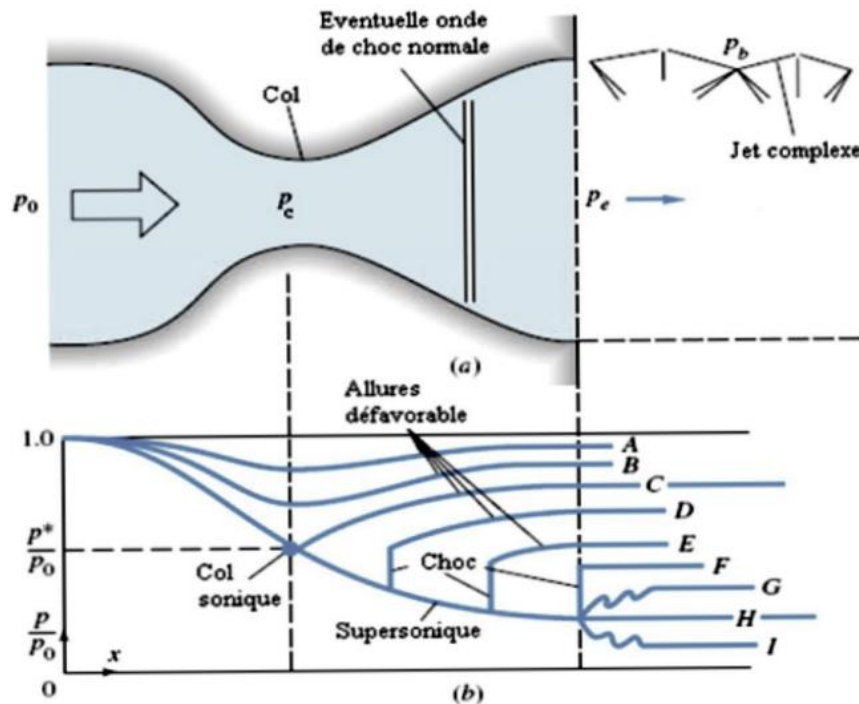
$$V_{eau} = \frac{1}{3} V_{Bouteille} \cdot \quad (3.5)$$

Nous savons aussi que :  $\rho_{eau} = 997 \text{ kg/m}^3$  et  $\rho_{air} = 1.292 \text{ kg/m}^3$ .

En remplaçant (3.4) et (3.5) dans (3.3) ainsi que les valeurs des masses volumiques de l'air et de l'eau nous obtenons l'équation (3.6)

$$\frac{E_{c_{air}}}{E_{c_{eau}}} = \frac{1.292 \times \frac{2}{3}}{997 \times \frac{1}{3}} = 0.00259. \quad (3.6)$$

Nous en concluons que l'énergie cinétique de l'air comprimé est négligeable devant celle de l'eau. En nous référant à nos cours de Mécanique de Propulsion [20], plusieurs configurations d'écoulement sont possibles dans le type de tuyère de Laval et sont résumées sur la figure (3.1).



**Figure 3. 1 :** Écoulement dans une tuyère convergente-divergente [20] .

Puisque le passage par un col sonique est obligatoire [19], la question est de savoir quelle configuration adoptera l'écoulement après ce col. Deux configurations sont possibles : un écoulement supersonique (configuration type H) ou subsonique (configuration type C). De la relation (3.7), nous pouvons obtenir le rapport de sections entre la section de tuyère et celle du col en fonction du nombre de Mach afin d'avoir un écoulement isentropique.

$$\frac{A}{A_c} = \frac{1}{M} \left[ \frac{2}{1 + \gamma} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}. \quad (3.7)$$

Avec M le nombre de Mach et  $\gamma = 1.4$  pour l'air.

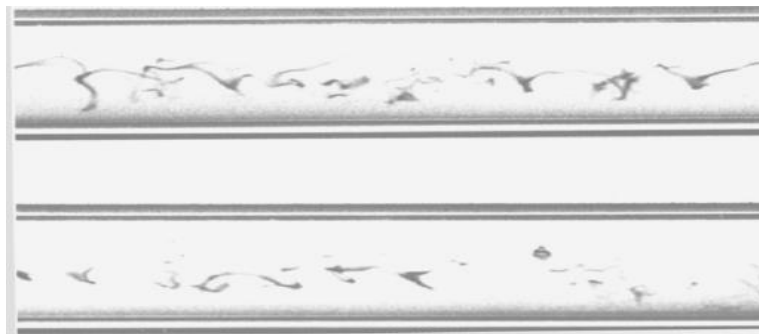
De là, il nous est apparu opportun de réaliser une simulation numérique pour étudier l'écoulement diphasique lors de la propulsion de la fusée à eau. Ceci nous permettra d'identifier et de comprendre les mécanismes qui se développent, d'une part, et de vérifier les hypothèses considérées jusque-là, qui nous paraissent assez simplificatrices, d'autre part.

## 3.2 Simulation de l'écoulement dans la fusée à eau en sortie de tuyère

La majorité des écoulements de l'ingénierie sont turbulents. Réussir la simulation de ces écoulements requière la compréhension de quelques concepts de base de théorie de la modélisation de la turbulence. Ceci permet de réaliser le meilleur choix entre les modèles de turbulence disponibles.

### 3.2.1 Ecoulements Turbulents

Ces écoulements apparaissent pour de grands nombres de Reynolds. La viscosité ne peut plus amortir les instabilités. Il y a apparition de tourbillons qui modifient la nature des échanges à l'intérieur de l'écoulement.



**Figure 3. 2 :** Représentation d'un écoulement turbulent [21].

Les écoulements turbulents se caractérisent par une large gamme de tailles de tourbillons. Ces écoulements sont instationnaires, tridimensionnels, irréguliers et ont des mouvements stochastiques dans lesquels les quantités transportées (masse, quantité de mouvement, etc.) fluctuent dans le temps et dans l'espace. Ils sont également imprévisibles dans le détail. Mais la caractéristique la plus intéressante est que bien que les grandes structures tourbillonnaires soient différentes, les petites structures quant à elles sont assez similaires. C'est cette propriété qui permet une modélisation des effets de la turbulence.

### 3.2.2 Approche Numérique

Trois approches existent pour simuler les écoulements turbulents : DNS, LES et RANS.

- **DNS (Direct Numerical Simulation)**



Cette approche consiste à résoudre les équations instationnaires complètes de Navier-Stokes. On résout toutes les échelles de turbulence. Aucune modélisation n'est requise. Par contre son coût est prohibitif. Impraticable pour les écoulements industriels.

- **LES (Large Eddy simulation)**

Cette approche consiste à filtrer spatialement les équations instationnaires de Navier-Stokes. On résout directement les grands tourbillons et on modélise les tourbillons plus petits que le maillage. Nécessite moins de ressources que la DNS, mais son coût est toujours important pour la majorité des applications industrielles.

- **RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation)**

Cette approche consiste à résoudre les équations moyennées de Navier-Stokes. Toutes les échelles de turbulence sont modélisées. Plusieurs modèles existent. C'est la plus utilisée dans les problèmes industriels et c'est celle que nous avons choisi.

### 3.2.3 Modélisation RANS

Après avoir décomposé la vitesse en une valeur moyenne et une fluctuation [21], les équations moyennées de Navier-Stokes donnent les équations (3.8) et (3.9).

$$\rho \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + u_k \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_k} \right) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial R_{ij}}{\partial x_j} \quad (3.8)$$

$$R_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j} \quad (3.9)$$

$R_{ij}$ , est le tenseur des contraintes de Reynolds.

Les contraintes de Reynolds sont des inconnues supplémentaires introduites par le processus de passage à la moyenne. Elles doivent donc être modélisées pour fermer le système d'équations. Elles sont données dans (3.10).

$$R_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = \begin{pmatrix} -\rho \overline{u'^2} & -\rho \overline{u'v'} & -\rho \overline{u'w'} \\ -\rho \overline{u'v'} & -\rho \overline{v'^2} & -\rho \overline{v'w'} \\ -\rho \overline{u'w'} & -\rho \overline{v'w'} & -\rho \overline{w'^2} \end{pmatrix} \quad (3.10)$$

On constate qu'il y a six nouvelles variables à modéliser.

#### Modélisation RANS : Problème de Fermeture

Tous les modèles contiennent de l'empirisme. Aucune équation ne peut être dérivée à partir de principes fondamentaux. Nous utilisons le modèle  $k-\omega$ .

#### Modèle à Viscosité turbulente (Eddy Viscosity Model)

Hypothèse de Boussinesq : Par analogie avec la viscosité fluide Boussinesq a proposé d'introduire une viscosité turbulente pour quantifier les effets de l'agitation turbulente. Les

contraintes de Reynolds sont modélisées en utilisant cette viscosité turbulente que l'on notera  $\mu_T$ . C'est le plus utilisé des modèles dans l'industrie.

$$R_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_T \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_T \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij}. \quad (3.11)$$

### Modèles à deux Equations

Deux équations de transports sont résolues, donnant deux échelles indépendantes pour calculer la viscosité turbulente  $\mu_T$ . Elles utilisent toutes l'équation de transport pour l'énergie cinétique de turbulence données dans (3.12), (3.13) et (3.14).

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \underbrace{P}_{production} - \rho \underbrace{\varepsilon}_{dissipation}. \quad (3.12)$$

$$P = \mu_T S^2. \quad (3.13)$$

$$S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}. \quad (3.14)$$

Plusieurs variables de transport ont été proposées, basées sur des arguments dimensionnels et utilisées pour la deuxième équation. La viscosité turbulente  $\mu_T$  est alors calculée à partir des deux variables transportées.

### Modèle $k - \omega$

Dans les modèles  $k - \omega$ , l'équation de transport pour le taux de dissipation turbulent,  $\varepsilon$ , est remplacée par une équation pour le taux de dissipation spécifique,  $\omega = \frac{\varepsilon}{k}$ . L'équation de transport d'énergie cinétique turbulente est toujours résolue [21].

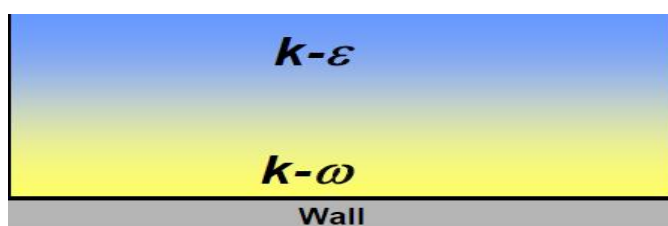
Trois variantes du modèle  $k - \omega$  sont disponibles dans Fluent : Modèle  $k - \omega$  standard (Wilcox, 1998), Modèle SST  $k - \omega$  (Menter), Modèle GEKO.

### Modèle SST (Shear Stress Transport)

Le modèle SST est un modèle hybride à deux équations qui combine les avantages des modèles  $k - \varepsilon$  et  $k - \omega$  [22].

- Le modèle  $k - \omega$  fonctionne bien mieux que les modèles  $k - \varepsilon$  pour les écoulements de la couche limite
- Le modèle  $k - \omega$  original de Wilcox est trop sensible à la valeur  $\omega$  dans l'écoulement libre, tandis que le modèle  $k - \varepsilon$  n'est pas sujet à de tels problèmes.

Ainsi, on utilise le modèle  $k - \omega$  près des parois et le modèle  $k - \varepsilon$ , dans l'écoulement hors couche limite.



**Figure 3. 3** : Région d'utilisation des deux modèles dans SST  $k - \omega$  [21].

### 3.2.4 Simulation Ansys-Fluent

Nous voulons dans cette partie vérifier les hypothèses que nous avons établi dans la section (3.1). Pour cela, la première étape a été de faire la conception de la bouteille et de sa tuyère sur SolidWorks puis de simuler l'écoulement en utilisant le logiciel Ansys-Fluent.

Nous avons suivi les étapes suivantes :

- La première étape consiste à importer la géométrie la fusée à eau dans le module Design Modeler.
- La deuxième étape permet de mailler notre domaine de calcul dans le module de Maillage.
- La troisième étape consiste à simuler l'écoulement dans Fluent.

Lors de cette étape, les paramètres suivants ont été considérés :

- Ecoulement diphasique :
  - Eau : densité constante (liquide incompressible)
  - Air : densité (loi des gaz parfait), viscosité (loi de Sutherland)
  - Suivi de l'interface entre phase liquide et phase gazeuse par la méthode des « Volume of Fluid »
- Algorithme de résolution du système d'équations algébriques « Couplées ».
- Schéma de discrétisation de la pression du second ordre.
- Schéma de discrétisation des équations de quantité de mouvement et de l'énergie Upwind de 2<sup>ème</sup> ordre.
- Schéma d'avance temporel implicite du deuxième ordre.
- Modélisation de la turbulence SST  $k - \omega$ .
- Pas temporel  $2.5 \times 10^{-6}s$ .

Les conditions aux limites sont considérées comme suit :

- Pressure Inlet à l'entrée : Pression atmosphérique.
- Pressure Outlet sur les côtés et la sortie : Pression atmosphérique.
- Imposer une pression atmosphérique de l'air partout sauf sur l'air à l'intérieur de la bouteille mis sous pression à 7 bars. Pour cela, après initialisation, utiliser la fonction Patch.

Du fait de la périodicité axiale de la géométrie (corps de la fusée et 4 ailettes), seule 1/4 du domaine est pris en compte, et ceci dans un souci de réduction de la mémoire utilisée et du temps de calcul.

#### Modélisation de l'écoulement

La simulation de l'écoulement dans Ansys-Fluent nécessite l'introduction de paramètres physiques qui permettent de modéliser le plus fidèlement possible l'écoulement réel.

## Méthode VOF

Il faut d'abord modéliser un écoulement diphasique à haute pression. Pour cela, on utilise la méthode VOF.

La méthode VOF (Volume Of Fluid) permet de traiter les écoulements à di-phasique 'gaz-liquide' en utilisant un maillage fixe. Le principe de la méthode VOF est basée sur l'utilisation de la fraction volumique notée ' $f$ '. Il peut modéliser deux ou plusieurs fluides non miscibles en résolvant un seul ensemble d'équations de quantité de mouvement et en suivant la fraction volumique de chacun des fluides dans tout le domaine.

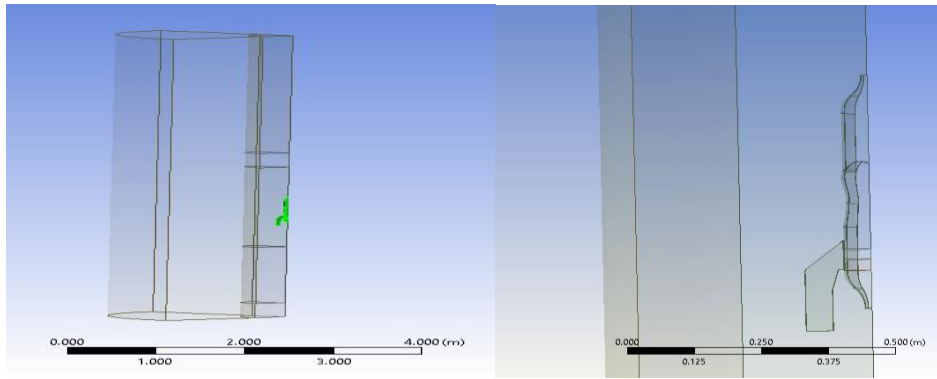
La formulation VOF repose sur le fait que deux ou plusieurs fluides (ou phases) ne s'interpénètrent pas. Dans chaque volume de contrôle, la somme de toutes les fractions volumiques de toutes les phases doit être égale à l'unité. Les champs pour toutes les variables et propriétés (vitesses, température, densité etc...) sont partagés par les phases et représentent des valeurs moyennes en volume. Ainsi, les variables et les propriétés dans une cellule donnée sont soit purement représentatives de l'une des phases, soit représentatives d'un mélange des phases, en fonction des valeurs de la fraction volumique. En d'autres termes, si la fraction volumique du  $q^{\text{ème}}$  fluide dans la cellule est notée  $\alpha_q$ , alors les trois conditions suivantes sont possibles [23]:

- $\alpha_q = 0$  : La cellule est vide (du  $q^{\text{ème}}$  fluide).
- $\alpha_q = 1$  : La cellule est pleine (du  $q^{\text{ème}}$  fluide).
- $0 < \alpha_q < 1$  : La cellule contient l'interface entre le  $q^{\text{ème}}$  fluide et un ou plusieurs autres fluides.

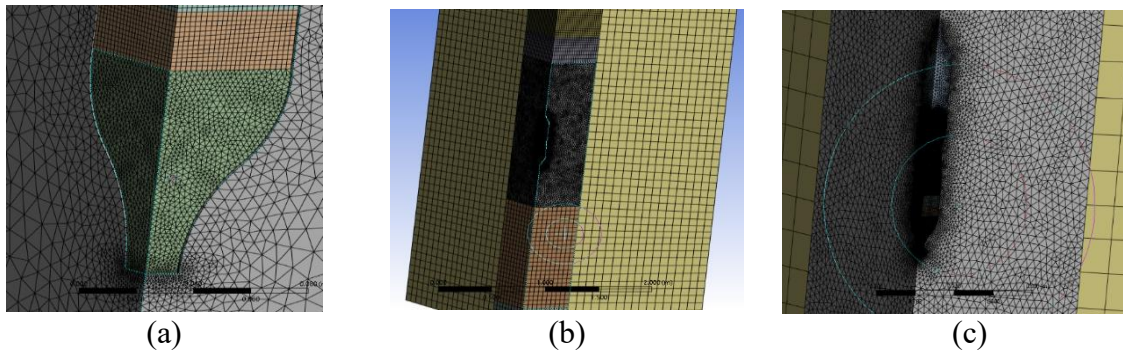
## Propriétés des fluides

Nous considérons dans notre simulations deux fluides. Le premier est l'air qui est un gaz (phase primaire). Nous le définissons comme un gaz idéal (compressible). Le second est l'eau liquide (phase secondaire, incompressible).

La géométrie est modélisée sur Design Modeler et montrée par la figure (3.4). Du fait de la périodicité de la géométrie, seul un quart de la fusée est pris en compte. Ceci permet de réduire la taille du maillage et gagner en temps de calcul. Le maillage que nous avons réalisé pour la fusée et son environnement est montré sur la figure (3.5).



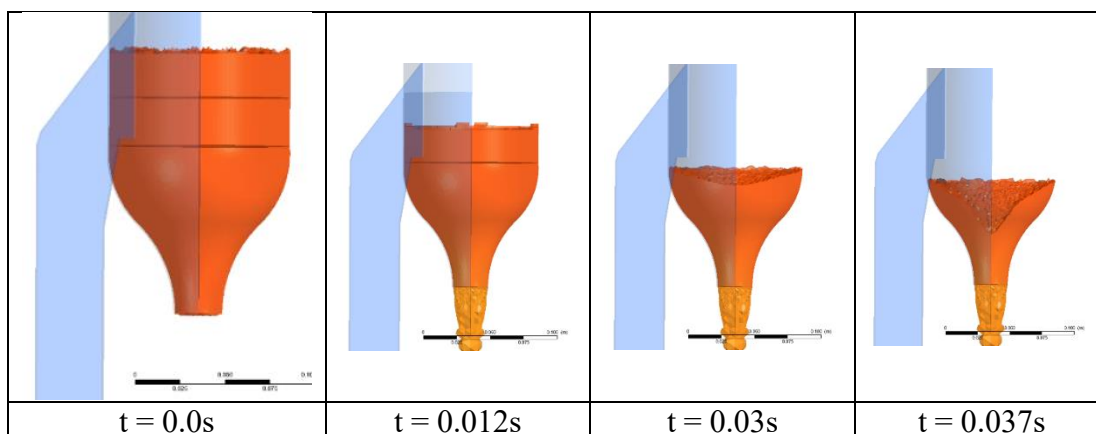
**Figure 3. 4 :** Domaine de calcul (à gauche) et corps de la fusée (à droite) dans DesignModeler.

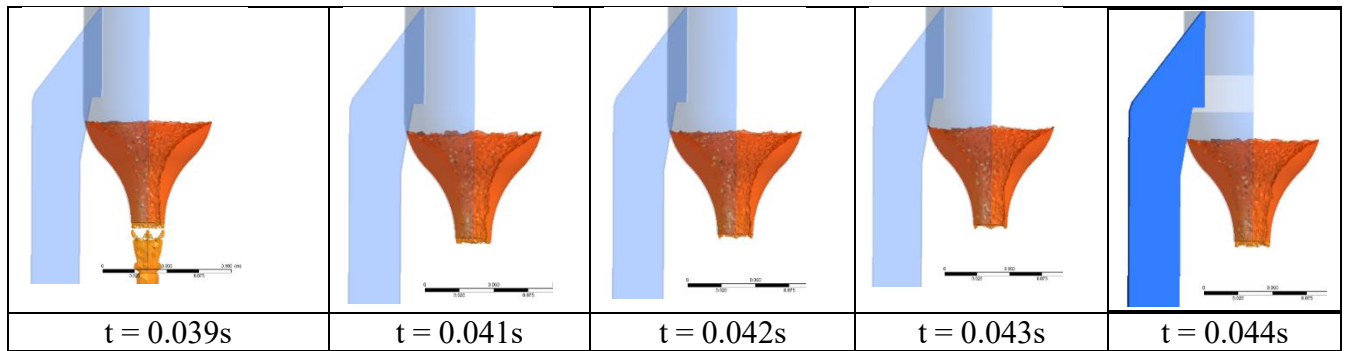


**Figure 3. 5 :** Maillage (a) Détaillé au voisinage de la tuyère (b) au voisinage du corps de la fusée (c) Détails de du maillage.

### Résultats de la simulation

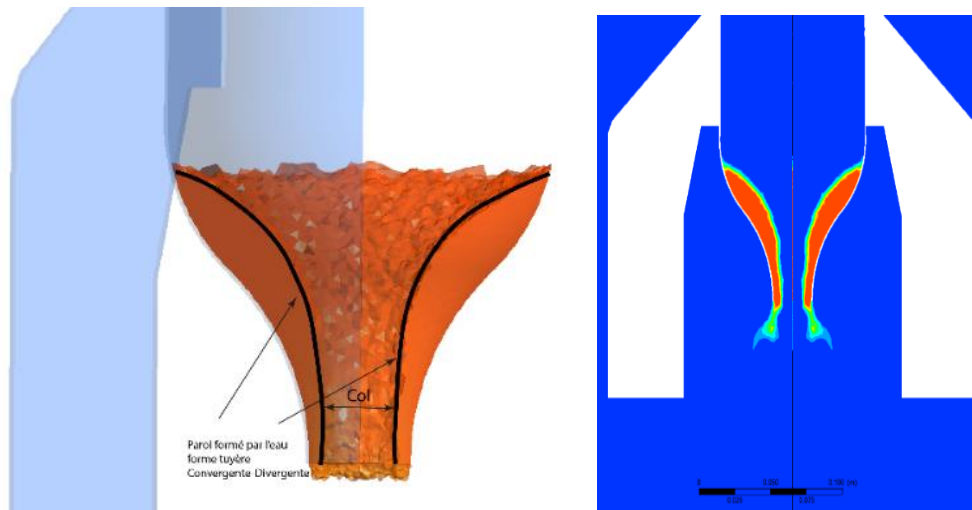
Nous choisissons en premier lieu un modèle de résolution diphasique, en optant pour le modèle VOF. Une fois que les deux phases sont désignées (phase eau et phase air) et que leurs propriétés sont renseignées dans le logiciel, on initialise pour une pression de 7 bars. La simulation une fois lancée nous donne des résultats intéressants



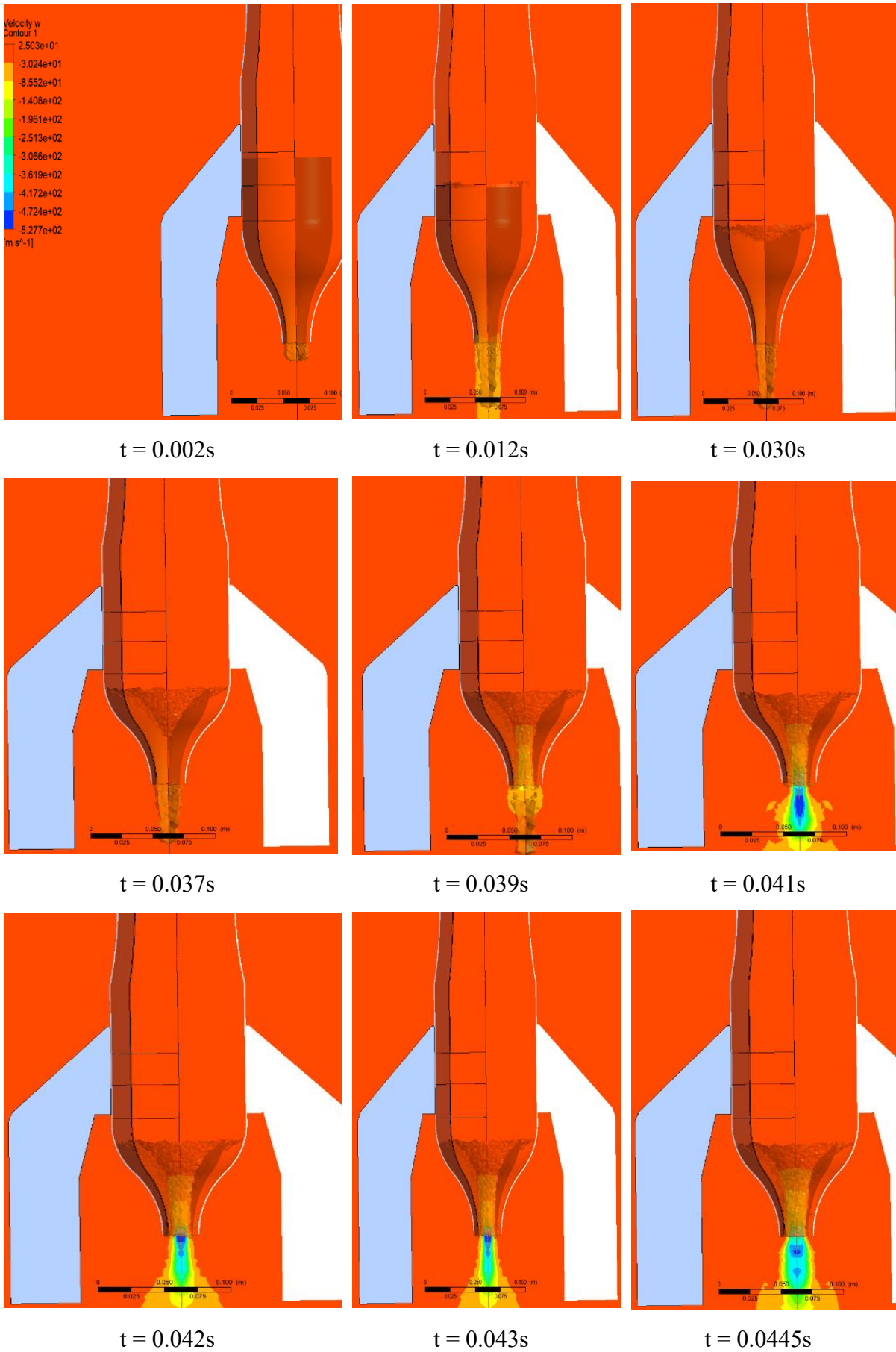


**Figure 3. 6 :** Formation de la tuyère convergente-divergente.

On constate depuis la figure (3.6) que contrairement aux simplifications introduites dans les simulateurs, les phases de propulsion liquide et gazeuse se font simultanément à partir de  $t = 0.039s$ . On voit que l'air s'engouffre au milieu de l'eau et forme un entonnoir pour pouvoir s'échapper. On constate donc qu'à partir de  $t = 0.039s$ , l'eau forme une paroi qui aura pour forme une tuyère convergente-divergente, montrée dans la figure (3.7), qui va entourer l'air et permettre à celui-ci de s'échapper par le milieu. Ceci aura des conséquences sur la vitesse d'éjection de la phase liquide et de la phase gazeuse.

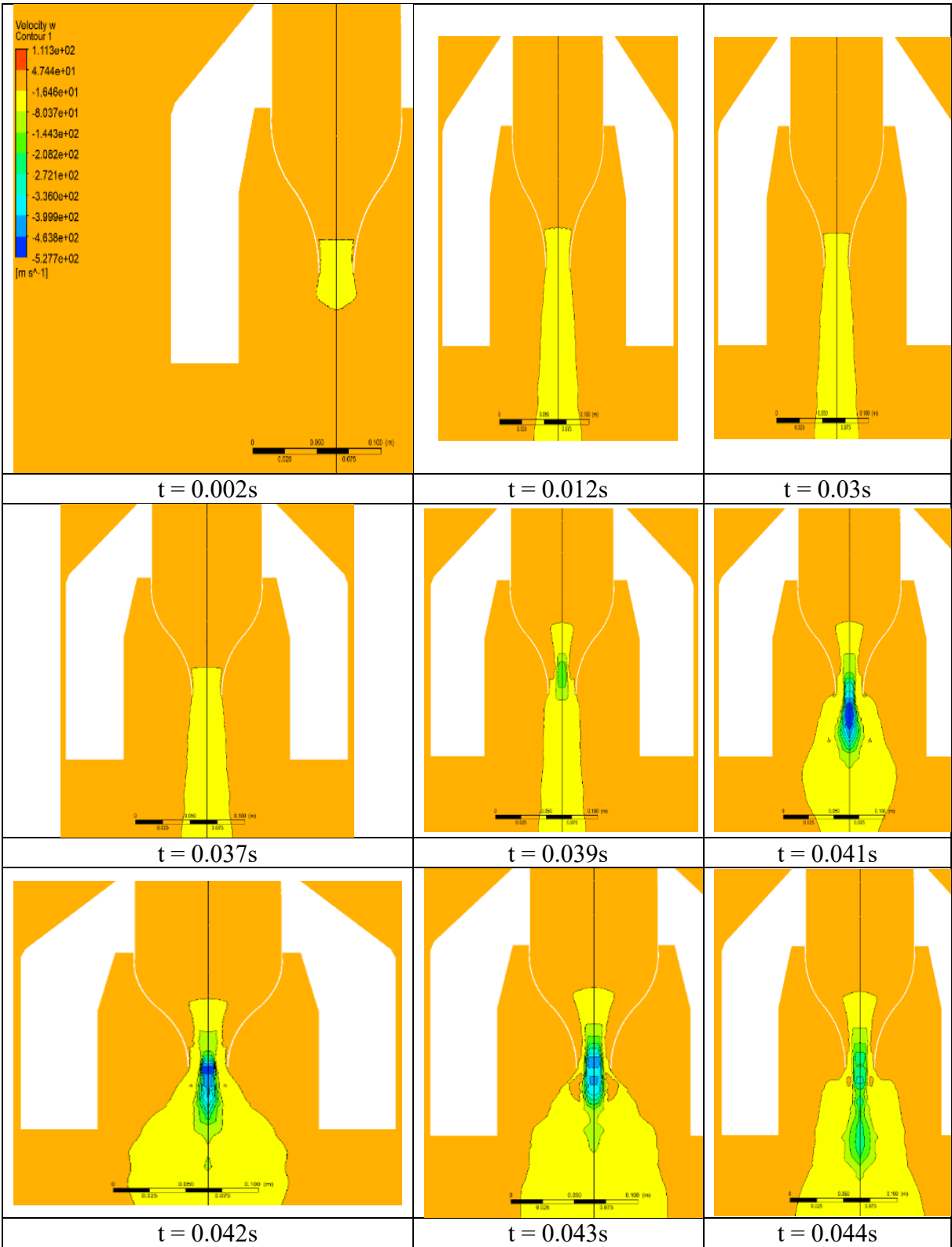


**Figure 3. 7 :** Détails sur la formation de la tuyère convergente-divergente.

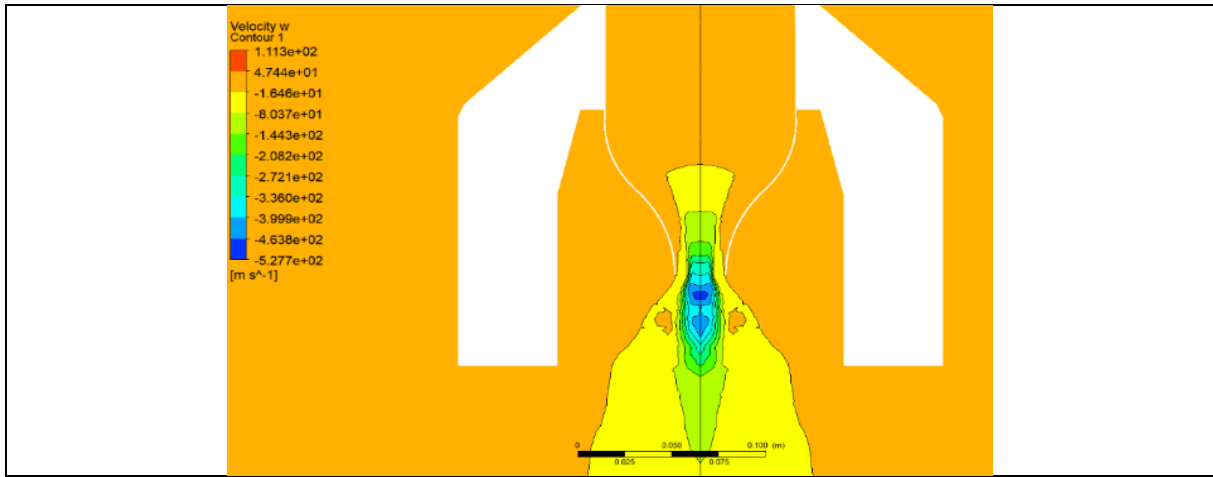


**Figure 3.8 :** Evolution de la distribution de vitesse au cours du temps.

On constate, comme on s'en doutait que le système s'auto régule pour former une tuyère convergente-divergente pour accélérer l'air et lui permettre de donner la propulsion maximale.

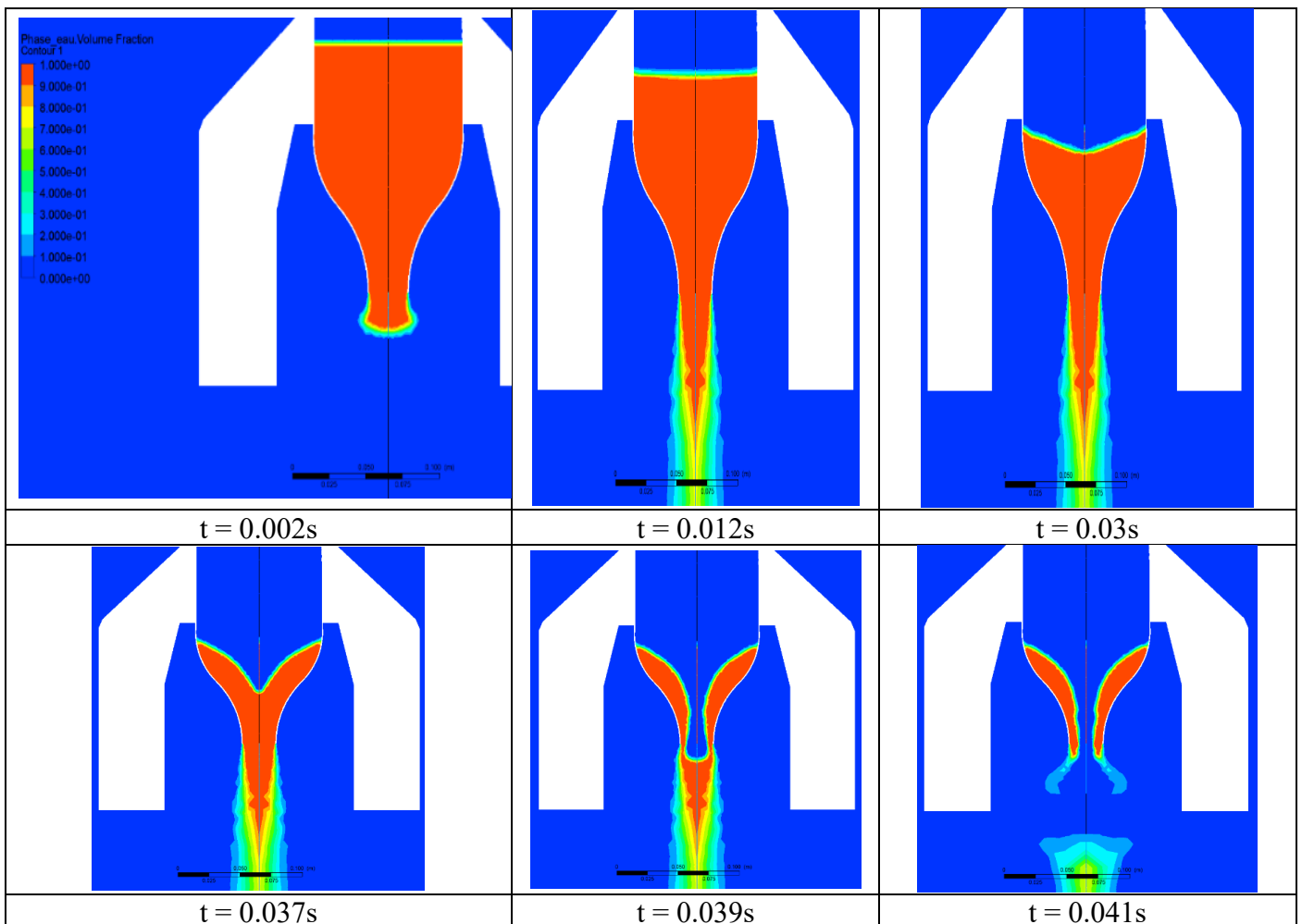


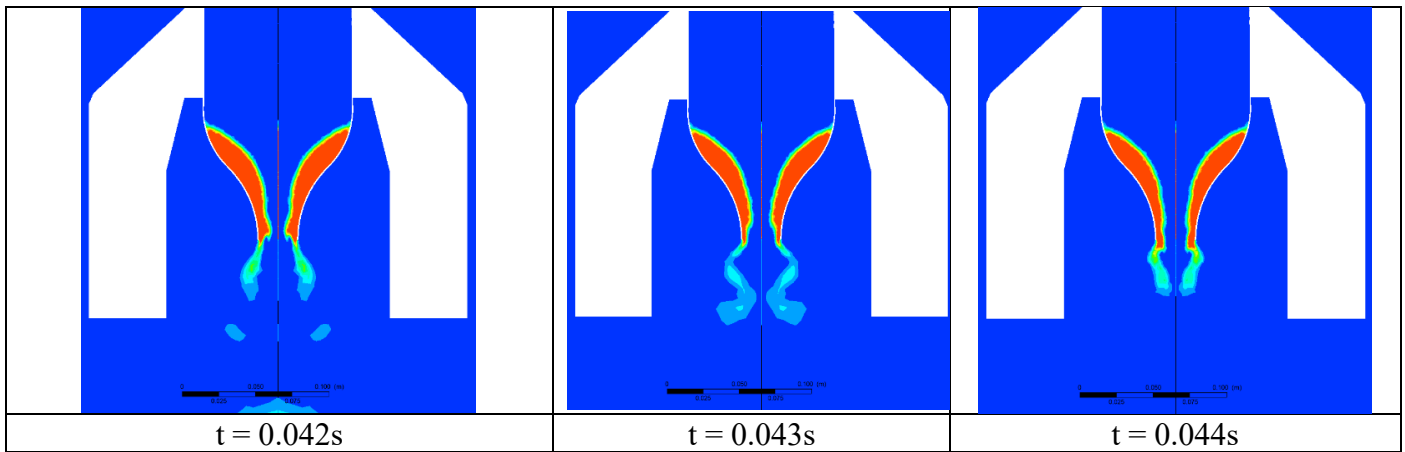




**Figure 3. 9 :** Evolution de la distribution de la vitesse selon Z au cours du temps.

La figure (3.9) donne l'évolution de la distribution de vitesse. On constate que la vitesse de sortie reste relativement modérée à la sortie de la tuyère jusqu'à  $t = 0.037$  s. En effet, c'est l'instant où l'air commence à s'éjecter. La vitesse d'éjection augmente rapidement pour atteindre une vitesse sonique au col ( $V_z = 330$  m/s) puis continue pour atteindre une vitesse maximale de l'ordre de 520 m/s ( $M=1.7$ ) en sortie de la tuyère. On confirme là aussi que l'eau avant de s'éjecter totalement forme une tuyère convergente-divergente pour que le système ait des performances optimales. Ceci se voit sur la figure suivante qui donne l'évolution de la quantité d'eau dans la bouteille au cours du temps.





**Figure 3. 10** : Evolution de la distribution de la fraction volumique de l'eau au cours du temps.

### Remarques et interprétations

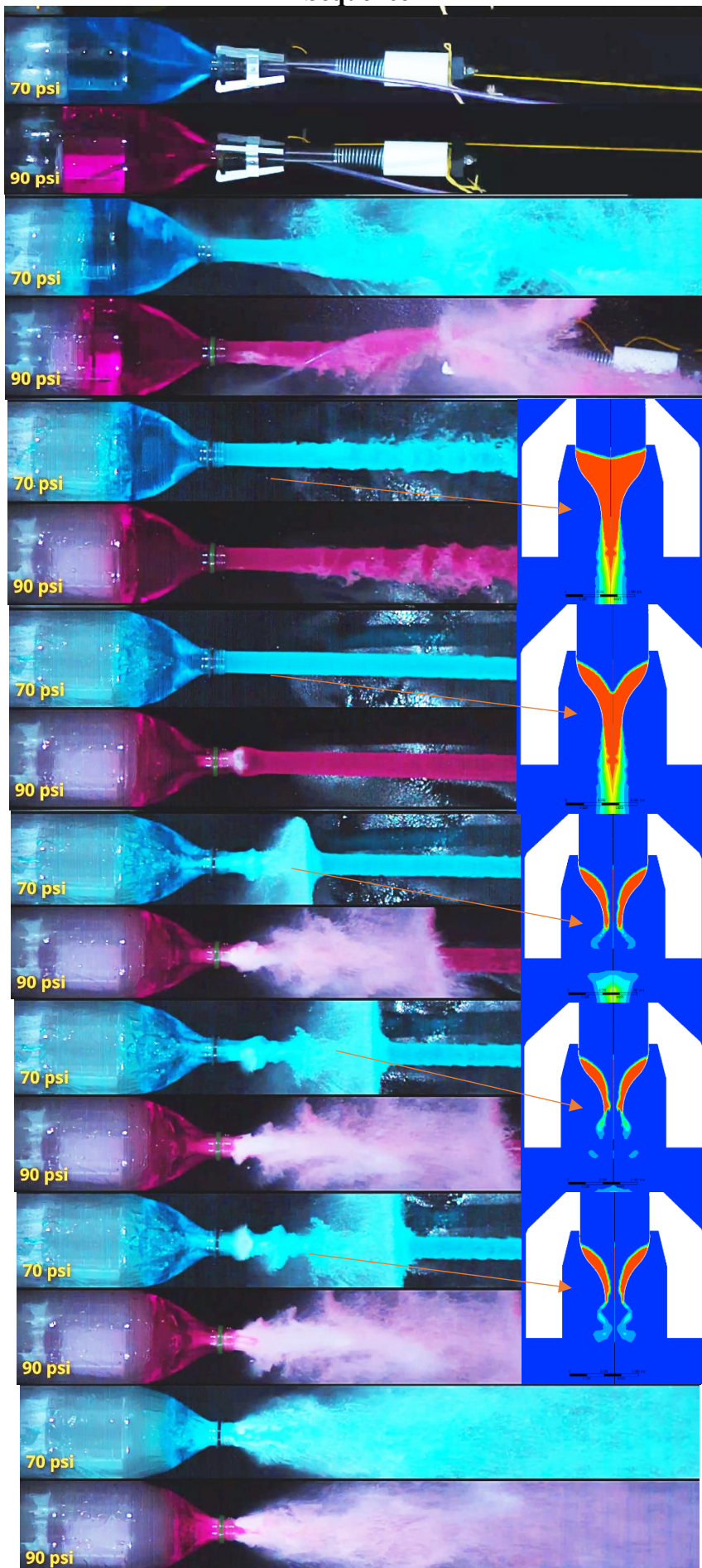
Au début de la simulation, l'eau sort rapidement de la tuyère et se disperse dans son environnement. A partir de 0.037 s, les forces de pression qu'applique l'air comprimé sur l'eau deviennent assez puissantes pour s'ouvrir un passage afin de sortir. A  $t=0.041$ s, l'air commence à sortir, les forces de pression de l'air comprimé plaquent l'eau sur les parois formant une forme convergente à l'intérieur de la bouteille, ainsi qu'une paroi divergente en sortie de tuyère. A  $t=0.043$  s, l'air comprimé continue de sortir en même temps que l'eau s'éjecte, l'eau à l'extérieur de la tuyère forme un nouveau convergent-divergent laissant passer l'air, ceci s'explique par une apparition d'ondes de choc obliques à l'extérieur de la section de sortie, elles s'entrecroisent et créent alors un convergent, c'est ce qu'on appelle un jet convergent. Puis c'est un jet divergent qui se crée, nous pouvons dire qu'il y a alors une zone de détente à la sortie. Puis à  $t=0.044$  s, l'air ne forme plus qu'un convergent en sortie de tuyère.

### 3.3 Comparaison avec les résultats expérimentaux

Afin de confirmer les résultats que nous avons obtenus au cours de la simulation, nous avons recherché dans la littérature des expériences produites dans des conditions similaires. Nous avons fini par trouver des expérimentations réalisées par « Balsa Engineering » qui montrent que les phases d'éjection de l'eau et de l'air ne se manifestent pas forcément d'une manière distincte et séparée [24]. Les expérimentations ont été menées pour des pressions de bouteilles égales à 4.8 bars et 6.2 bars. Le volume total de chaque bouteille est de 2L et chacune est remplie avec 0.66 L d'eau. Une vidéo des expérimentations de « Balsa Engineering » a été enregistrée à 12684 images par seconde. Puis elle a été jouée à 50% de la vitesse d'enregistrement et enregistrée à 24 images secondes. La séance dure 4mn, soit un nombre d'images égal à 5760 images. Ceci fait que la durée totale de l'enregistrement réel dure :  $5760/6342 = 0.90$  s.

# Séquence

# Temps



$t=0s$

$t=0.0107s$

$t=0.0233s$

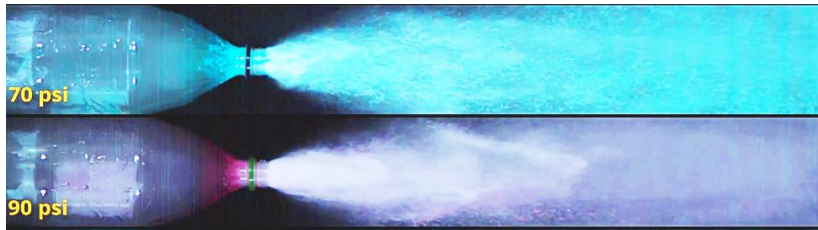
$t=0.0303s$

$t=0.0325s$

$t=0.0334s$

$t=0.0337s$

$t=0.0435s$



t=0.0498s.

**Figure 3. 11 :** Prise en photos de deux bouteilles à 4.8 bars et 6.2 bars en phase de propulsion en fonction du temps [24].

### Remarques et interprétations

On observe une concordance entre les résultats numériques que nous avons obtenus avec ceux de l'expérimentation. Ceci montre bien que la simulation que nous avons réalisée donne des résultats fiables au moins du point de vue qualitatif.

## **Chapitre 4 : Propriétés de vol.**

## 4.1. Position de l'antenne de Prandtl (Tube Pitot-statique)

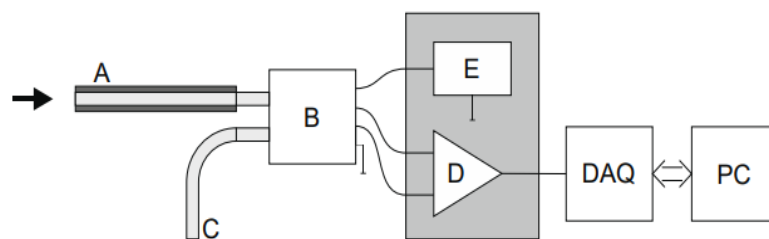
### 4.1.1 Définition d'un tube Pitot-statique

En mécanique des fluides, les principaux objectifs sont la détermination des champs de vitesse et de pression dans un courant de fluide. Pour cela, de nombreuses méthodes ont été développées. L'approche la plus répandue est l'utilisation d'une antenne de Prandtl. L'antenne de Prandtl est un tube Pitot-Statique combiné. Il s'agit d'un système composé de deux tubes coaxiaux disposés de manière spécifique pour mesurer la vitesse d'un fluide :

- Le tube intérieur est aligné parallèlement à l'écoulement du fluide et est ouvert à une extrémité, faisant face au flux. La pression à l'intérieur de ce tube est la pression totale, qui est la somme de la pression statique et de la pression dynamique.
- Le tube extérieur s'ouvre perpendiculairement à l'écoulement du fluide. La pression à l'intérieur de ce tube tend donc à être équivalente à la pression ambiante ou à la pression statique de l'écoulement.

Le système de mesure de pression est utilisé pour mesurer la vitesse de la fusée. Sa composition est comme suit :

- Un tube Pitot (A) ;
- Transducteur de pression différentielle piézorésistif (B) ;
- Tube fournissant la pression de référence de la zone non perturbée (C) ;
- Amplificateur instrumental (D) ;
- Alimentation du transducteur et de l'amplificateur (E).



**Figure 4. 1:** Structure du système de mesure.

La pression différentielle (différence entre la pression totale au point particulier de l'écoulement et la pression de référence dans la zone stable) est la pression dynamique de l'écoulement et est convertie par le transducteur B en tension. Cette tension est amplifiée par l'amplificateur instrumental D et est enregistrée. Pendant l'expérience, la carte du système d'acquisition de données (DAQ) est contrôlée par une application sur ordinateur personnel (PC) préparée pour cette expérience. On recueille alors les échantillons de tension provenant de l'amplificateur instrumental.

### 4.1.2 But de l'expérience

Durant le vol de la fusée, l'antenne de Prandtl permet de déterminer la vitesse de la fusée à eau. Nous avons donc étudié l'emplacement le plus adapté pour cette sonde. Pour un écoulement incompressible nous considérons l'équation de Bernoulli exprimée en (4.1).

$$\frac{P_1}{\rho g} + \frac{V_1^2}{2g} + z_1 = \frac{P_2}{\rho g} + \frac{V_2^2}{2g} + z_2. \quad (4.1)$$

On note que  $z_1 \cong z_2$  puisque les trous de la pression statique de la sonde pitot-statique sont arrangés d'une manière circonférentielle autour du tube et la vitesse  $V_1 = 0$  à cause des conditions de stagnation, la vitesse du flux  $V = V_2$  donnent (4.2).

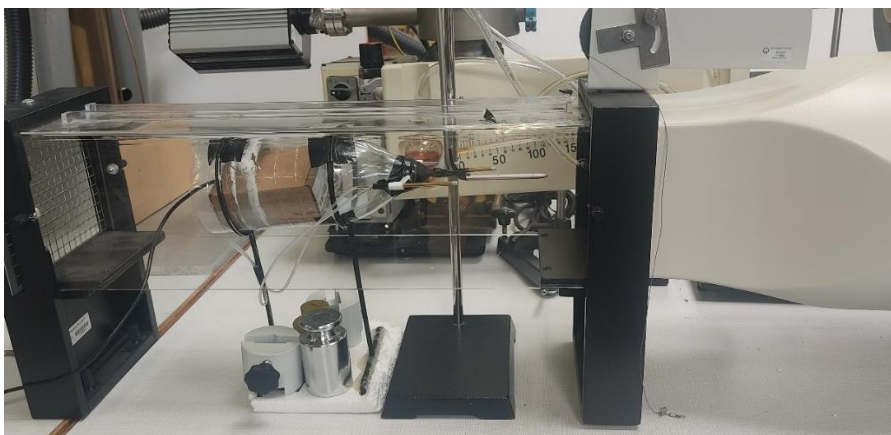
$$V = \sqrt{\frac{2(P_1 - P_2)}{\rho}}. \quad (4.2)$$

Avec  $P_1 = P_{abs}$  la pression absolue ou de stagnation et  $P_2 = P_{stat}$  la pression statique.

Les expériences réalisées montrent que les vitesses atteintes par la fusée à eau sont de l'ordre de 250 km/h ( $\sim 69,44$  m/s). Ceci nous donne un nombre de Mach de 0.23, qui est inférieur à la limite de compressibilité de 0.3. L'écoulement de l'air peut être considéré comme incompressible.

### 4.1.3 Etude expérimentale

Nous voulons confirmer qu'effectivement, les forces de compressibilité n'auront aucun impact sur notre sonde, pour cette raison, nous avons installé notre coiffe en soufflerie et avons disposé deux antennes de Prandtl. L'une est fixée au nez de la coiffe, l'autre sur le côté. Les deux sondes restent parallèles à l'écoulement de l'air régissant de la soufflerie. La figure (4.2) montre notre dispositif de manipulation sur la soufflerie de l'IUT de l'Université Paris Saclay.



**Figure 4.2 :** Dispositif d'expérience sur soufflerie.

Deux pièces en ABS (Acrylonitrile butadiène styrène) ont été imprimées afin de pouvoir placer les deux antennes. La première forme un nez de coiffe avec un trou pour permettre le passage du capteur (Figure 4.3 (a)), la seconde formant des petites ailes avec des trous à chaque

extrémité. Afin d'équilibrer la masse totale, deux sondes seront posées sur les ailes de chaque côté (Figure 4.3 (b)).



Figure 4.3 (a) : Pièce en ABS sous forme d'un nez.

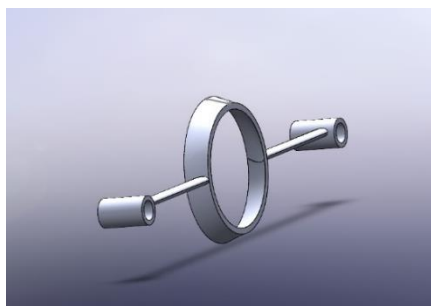


Figure 4.3 (b) : Pièce en ABS sous forme d'ailes.

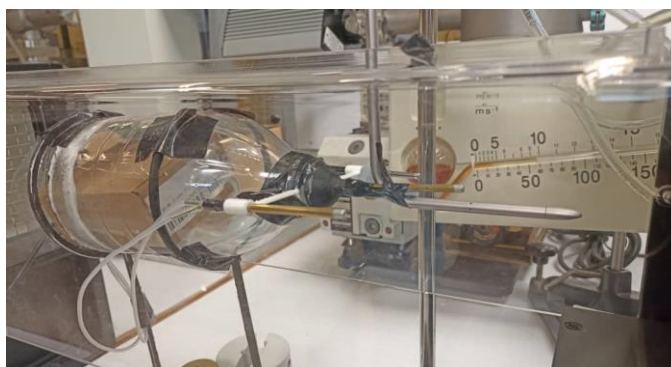
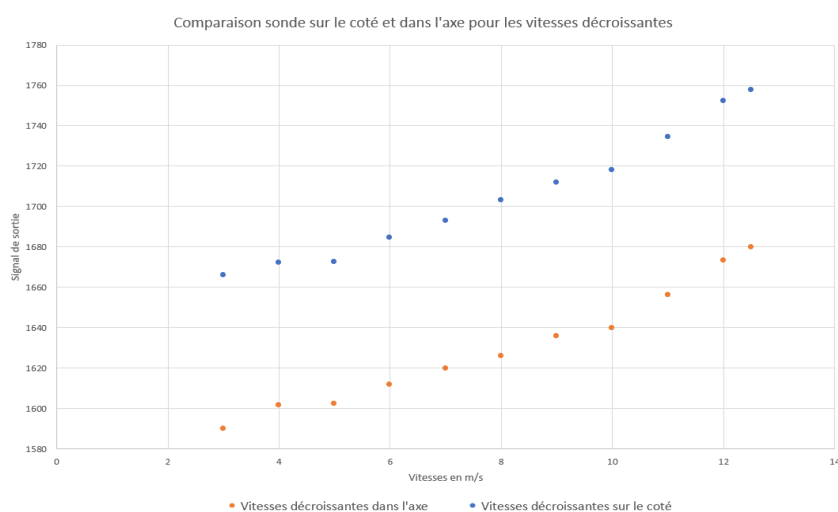


Figure 4.3 (c) : Photo réelle de l'emplacement des pièces ABS en soufflerie.

**Figure 4.3** : Pièces imprimées pour l'expérience en soufflerie.

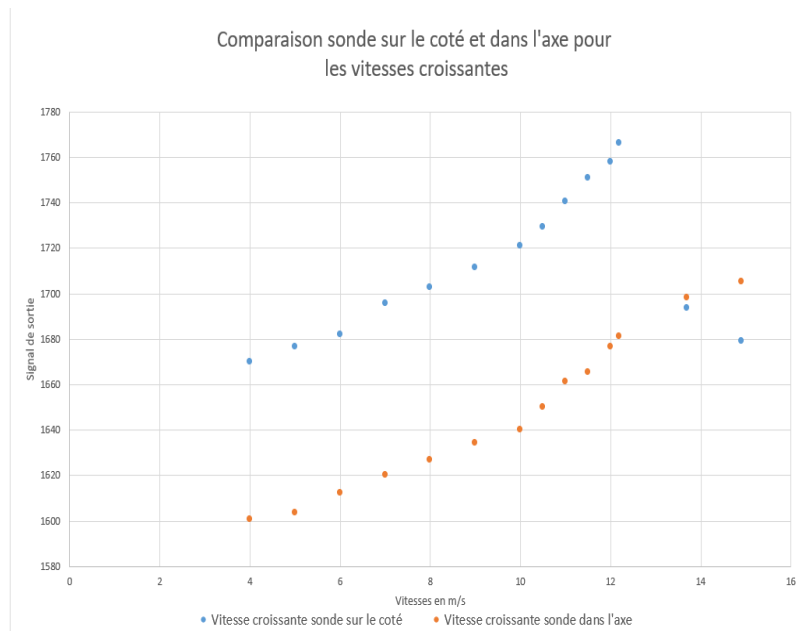
#### 4.1.4 Résultats et interprétations

Les figures (4.4), (4.5) et (4.6) montrent les résultats de nos expériences en soufflerie.



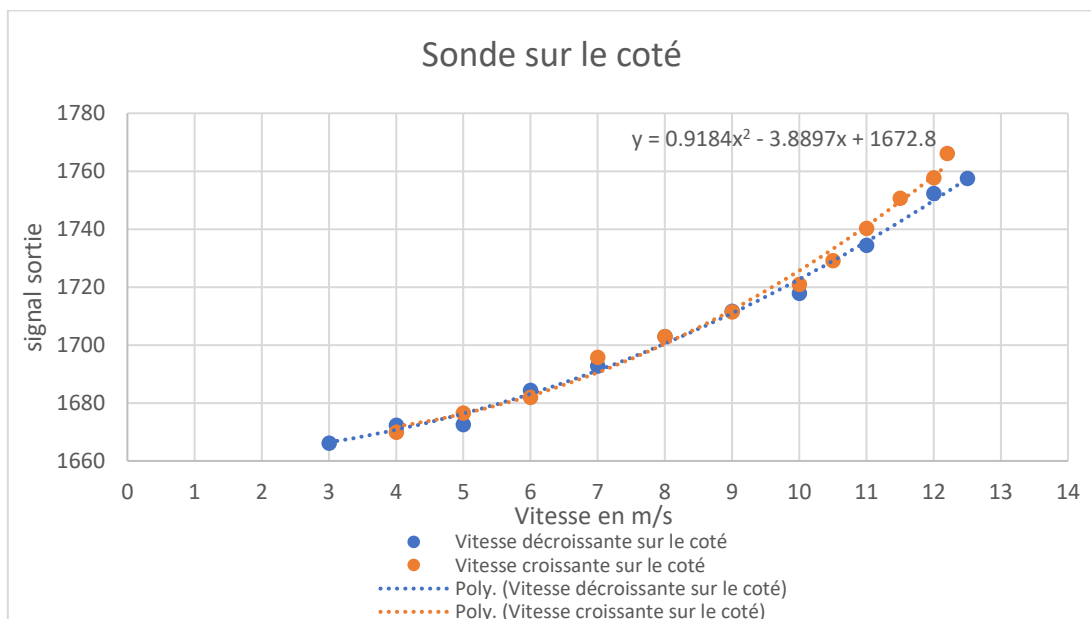
**Figure 4.4 (a)** : Représentation des signaux de sortie pour des vitesses décroissantes dans les deux cas : Sonde sur l'axe et sonde sur le côté.



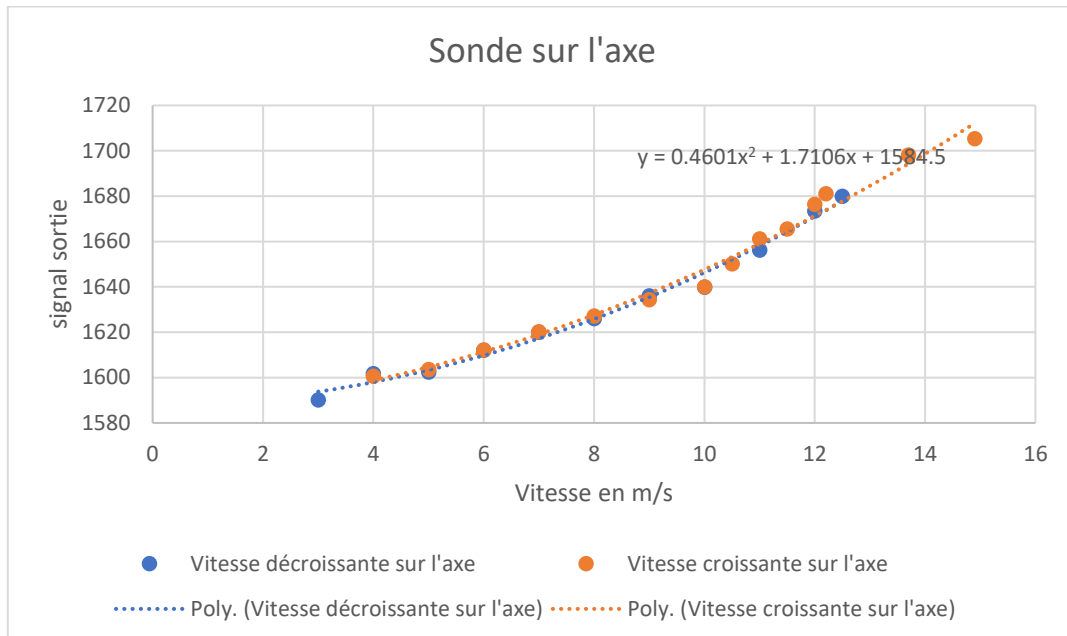


**Figure 4. 4 (b) :** Représentation des signaux de sortie pour des vitesses croissantes dans les deux cas : Sonde sur l’axe et sonde sur le côté.

**Figure 4. 4 :** Représentation des signaux de sortie pour des vitesses croissantes et décroissantes : Sonde sur axe et sur le côté.



**Figure 4. 5 :** Représentation de la courbe de tendance des signaux de sortie pour une sonde sur le côté.



**Figure 4. 6 :** Représentation de la courbe de tendance des signaux de sortie pour une sonde sur l’axe.

### Interprétations

Nous remarquons que les courbes des pressions en fonction des vitesses sont semblables pour une position sur l’axe et sur le côté. Il est à noter que le comportement dynamique des courbes est presque identique avec la présence d’une erreur statique quasi-constante due à l’offset. Nous pouvons en conclure que les forces de compressibilité n’affectent pas la position de la sonde.

Puisque la relation entre la pression dynamique et la vitesse est représentée dans l’équation (4.3).

$$P_{dyn} = \frac{1}{2} \rho V^2 \tag{4. 3}$$

Nous allons alors, à partir des courbes de tendance, choisir la position avec le second terme le moins important. Dans notre cas, c’est bien la position sur l’axe qui est préférable.

## 4.2 Stabilité de la fusée

### 4.2.1 Notion de stabilité

Pour être stable, la fusée doit conserver la même attitude durant son vol en maintenant son axe longitudinal aligné le mieux possible avec la direction de sa vitesse. Autrement dit : Une fusée est stable si elle retrouve naturellement sa position initiale lorsque, pour une raison quelconque, elle se met en incidence [25].

Nous avons vu que la fusée durant son vol est soumise à la force de gravité appliquée au centre de gravité de la fusée (CdG), à la poussée, ainsi qu’à la résistance de l’air appliquée au centre de poussée aérodynamique (CPA). Le CPA est le point d’application des forces aérodynamiques. Le poids, la poussée et la traînée sont alignés avec le centre de Masse (CdM)

et ne font pas tourner la fusée autour d'elle-même. C'est donc la composante normale de la résistance de l'air (la portance) qui va créer un moment par rapport au CdM et faire tourner la fusée. La distance entre le CPA et le CdM est appelée Marge Statique (MS) ; elle représente le bras de levier de cette force de portance.

Il existe un lien entre la marge statique et la stabilité de vol de la fusée : Si MS est trop faible, les forces aérodynamiques s'exercent trop près du CdG (là où s'exerce la poussée) ou au-dessus et la moindre perturbation renverse la fusée : le vol est alors instable. Si, dans un autre cas, MS est trop importante, il n'y a pas de risque de renversement de la fusée, mais les forces sont si importantes qu'elles nuisent au bon vol de la fusée : le vol est surstable. Si la MS, dans un dernier cas, est conforme (Pour une bonne stabilité de la fusée la marge statique doit être supérieure à 1), la fusée est équilibrée : le vol est stable. Dans ce cas, le CPA doit être en dessous du CdG. Ces configurations sont montrées dans la figure (4.7).

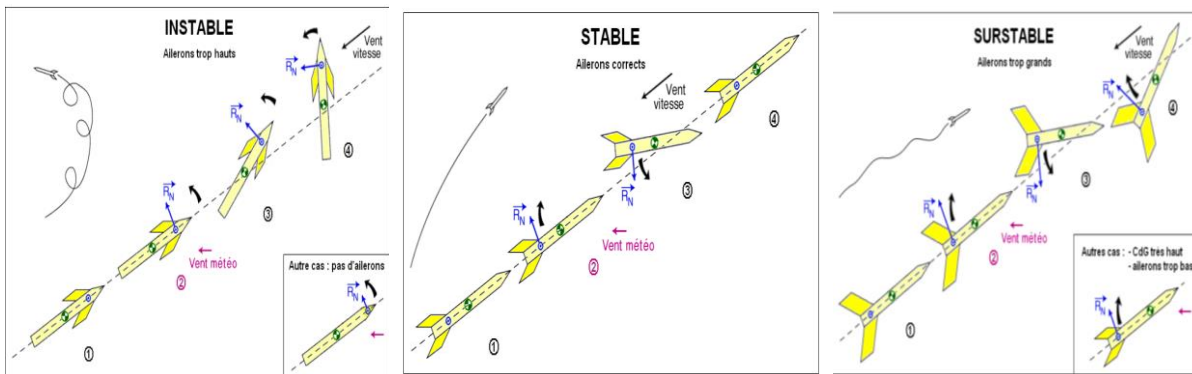


Figure 4.7 (a) : Fusée instable.

Figure 4.7 (b) : Fusée stable.

Figure 4.7 (c) : Fusée surstable.

**Figure 4. 7** : Configuration de la fusée du point de vue stabilité. [25]

La stabilité de la fusée dépend donc de la valeur du Moment de Portance qui se calcule comme suit :

$$M_p = F_{portance} \times MS. \quad (4. 4)$$

Pour un type de fusée comme le nôtre, la forme et la position des ailerons et de l'ogive jouent un rôle important sur la position du centre de poussée aérodynamique (XCPA) et sur le Gradient de Portance (Gp). Le Gradient de Portance (Gp) représente l'efficacité des ailerons. C'est la pente de la courbe donnant la portance en fonction de l'incidence.

## 4.2.2 Méthode de Barrowman

La méthode de Barrowman nous permet de calculer la valeur du Gp et du XCPA de la fusée à eau à partir des Gp et XCPA des éléments de la fusée (ogive, ailerons, autres parties tronconiques). Nous supposons que le corps de la fusée à eau n'exerce pas de Portance sur la fusée. Nous considérons, selon l'étude bibliographique [25], que :

- Le gradient de portance Total est égal à la somme des gradients de Portance.
- La position du centre de poussée total est la moyenne pondérée des CPA des éléments de la fusée par leur gradient de portance (barycentre).

Les équations de Barrowman donnent pour le cas général les équations (4.5) et (4.6)

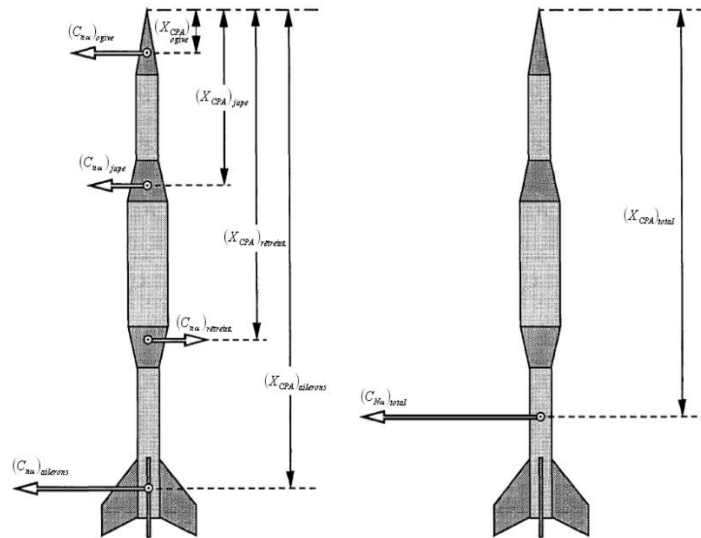
$$G_{p_{tot}} = \sum G_{p_i} \quad (4.5)$$

$$X_{CPA_{tot}} = \frac{\sum (X_{CPA_i} \times G_{p_i})}{\sum G_{p_i}} \quad (4.6)$$

Dans le cas particulier où les éléments qui composent la fusée en plus du corps, sont les ailerons et l'ogive, les équations sont données en (4.7) et (4.8).

$$G_{p_{tot}} = G_{p_{ogive}} + G_{p_{ailerons}} \quad (4.7)$$

$$X_{CPA_{tot}} = \frac{(X_{CPA_{ogive}} \times G_{p_{ogive}}) + (X_{CPA_{ailerons}} \times G_{p_{ailerons}})}{G_{p_{ogive}} + G_{p_{ailerons}}} \quad (4.8)$$

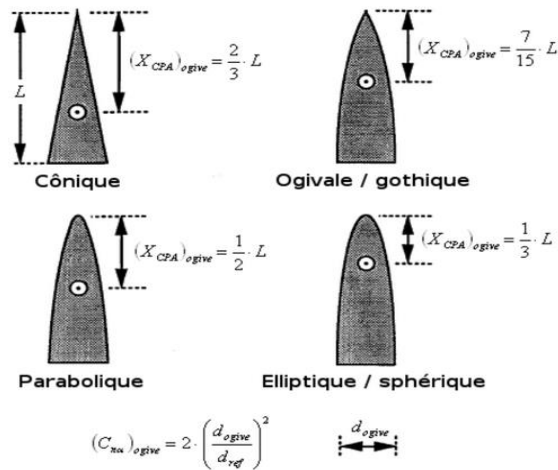


**Figure 4. 8:** Détermination de la position du centre de poussée aérodynamique et du Gradient de Portance de la fusée à partir de ses éléments [25].

### 4.2.3 Forme de l'Ogive

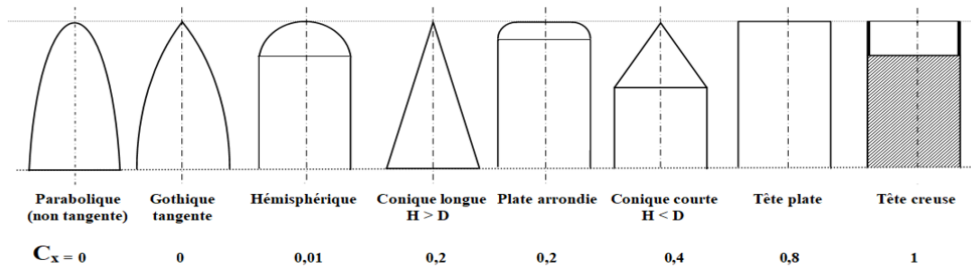
Il est important de déterminer la forme de la pointe-avant de tout véhicule se déplaçant dans un milieu fluide compressible (comme notre fusée). Cette ogive va avoir comme fonction d'embarquer toute l'électronique durant le vol ainsi que le parachute pour pouvoir récupérer la fusée après son apogée.

Dans les équations suivantes, L représente la longueur totale de la pointe, R le rayon de base de la pointe. y est le rayon en tout point x, ce dernier varie de 0 à L. Les équations définissent le profil bidimensionnel de la forme de la pointe avant [26]. On prend généralement comme diamètre de référence le diamètre à la base de l'ogive ( $d_{ref} = d_{ogive}$ ).



**Figure 4. 9 :** Position du centre de poussée aérodynamique et du Gradient de Portance selon la force de l'ogive [25].

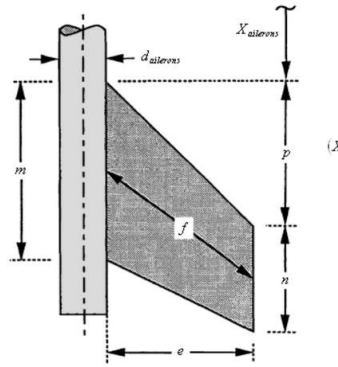
Dans un régime subsonique ( $M < 0.8$ ), la trainée de pression sur la pointe avant est négligeable quelle que soit sa forme. La trainée de frottement joue par contre un rôle important, qui dépend généralement de la surface mouillée, de la régularité de la surface et de la présence de discontinuité. En se basant sur la figure suivante, nous sommes amenés à choisir une ogive parabolique, étant plus adéquate à notre expérience.



**Figure 4. 10 :** Position du centre de poussée aérodynamique et le Gradient de Portance selon la force de l'ogive [27].

#### 4.2.4 Ailerons

Plusieurs formes d'ailerons sont envisageables. Dans le cas des ailerons trapézoïdaux, les données que nous recherchons sont données par la figure (4.11) et les équations (4.9), (4.10) et (4.11).



**Figure 4. 11** : Représentation d'un aileron trapézoïdal [25].

Le Gradient de poussée est donné par [25], la formule est donnée en (4.9).

$$G_p = \left(1 + \frac{d_{ailerons}}{2e + d_{ailerons}}\right) \frac{4Q \left(\frac{e}{d_{ref}}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2f}{m+n}\right)^2}}. \quad (4.9)$$

avec  $Q$  le nombre d' aileron et  $f$  donné par l'équation (4.10).

$$f = \sqrt{e^2 + \left(p + \frac{n-m}{2}\right)^2}. \quad (4.10)$$

Et la position du CPA est :

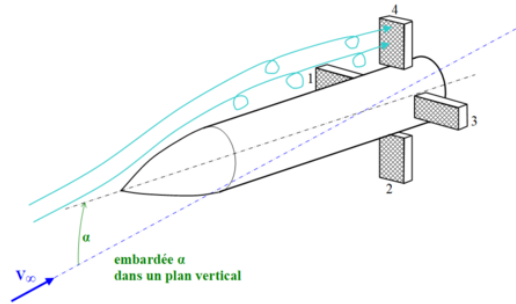
$$X_{CPA_{ailerons}} = X_{ailerons} + \frac{p(m+2n)}{3(m+n)} + \frac{1}{6} \left(m+n - \frac{m \cdot n}{m+n}\right). \quad (4.11)$$

Si les ailerons sont de forme quelconque, on ne peut appliquer directement les formules de Barrowman. Des méthodes approximatives de calcul existent pour déterminer le CPA et le  $G_p$ , néanmoins, il est préférable de passer par un simulateur afin de déterminer la stabilité des ailerons dans ce cas-là.

Au cours de notre dernier stage, nous avons vu que la stabilité de notre fusée pour des ailerons plans n'était pas optimale, les fusées manquaient beaucoup de stabilité. D'autres formes d'ailerons sont possibles tels que :

- Les ailerons « en formes » : Fabriqués par cartonnage, ils sont faciles à coller sur la jupe de la fusée à eau avec du ruban adhésif. Ils produisent la même portance que des ailerons plans.
- Panneaux cellulaires (montrés dans la figure (4.12)).
- Les ailerons « Multi-tubulaires » : Ce sont des ailes annulaires cylindriques isolées, elles produisent le double en portance que des ailes plates [28]. C'est donc cette

configuration que nous allons simuler afin de voir si elles sont plus stables pour notre fusée à eau.



**Figure 4. 12:** Fusée en incidence avec panneaux cellulaires [29].

#### 4.2.5 Simulation de la stabilité

Afin d'étudier la stabilité de la fusée, nous avons jugé que le logiciel le mieux adapté pour cette étude est « OpenRocket ». Il s'agit d'un simulateur pour modéliser et simuler de petites fusées conçues pour atteindre de basses altitudes et être récupérées par divers moyens. A l'aide de ce programme, nous réaliserons des simulations de notre conception avec plusieurs types d'ailerons et d'ailettes. Ce simulateur est « OpenSource » et contient toutes les fonctions nécessaires et de manière fiable. Il nous permet d'analyser tous les aspects au cours du vol. Les données de performance (telles que le centre de pression, le centre de gravité, l'altitude maximale, la vitesse maximale, la stabilité, etc.) obtenues sont en fonction du temps.

Pour évaluer la stabilité des logiciels de CFD tels que ANSYS Fluent ou SolidWorks peuvent être utilisés. La démarche sera la même que celle que nous avons utilisé pour étudier la tuyère. En effet, il faudra refaire les calculs pour chaque angle d'incidence ( $-20^\circ$  à  $20^\circ$ ) puis calculer les coefficients aérodynamiques et voir si la fusée a tendance à revenir à sa position d'équilibre ou à s'éloigner de celle-ci. Par contre, le temps de calcul de chaque cas est très long et l'étude peut nécessiter plusieurs mois, ce qui est impossible dans notre cas.

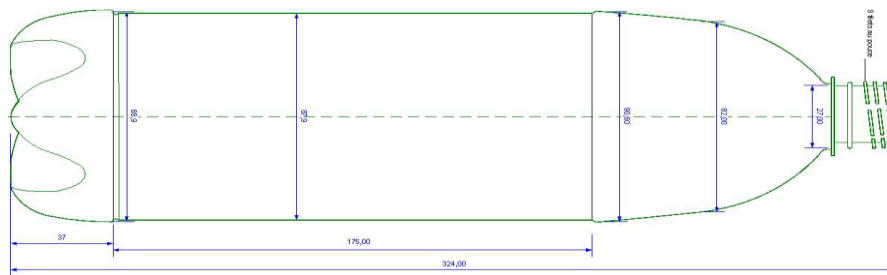
Avec OpenRocket, nous pouvons programmer des événements de vol avec des étapes et des déclencheurs d'événements. De plus, la rapidité d'obtention des résultats est très élevée comparée à des logiciels CFD. Nous avons réalisé quatre configurations d'empennage pour la fusée double étagée afin de voir laquelle nous donnera la meilleure stabilité :

- Les deux étages avec des ailettes plates représentées dans la figure (4.14).
- Les deux étages avec ailerons tubulaires représentés dans la figure (4.15).
- Premier étage avec ailettes plates, deuxième étage avec ailerons tubulaires en PVC représentés dans la figure (4.16) (Mixte 1).
- Premier étage avec ailerons tubulaires en aluminium (canettes soda), deuxième étage avec ailettes plates représentés dans la figure (4.17) (Mixte 2).

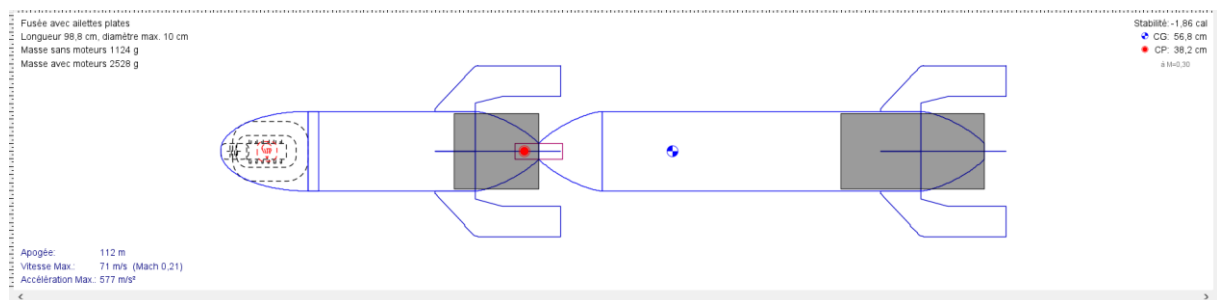
Pour les ailerons tubulaires, deux types ont été testés : des ailerons en PVC avec un diamètre de 30 mm, et le deuxième est formé de cannettes de soda (Feuilles d'aluminium) avec un diamètre de 60mm.

Les ailettes plates ont été réalisées en utilisant à la base du carton rigide, puis on rajoute du composite (Fibre de verre et Résine). Chaque étage possède quatre ailettes ou ailerons disposés à 90° l'un par rapport à l'autre.

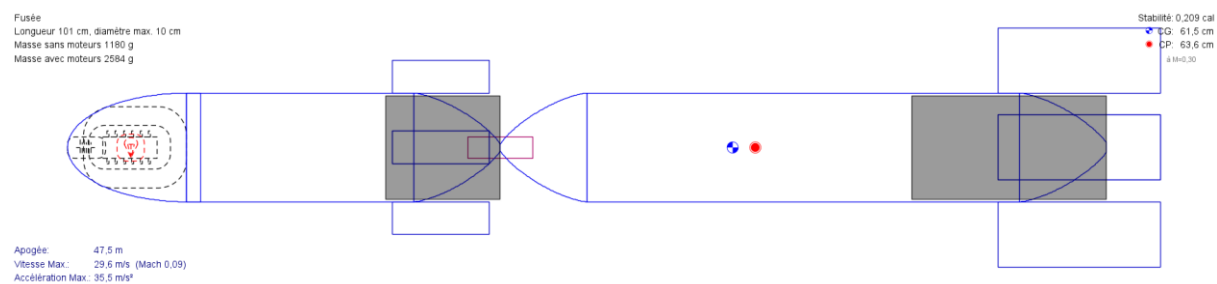
Notre fusée est constituée de bouteilles de Coca Cola de 1.75 L dont les dimensions sont représentées dans la figure (4.13). Les bouteilles sont en PET et nous avons considéré une masse volumique à  $1.4 \text{ g/cm}^3$ .



**Figure 4. 13 :** Dimensions bouteille Coca Cola 1.75L.

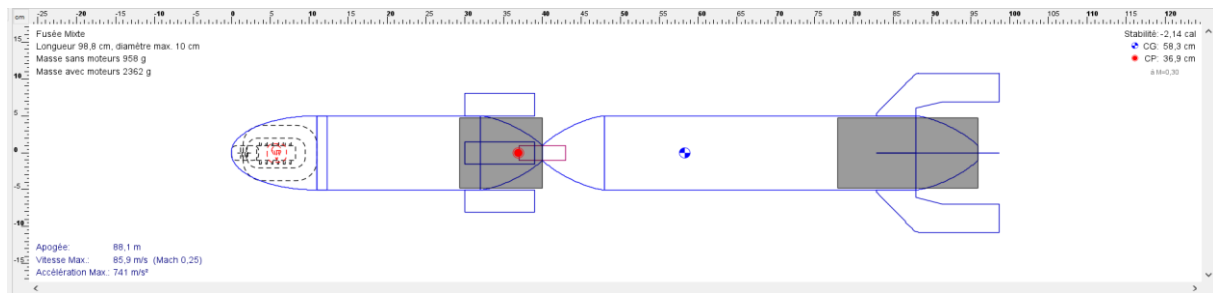


**Figure 4. 14 :** Fusée à eau deux étages à ailettes plates en carton et matériaux composites.

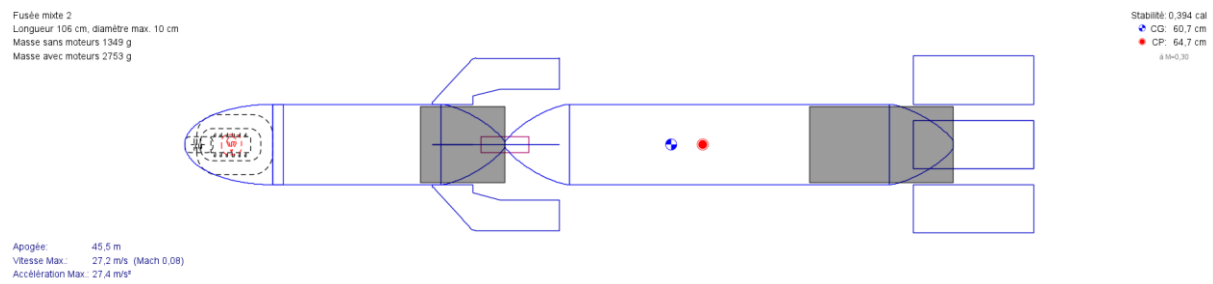


**Figure 4. 15 :** Fusée à eau deux étages à ailerons tubulaires (tubes Aluminium 1er étage ; tubes PVC 2eme étage).



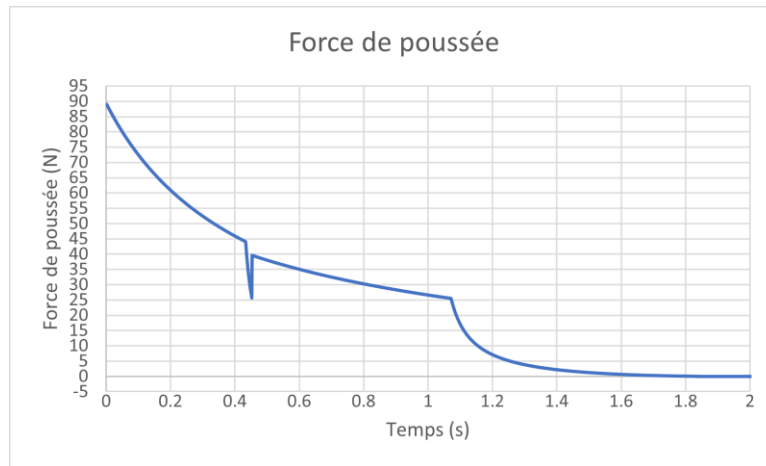


**Figure 4. 16 :** Fusée à eau deux étages (mixte 1) avec des ailettes plates sur le premier étage et des ailerons tubulaires en PVC pour le second.



**Figure 4. 17 :** Fusée à eau deux étages (mixte 2) avec des ailerons tubulaires en Aluminium pour le premier étage et des ailettes plates pour le second.

Nous avons pris en considération dans notre conception le poids de l'électronique et son support, du parachute et de chaque ailette ou aileron selon sa masse volumique. Nous avons aussi introduit le séparateur d'étage entre les deux bouteilles. La principale difficulté que nous avons rencontrée est le fait que, dans son utilisation courante, le logiciel « OpenRocket » utilise des moteurs commerciaux dont l'évolution de la poussée au cours du temps est fournie par le constructeur. Il ne contient pas, de ce fait, des moteurs constitués d'eau qui est notre carburant. Ayant trouvé la manière dont « OpenRocket » lit les fichiers donnant la poussée, nous avons eu l'idée pour solutionner le problème d'utiliser notre code de simulation pour fusée à eau multi-étages afin d'en extraire la courbe de poussée. Nous avons donc introduit dans notre simulateur les données de notre fusée : le volume de chaque étage et la quantité d'eau dans chaque étage, et nous avons lancé une simulation pour une pression de 8 bars. La simulation nous donne les valeurs de la force de poussée représentées dans la figure (4.18).



**Figure 4. 18** : Représentation de la force propulsive de la fusée à eau à deux étages au cours de son vol selon la simulation en langage C.

Nous avons sélectionné les valeurs de la première phase de poussée afin de l'introduire comme premier moteur dans OpenRocket, et le reste comme second moteur du deuxième étage. Pour ce faire, il faut écrire les valeurs dans un fichier \*.eng et le mettre dans le dossier où OpenRocket récupère des moteurs introduits par l'utilisateur. Il faut également rajouter des paramètres de définition de notre moteur qui sont : les dimensions (diamètre interne de la fusée, et hauteur de remplissage d'eau) de l'eau ainsi que la masse initiale.

```
FAE_8bars 95 180 P 0.85 0.852 Yasmine1
0 0
0.001 89.005272
0.002 88.799919
0.003 88.595528
0.004 88.392052
0.005 88.189507
0.006 87.987907
0.007 87.787201
0.008 87.587418
0.009 87.38855
0.01 87.190582
0.011 86.993477
0.012 86.797302
0.013 86.601982
0.014 86.407547
0.015 86.213974
0.016 86.021278
0.017 85.829422
0.018 85.63842
0.019 85.448265
```

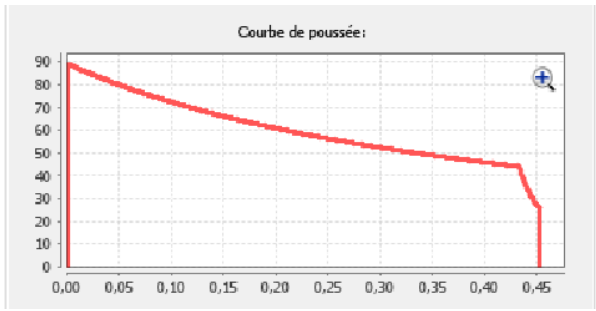
Moteur du 1<sup>er</sup> étage.

```
FAE_8bars 95 106 P 0.55 0.552 Yasmine2
0 0
0.001 39.59251
0.002 39.557522
0.003 39.522591
0.004 39.487713
0.005 39.452896
0.006 39.418148
0.007 39.383461
0.008 39.348835
0.009 39.314266
0.01 39.279755
0.011 39.245316
0.012 39.210926
0.013 39.176605
0.014 39.142345
0.015 39.108139
0.016 39.07399
0.017 39.039902
0.018 39.005878
0.019 38.971909
```

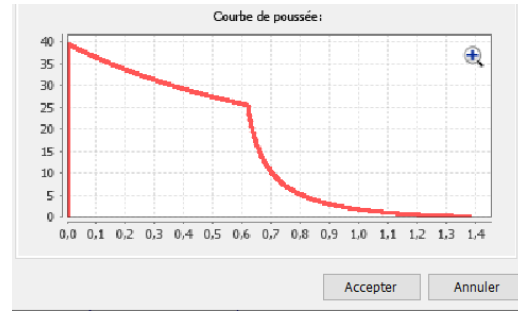
Moteur du 2<sup>ème</sup> étage.

**Figure 4. 19** : Valeurs de la force de propulsion divisées sur deux fichiers textes représentant chaque propulseur (supérieur et inférieur) de la fusée.

Une fois que cela est fait, nous allons retrouver ces moteurs dans la base de données du logiciel. Nous pouvons donc visualiser chaque moteur avec sa courbe de poussée comme montré dans la figure (4.20).



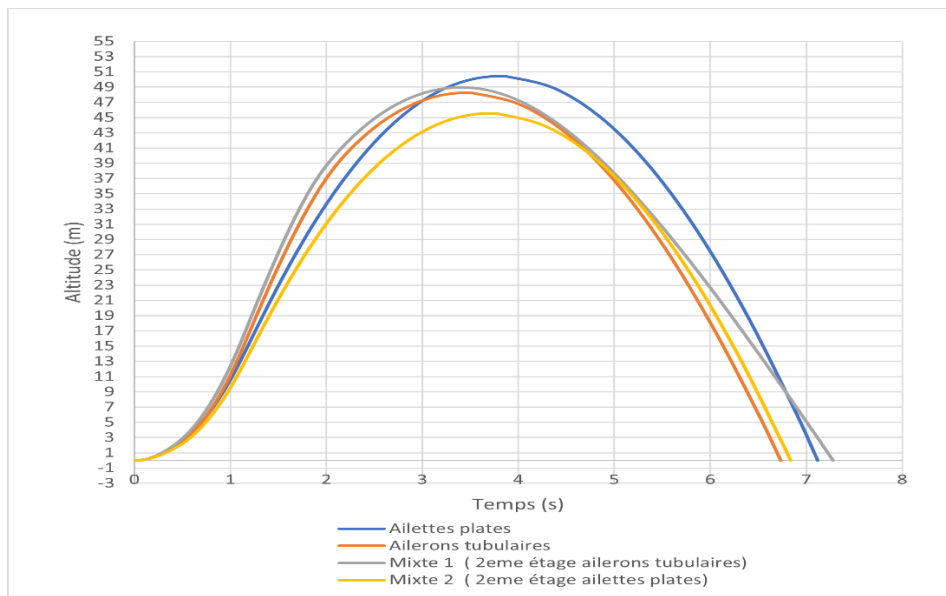
Moteur du 1<sup>er</sup> étage



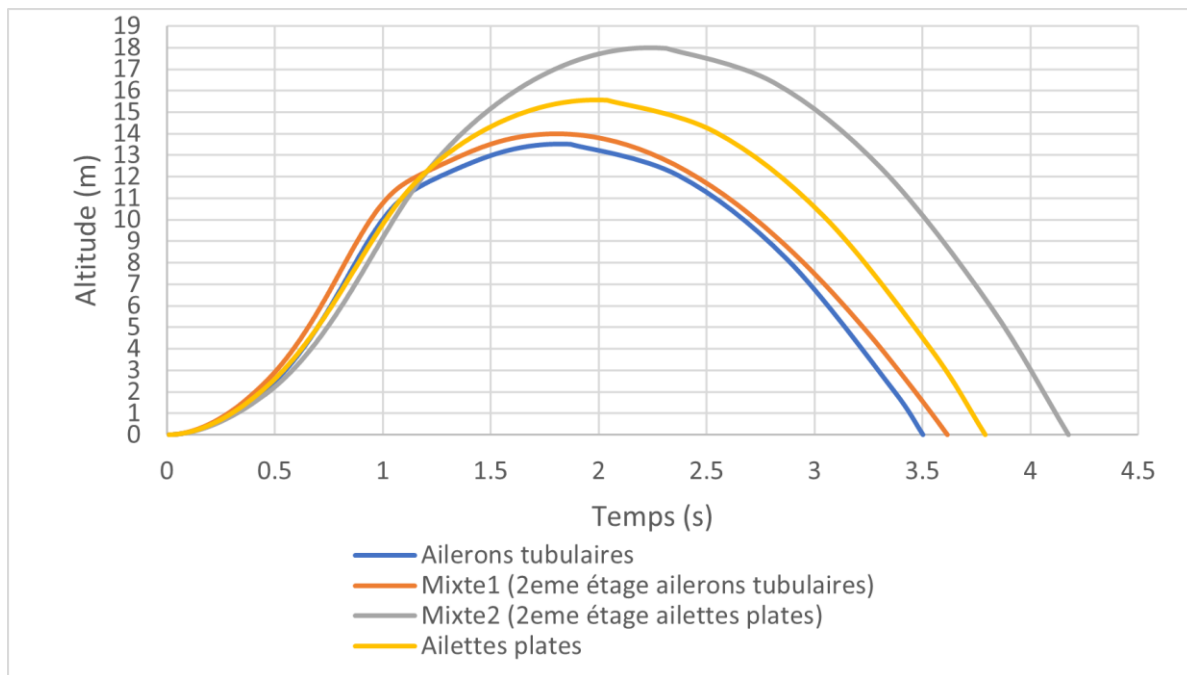
Moteur du 2<sup>ème</sup> étage

**Figure 4. 20 :** Apparition de la configuration des moteurs dans le logiciel « OpenRocket ».

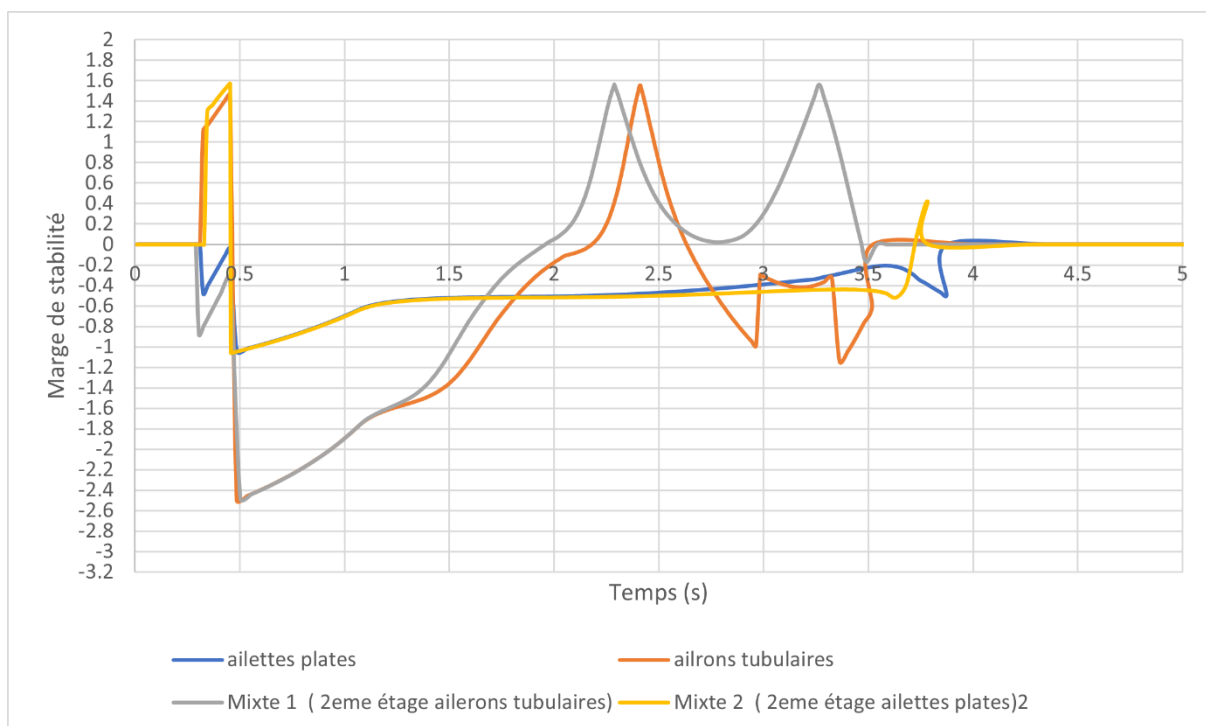
Nous allons considérer deux options durant la simulation pour chaque fusée à eau : une simulation sans vent, et une simulation avec du vent qui a une vitesse de 6 m/s. Nous étudions durant les simulations lancées l'altitude atteinte dans chaque cas ainsi que le calibre de la marge de stabilité. Nous avons représenté tous les cas dans la même figure à chaque étude afin de pouvoir comparer l'impact du changement de l'empennage sur chaque étage et son influence sur les performances de la fusée à eau. Les résultats sont représentés dans les figures de (4.21) à (4.27).



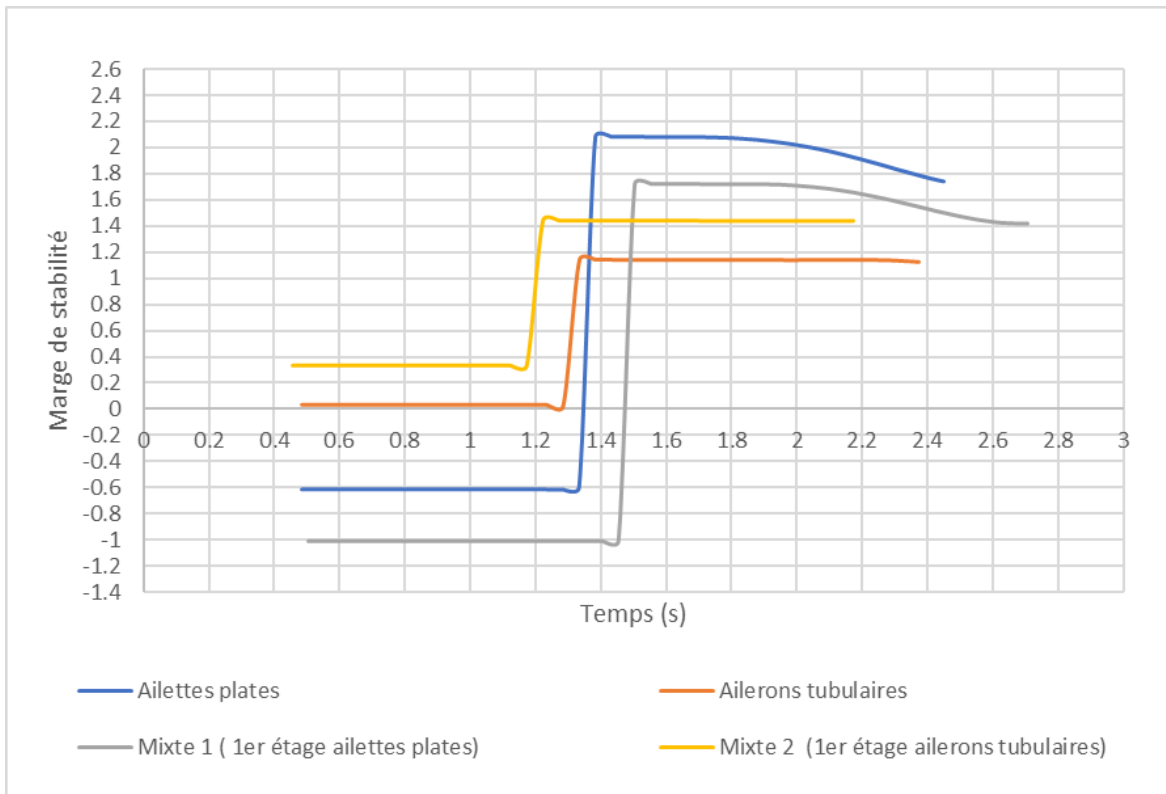
**Figure 4. 21 :** Altitude de la fusée à eau selon l'empennage dans un cas sans vent.



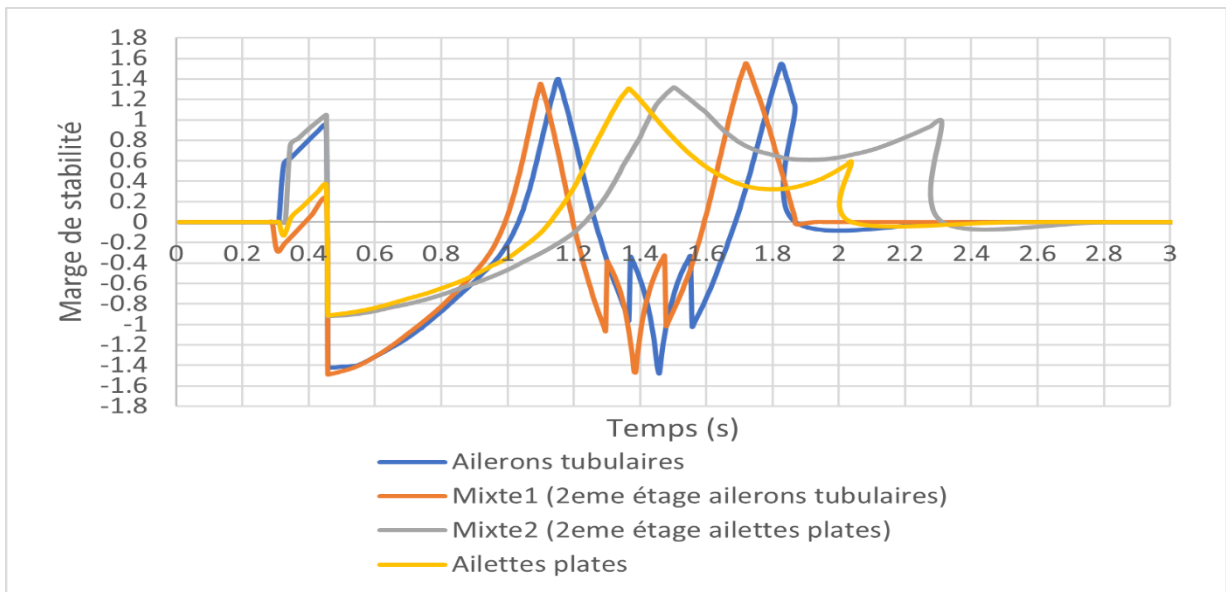
**Figure 4. 22 :** Altitude de la fusée à eau selon l’empennage dans un cas avec vent d’une vitesse de 6m/s.



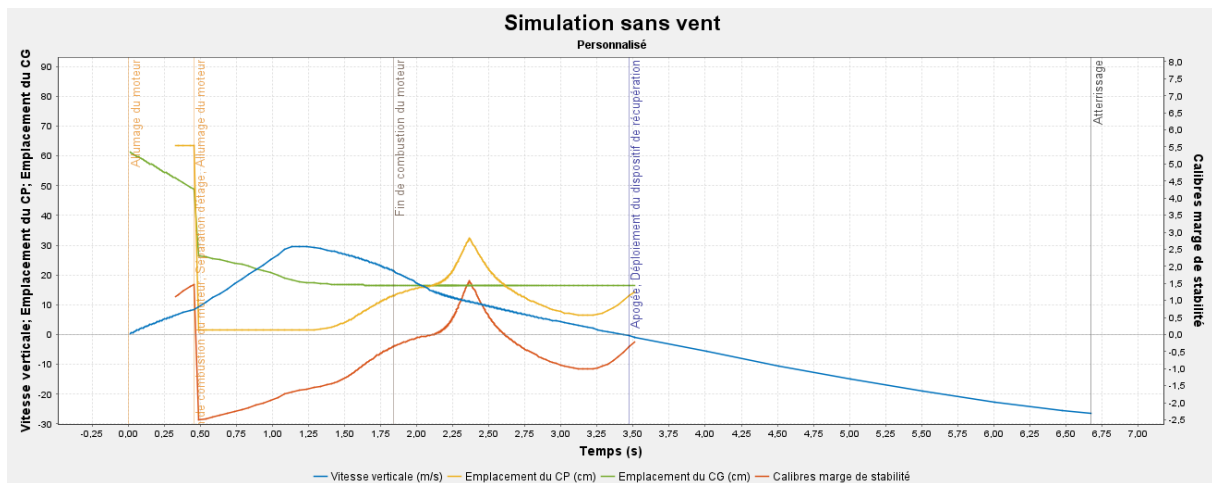
**Figure 4. 23 :** Calibre de la marge de stabilité du 2ème étage de la fusée à eau selon l’empennage dans un cas sans vent.



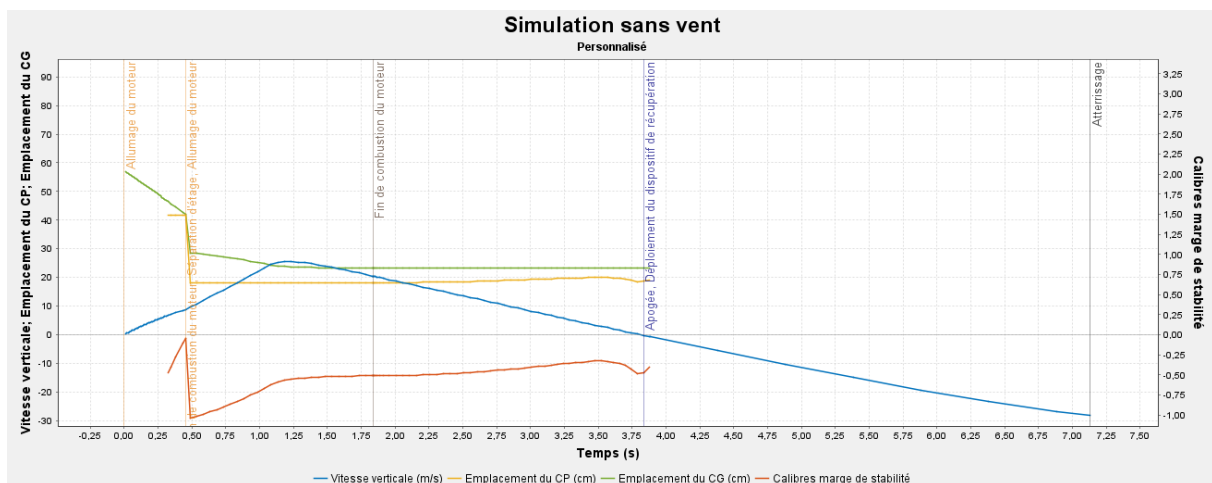
**Figure 4. 24 :** Calibres de la marge de stabilité du 1er étage de la fusée à eau selon l'empennage dans un cas sans vent.



**Figure 4. 25 :** Calibre de la marge de stabilité du 2ème étage de la fusée à eau selon l'empennage dans un cas avec vent d'une vitesse de 6m/s.



**Figure 4. 26 :** Calibres de la marge de stabilité, vitesse verticale, Emplacement du Centre de Poussée (CP) et emplacement du Centre de Gravité (CG) de la fusée à eau à ailerons tubulaires (F.T.T) pour le deuxième étage.



**Figure 4. 27 :** Calibres de la marge de stabilité, vitesse verticale, Emplacement du Centre de Poussée (CP) et emplacement du Centre de Gravité (CG) de la fusée à eau à ailettes plates (F.P.P) pour le deuxième étage.

### Interprétation des résultats

#### a) Comparaison entre la fusée à eau à ailerons tubulaires (F.T.T) et la fusée à eau à ailettes plates (F.P.P) :

Concernant l'altitude, on remarque que la fusée (F.P.P) atteint une plus grande altitude que la fusée (F.T.T). Ceci est dû à la traînée générée par l'empennage. En effet, la forme des ailettes plates étant plus aérodynamique, leur coefficient de traînée est inférieur à celui des ailerons tubulaires, ce qui freine moins la fusée.

La marge de stabilité est positive pour la fusée (F.T.T) pendant la première phase du vol. Comme la durée du vol avant séparation n'est que 0.5 s, on s'intéresse plus à la stabilité du deuxième étage. Nous constatons que le centre de poussée est situé plus haut que le centre de gravité. Dès la séparation des deux étages, la fusée est instable. En éjectant l'eau, le centre de gravité remonte vers la coiffe de la fusée, ce qui, à un certain moment améliore la stabilité. Plus la fusée monte sans propulsion, plus sa vitesse verticale

diminue (figures 4.25 et 4.26). Ceci va entraîner une baisse des forces aérodynamiques sur les ailettes et les ailerons. Le centre de poussée commence à reculer, jusqu'à dépasser le centre de gravité ce qui donne une stabilité à la fusée. Nous constatons que le même phénomène se produit sur les ailettes plates mais la stabilité est mauvaise durant tout le vol.

**b) Comparaison entre les deux fusées à eau mixtes : un étage avec ailerons tubulaires et l'autre avec des ailettes plates.**

Concernant ces deux configurations d'empennage, nous remarquons que lorsque les ailerons tubulaires sont au niveau du deuxième étage, l'altitude atteinte est plus grande dans un cas sans vent. Le contraire se produit lorsqu'il y a du vent. Dans les deux cas, c'est la fusée à ailettes plates au second étage et à ailerons tubulaires au premier étage qui a une meilleure stabilité.

**Conclusion**

A l'issue des résultats obtenus, nous pensons que les ailerons tubulaires faits en aluminium (canettes de soda) ont une meilleure stabilité. Les ailettes plates quant à elles, donnent moins de traînée ce qui permet d'atteindre de plus grandes altitudes. Nous suggérons d'opter pour une configuration avec ailerons tubulaires au premier étage et ailettes plates au second étage. Cette configuration, d'après les courbes étudiées, présente une meilleure stabilité au décollage du fait de la présence des ailerons tubulaires, et permettra d'avoir moins de traînée lors de la deuxième phase du vol du fait que les ailettes plates ont une meilleure pénétration dans l'air.

## **Chapitre 5 : Présentation de l'instrumentation.**



## **5.1 Introduction**

Le but de ce chapitre est de donner une description générale de la partie électronique du projet et de présenter le contexte dans lequel il s'inscrit. On présentera les notions fondamentales nécessaires pour la compréhension du sujet, des problématiques traitées et les objectifs. Enfin nous présenterons les éléments électroniques et informatiques qui composent notre projet et terminerons par la démarche adoptée pour réaliser notre travail.

## **5.2 Généralité sur l'instrumentation aérospatial**

L'instrumentation aérospatiale occupe une place primordiale dans l'exploration et l'étude des systèmes aérospatiaux depuis les premiers jours de l'aviation. Depuis le début du XXe siècle, les avancées dans ce domaine ont permis de recueillir des données essentielles pour comprendre les conditions de vol, analyser les performances des véhicules et améliorer la sécurité aérienne. L'instrumentation a joué un rôle crucial dans le développement des avions, des missiles, des satellites et des fusées, offrant des moyens de mesurer et de quantifier des paramètres tels que la pression atmosphérique, la température, la vitesse, l'accélération, l'altitude et bien d'autres grandeurs physiques.

L'importance de l'instrumentation aérospatiale réside dans sa capacité à fournir des données précises et en temps réel, permettant aux ingénieurs et aux scientifiques de prendre des décisions éclairées pour concevoir, tester et améliorer les systèmes aérospatiaux. Elle permet de valider les modèles théoriques, de détecter d'éventuels problèmes, d'optimiser les performances et de garantir la fiabilité des véhicules en vol. L'instrumentation aérospatiale est également cruciale dans le suivi des missions spatiales, la collecte de données scientifiques et l'exploration de l'univers.

Au fil des décennies, l'instrumentation aérospatiale a connu des avancées technologiques majeures, notamment dans le développement de capteurs miniaturisés, de systèmes de transmission de données sans fil, de techniques de mesure haute précision et de méthodes d'enregistrement et de traitement des données. Ces progrès ont permis d'obtenir des informations de plus en plus détaillées sur le comportement des véhicules aérospatiaux, ouvrant de nouvelles perspectives de recherche et d'innovation.

## **5.3 L'instrumentation d'une fusée à eau**

Ce projet vise à équiper une fusée à eau d'une instrumentation électronique polyvalente, offrant une multitude de fonctionnalités telles que la collecte de données en vol, la récupération de la fusée pour une réutilisation future. Dans le contexte spécifique d'une fusée à eau, les paramètres de vol essentiels comprennent l'altitude, la vitesse, l'accélération et l'orientation de la structure. L'analyse de ces données permettra d'étudier le comportement de la fusée et de confronter les résultats aux principes de la physique théorique.

Un autre aspect crucial de ce projet est le faible coût, ce qui permettra de rendre cette technologie plus accessible, en particulier dans les pays en développement où le domaine de l'aéronautique et de l'aérospatiale est en pleine expansion. L'objectif est de réaliser un système électronique abordable, afin de faciliter la reproduction de ce travail dans des environnements avec des ressources limitées. Cela permettra de contribuer à l'évolution de l'aérospatiale dans ces régions, ouvrant de nouvelles perspectives et favorisant le développement de compétences locales.

Il est également important de prendre en compte l'objectif de produire le système électronique en grande quantité pour en faire un kit. Cette considération devra être intégrée dès la phase de conception, en veillant à ce que le système soit à la fois fonctionnel, facile à fabriquer en série et adapté à une utilisation plus généralisée.

### **Intérêts de l'instrumentation de la fusée à eau**

L'instrumentation d'une fusée à eau présente de nombreux avantages significatifs. Tout d'abord, elle permet d'étudier le comportement de la structure pendant le vol et de confronter les observations aux principes de la physique théorique. De plus, l'un des aspects fascinants de ce projet réside dans l'inversement de l'effet d'échelle par rapport aux fusées conventionnelles. Contrairement aux fusées de plus grande taille, les fusées à eau subissent des contraintes plus importantes, notamment en ce qui concerne les accélérations.

Les accélérations rencontrées par une fusée à eau peuvent dépasser celles auxquelles sont soumises les véritables fusées, ce qui rend cette expérience d'autant plus intéressante. Cette inversion de l'effet d'échelle permet d'étudier et de comprendre les phénomènes physiques dans des conditions plus extrêmes, tout en restant dans un cadre expérimental plus accessible.

L'instrumentation d'une fusée à eau offre ainsi l'opportunité de relever des défis techniques et scientifiques passionnants. En mesurant et en enregistrant les paramètres de vol tels que les accélérations, l'altitude et la vitesse, nous pouvons explorer les limites de ces fusées à petite échelle. Cette expérience permet de se confronter à des contraintes plus élevées et de développer des solutions innovantes pour garantir le bon fonctionnement de la fusée et la sécurité de l'instrumentation.

## **5.4 Spécifications de l'instrumentation embarquée**

### **5.4.1 Problématique et objectif**

#### **Objectifs techniques**

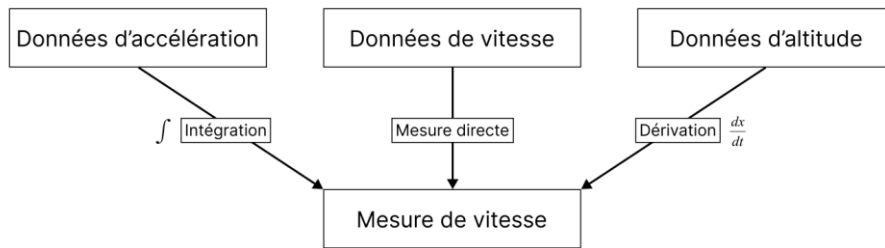
L'objectif technique de l'électronique est de développer une instrumentation fiable et abordable qui servira de plateforme pédagogique pour les utilisateurs du kit. Cette instrumentation comprendra une carte électronique intégrant des capteurs, des microcontrôleurs, des modules de communication, un module de récupération et une alimentation, tout en respectant les contraintes de poids et de taille imposées par la structure et le caractère embarqué de l'instrumentation. Le système devra atteindre deux objectifs distincts.

- Tout d'abord, il devra permettre l'acquisition de données tout au long du vol, les stocker dans un enregistreur de vol et les transmettre sans fil pour une analyse ultérieure afin d'évaluer les performances de la fusée. Les données pertinentes comprennent l'altitude, la vitesse, l'accélération et la vitesse angulaire sur les trois axes. Il est particulièrement intéressant d'étudier la variation de ces paramètres en fonction des différentes phases de vol, qui évoluent rapidement. Pour cela, les capteurs doivent être capables de prélever des données de manière ponctuelle à intervalles réguliers et à une fréquence élevée.
- Le deuxième objectif est la récupération de la fusée à l'aide d'un parachute qui sera libéré au moment approprié en actionnant un servo-moteur. La condition de déclenchement du système de récupération doit être sécurisée et fiable pour assurer la récupérabilité de la fusée. Il est essentiel de déterminer les paramètres pertinents pour établir la condition de libération du parachute.

Pour atteindre ces objectifs, il sera nécessaire d'étudier différents types de capteurs en tenant compte des contraintes telles que le poids, la taille, la consommation énergétique, le temps de réponse et la précision des données. De plus, le système devra être testé dans des conditions réelles de lancement pour vérifier son bon fonctionnement et son comportement face aux grandes accélérations.

### **Objectif pédagogique**

Le projet a un objectif pédagogique essentiel axé sur l'instrumentation et l'analyse des données de vol. Une des principales activités consiste à récupérer la valeur de la vitesse de la fusée de trois manières différentes, permettant ainsi de recouper les données obtenues et d'obtenir une analyse approfondie. Les participants auront l'opportunité d'explorer et de comprendre les principes fondamentaux de la mesure de vitesse en utilisant des techniques telles que la dérivation de l'altitude instantanée, l'intégration de l'accélération et la mesure directe à l'aide d'une sonde Pitot, par exemple. Chaque méthode offre des avantages et des limites spécifiques, et les participants pourront ainsi découvrir les différentes approches et leurs implications dans la mesure de la vitesse. En fournissant une manipulation d'instrumentation claire et structurée, le projet permet aux participants d'appliquer leurs connaissances théoriques, de développer leurs compétences techniques et d'approfondir leur capacité à analyser et interpréter les données. Cette approche pratique de l'apprentissage encourage l'exploration des différentes méthodes de mesure de vitesse utilisées dans le domaine aérospatial. Le schéma de mesure de vitesse par trois méthodes différentes est donné dans la figure (5.1).



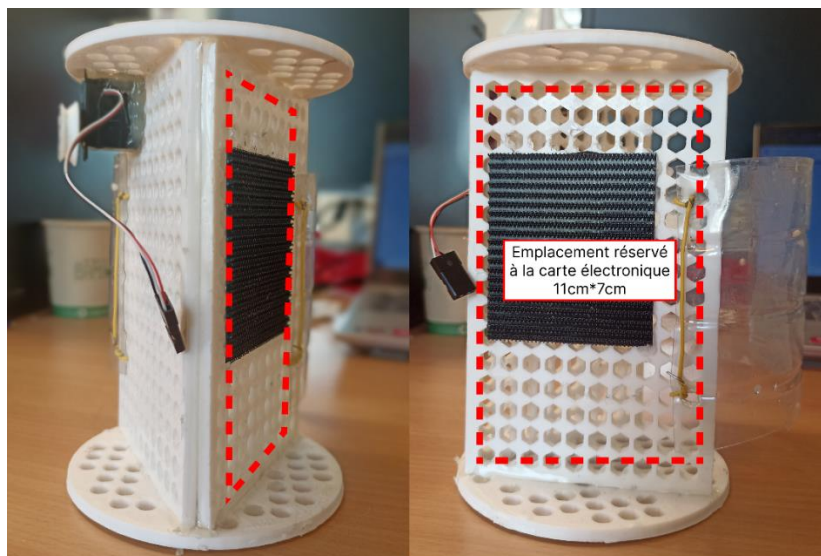
**Figure 5. 1 :** Schéma de mesure de vitesse par trois différentes méthodes.

### 5.4.2 Les contraintes

Ces contraintes doivent être prises en compte dans chaque étape du processus d'étude et de conception du système :

#### Contrainte de poids et de taille

L'instrumentation et son alimentation devront être les moins encombrantes possible et ainsi s'intégrer dans la structure interne de la fusée prévue à cet effet. La taille maximale de la carte se limite à  $11\text{cm} * 7\text{cm}$  et devra être la plus légère possible. Elle sera intégrée dans l'emplacement montré dans la figure (5.2).



**Figure 5. 2 :** Images de l'emplacement prévu pour l'électronique embarquée.

#### Fréquence d'acquisition des données

La fusée subit une accélération intense (de 10 à 15G) lors de son décollage, atteignant des vitesses allant jusqu'à plus de 170 km/h, sur une durée très courte. Il est essentiel de souligner que certaines phases du vol de la fusée, comme l'éjection de l'eau, durent moins de 250ms. Par conséquent, le système d'instrumentation doit être capable de réaliser des mesures à une période assez petite pour acquérir des données pertinentes et exploitables pour l'étude du comportement en vol de la fusée. La fréquence d'échantillonnage doit être supérieure ou égale à 20Hz pour garantir des mesures assez fiables faisant un compromis entre précision attendue et taille des données acquises. Cela signifie que le seuil de la période de mesure doit être inférieur ou égal

à 50ms. Cette contrainte est aussi imposée par la performance des capteurs disponibles pour garantir des mesures fiables et en temps réel.

### **La précision des mesures**

Les données acquises, doivent disposer d'une précision (résolution de la mesure) suffisante pour pouvoir analyser le vol.

### **Consommation énergétique**

Le système électronique embarqué doit consommer le moins d'énergie possible afin de réduire au minimum l'énergie embarquée dans la fusée et ainsi minimiser le poids de cette dernière. Cette contrainte dirige le choix des capteurs et du système de libération du parachute.

### **Taille mémoire RAM**

La contrainte de la taille mémoire disponible du microcontrôleur est très forte sur notre système embarqué. Le choix du format de données va impacter sur la taille nécessaire. La mémoire vive (RAM) est utilisée pour stocker les données du vol pour ensuite les transférer dans un système de fichier (mémoire Flash). Nous devons faire ainsi car le temps d'écriture des paquets de données (4Ko en général) sur la mémoire flash peut prendre plus de 50ms et risque de compromettre la périodicité des données acquises.

### **Simplicité de la carte électronique embarquée**

La simplicité de la carte est une contrainte à prendre en compte, compte tenu de l'esprit du projet en tant que kit accessible pour toutes et tous. Il est essentiel que la carte électronique soit facile à comprendre et à utiliser pour les utilisateurs du kit, même s'ils ont peu d'expérience en électronique. Une conception simple garantit une prise en main rapide et une utilisation sans difficulté. De plus, une carte électronique simple, facilite également la maintenance et le dépannage en cas de problèmes éventuels.

## **5.4.3 Les paramètres de vol à mesurer**

Les paramètres de vol de la fusée sont nombreux et nous ne pouvons pas tous les mesurer, c'est pour cela que nous nous sommes focalisés sur un certain nombre d'entre eux qui nous permettront d'étudier le comportement de la fusée en vol et de le confronter aux données fournies par le simulateur. C'est donc un bon moyen de vérifier l'exactitude de la théorie et des équations décrivant le comportement de la fusée en vol. Ces mesures serviront aussi à établir une ou des conditions sur le déclenchement du système de récupération car celui-ci doit être déployé au moment opportun de la phase de descente. Les paramètres de vol considérés dans ce projet sont les suivants :

### **L'altitude :**

La mesure d'altitude c'est la mesure de la hauteur ou l'élévation d'un objet par rapport à un point de référence spécifique, généralement le niveau moyen de la mer. C'est une mesure très importante dans l'industrie aérospatiale de manière générale car elle permet de déterminer la position verticale des avions, des satellites et d'autres véhicules aériens. Dans le cas de ce projet,

elle nous permettra de connaître la position verticale de la fusée par rapport à son point de lancement et notamment, de connaître l'altitude maximale atteinte par la fusée.

### **La vitesse**

La mesure de vitesse est une mesure cruciale dans le domaine de l'aérospatiale en générale, mais particulièrement dans ce projet, c'est une donnée très intéressante à relever. En effet, cela nous permet de connaître les efforts subis par la structure lors du vol mais aussi de distinguer les différentes étapes de l'ascension et de la descente de la fusée.

### **L'accélération**

La mesure de l'accélération revient à mesurer la variation de vitesse d'un objet par rapport au temps, c'est donc une dérivation de la vitesse. Dans l'industrie aérospatiale, la mesure de l'accélération est importante pour évaluer les performances des véhicules aériens, ainsi que pour le contrôle et la sécurité des vols. Dans notre cas, cette mesure nous permettra de connaître les forces d'accélérations subies par la fusée lors du vol, notamment l'accélération au décollage, qui est la plus importante. Pour mesurer cette grandeur, on utilise un accéléromètre qui détecte les variations de vitesse et les convertit en mesures d'accélération. Comme son nom l'indique, un accéléromètre est un capteur qui permet de mesurer l'accélération d'un corps auquel il est attaché. Il peut être composé d'un, deux ou trois axes suivant lesquels l'accélération est mesurée. Le principe d'un accéléromètre est basé sur la loi fondamentale de la dynamique.

### **La vitesse angulaire**

La mesure de la vitesse angulaire joue un rôle crucial dans le domaine de l'aérospatiale, permettant de quantifier la rotation et l'orientation d'un objet dans l'espace. Dans le contexte des fusées, cette mesure est particulièrement importante pour évaluer les mouvements de roulis, de tangage et de lacet, qui influencent la stabilité et la trajectoire du vol. Une connaissance précise de la vitesse angulaire permet de réaliser des manœuvres de rotation contrôlées, de maintenir une attitude désirée et d'effectuer des corrections en cas de perturbations, garantissant ainsi la sécurité et l'efficacité des missions aérospatiales.

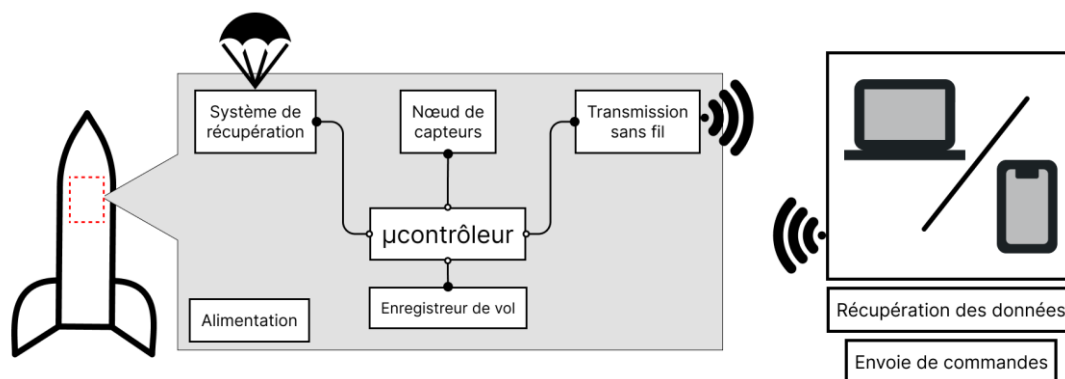
La mesure de la vitesse angulaire dans le domaine de l'aérospatiale est réalisée à l'aide de capteurs spécifiques appelés gyroscopes. Ces dispositifs détectent les changements d'orientation en mesurant les forces générées par la rotation, en utilisant des principes tels que l'effet Coriolis ou le principe de conservation du moment angulaire. Les gyroscopes sont conçus pour être sensibles, précis et réactifs aux mouvements de rotation, ce qui les rend essentiels pour la navigation, le contrôle d'attitude et la stabilisation des véhicules aérospatiaux.

## **5.5 Architecture du système électronique**

### **5.5.1 Introduction**

Afin de répondre aux objectifs du projet il faut concevoir une carte électronique qui intègre tous les capteurs, modules de communications, enregistreur de vol, système de récupération et alimentation nécessaires et ceci de la manière la plus optimisée possible et en répondant à toutes les contraintes imposées. Pour ce faire, il faut passer par plusieurs étapes de conception rigoureuses avant d'atteindre le résultat final. En d'autres termes, plusieurs itérations de cartes

de test ont été conçues et soumises à des essais en vol afin de confirmer le bon fonctionnement des tous les composants ainsi que leur bonne disposition à l'intérieur de la structure. La figure 5.5 illustre les principaux modules du système.



**Figure 5.3 :** Illustration récapitulative des modules du système embarqué.

### 5.5.2 Tâches à réaliser

Pour une meilleure organisation, nous avons au préalable listé les tâches à réaliser pour parvenir à la réalisation des objectifs de l'instrumentation de la fusée.

#### a. Conception du nœud de capteur :

- Évaluer et étudier les différentes options de capteurs.
- Effectuer des tests pour évaluer leurs performances dans des conditions réelles.
- Choisir le protocole de communication approprié entre les capteurs et le microcontrôleur

#### b. Réalisation de l'enregistreur de vol :

- Réaliser une évaluation précise des exigences de stockage en prenant en compte la fréquence d'échantillonnage des capteurs et la résolution des mesures, ainsi que la durée prévue du vol.
- Déterminer la meilleure méthode de stockage des données.

#### c. Réalisation d'un système de récupération fiable (parachute) :

- Déterminer les paramètres de vol à prendre en considération pour mettre en place la ou les conditions de libération du parachute.
- Assurer l'ouverture du parachute en mettant en place une sécurité en cas de dysfonctionnement des capteurs afin d'assurer la récupération de la fusée.

#### d. Réalisation d'un système de récupération des données sans fil :

- Choisir le protocole de communication adéquat pour la transmission des données récoltées vers un ordinateur/smartphone où elles pourront être traitées.
- Conception d'un programme permettant de collecter les données transmises sans fil depuis le système embarqué et de les arranger de manière structurée.

#### e. Design de la carte :

- Optimiser la disposition physique des composants sur la carte pour assurer l'efficacité globale du système. Cela comprend la gestion des connexions entre les capteurs, le

microcontrôleur et les autres composants, afin de garantir un flux fluide des signaux électriques sans interférence.

- Disposer les capteurs en tenant compte de la circulation d'air autour de ces derniers car cela peut avoir un impact significatif sur leurs performances et leur fiabilité lors du vol sachant que la fusée n'est pas hermétique.

#### **f. Alimentation du système :**

- Déterminer les exigences spécifiques en matière de tension et de courant pour chaque composant et pour le système dans sa globalité.
- Choisir la source d'alimentation appropriée tout en tenant compte des contraintes du projet.
- Déterminer la configuration de séparation d'alimentation liant approche énergie et sécurité.

### **5.5.3 Choix du matériel utilisé**

#### **Le microcontrôleur**

Le microcontrôleur retenu dans ce projet est le Mbed LPC1768 et ceci pour plusieurs raisons :

- Sa capacité de stockage est relativement importante. Il comprend 512 Ko de FLASH, 32 Ko de RAM.
- Il possède un nombre de pins importants comprenant les fonctionnalités qu'on recherche : GPIO, bus  $I^2C$ , PWM, sortie 3.3V.
- Sa taille assez compacte et son poids acceptable : 26.3x 53.3 mm / 10.7g.
- Possède un noyau ARM Cortex M3 hautes performances pouvant supporter de fortes accélérations et dépressurisations.
- Compilateur en ligne permettant à plusieurs personnes de travailler simultanément sur le même code facilitant ainsi le développement logiciel.

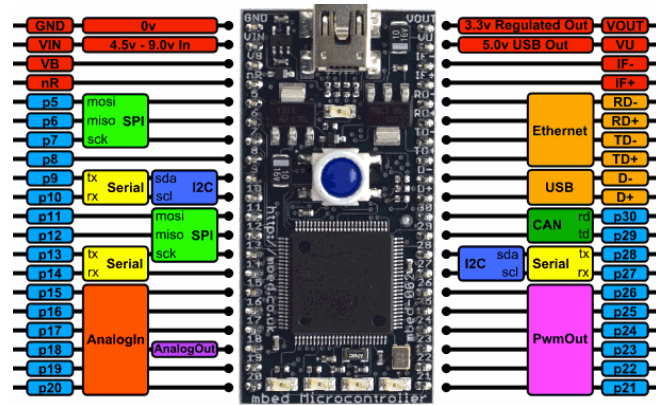
Un autre microcontrôleur a été envisagé mais finalement écarté pour les raisons suivantes :

- Le STM32L432KF, plus petit et compact certes mais il possède une capacité de stockage trop faible ce qui nous contraint à ajouter au système une mémoire externe ajoutant de ce fait du poids et de la complexité supplémentaire.

#### **Présentation et prise en main du Mbed LPC1768**

Les microcontrôleurs Mbed sont une série de cartes de développement de microcontrôleurs ARM conçues pour le prototypage rapide. Le Mbed LPC1768 en particulier est conçu pour le prototypage de toutes sortes d'appareils et il s'avère adéquat à notre application dans ce projet. Il est basé sur le NXP LPC1768, avec un cœur ARM Cortex-M3 32 bits fonctionnant à 96 MHz. Il comprend 512 Ko de FLASH, 32 Ko de RAM et de nombreuses interfaces, notamment Ethernet intégré, hôte et périphérique USB, CAN, SPI,  $I^2C$ , ADC, DAC, PWM et autres interfaces d'E/S. Nous pouvons voir ci-dessous l'emplacement de ces différentes interfaces :





**Figure 5. 4 :** Schéma entrée/sortie Mbed LPC1768.

Pour l'utilisation du microcontrôleur Mbed on utilise le compilateur en ligne **arm keil studio** (qui s'exécute directement sur n'importe quel navigateur). Il permet d'écrire des codes en C/C++, de les compiler et de les télécharger pour ensuite les exécuter sur microcontrôleur. Ces codes sont sauvegardés dans le cloud sous forme de projets et restent ainsi accessibles n'importe où tant qu'on est muni d'une connexion internet. Ceci facilite grandement l'échange entre élèves et enseignants.

## **Chapitre 6 : Etude et conception du système embarqué.**

## 6.1 Introduction

Dans cette section dédiée à l'étude et à la conception du système électronique, nous aborderons les aspects essentiels nécessaires pour atteindre les objectifs spécifiés précédemment. Ce chapitre se focalise sur la conception détaillée du système électronique, en prenant en compte les différentes contraintes, exigences et spécifications énoncées dans le chapitre précédent. L'objectif est de développer une solution qui répond de manière optimale aux besoins du projet, en assurant des performances fiables et une intégration harmonieuse des composants.

## 6.2 Les capteurs

Dans cette section, nous nous pencherons sur l'étude et les tests des capteurs utilisés dans le système. L'objectif est d'analyser en détail les capteurs sélectionnés et leurs caractéristiques et de les soumettre à des tests rigoureux pour évaluer leur performance et leur adéquation aux besoins du projet.

### 6.2.1 Altimètre

Pour effectuer la fonction d'altimètre nous avons utilisé un capteur de pression barométrique qui renvoie une mesure de pression absolue que nous convertissons en altitude grâce à une fonction implémentée sur le microcontrôleur.

#### a. La pression et l'altitude

La variation de pression atmosphérique en fonction de l'altitude est un phénomène bien établi. En effet, à mesure que l'altitude augmente, la pression atmosphérique diminue. Cela est dû à la diminution de la quantité de molécules d'air présentes dans une colonne d'atmosphère donnée à mesure que l'on s'élève dans l'atmosphère. C'est ce phénomène qui nous permet de déduire l'altitude à partir d'une mesure de pression.

On utilise la formule mathématique (6.1) qui propose une modélisation simplifiée de la variabilité de l'altitude en fonction de la pression pour des altitudes allant de 0 à 11 000m [30].

$$Alt = z - z_1 = 44330.8 \times \left( 1 - \left( \frac{p}{p_1} \right)^{0.190289} \right) \quad (6.1)$$

*Alt* : Altitude relative (m).

*z* : Altitude correspondant à la pression *p* (m).

*z<sub>1</sub>* : Altitude correspondant à la pression *p<sub>1</sub>* (m).

Cette formule nous permet donc de déduire l'altitude à partir de la pression atmosphérique. Cette altitude est relative à une référence qui représente l'altitude à pression *p<sub>1</sub>*.

## b. Le capteur de pression BME280

### Présentation du capteur



**Figure 6. 1 :** Photo du capteur de pression BME280.

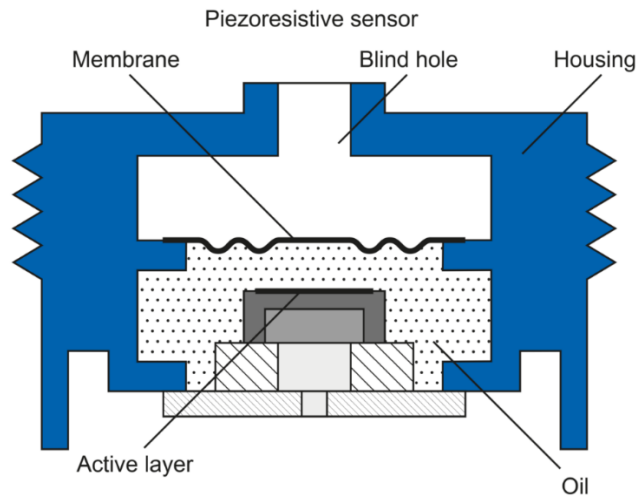
Le capteur BME280 est un capteur bas coût de pression absolue, d'humidité relative et de température développé par Bosch Sensortec. Dans le cadre de notre projet, nous l'utilisons pour mesurer la variation de pression lors du vol de la fusée. Il offre une solution intéressante pour notre application car il offre une précision et une résolution élevée par rapport au même type de capteur sur le marché pour une basse consommation d'énergie, il comprend également une interface de bus série  $I^2C$ . Ce capteur intègre une fonctionnalité de compensation en température qui permet d'obtenir des mesures plus précises de la pression atmosphérique. Il possède également un filtre IIR permettant de lisser les mesures et de réduire le bruit [31].

**Tableau 6. 1 :** Tableau récapitulatif des caractéristiques pertinentes du capteur BME280.

Paramètres	Min	Typique	Max	Unité
Tension d'alimentation	1.71	1.8	3.6	V
Courant	-	714	-	$\mu A$
Plage de fonctionnement	-40	25	85	$^{\circ}C$
	300		1100	hPa
Résolution	-	0.18	-	Pa
	-	0.01	-	$^{\circ}C$

### Principe de fonctionnement

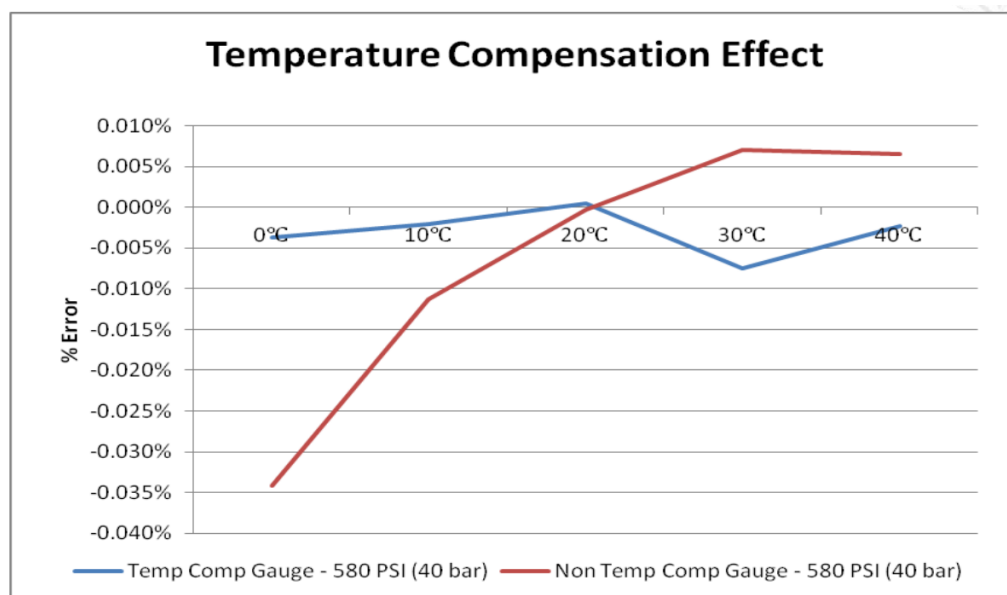
Le capteur BME280 utilise un élément de détection piézorésistif pour mesurer la pression atmosphérique. L'effet piézorésistif est un phénomène où la résistance électrique d'un matériau varie en réponse à une contrainte mécanique appliquée. Lorsque le matériau est soumis à une contrainte, sa structure cristalline est modifiée, ce qui entraîne une modification de la conductivité électrique et donc de la résistance. Cet effet est largement utilisé dans les capteurs de pression, où la variation de résistance est mesurée pour quantifier la pression appliquée [32]. La figure 6.2 illustre la technologie utilisée dans ce type de capteur.



**Figure 6. 2 :** Technologie du capteur de pression piézorésistif [33].

### c. Compensation en température

Les effets de la température ont tendance à avoir le plus grand impact sur la précision de la mesure de la pression. Les effets de la température influent directement sur le capteur de pression et l'ensemble des circuits utilisés pour la mesure. Des capteurs de pression numériques utilisent des circuits électroniques qui fournissent un signal de sortie analogique proportionnel à la pression d'entrée. Il y a trois facteurs dans un capteur qui sont touchés par les changements de température de l'environnement : la tension de sortie à pression zéro, la sensibilité à la pression portée et de la résistance du pont. Les capteurs de température compensée utilisent des techniques pour corriger et minimiser l'impact des changements de température sur ces facteurs [34]. La figure 6.3 illustre la différence entre un capteur compensé (en bleu) et non compensé (en rouge).



**Figure 6. 3 :** Comparaison entre capteur compensé et non compensé [34].

Pour compenser cet effet, le BME280 utilise le capteur de température intégré pour appliquer une correction aux mesures de pression. Cette compensation permet d'obtenir des mesures plus précises et plus fiables de la pression atmosphérique, en tenant compte des fluctuations de température. C'est pour cette raison qu'il faut toujours s'assurer que le capteur de température est actif lors des expériences afin d'avoir des valeurs de pression correctes [35].

### Précision et temps de réponse

Le capteur de pression doit être réactif pour fournir des mises à jour d'altitude aussi rapidement que possible. Il est donc essentiel de réduire le temps de réponse pour obtenir une mesure actualisée rapidement. Cependant, il est important de noter que l'augmentation de la fréquence de mesure peut entraîner une diminution de la précision. Ainsi, il est nécessaire de trouver un compromis entre le temps de réponse et la précision pour parvenir à une configuration optimale. L'objectif est de trouver le bon équilibre afin d'obtenir des mesures précises tout en maintenant un temps de réponse adéquat.

Le BME280 offre deux paramètres clés, à savoir l'« oversampling » et le filtre IIR, qui permettent de calibrer la précision du capteur. En fonction de la configuration choisie, ces paramètres déterminent également le temps de réponse du capteur.

### Oversampling

L'« oversampling » ou suréchantillonnage est une méthode qui consiste à prendre une série de mesures en succession rapide et à en faire la moyenne. C'est cette moyenne qui est ensuite retournée par le capteur. Ainsi, s'il y a un bruit aléatoire dans la mesure, le bruit est moyen et cela permet de fournir des données plus précises mais plus l'« oversampling » est élevé plus le temps de réponse du capteur augmente.

### Filtre IIR

Le filtre IIR est un type de filtre numérique qui permet de lisser les mesures et de réduire le bruit de mesure en utilisant des coefficients de rétroaction pour combiner les échantillons actuels et précédents. Le BME280 dispose d'un filtre IIR interne qui peut être configuré avec différents coefficients de filtrage. Il réduit efficacement la largeur de bande des signaux de sortie de température et de pression et augmente la résolution des données de sortie à 20 bits. La sortie du filtre est définie par la formule (6.2).

$$Data_{out} = \frac{data_{n-1} \times (filter_{coefficient} - 1) + data_n}{filter_{coefficient}} \quad (6.2)$$

***data<sub>out</sub>** : Donnée renvoyée par le capteur*

***data<sub>n-1</sub>** : Ancienne donnée provenant du filtre*

***filter\_cofficient** : Coefficient du filtre choisi*

Lors de l'utilisation du filtre IIR, le temps de réponse du capteur dépend du coefficient de filtrage sélectionné tel que plus le coefficient est élevé plus le temps de réponse est long.

### Bruit de mesure (RMS noise)

Le RMS noise, également connu sous le nom de bruit quadratique moyen, est une mesure statistique utilisée pour quantifier le niveau de bruit d'un signal. Il représente la valeur efficace des variations aléatoires du signal par rapport à sa valeur moyenne. Plus le RMS noise est faible, plus le signal est propre et précis, tandis qu'un RMS noise élevé indique un niveau de bruit plus important et peut affecter la qualité et la fiabilité des mesures ou des signaux traités.

La documentation du capteur nous permet de connaître le bruit RMS typique pour différentes configurations de l'oversampling et du filtre IIR [31]. Nous en avons tiré ce qui se résume sur la figure 6.4.

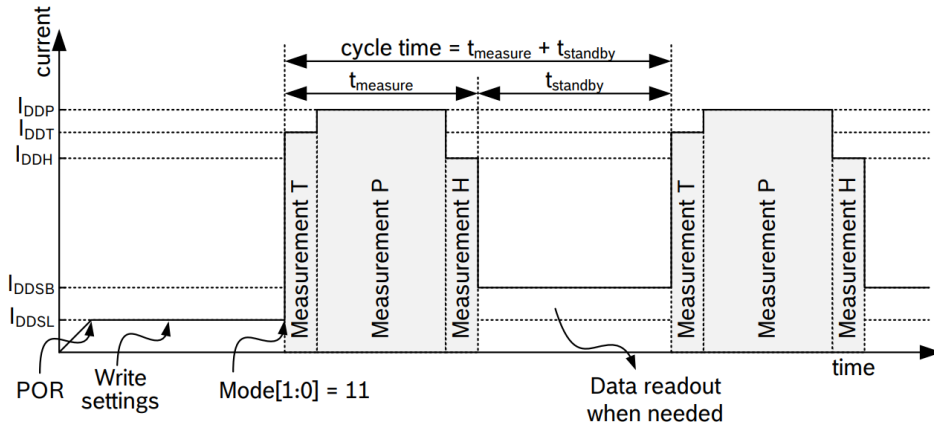
Typical RMS noise in pressure [Pa] at 25 °C					
Pressure / temperature oversampling setting	IIR filter coefficient				
	off	2	4	8	16
×1 / ×1	3.3	1.9	1.2	0.9	0.4
×2 / ×1	2.6	1.5	1.0	0.6	0.4
×4 / ×1	2.1	1.2	0.8	0.5	0.3
×8 / ×1	1.6	1.0	0.6	0.4	0.2
×16 / ×2	1.3	0.8	0.5	0.4	0.2

**Figure 6. 4 :** Tableau décrivant le bruit RMS pour différentes configurations du BME280 [31].

Le choix de ces deux paramètres s'est porté sur : **Oversampling x4** et un **coefficient filtre IIR = 2**. Cette configuration nous permet d'avoir une précision acceptable avec un bruit typique de 1.2 Pa tout en gardant un temps de réponse optimale.

#### d. Calcul du temps de réponse

Le capteur actualiser les 3 valeurs de pression, température et humidité au même moment à intervalle régulier. La fréquence de mise à jour de ces valeurs peut être calculé en utilisant les formules disponibles dans la datasheet du capteur. La figure 6.5 représente un cycle de mesure complet du BME280.



**Figure 6. 5 :** Cycle de mesure du BME280 [31].

La formule utilisée pour calculer de temps de mesure typique est montrée en (6.3).

$$t_{measure,typ} = 1 + [2 \times T_{oversampling}] + [2 \times P_{oversampling} + 0.5] + [2 \times H_{oversampling} + 0.5] \quad (6.3)$$

La documentation nous permet de calculer le temps de réponse maximal en utilisant une autre formule (6.4).

$$t_{measure,max} = 1.25 + [2.3 \times T_{oversampling}] + [2.3 \times P_{oversampling} + 0.575] + [2.3 \times H_{oversampling} + 0.575] \quad (6.4)$$

On tiendra compte de cette formule car il est préférable de prendre la valeur maximale possible pour être sûr d'avoir de nouvelles données lors de la lecture du capteur.

Le temps de réponse est obtenu par le formule suivante :

$$t_{réponse} = [t_{measure} + t_{standby}] \cdot n_{IIR} \quad (6.5)$$

$n_{IIR}$  : Coefficient multiplicatif dépendant du coefficient du filtre IIR choisi.

On remarque que le temps de réponse dépend du nombre de capteur actifs, de l'oversampling choisi et du coefficient du filtre IIR appliqué.

**Remarque :** Le temps de réponse étant dépendant du nombre de paramètre mesurés, nous désactivons la mesure d'humidité car elle n'est pas pertinente dans notre application.

En prenant compte de la configuration choisie pour l'oversampling et le coefficient du filtre IIR on obtient le temps de réponse suivant :

$$t_{measure} = t_{measure,max} = 13.325 \text{ ms} \sim 13.5 \text{ ms} \quad (6.6)$$

On prend  $t_{standby} = 0.5 \text{ ms}$ , qui représente la plus petite valeur.

On a  $n_{IIR} = 2$ , selon la documentation

$$t_{réponse} = [t_{measure} + t_{standby}] \cdot n_{IIR} = [13.5 + 0.5] * 2 = 28 \text{ ms} \quad (6.7)$$

#### e. Implémentation du calcul d'altitude

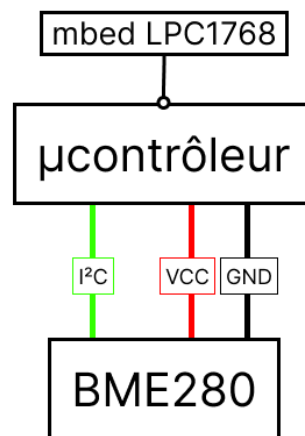
Le BME280 ne fournit pas directement de mesure d'altitude, celle-ci est calculée au niveau du microcontrôleur à partir des mesures de pression. Ce processus comprend deux étapes :



- Le calcul de la pression de référence  $P_{atm 0}$ , qui correspond à la pression à l'altitude zéro (altitude de référence). Avant le décollage de la fusée, cette valeur est obtenue en effectuant 100 mesures consécutives de pression, puis en en faisant la moyenne. Une fois  $P_{atm 0}$  calculée, elle est utilisée dans la formule de calcul de l'altitude.
- L'utilisation de la mesure de pression pour déduire l'altitude en appliquant la formule précédemment vue.

#### f. Test du capteur

Pour vérifier le bon fonctionnement du capteur, nous l'avons connecté au microcontrôleur via le protocole  $I^2C$  comme l'indique l'image (6.6). Le code intégré dans le Mbed récupère les données d'altitude toutes les 50 ms et les enregistre en mémoire. À la fin du test, nous extrayons les données pour les analyser en détail.



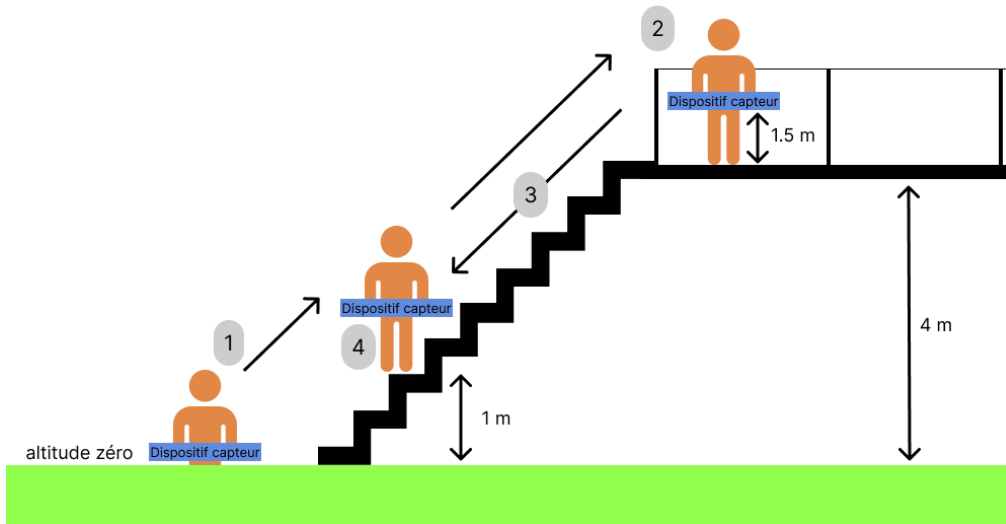
**Figure 6. 6 :** Schéma de branchement du BME280.

#### Protocole de test

Le but de ce test est de vérifier le bon fonctionnement du capteur et la fiabilité de la donnée d'altitude calculer en fonction de la mesure de pression. Nous avons donc procédé au test suivant :

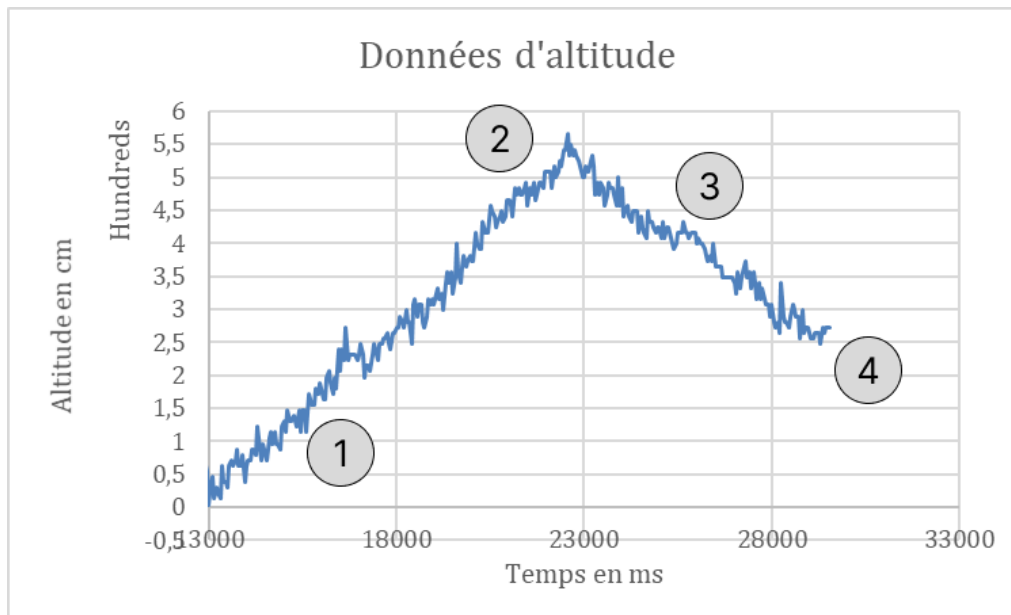
- 1- Se positionner au niveau du sol et calculer la pression initiale de référence de l'altitude zéro. Un fois que nous avons la référence, on commence à sauvegarder les données d'altitude au niveau du microcontrôleur.
- 2- Monter sur un balcon d'une hauteur de 4m par rapport à l'altitude référence (mesurer à l'aide d'un mètre linéaire) en tenant le dispositif à la main.
- 3- Redescendre à un niveau référence qui se trouve à 1 m de hauteur par rapporte à l'altitude référence.
- 4- Stopper l'enregistrement des données et leur récupération pour analyse.

La figure 6.7 illustre ces différentes étapes.



**Figure 6. 7 :** Protocole de test BME280.

Les données récoltées ont été analysées sous Excel et nous avons pu les modéliser dans la figure (6.8).



**Figure 6. 8 :** Données du test BME280.

On peut voir que les données du capteur sont bien cohérentes. Effectivement, on peut observer que l'altitude maximum est de 5.6m, elle représente bien la hauteur du balcon de 4m plus la 1.5m dû au fait que le dispositif a été tenu à la main au niveau du ventre (ce qui ajoute 1.5m de plus) avec une erreur de 15cm.

#### **g. Observation importante**

Au cours des tests, nous avons observé que lorsque le capteur était exposé au soleil, les valeurs d'altitude changeaient brusquement, alors que la hauteur réelle du dispositif restait la même. Cette observation peut s'expliquer par le fait que le capteur est compensé en température, et que l'exposition aux rayons du soleil entraîne une augmentation soudaine et abrupte de la

température. Cette perturbation de la température affecte les mesures de pression et, par conséquent, les valeurs d'altitude enregistrées.

## 6.2.2 Centrale inertielle (IMU)

Une centrale inertielle ou unité de mesure inertielle (Inertial Measurement Unit (IMU)) est un capteur qui contient typiquement un gyromètre pour mesurer la vitesse angulaire, un accéléromètre pour mesurer la force spécifique liée à l'accélération et un magnétomètre qui est souvent rajouté pour mesurer l'intensité du champ magnétique terrestre. Plusieurs paramètres caractérisent le comportement de ces capteurs tels que la sensibilité, la linéarité, l'étendu de mesure, la bande de fréquence, les dimensions, etc. Les accéléromètres, gyromètres et magnétomètres mesurent les données le long d'un seul axe (X : tangage, Y : roulis, Z : lacet). Afin d'obtenir des informations pour les trois axes, il faut intégrer trois composants de chaque type pour une IMU. Un capteur IMU typique est donc un système à 9 degrés de liberté (9 DoF) qui comprend trois accéléromètres, trois gyroscopes et trois magnétomètres.

Dans la suite, nous décrivons brièvement les technologies, les propriétés ainsi que les modèles de mesure des trois capteurs mentionnés précédemment.

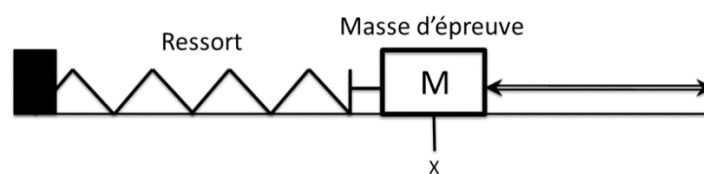
### Les accéléromètres

Le principe d'un accéléromètre est basé sur la loi fondamentale de la dynamique.

$$F = m \times a. \quad (6.8)$$

$$F : \text{force}(N), \quad m : \text{masse}(kg), \quad a : \text{accélération}(m/s^2)$$

En effet, un accéléromètre est équivalent à une masse  $M$  ( $m$ ) attachée à un ressort de raideur  $k$  qui est lui-même attaché à un repère fixe (voir Figure 6.9). Une force s'appliquant sur le boîtier de l'accéléromètre engendre le mouvement de la masse  $M$ . Par conséquent, une force de rappel s'applique aussi sur la masse pour la maintenir en place. En mesurant simplement le déplacement  $x$  de la masse  $M$  par rapport à son support, on peut déduire l'accélération subie par ce dernier à travers l'équation :  $F = ma = -kx$ . D'où  $a = -\frac{kx}{m}$ . Selon la technologie et le procédé de fabrication, les accéléromètres diffèrent et changent de caractéristiques. Il existe donc plusieurs techniques pour mesurer le déplacement du corps d'épreuve ainsi que pour transformer l'action de l'accélération sur le capteur en signal électrique. Nous pouvons distinguer les accéléromètres à détection piézoélectrique, piézorésistive, capacitive, etc [36]. La figure 6.9 représente le principe de fonctionnement d'un accéléromètre.

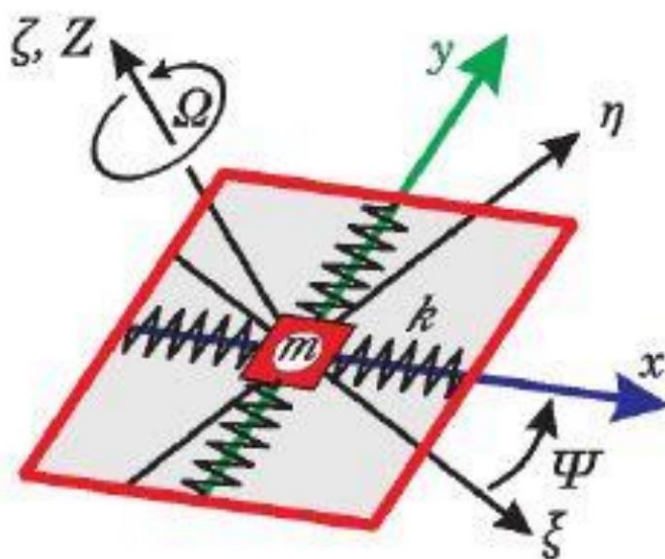


**Figure 6. 9 :** Principe de fonctionnement d'un accéléromètre [36].

**Remarque :** La mesure d'un accéléromètre est définie en  $m/s^2$ . Cependant, on normalise souvent le vecteur de gravité. Ainsi, les mesures fournies par l'accéléromètre seront données en  $g$ .

### Les gyromètres

Un gyromètre est un capteur inertielle qui mesure l'accélération de Coriolis d'un élément en vibration lorsqu'il subit un mouvement de rotation. Ce phénomène doit son nom à Gustave Gaspard de Coriolis (1792 – 1843) et correspond à l'accélération dans un repère inertielle d'un corps en rotation par rapport à un référentiel Galiléen. De même que pour un accéléromètre, un gyromètre MEMS peut être modélisé par un élément en suspension (cet élément pouvant être discret tel qu'une masse, ou continu tel qu'une corde) à deux degrés de liberté définis par deux axes perpendiculaires liés au repère du gyromètre (Figure 6.10). La masse oscille suivant l'axe  $x$  dit 'Drive-axis' à une amplitude fixe. Cela définit un mode de vibration 'primaire'. Lorsque le gyromètre subit une rotation selon l'axe  $z$ , cela entraîne un mode de vibration 'secondaire' résultant du couplage des deux mouvements liés à la vibration propre de la masse et au mouvement de rotation provoqué de l'extérieur. Une oscillation selon l'axe  $y$  est alors engendrée et son amplitude est mesurée par le gyromètre. Cette amplitude est proportionnelle à la vitesse de rotation de la masse [37].



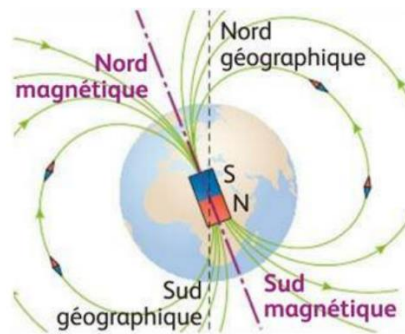
**Figure 6. 10 :** Principe de fonctionnement d'un gyromètre MEMS à une masse vibrante [37].

### Les magnétomètres

Un magnétomètre est un capteur qui sert à mesurer la direction et l'intensité du champ magnétique, en particulier, le champ magnétique terrestre. Il est largement utilisé dans le cadre d'études géologiques et de détection d'anomalies magnétiques. En mesurant le champ magnétique terrestre, le magnétomètre détermine son orientation par rapport au nord magnétique. Ainsi, attaché à un corps en mouvement, ce capteur permet de mesurer la projection du champ magnétique terrestre dans le repère mobile  $B$  lié au corps.

Le champ magnétique terrestre peut être assimilé au champ magnétique d'un dipôle d'un aimant à barre, comme le montre la figure (6.11). Les pôles magnétiques se trouvent sur l'axe

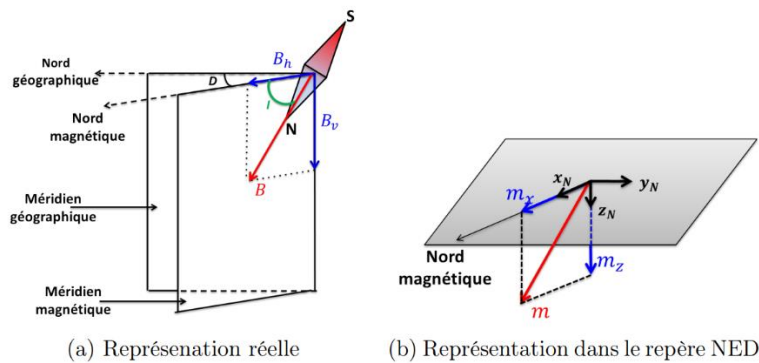
de rotation de la terre et se différencie par rapport aux pôles géographiques d'un angle appelé déclinaison. Cet angle varie tout au long de la surface de la terre et également dans le temps car l'axe du champ magnétique terrestre se modifie au cours du temps [36].



**Figure 6. 11 :** Champ magnétique terrestre [36].

L'inclinaison magnétique d'un lieu quant à elle, est définie par l'angle que font les lignes du champ magnétique terrestre avec l'horizontale. Selon la position sur la terre, le champ magnétique terrestre varie en termes de direction et intensité. Afin de les déterminer, des méthodes de représentation et de modélisation de ce champ peuvent être appliquées. Le modèle magnétique mondial (WMM) est souvent le modèle le plus utilisé pour calculer le champ magnétique, notamment en navigation [36]. Il propose une expression simplifiée du champ magnétique, représenté par le vecteur  $B$  dont les composantes sont données par (voir Figure 6.12)

- $B_h$ , la composante horizontale, nulle aux pôles magnétiques.
- $B_v$ , la composante verticale, dirigée vers le centre de la terre, par convention



**Figure 6. 12 :** Représentation du champ magnétique terrestre [36].

### a. Capteur LSM9DS0

Le capteur LSM9DS0 est un dispositif électronique avancé qui appartient à la famille des IMU (unités de mesure inertielle). Il est conçu pour mesurer avec précision l'accélération linéaire, la vitesse angulaire et le champ magnétique. Le LSM9DS0 intègre trois capteurs principaux : un accéléromètre à trois axes, un gyroscope à trois axes et un magnétomètre à trois axes. Ces capteurs travaillent ensemble pour fournir des informations détaillées sur les mouvements et l'orientation d'un objet dans l'espace tridimensionnel. L'accéléromètre mesure

les accélérations linéaires, le gyroscope détecte les taux de rotation et le magnétomètre identifie les champs magnétiques environnants [38].

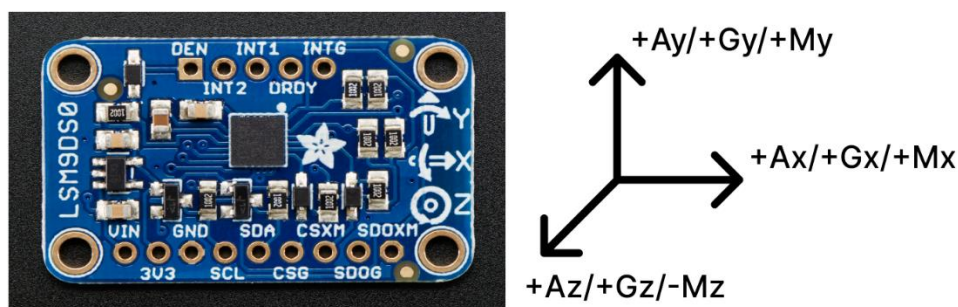
Le LSM9DS0 a une accélération linéaire à pleine échelle de  $\pm 2g/\pm 4g/\pm 6g/\pm 8g/\pm 16g$ , un champ magnétique à pleine échelle de  $\pm 2/\pm 4/\pm 8/\pm 16$  gauss et une vitesse angulaire de  $\pm 245/\pm 500/\pm 2000$  dps. Le LSM9DS0 comprend une interface de bus série  $I^2C$  prenant en charge les modes standard et rapide 100 kHz ou 400 kHz et une interface série standard SPI.

**Tableau 6. 2 :** Tableau récapitulatif des caractéristiques du capteur LSM9DS0 [38].

Paramètres	Condition	Min	Max	Unité
Tension d'alimentation	-	2.4	3.6	V
Courant consommé par l'accéléro et magneto	-	350	-	$\mu A$
Courant consommé par le gyro	-	6.1	-	mA
Résolution accéléromètre	$\pm 16$ g	-	0.732	mg/LSB
Résolution gyromètre	$\pm 2000$ dps	-	70	mdps/LSB
Résolution magnétomètre	$\pm 12$ gauss	-	0.48	mgauss/LSB
Offset typique à zero g	-	-	0.06	g
Offset typique à zero	$\pm 2000$ dps	-	$\pm 25$	dps

### Orientation des axes

La figure (6.13) représente l'orientation des différents axes de la centrale inertiel.



**Figure 6. 13 :** L'orientation des axes du LSM9DS0.

Tel que :

- $+Ax,+Ay,+Az$  : représentent les direction positives des accélérations suivants les 3 axes.

- $+G_x, +G_y, +G_z$  : représentent les direction positives des vitesses angulaires suivants les 3 axes.
- $+M_x, +M_y$ : représentent les direction positives des magnétomètres suivants les 2 axes x et y.
- $-M_z$  : représente la direction négative du magnétomètre suivant l'axe z.

**Remarque :** La direction du magnétomètre suivant l'axe z est inversée par rapport à ceux de l'accéléromètre et du gyromètre.

## **b. Unités de mesures**

### • **Accélération**

Les accélérations sont renvoyées par le LSM9DS0 sont en g. L'unité de mesure "g" est utilisée pour exprimer l'accélération et représente l'accélération gravitationnelle standard près de la surface de la Terre, équivalente à environ  $9,81 \text{ m/s}^2$ . Elle permet de quantifier une accélération en multiples de cette valeur de référence. Par exemple, une mesure de 2 g indique une accélération deux fois supérieure à l'accélération gravitationnelle. L'unité "g" est couramment utilisée dans divers domaines tels que l'ingénierie, la physique et l'aéronautique pour évaluer et comparer les niveaux d'accélération.

**Note :** Le terme "mg/LSB" fait référence à la sensibilité de l'accéléromètre, exprimée en milli(g) par unité de bit (LSB).

### • **Vitesse angulaire**

L'unité de mesure du gyromètre DPS (Degrees Per Second) est utilisée pour quantifier la vitesse angulaire. Elle représente le nombre de degrés de rotation par seconde autour d'un ou plusieurs axes. Cette unité est couramment utilisée dans des domaines tels que la navigation, la robotique et les jeux vidéo, où la détection précise de la vitesse angulaire est essentielle pour suivre et contrôler les mouvements.

**Note :** Le terme "mdps/LSB" fait référence à la sensibilité du gyromètre, exprimée en milli (degré par seconde) par unité de bit (LSB).

### • **Champ magnétique**

L'unité de mesure du magnétomètre est le gauss. Le gauss est utilisé pour quantifier l'intensité du champ magnétique. Il représente une unité de flux magnétique par unité de surface. Le magnétomètre mesure la force et la direction du champ magnétique terrestre ou d'autres sources magnétiques. L'unité gauss est couramment utilisée dans des applications telles que la navigation, la cartographie géomagnétique et la détection de champs magnétiques dans diverses industries.

**Note :** Le terme "mgauss/LSB" fait référence à la sensibilité du magnétomètre, exprimée en milli(gauss) par unité de bit (LSB)

### c. Configuration du capteur

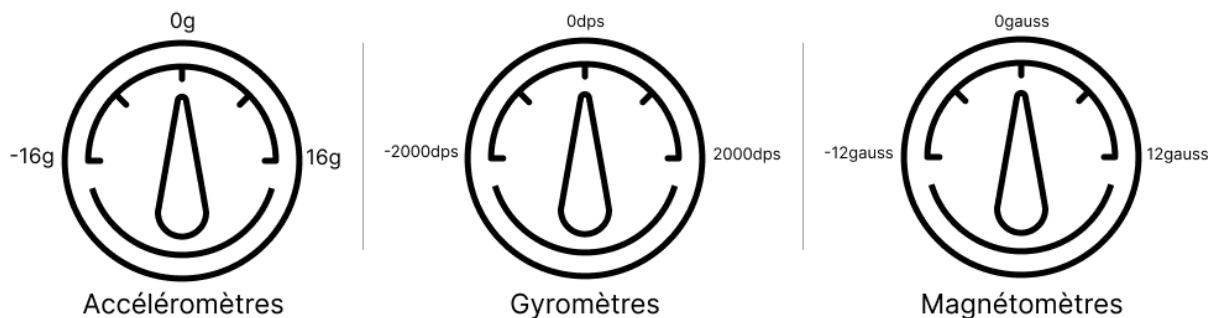
Afin d'utiliser au mieux le capteur, il faut configurer plusieurs paramètres en manipulant les registres adéquats que l'on trouve dans la documentation. Ces paramètres sont : la fréquence des mesures et l'échelle de mesure.

- **L'échelle**

Le LSM9DS0 est capable de mesurer l'accélération, la vitesse angulaire et le champ magnétique sur différentes plages de mesure. Il est important de choisir la plage appropriée en fonction des valeurs maximales auxquelles le capteur sera exposé. Sachant que notre simulateur génère des valeurs allant jusqu'à une dizaine de g pour l'accélération, il est préférable d'utiliser une plage de  $\pm 16g$  pour l'accéléromètre afin d'éviter la saturation du capteur en cas d'accélération élevées. Cette logique s'applique également au gyromètre et au magnétomètre, où il est préférable de choisir les plages de mesure les plus élevées.

Il convient de noter que choisir une plage de mesure plus élevée implique une perte de résolution car le même nombre de bits est utilisé pour représenter la valeur mesurée. Ce facteur doit donc être pris en compte. Selon la documentation :

- On configure l'accéléromètre avec une échelle de  $\pm 16g$  , il offre alors une résolution de  $0.732 \text{ mg/LSB}$
- On configure le gyromètre avec échelle de  $\pm 2000dps$ , il offre alors une résolution de  $70 \text{ mdsp/digit}$ .
- On configure le magnétomètre avec une échelle de  $\pm 12 \text{ gauss}$ , il offre alors une résolution de  $0.48 \text{ mgauss/LSB}$



**Figure 6. 14 :** Echelles configurées pour le IMU.

- **La fréquence de mesure**

La programmation de la fréquence de mesure est possible en manipulant les registres appropriés décrits dans la documentation. Étant donné que la fréquence d'acquisition des données est limitée à  $20Hz$ , il suffit de sélectionner une fréquence de mesure supérieure à  $20Hz$ . Ainsi, le capteur peut être programmé pour actualiser les données de l'accéléromètre et du magnétomètre à une fréquence de  $100Hz$ , et les données du gyroscope à une fréquence de  $125Hz$ .



### 6.2.3 Sonde Pitot

La sonde Pitot est un dispositif couramment utilisé en aéronautique et en ingénierie aérospatiale pour mesurer la vitesse de l'air [39]. Elle tire son nom du physicien français Henri Pitot, qui l'a inventée au XVIII<sup>e</sup> siècle. La sonde Pitot se compose d'un tube ou d'une tuyère qui est exposé au flux d'air lorsqu'il est monté sur un avion, un véhicule ou un autre objet en mouvement. Lorsque l'air s'écoule sur la sonde, la différence de pression entre la partie avant (point d'impact) et la partie arrière (point de référence statique) permet de déterminer la vitesse de l'air. Cette mesure est possible grâce à la loi de Bernoulli, qui établit une relation entre la pression et la vitesse d'un fluide en écoulement. La sonde Pitot est utilisée dans de nombreux domaines, tels que l'aérodynamique, la météorologie, l'aviation et la recherche en ingénierie. Elle fournit des informations essentielles sur la vitesse de l'air, qui est un paramètre crucial pour le pilotage des avions, la conception de véhicules aérodynamiques et d'autres applications nécessitant des mesures de vitesse précises.

#### a. Principe de fonctionnement

Le principe de fonctionnement de la sonde Pitot repose sur la mesure de la différence de pression entre la partie avant et la partie arrière de la sonde exposée au flux d'air. La sonde est constituée d'un tube ou d'une tuyère dont l'extrémité avant est orientée vers le flux d'air (point d'impact) et l'extrémité arrière est reliée à un point de référence statique (point de référence). Lorsque l'air s'écoule sur la sonde, la pression à l'extrémité avant augmente en raison de l'impact direct avec le flux d'air, tandis que la pression à l'extrémité arrière reste relativement constante, correspondant à la pression statique de l'air ambiant.

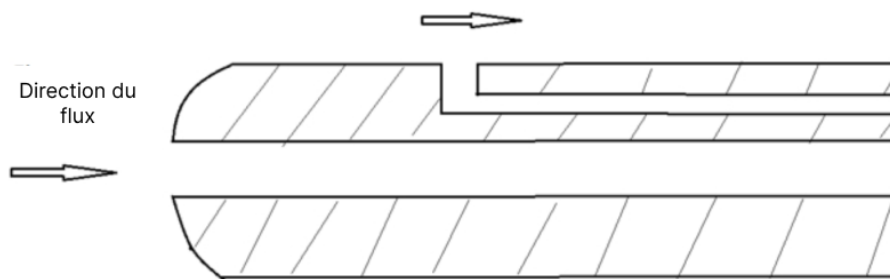


Figure 6. 15 : Structure interne tube Pitot.

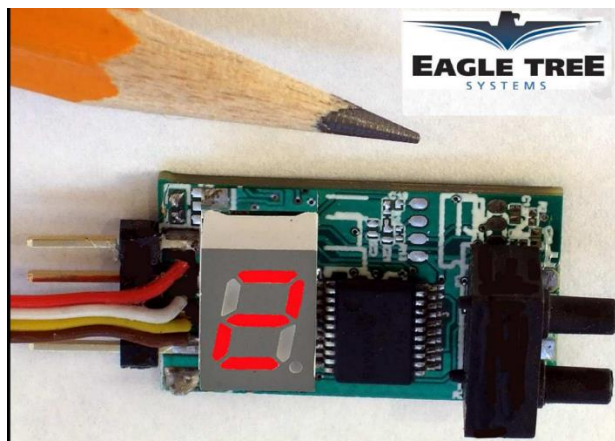
La différence de pression entre l'extrémité avant et l'extrémité arrière est utilisée pour déterminer la vitesse de l'air. Selon la loi de Bernoulli, lorsque la vitesse d'un fluide augmente, sa pression diminue. Ainsi, la différence de pression mesurée par la sonde Pitot est directement liée à la vitesse de l'air environnant. Cette différence de pression est généralement convertie en une mesure de vitesse à l'aide d'un transducteur de pression, qui convertit la pression en un signal électrique proportionnel [40].

#### b. Capteur utilisé eagle tree airspeed sensor

Le capteur de vitesse de l'air Eagle Tree est un dispositif électronique conçu pour mesurer la vitesse de l'air relative. Ce capteur utilise le principe de la sonde Pitot pour détecter la différence

de pression entre l'extrémité avant, exposée au flux d'air, et l'extrémité arrière, qui est reliée à une source de pression statique. Grâce à cette mesure de pression différentielle, le capteur Eagle Tree Airspeed Sensor est capable de fournir une estimation précise de la vitesse de l'air relative. Le capteur Eagle Tree Airspeed Sensor est lisible en  $I^2C$  [41].

Ce capteur dispose d'un afficheur sept segment qui affiche la vitesse maximale atteinte durant le vol, cela se fait en affichant un chiffre après l'autre. Par exemple : Si la vitesse maximale atteinte est de 120  $Km/h$ , "1 - 2 - 0" clignote de manière répétée sur l'afficheur sept segments, avec une pause après l'affichage complet de la vitesse, mais avant qu'elle ne soit affichée à nouveau.



**Figure 6. 16 :** Capteur sonde Pitot eagle tree airspeed.



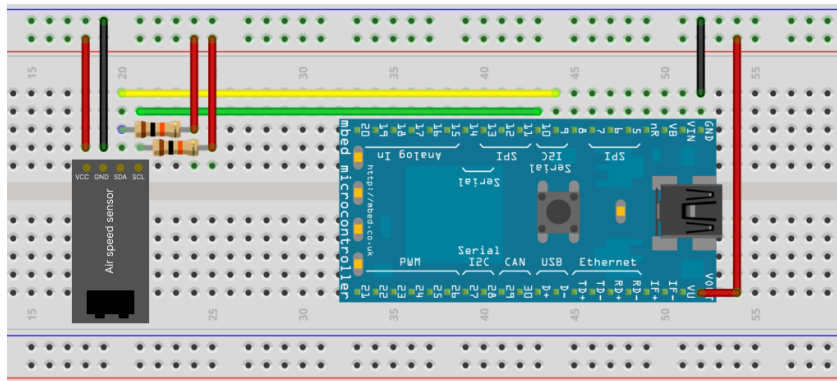
**Figure 6. 17 :** Sonde de Pitot.

### **c. Etalonnage du capteur**

Le capteur de vitesse de l'air Eagle Tree est compatible avec l'interface  $I^2C$ , mais il ne fournit pas directement des valeurs de vitesse. Les valeurs lues sont des données brutes proportionnelles à la pression différentielle. Ainsi, il est nécessaire de procéder à un étalonnage pour déterminer la fonction de transfert qui permettra de corrélérer les valeurs brutes fournies par le capteur avec les valeurs réelles de vitesse.

- **Schéma du circuit**

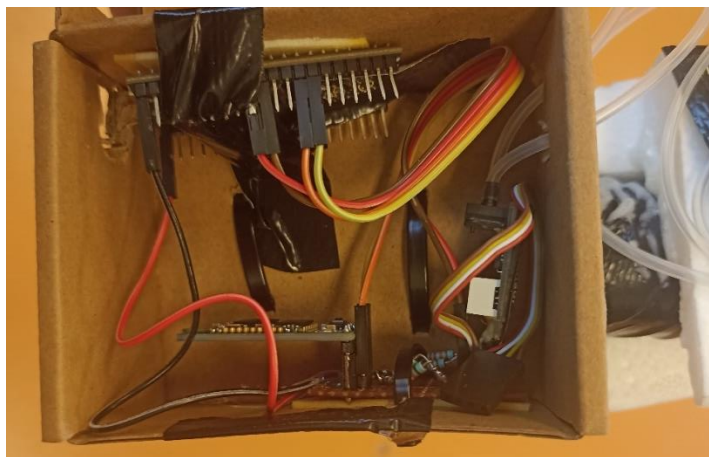
La figure (6.18) représente le capteur de vitesse branché en  $I^2C$  au microcontrôleur avec des résistances de pull up de 10k ohm qui est programmé pour effectuer 10 mesures consécutives et sauvegarder les données lues dans la mémoire.



**Figure 6. 18 :** Circuit test capteur Pitot.

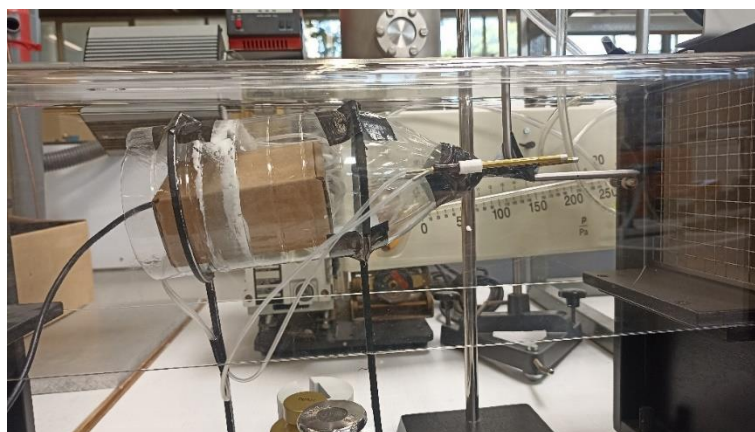
- **Procédure d'étalonnage**

Pour établir une correspondance entre les données brutes de la sonde Pitot et la vitesse du flux d'air, nous avons utilisé une procédure simple qui consiste à placer la sonde Pitot sur un support et l'exposer à des vitesses croissantes et sauvegarder les données du capteur à l'instant où la vitesse est connue. Pour se faire nous avons utilisé une soufflerie allant de 0 à 13 m/s. La figure (6.19) représente le boîtier contenant le circuit de l'expérience.



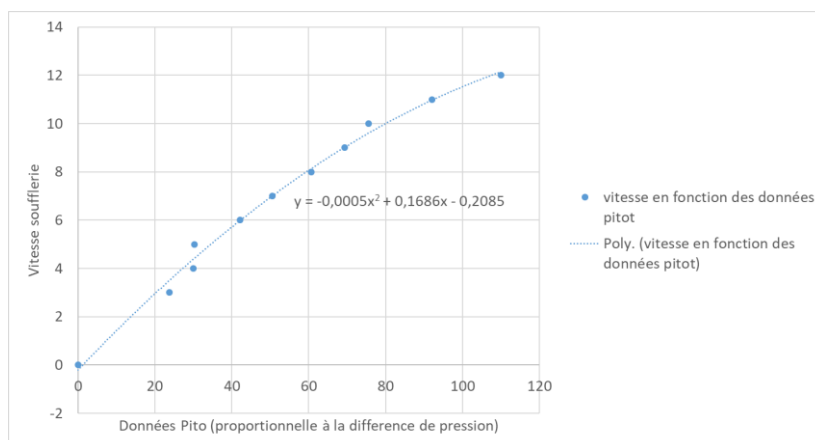
**Figure 6. 19 :** Dispositif expérimentale capteur Pitot.

Ce boîtier est placé dans la coiffe de la fusée qui contient la sonde Pitot à son extrémité comme le montre la figure (6.20).



**Figure 6. 20 :** Montage soufflerie.

Nous avons pu récolter des données exploitables de cette expérience. La figure (6.21) représente la vitesse étalon de la soufflerie en fonction des données lu à partir du capteur Pitot. La fonction d'interpolation est polynomiale d'ordre 2, ce choix est argumenté par l'équation de la différence de pression en fonction de la vitesse est un carré.



**Figure 6. 21** : Courbe d'interpolation polynomiale d'ordre 2 de le vitesse soufflerie en fonction des données Pitot (différence de pression).

- **Limites de l'expérience :**

Malheureusement, en raison de la limitation de la puissance de la soufflerie, nous n'avons pu atteindre qu'une vitesse maximale de 13 m/s (environ 50 km/h). Par conséquent, notre étalonnage des capteurs n'est pas valable pour les grandes vitesses. Les données collectées à des vitesses plus élevées pourraient ne pas correspondre de manière précise aux mesures réelles, limitant ainsi notre capacité à obtenir des résultats fiables dans cette plage de vitesse.

Nous avons tenté de mettre en place un autre protocole d'étalonnage en utilisant une perche et en tenant la sonde à la fenêtre d'une voiture en mouvement, en utilisant la vitesse du tableau de bord comme référence. Cependant, cette méthode s'est révélée peu fiable car la vitesse du tableau de bord représente la vitesse de la voiture par rapport au sol, tandis que la sonde Pitot mesure la vitesse de l'air. Ainsi, la présence de vent fausse les mesures, ce qui a été confirmé lors de nos essais.

### 6.3 Enregistreur de vol

Dans la phase de stockage des données pendant le vol de la fusée, il est crucial de mettre en place un système fiable pour enregistrer les données fournies par tous les capteurs. Cela permettra de garantir leur récupérabilité afin de les analyser ultérieurement. La collecte précise et complète des données est essentielle pour une évaluation approfondie des performances et des paramètres de vol. Un système de stockage efficace doit être capable de gérer un grand volume de données à une fréquence appropriée, tout en assurant leur intégrité et leur sécurité. Le choix de la solution de stockage dépendra des exigences spécifiques du projet et des contraintes liées à l'environnement de la fusée. Le défi à relever réside dans la conception d'un enregistreur de vol fiable qui prend en compte les contraintes d'espace de stockage et de fréquence d'acquisition des données. Il est essentiel de trouver un équilibre entre la capacité de

stockage nécessaire pour enregistrer toutes les données pertinentes du vol et les limitations d'espace à bord de la fusée.

### 6.3.1 Capacité de stockage nécessaire

Il nous faut déterminer le volume des données qui devront être stockées au niveau de l'enregistreur de vol afin de pouvoir dimensionner adéquatement le système de stockage. Cela implique d'analyser la fréquence d'acquisition des données de chaque capteur et la taille de chaque échantillon de données. En fonction de ces paramètres, nous pouvons estimer le débit de données et la capacité de stockage nécessaire. De plus, il est important de prendre en compte la durée totale du vol de la fusée. En multipliant la durée du vol par le débit de données, nous obtenons une estimation du volume total de données à stocker.

Une fois que nous avons une estimation du volume de données, nous pouvons choisir la méthode de stockage appropriée. Le tableau (6.3) résume les données récoltées et leurs taille mémoire.

**Tableau 6. 3 :** Tableau récapitulatif des tailles mémoires des données stockées.

La donnée		Type	Taille
Temps		unsigned	2 octets
Altitude		int	2 octets
Pression		int	2 octets
Température		int	2 octets
Accélération	Ax	Int16_t	2 octets
	Ay		
	Az		
Vitesses angulaires	Gx	Int16_t	2 octets
	Gy		
	Gz		
Données Pitot		unsigned short	2 octets
			Total : 22 octets

**Remarque :** Les données d'altitude, de pression et de température fournies par la bibliothèque du capteur sont renvoyées sous forme de valeurs flottantes. Cependant, pour optimiser l'espace de stockage, nous avons choisi de les convertir en entiers en multipliant par 100, ce qui nous permet de conserver une précision de  $10^{-2}$ . En effet, un entier occupe 2 octets en mémoire, tandis qu'un flottant en occupe 4. Ainsi, en utilisant des entiers pour représenter ces données, nous économisons de l'espace de stockage tout en maintenant une précision adéquate.

À chaque cycle de mesure de 50 ms, nous devons stocker 22 octets de données provenant des différents capteurs. En tenant compte de la durée maximale de vol de 30 secondes, nous pouvons déjà estimer la taille totale des données à stocker. Pour ce faire, nous multiplions 14 octets par le rapport de 30 secondes divisé par 0,05 secondes (qui correspond à la fréquence de mesure). Ainsi, nous obtenons une estimation de la taille totale des données à sauvegarder qui est de :

$$22 \times \frac{30}{0.05} = 13\,200 \text{ octets}$$

En conclusion, il nous faut prévoir au minimum un espace de 14 ko de stockage afin d'assurer la sauvegarde des données de tous les capteurs.

### 6.3.2 Méthodes de stockage

Il existe plusieurs méthodes de stockage pour enregistrer les données de vol, notamment le stockage en interne sur la carte du système ou le stockage sur une mémoire externe telle qu'une carte SD. Chacune de ces options présente ses propres avantages et contraintes. Le stockage en interne sur la carte du système peut être limité en termes de capacité, ce qui peut nécessiter des ajustements pour réduire la fréquence d'échantillonnage ou la quantité de données enregistrées. D'autre part, le stockage sur une mémoire externe telle qu'une carte SD peut offrir une plus grande capacité de stockage, mais peut également présenter des contraintes de vitesse d'écriture et de fiabilité.

Dans notre cas, nous avons considéré le stockage en local comme la solution la plus appropriée, compte tenu des contraintes liées au stockage sur une carte SD. Bien que le stockage sur carte SD offre une capacité de stockage élevée, il peut présenter des limites en termes de fiabilité et de durabilité et temps d'écriture, en particulier dans des environnements extrêmes tels que le vol de la fusée. En optant pour le stockage en local, nous pouvons garantir une plus grande fiabilité et une meilleure protection des données de vol. Sachant que le microcontrôleur offre une capacité de stockage de 2Mo, cet espace nous suffira largement pour un stockage en local, il n'est donc pas nécessaire de recourir à une mémoire externe qui amènerait des du poids et de la complexité supplémentaire.

Nous avons conclu que la méthode de stockage en local répond le mieux à nos besoins. Cela signifie que nous enregistrerons les données directement sur le support de stockage intégré à l'enregistreur de vol. Cette approche offre plusieurs avantages, tels qu'une plus grande fiabilité, une vitesse d'écriture plus élevée et une meilleure protection des données.

### 6.3.3 Stockage en local

#### a. LocalFileSystem

Le LocalFileSystem de Mbed est un système de fichiers intégré qui permet l'accès au stockage local du microcontrôleur. Il fournit une interface de programmation standard pour créer, ouvrir, lire et écrire des fichiers sur le système de fichiers local. Il permet d'accéder et de manipuler les fichiers en utilisant les fonctions et les opérations de fichiers courantes,

simplifiant ainsi la gestion des données stockées localement. Le LocalFileSystem de Mbed offre une solution pratique pour le stockage et la manipulation de fichiers sur le microcontrôleur, offrant ainsi une flexibilité et une facilité d'utilisation accrues dans le développement de projets embarqués.

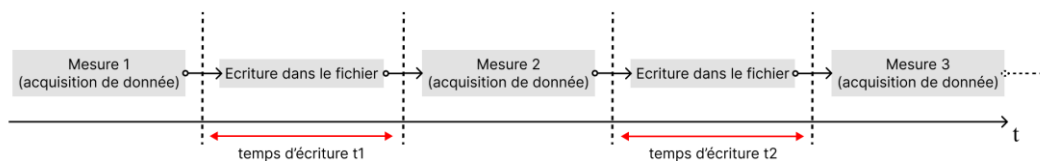
**Remarque :** Si le programme du microcontrôleur ouvre un fichier sur le disque local, le microcontrôleur ne sera plus visible sur l'ordinateur hôte. Ceci est fait pour empêcher le Mbed et le PC d'accéder au disque en même temps. Donc pour pouvoir accéder au fichier via USB, il faudra toujours s'assurer que le programme implémenté ferme le fichier à la fin de l'exécution.

La méthode retenue consiste à enregistrer les données localement dans un fichier .txt, qui pourra ensuite être récupéré ultérieurement. Ce fichier peut être converti en format Excel pour une analyse plus poussée et une meilleure exploitation des données. Cette approche permet de stocker de manière efficace et pratique les informations collectées, offrant ainsi la possibilité d'une utilisation ultérieure plus avancée grâce à la conversion en un format tabulaire plus convivial tel que Excel.

### b. Stockage local première approche

Il est maintenant nécessaire de déterminer la méthode de sauvegarde des données. La première approche envisagée consiste à enregistrer les données à chaque mesure effectuée par le capteur, c'est-à-dire écrire dans le fichier les données collectées à chaque instant.

Afin de tester cette méthode nous avons mis en place un code expérimentale qui consiste en le principe montré dans la figure (6.22).



**Figure 6. 22 :** Stockage au fur et à mesure de la collecte de donnée

A chaque fois que l'on écrit la donnée dans le fichier, on sauvegarde le temps d'écriture également. On obtient les résultats représentés dans le tableau (6.4).

**Tableau 6. 4 :** Tableau des temps d'écriture des données première approche

Indice de la mesure	Temps d'écriture dans le fichier ( $\mu$ s)
1	1891
2	14
3	14
⋮	⋮
128	14
129	12497
130	13

131	14
⋮	⋮
256	14
257	15842
258	13
259	14

Les valeurs indiquées représentent le temps nécessaire pour écrire les données dans le fichier local, exprimé en microsecondes. On observe que ce temps est généralement constant, oscillant autour de 13-14  $\mu$ s, sauf à certains moments où il devient très élevé et prend une valeur différente, et ce à chaque groupe de 128 valeurs (la toute première écriture est comprise). Cette variation s'explique par la méthode d'écriture utilisée dans le processeur. En effet, lors de la commande d'écriture, le Mbed stocke d'abord les données dans une mémoire flash avant de les transférer intégralement vers le disque local. Cette mémoire flash de 512 octets agit comme un réservoir temporaire où les données sont stockées avant d'être transférées dans la mémoire principale. C'est pourquoi le temps d'écriture est très rapide pour les 127 premières valeurs (stockage en flash), puis devient significativement plus long pour la 128ème valeur, correspondant au transfert vers la mémoire principale. Ceci explique la différence de temps d'écriture entre les temps  $t_1$  et  $t_2$  représenté dans la figure précédente.

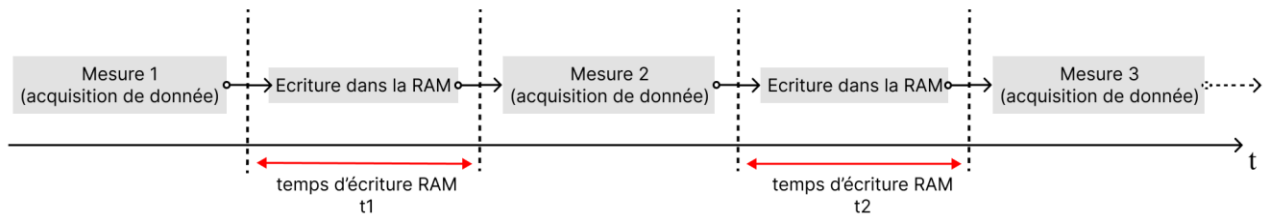
### Conclusion

En conclusion, cette méthode d'écriture des données, qui consiste à les sauvegarder à chaque mesure effectuée par le capteur, présente certaines limitations et n'est pas optimale. Les temps d'écriture variables, notamment lors du transfert de la mémoire flash vers la mémoire principale, peuvent entraîner des retards significatifs dans l'enregistrement des données. Cela peut compromettre la précision et la fiabilité de la collecte des informations. Par conséquent, il est nécessaire d'explorer d'autres approches ou techniques de stockage qui garantissent des performances plus constantes et une meilleure synchronisation avec les mesures effectuées par le capteur.

#### c. Stockage local seconde approche

La problématique de l'approche précédente réside dans le temps d'écriture variable dans le fichier, ce qui peut affecter le délai entre deux mesures. Une solution envisageable serait d'adopter une approche où les données seraient écrites dans le fichier une fois toutes les données collectées. Cela signifie que les données seraient temporairement stockées dans la RAM du Mbed pour être ensuite écrites dans le fichier à la fin du programme. Cette approche permettrait de maintenir une fréquence de mesure constante comme illustré dans la figure (6.23).





**Figure 6. 23 :** Stockage dans la RAM.

Avec cette approche, nous avons bien  $t1 = t2$ .

#### **d. Mémoire RAM disponible**

Le Mbed LPC1768 est équipé d'une mémoire RAM d'une capacité totale de 32 ko, qui est divisée en deux parties distinctes. La première partie, appelée SRAM0, est composée de 16 ko de mémoire et est généralement utilisée pour stocker les données et les variables du programme en cours d'exécution. C'est dans cette partie que nous pouvons stocker temporairement les données collectées avant de les écrire dans le fichier de sauvegarde. La deuxième partie, appelée SRAM1, dispose également de 16 ko de mémoire et est principalement utilisée pour le stockage de données spécifiques, telles que les tableaux de valeurs ou les structures de données. En utilisant judicieusement ces deux parties de la RAM, nous pouvons optimiser l'utilisation de la mémoire et garantir que nous disposons de suffisamment d'espace pour stocker les données nécessaires au bon fonctionnement de notre projet.

Afin de stocker les données, nous utiliserons des tableaux d'une taille de 1000 valeurs pour chaque capteur. Cette configuration nous permettra d'enregistrer les données pendant une durée de 50 secondes, compte tenu de la fréquence de mesure de 50 ms. Ainsi, chaque élément du tableau représentera une mesure effectuée toutes les 50 ms pendant cette période de 50 secondes qui est largement suffisante pour couvrir l'ensemble du vol de la fusée.

En tenant compte de cela on peut calculer l'espace mémoire que vont occuper l'ensemble des données : d'après le tableau 6.3 nous avons 22 octets à chaque cycle de mesure et nous avons 1000 cycles, ce qui nous fait 22000 octets = 22 ko de données à sauvegarder. Cette quantité de données peut être stockée dans la mémoire RAM du Mbed sans problème.

#### **e. Conclusion**

Après avoir évalué les différentes options de stockage des données, nous avons décidé de retenir l'approche qui consiste à stocker provisoirement les données dans la RAM du Mbed et à les écrire dans le fichier à la fin du programme. Cette approche présente plusieurs avantages. Tout d'abord, elle nous permet de maintenir une fréquence de mesure constante, sans les variations de temps d'écriture qui peuvent survenir lors de l'écriture dans le fichier à chaque mesure. De plus, la RAM du Mbed dispose d'une capacité suffisante pour stocker les données nécessaires, 32ko alors que nous avons besoin de 14 ko, comme nous l'avons calculé précédemment. En utilisant cette approche, nous pouvons garantir une acquisition de données précise et régulière, ce qui est essentiel pour une analyse ultérieure.

**Remarque :** Cette méthode présente un inconvénient : si un problème survient pendant la phase d'acquisition des données alors qu'elles sont en cours de sauvegarde dans la RAM et que la carte se déconnecte ou n'est plus alimentée, toutes les données seront perdues.

## 6.4 Communication sans fil

Dans cette section, nous aborderons l'aspect de communication sans fil avec la carte embarqué dans la fusée. Il faut trouver un moyen simple et fiable de récupérer les fichier texte sauvegarder dans la mémoire du Mbed après la fin du vol.

### 6.4.1 Le Bluetooth

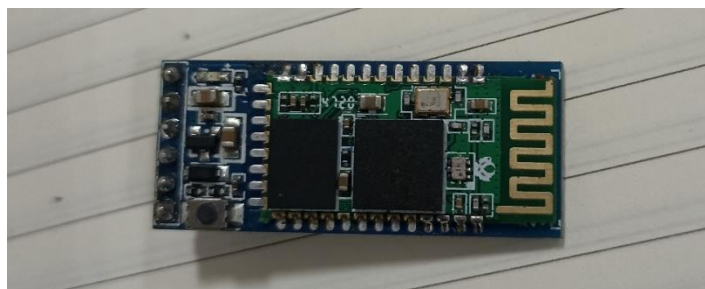
Nous avons choisi d'utiliser la transmission des données en Bluetooth pour plusieurs raisons :

- Le Bluetooth s'intègre facilement à notre carte électronique, ce qui simplifie sa mise en œuvre.
- Il est compatible avec la plupart des ordinateurs et smartphones, ce qui facilite l'accès aux données pour les utilisateurs de la fusée.
- Un autre avantage du Bluetooth est sa vitesse de transmission de données élevée, ce qui permet un transfert rapide et efficace des mesures enregistrées.

Cependant, il convient de noter que le Bluetooth présente également quelques inconvénients à prendre en considération, notamment une consommation d'énergie relativement élevée.

### 6.4.2 Module utilisé

Le module HC-05, représenté dans la figure (6.24), est un composant électronique très répandu qui permet d'établir une communication sans fil via Bluetooth. Il est largement utilisé en raison de sa facilité d'utilisation et de sa compatibilité avec de nombreux appareils électroniques. Ce module agit comme un adaptateur Bluetooth, permettant aux dispositifs non-Bluetooth de se connecter et de communiquer avec d'autres appareils compatibles Bluetooth tels que les smartphones et les ordinateurs portables.



**Figure 6. 24 :** Module Bluetooth HC-05.

Le module HC-05 est spécifiquement conçu pour fonctionner selon le protocole Bluetooth SPP (Serial Port Protocol), offrant ainsi une connexion série sans fil transparente. Il est entièrement conforme à la norme Bluetooth V2.0+EDR (Enhanced Data Rate) avec une modulation atteignant 3 Mbps et une bande de base radio de 2,4 GHz. Le module utilise le système Bluetooth Bluecore 04-External, qui intègre une puce unique avec une technologie

CMOS. De plus, il est doté de la fonction AFH (Adaptive Frequency Hopping) permettant un saut de fréquence adaptatif pour optimiser la stabilité de la connexion.

### 6.4.3 Intégration du module

Le module HC-05 s'intègre facilement, il est connecté en Rx/Tx avec le microcontrôleur. Pour envoyer une donnée via ce module il suffit de l'envoyer via les pins série du Mbed. La figure (6.25) schématise le montage du dispositif.

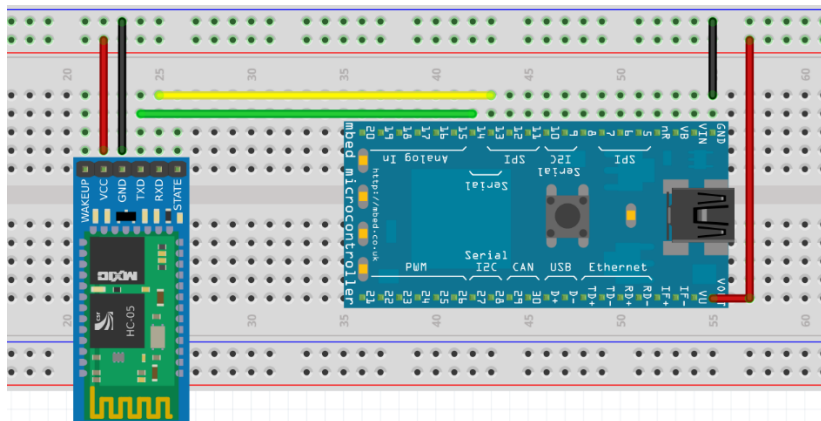


Figure 6. 25 : Montage du module Bluetooth.

**Remarque :** L'utilisation du Bluetooth offre la possibilité de recevoir des données de la carte, mais également d'envoyer des messages qui peuvent être programmés pour effectuer des tâches spécifiques en réponse. Cela permet une communication bidirectionnelle, où la carte peut non seulement recevoir des instructions, mais aussi envoyer des informations ou des confirmations en retour. Cette fonctionnalité est très utile car elle nous permet de commander le début de l'enregistrement à distance sans devoir intervenir sur la carte.

## 6.5 Système de récupération

Cette phase du projet revêt une importance capitale, car l'une des principales priorités est de récupérer intégralement la structure de la fusée dans un état optimal et de préserver les données collectées par les capteurs. Pour atteindre cet objectif, il est essentiel de mettre en place un système de récupération fiable et sécurisé. Nous avons consacré du temps à explorer différentes options et sommes parvenus à une solution viable qui est sous la forme d'un servo moteur responsable de tirer une gâchette qui maintient la porte du parachute en position fermé jusqu'au moment du déclenchement. La fiabilité de notre système de récupération revêt une importance cruciale pour assurer le succès global de notre projet.

Nous avons pris en compte des critères tels que la fiabilité du mécanisme de déploiement, la légèreté et la compacité du système, ainsi que sa facilité d'intégration dans la conception globale de la fusée.

### 6.5.1 Caractéristiques du servomoteur

Il a fallu déterminer la méthode la plus efficace, légère et compacte pour activer le mécanisme de déploiement du parachute. Ce mécanisme est composé d'une gâchette qu'il faut

soulever pour libérer la porte qui retient le parachute. Après avoir examiné plusieurs options, nous avons choisi d'utiliser un servomoteur compact de référence FS 31 PICO de la marque ROBBE. Ce servomoteur est couramment utilisé dans les planeurs et les avions en salle où un encombrement et un poids réduits sont essentiels. Sa petite taille et ses performances conviennent parfaitement à notre application de déploiement du parachute. La figure (6.26) montre le montage de ce servomoteur à la structure.



**Figure 6. 26 :** Servomoteur monté sur la structure

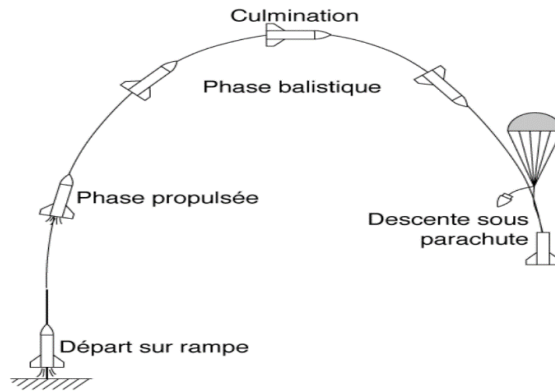
Le tableau 6.5 résume les principales caractéristiques du servomoteur.

**Tableau 6. 5 :** Tableau récapitulatif des caractéristiques du servomoteur.

Caractéristique	Valeur
Dimensions	17x22x8 mm
Poids	4.70 g
Tension de service	3.3v à 8.5v
Couple	9.00 ncm

### 6.5.2 Instant de déclenchement

Le système de récupération adopté pour notre fusée se présente sous la forme d'un parachute qui est déployé au moment opportun. Ce moment précis se situe après que la fusée atteint son apogée et entame sa descente sur une distance de 4 mètres comme illustré dans la figure (6.27). Lorsque la fusée est à ce stade, elle a accumulé suffisamment de vitesse pour que le parachute puisse se déployer correctement. À ce stade, il y a également suffisamment d'air pour permettre au parachute de se gonfler et de prendre sa forme. Si nous relâchions le parachute alors que la fusée est encore statique à son apogée, il n'y aurait pas suffisamment d'air pour assurer un déploiement adéquat.



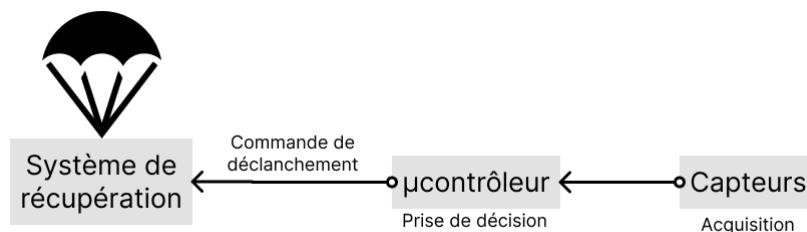
**Figure 6. 27 :** Etapes du vol de la fusée

D'un autre côté, si nous attendions trop longtemps pour relâcher le parachute, la fusée aurait pris trop de vitesse lors de sa descente, ce qui pourrait compromettre l'ouverture du parachute. Il est donc crucial de choisir le moment précis où la vitesse et les conditions atmosphériques sont optimales pour garantir le déploiement réussi du parachute.

En considérant ces facteurs, nous avons déterminé que le moment approprié pour déclencher le déploiement du parachute est après que la fusée ait atteint son apogée et ait commencé à descendre sur une distance de 4 mètres. Cela nous assure que le parachute bénéficie à la fois de la vitesse et des conditions aérodynamiques nécessaires pour un déploiement efficace et sécurisé.

### 6.5.3 Condition de déclenchement

Pour déterminer le moment précis de déclenchement du parachute, nous exploitons les données fournies par les différents capteurs embarqués sur la fusée. Ces capteurs nous permettent d'obtenir des informations précises sur l'état de la fusée. En analysant en temps réel les données renvoyées par les capteurs, nous pouvons détecter les conditions optimales pour déclencher le parachute. Par exemple, nous surveillons l'altitude de la fusée pour identifier le moment où elle atteint son apogée et commence sa descente. À partir de là, nous attendrons que l'altitude ait diminué de 4m avant de déclencher le parachute. La chaîne de déclenchement du système de récupération est expliquée dans la figure (6.28).



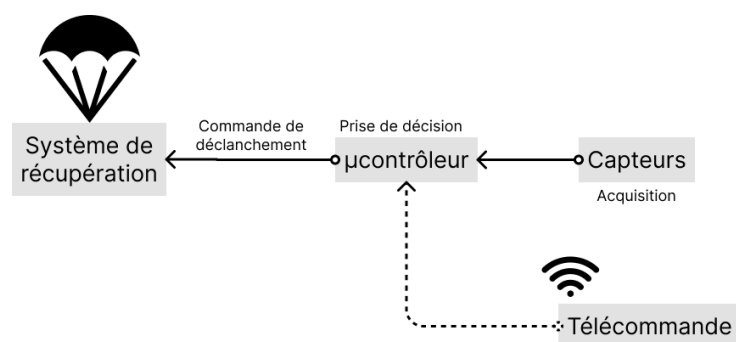
**Figure 6. 28 :** Chaîne de déclenchement du système de récupération sans la sécurité sans fil

Cette approche basée sur l'exploitation des données des capteurs nous permet d'optimiser le déploiement du parachute en tenant compte des variations de conditions pendant le vol de la fusée. Ainsi, nous nous assurons que le parachute est libéré au moment le plus approprié, ce qui garantit une récupération efficace de la fusée lors de sa descente. Néanmoins, cette approche

n'est pas totalement sûre, il faudra prévoir une sécurité permettant de déclencher le parachute manuellement.

#### 6.5.4 Sécurité de déclenchement à distance

Pour garantir la sécurité du système de déclenchement du parachute, nous avons mis en place une fonctionnalité supplémentaire : un mode de déclenchement à distance. En plus de la condition de déclenchement basée sur l'exploitation des données des capteurs, ce mode permet de libérer le parachute à tout moment du vol grâce à une télécommande portative. L'objectif est d'assurer une ouverture fiable du parachute, indépendamment des conditions de vol détectées par les capteurs. L'utilisateur peut intervenir manuellement et déclencher le parachute à tout moment jugé approprié. Cela peut être particulièrement utile dans des situations où une intervention immédiate est requise ou lorsque des conditions imprévues se produisent pendant le vol. La nouvelle chaîne de déclenchement est explicitée dans la figure (6.29).



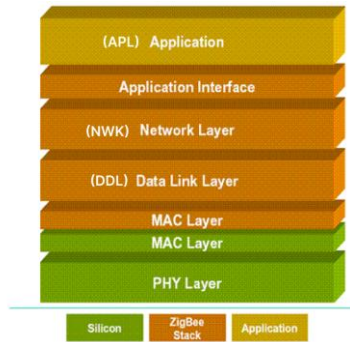
**Figure 6. 29** : Chaîne de déclenchement du système de récupération avec sécurité sans fil

En combinant la condition de déclenchement basée sur les données des capteurs et le mode de déclenchement à distance, nous nous assurons que le système de déploiement du parachute est sécurisé, flexible et fiable. Cela permet d'apporter une protection supplémentaire à la récupération de la fusée, en offrant des options de déclenchement adaptées aux différentes situations rencontrées pendant le vol.

#### Le protocole ZigBee

Pour parvenir à cet objectif nous avons opté pour le protocole zigbee. Le protocole de communication Zigbee est un standard sans fil basé sur la norme IEEE 802.15.4. Il est conçu pour offrir une connectivité fiable et à faible consommation d'énergie. Les dispositifs Zigbee peuvent être utilisés dans divers domaines tels que l'automatisation domestique, les réseaux de capteurs industriels, la surveillance environnementale, etc.

Sur le plan technique, le protocole Zigbee utilise une architecture en couches, montrée dans la figure (6.30), qui comprend une couche d'application (APL), une couche de réseau (NWK), une couche de liaison de données (DLL), une couche d'accès au support physique (MAC) et une couche physique (PHY).



**Figure 6. 30 :** Architecture en couche du protocole Zigbee.

L'un des avantages clés du protocole Zigbee est sa faible consommation d'énergie, ce qui le rend idéal pour les dispositifs alimentés par batterie. De plus, le protocole Zigbee offre également une faible latence de communication, ce qui le rend adapté aux applications qui nécessitent des délais de transmission rapides. Ce protocole représente alors une bonne solution pour notre application.

### **Module Xbee S2C**

Nous avons choisi le module XBee S2C pour jouer ce rôle, il est représenté dans la figure (6.31). Il s'agit d'un module de communication sans fil basé sur la norme Zigbee. Il est spécialement conçu pour offrir une connectivité fiable. L'une des caractéristiques clés du module XBee S2C est sa faible consommation d'énergie. Grâce à des techniques d'optimisation de la consommation, ce module permet de prolonger la durée de vie de la batterie dans les dispositifs alimentés par celle-ci. Cette faible consommation d'énergie en fait un choix idéal pour notre application de fusée.



**Figure 6. 31 :** Module Xbee S2C.

En termes de portée, le module XBee S2C offre une excellente performance avec une portée de communication étendue. Il est capable de fournir une connectivité stable sur de longues distances, permettant ainsi aux dispositifs de communiquer même dans des environnements difficiles ou étendus. La portée étendue du module XBee S2C joue un rôle crucial dans notre projet de fusée en garantissant une liaison solide entre la fusée et l'utilisateur au sol. Cette fonctionnalité nous permettra d'assurer une transmission fiable de la commande d'ouverture du parachute au moment opportun. Grâce à cette longue portée, nous pourrons communiquer de manière efficace et réactive, assurant ainsi la sécurité et la réussite de la récupération de la fusée.

## Caractéristiques

Le tableau 6.6 résume les principales caractéristiques du module xBee S2C.

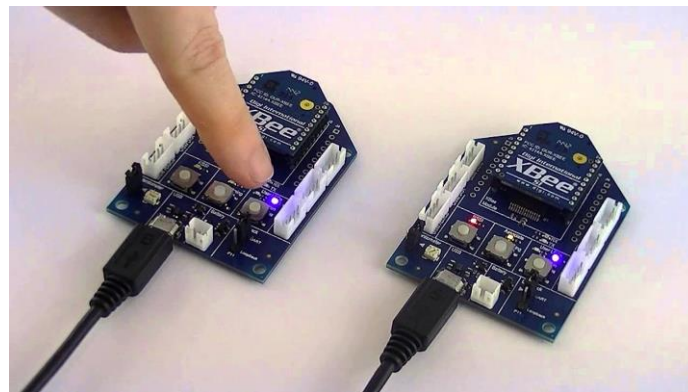
**Tableau 6. 6 :** Tableau des caractéristiques pertinentes du module xBee S2C [42].

<b>Porté en intérieur</b>	60m
<b>Porté en extérieur (sans obstacle)</b>	1200m
<b>Plage de fonctionnement</b>	-40°C à 85°C
<b>Tension d'alimentation</b>	2.1V à 3.6V
<b>Courant en transmission</b>	45mA (à 3.3V)
<b>Courant en réception</b>	30mA (à 3.3V)

## Configuration émetteur récepteur

### I/O line passing

Le mode I/O line passing ou de passage de ligne d'E/S est une configuration dans laquelle les modules XBee sont connectés virtuellement, permettant ainsi la transmission de signaux numériques ou analogiques entre eux. Cette configuration peut être réalisée en utilisant soit l'échantillonnage périodique, soit la détection de changement. Dans le premier cas, les modules XBee envoient périodiquement des paquets contenant des données sur l'état de leurs entrées numériques/analogiques. Dans le second cas, les paquets sont envoyés uniquement lorsque des changements sont détectés dans les entrées. Le module récepteur doit être configuré avec le paramètre IA (Input Adresse) pour lire ces paquets et mettre à jour ses sorties en conséquence.



**Figure 6. 32 :** Modules xbee S2C connectés en line passing [43].

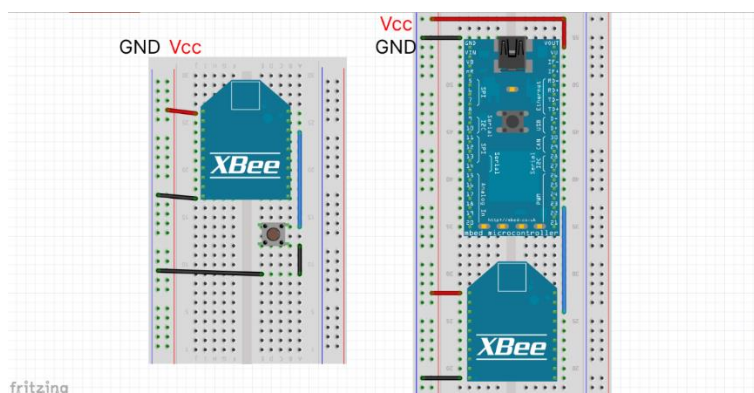
Le passage de ligne d'E/S offre de nombreuses applications, car il permet d'utiliser une logique de 3,3 V pour les entrées numériques des modules XBee émetteurs, et plusieurs modules XBee peuvent recevoir et réagir localement à ces changements. Cependant, la transmission d'entrées analogiques et de sorties PWM est limitée en précision si une transmission de données analogiques précises est nécessaire [43].

### Schéma

Dans notre configuration spécifique, nous allons utiliser l'une des entrées numériques du module XBee émetteur. Nous la connecterons à un bouton poussoir qui nous permettra de contrôler l'état logique de cette broche. Ce niveau logique, qu'il soit haut (high) ou bas (low),



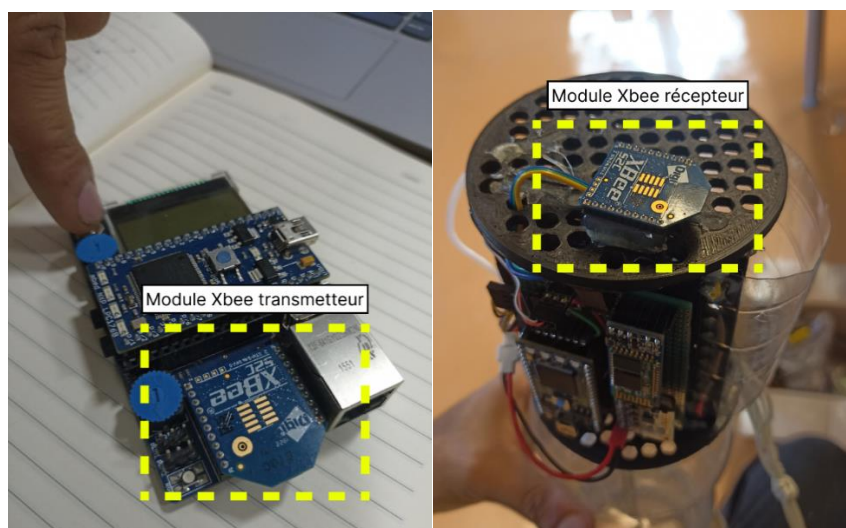
sera ensuite transmis au module XBee récepteur en utilisant le passage de ligne (line passing). Ce pin du module XBee récepteur sera relié au microcontrôleur embarqué, qui détectera les changements de niveau logique et activera la condition de déclenchement du parachute en conséquence. Ainsi, en appuyant sur le bouton poussoir, nous serons en mesure de transmettre un signal au microcontrôleur pour déclencher l'ouverture du parachute.



**Figure 6. 33** : Schéma de branchement du dispositif xbee.

### 6.5.5 Dispositif final

La figure (6.34) montre le dispositif final de la commande zigbee.



**Figure 6. 34** : Dispositif final commande zigbee.

Nous avons utilisé une Mbed application board en guise de support pour la télécommande parce qu'elle intègre des pistes pour les Xbee et un bouton poussoir. Il sera alimenté par un power Bank pour permettre la portabilité de la télécommande.

## 6.6 Alimentation

L'alimentation est un aspect essentiel du système embarqué de notre projet. Dans cette partie, nous aborderons le bilan énergétique du système et les approches de séparation de l'alimentation entre les différents blocs. Le bon fonctionnement de chaque composant et la durée de vie de la batterie dépendent d'une gestion efficace de l'alimentation. Nous devons prendre en compte les besoins en énergie de chaque module, ainsi que les contraintes de taille, de poids et de durée de

fonctionnement de la batterie. De plus, la séparation de l'alimentation entre les blocs permet d'optimiser l'efficacité énergétique du système et de minimiser les interférences entre les composants mais aussi de sécuriser le système. Nous explorerons donc les différentes stratégies d'alimentation pour assurer un fonctionnement optimal de notre système embarqué tout au long du vol de la fusée.

### 6.6.1 Bilan énergétique

Le but de ce bilan est de pouvoir dimensionner l'alimentation à embarqué et de connaître les consommations de chaque module du système afin de pouvoir penser au mieux l'alimentation de ce dernier. Le tableau 6.7 est un récapitulatif de la consommation énergétique de l'ensemble des composants du système.

**Tableau 6. 7** : récapitulatif de la consommation énergétique de l'ensemble des composants

<i>Composant</i>	<i>Consommation en courant (mA)</i>
<b>Mbed LPC1768</b>	166 mA
<b>Module Bluetooth HC-05</b>	50 mA
<b>Xbee S2C</b>	30 mA
<b>Servomoteur (mode actif) / (mode inactif)</b>	26 mA / 2 mA
<b>BME280</b>	0.6 mA
<b>LSM9DS0</b>	6.5 mA
<b>Capteur Pitot</b>	4 mA
<b>Total</b>	283.1 mA / 259.1 mA

Les valeurs de consommation ont été mesurées expérimentalement en branchant chaque composant individuellement à un ampèremètre pour mesurer sa consommation de courant dans son mode de fonctionnement pendant le vol de la fusée. Nous avons obtenu une consommation globale de 283,1 mA lorsque le servomoteur est actif (ouverture du parachute). Cependant, cette phase ne dure pas longtemps. Par conséquent, on peut estimer la consommation standard du système pendant le vol à 259,1 mA, ce qui correspond à la consommation totale lorsque le servomoteur est inactif.

### 6.6.2 Type d'alimentation utilisée

Dans notre système, nous avons opté pour l'utilisation de trois batteries Li-po, chacune fournissant une tension de 3,7 V et une capacité de 300mAh. Ce choix a été motivé par plusieurs facteurs clés. Tout d'abord, les batteries Li-po sont caractérisées par leur poids extrêmement léger, ce qui est essentiel pour notre application aérospatiale où la réduction du poids est primordiale. De plus, ces batteries sont capables de fournir un courant suffisamment élevé pour répondre aux besoins de notre système, garantissant ainsi un fonctionnement optimal. Les dimensions des batteries Li-po sont également adaptées à notre utilisation, ce qui facilite leur intégration dans notre configuration. Un autre avantage majeur des batteries Li-po est leur nature rechargeable, ce qui nous permet de les réutiliser pour des vols ultérieurs. En utilisant

plusieurs batteries plutôt qu'une seule, nous nous assurons également d'avoir une tension d'alimentation stable et fiable pour le microcontrôleur, garantissant ainsi son bon fonctionnement.

### 6.6.3 Stratégies d'alimentation

Pour assurer l'alimentation du système, nous avons étudié différentes méthodes pour répartir efficacement l'énergie fournie par les batteries entre les différents modules. Notre objectif principal est d'optimiser la sécurité et la durée de vie énergétique du système. Nous avons examiné plusieurs approches et évalué leur pertinence en fonction des exigences spécifiques de notre application. La figure (6.35) montre un récapitulatif de la consommation de chaque module du système.

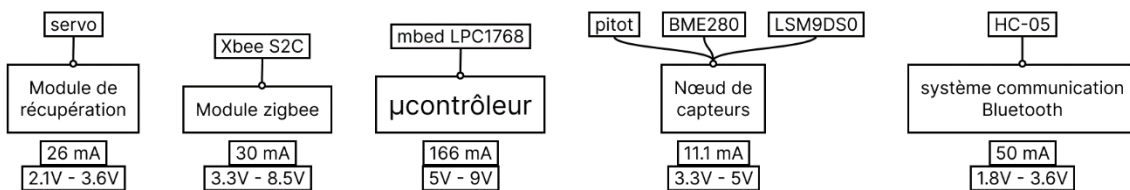


Figure 6. 35 : Les modules du système et leur consommation.

L'approche retenue est la suivante :

- Le système est alimenté par deux sources d'alimentation distinctes. Pour assurer la compatibilité avec le Mbed qui nécessite une tension minimale de 5 V, nous utilisons deux batteries de 3,7 V connectées en série pour obtenir une tension de 7,4 V. Ensuite, nous utilisons le Mbed pour alimenter le module Zigbee et le système de récupération de la fusée séparément du reste du système. Cette approche garantit une sécurité accrue, car elle assure une alimentation indépendante du reste du système pour le système de récupération et la commande Zigbee, renforçant ainsi la fiabilité et la stabilité de ces composants essentiels. Ceci nous évite également de surcharger le microcontrôleur, car dans une version antérieure, tous les modules étaient alimentés par le Mbed.
- Une troisième batterie est utilisée pour alimenter à la fois le capteur et le module de communication Bluetooth.

La figure (6.36) illustre le schéma d'alimentation de l'ensemble du système.

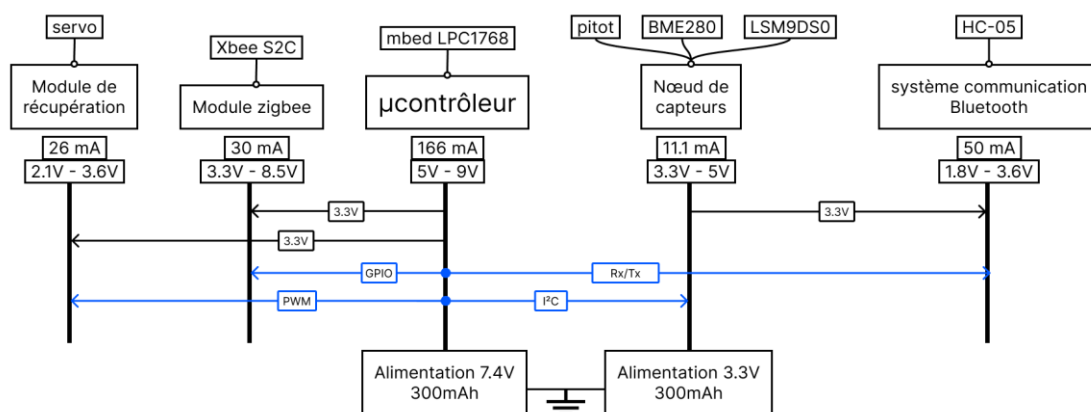


Figure 6. 36 : Stratégie d'alimentation du système.

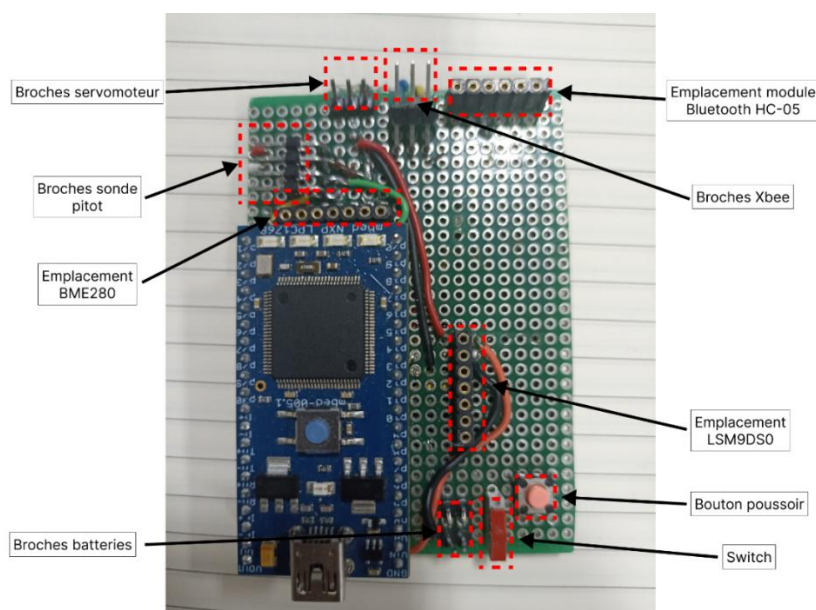
**Remarque :** Pour alimenter le système Bluetooth, nous utilisons la sortie du régulateur 3.3V du LSM9DS0. Selon la documentation, ce régulateur est capable de fournir un courant de 100mA, ce qui est largement suffisant pour le besoin du module HC-05.

#### 6.6.4 Intégration à la carte finale

Cette section traite de la conception et de l'intégration de la carte finale embarquée, en mettant l'accent sur les étapes clés et les ajustements requis pour assurer un fonctionnement fiable et des performances optimales de notre système.

##### Assemblage de la carte

Nous avons monté les différents composants sur une plaque perforée qui respecte les contraintes de dimension imposée par la structure interne de la fusée. La figure suivante montre l'emplacement des différents composants, ou de leurs connectiques :



**Figure 6.37 :** Carte électronique sans les composants.

L'emplacement de chaque composant a été soigneusement planifié afin de maximiser l'utilisation de l'espace limité disponible sur la carte. De plus, il a été essentiel de prendre en compte les forces d'accélération élevées auxquelles la structure sera soumise. Dans cette optique, l'orientation des broches a été choisie de manière à ce qu'elles soient de préférence orientées vers le haut, afin de minimiser les risques de déconnexion lors du décollage de la fusée. Le même principe a été appliqué dans le choix de l'orientation de l'interrupteur (switch). Étant donné que cet interrupteur sert à allumer ou éteindre l'alimentation de la carte, sa position "allumée" a été déterminée en plaçant l'interrupteur vers le bas. Ainsi, lors du décollage, il y a moins de risques que l'interrupteur se mette en position éteinte, garantissant ainsi une alimentation continue de la carte.

Le bouton poussoir sera utilisé pour envoyer des commandes à la carte, permettant ainsi de communiquer des instructions au moment opportun.

## 6.6.5 Logiciel embarqué

L'objectif principal de l'algorithme est d'effectuer des mesures à intervalles réguliers et de stocker les données collectées par tous les capteurs dans des tableaux dans la RAM. Il est également chargé de déclencher le déploiement du parachute au moment approprié. De plus, toutes les données collectées sont stockées localement afin de pouvoir être récupérées ultérieurement sur un ordinateur ou un smartphone connecté en Bluetooth. Pour réaliser ces objectifs, nous avons développé le code embarqué en utilisant une approche basée sur une machine d'état, où chaque état représente une étape distincte du vol de la fusée. Le passage d'un état à un autre est déclenché par des événements correspondant à la transition d'une étape à une autre.

La fréquence de vérification des états dans notre système est fixée à 50 ms, ce qui signifie que chaque état est vérifié et mis à jour toutes les 50 ms. Cela nous permet d'avoir une fréquence de mesure constante comme nous l'avons décidé précédemment lors de la conception du système.

Cette fréquence de mesure régulière est obtenue en utilisant le système de flag. Le système de flag fonctionne en déclenchant une interruption à intervalles réguliers, ce qui permet à notre code embarqué de passer d'un état à un autre et d'effectuer les actions requises à chaque étape. Cette approche garantit une synchronisation précise et une acquisition régulière des données, ce qui est crucial pour assurer le bon fonctionnement de notre système embarqué.

La figure (6.37) montre le graph d'état utilisé.

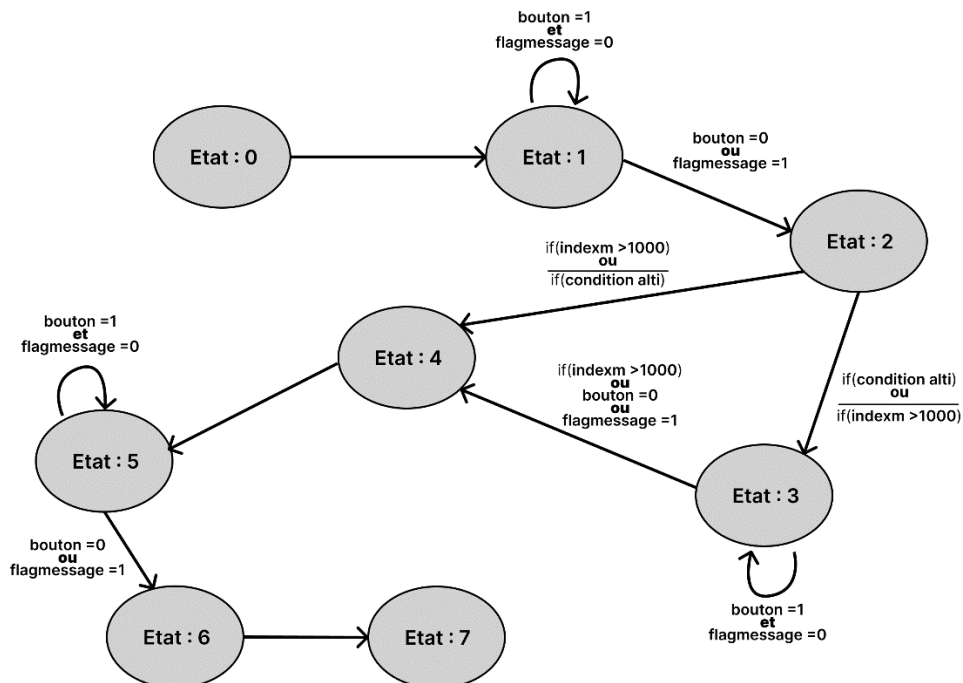


Figure 6. 38 : Graphe d'état du programme embarqué.

**État 0** : L'état initial consiste à calculer la moyenne de la pression atmosphérique  $P_{atm0}$  en prenant 100 mesures consécutives que nous moyennons afin d'avoir une référence en de

pression correspondant à l'altitude zéro de l'expérience. Une fois le calcul terminé, la transition vers l'état 1 se fait automatiquement.

**État 1 :** Cet état est un état d'attente où rien ne se passe jusqu'à ce que le bouton poussoir soit enfoncé ou qu'une commande soit envoyée via Bluetooth (flagmessage) pour démarrer la prise de mesures. On reste dans cet état tant que le bouton poussoir ou la commande Bluetooth n'est pas activé

**État 2 :** Dans cet état, nous effectuons des mesures toutes les 50 ms et vérifions les conditions relatives à l'altitude et au remplissage des tableaux de valeurs. Si l'altitude mesurée est inférieure de 4 mètres à l'altitude maximale enregistrée, nous déclenchons le déploiement du parachute (instruction : condition alti) et passons à l'état 3. Si nous atteignons 1000 valeurs ( $\text{indexm} > 1000$ ), nous passons à l'état 4.

**État 3 :** Avec le parachute ouvert, nous continuons à prendre des mesures. Si nous atteignons 1000 valeurs, si le bouton poussoir est enfoncé ou si la commande Bluetooth est reçue, nous passons à l'état 4.

**État 4 :** Dans cet état, nous enregistrons les données sur le disque local en ouvrant trois fichiers .txt pour y écrire les tableaux de valeurs collectées. Le premier fichier est destiné aux données de pression, de température, d'altitude et de capteur Pitot. Le deuxième fichier est dédié aux données des accéléromètres, tandis que le troisième concerne les données du gyromètre. Une fois les tableaux de valeurs enregistrés dans les fichiers, on passe automatiquement à l'état 5.

**État 5 :** Cet état est transitoire ou un état d'attente. À cette étape, les fichiers sont bien stockés dans la mémoire principale du Mbed et sont en attente d'être récupérés. En appuyant sur le bouton poussoir ou en envoyant la commande Bluetooth nous passons à l'état 6.

**État 6 :** Dans cet état, nous envoyons en série les trois fichiers via le module Bluetooth vers un appareil connecté (PC ou smartphone) équipé d'une application permettant de recevoir les données en série et de les reconstituer en fichiers .txt. Une fois la réception terminée, nous passons automatiquement à l'état 7.

**État 7 :** Le programme reste bloqué dans cet état une fois le transfert des fichiers terminé, permettant ainsi de les récupérer en utilisant une connexion filaire si nécessaire. Pour revenir à l'état initial (état 0), il suffit de réinitialiser le microcontrôleur (Mbed) pour être prêt pour un nouveau lancement.

#### **Remarques :**

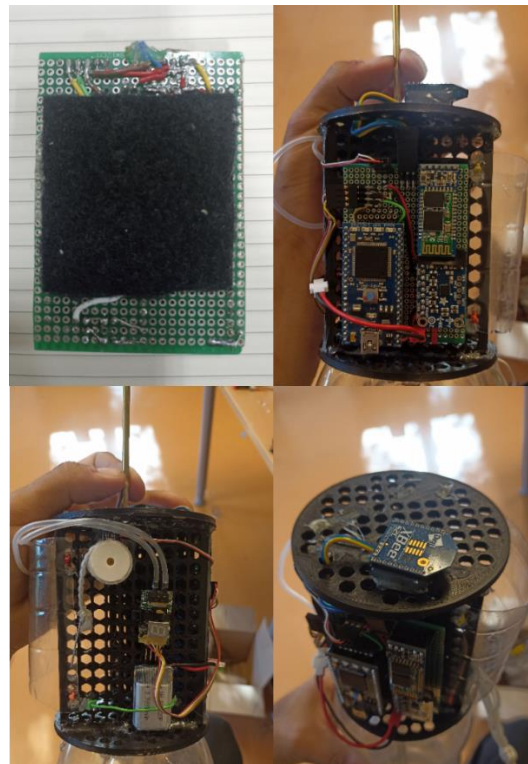
- La commande provenant du module Xbee a la plus haute priorité dans le système. Cela signifie que peu importe l'état actuel du code, si l'on active le déclenchement du parachute via la télécommande, cette action sera immédiatement prise en compte par l'algorithme. Cette mesure a été prise pour renforcer la sécurité du système de récupération.

- Il est important de noter qu'en étant dans l'état 2, si le nombre de mesures dépasse 1000 avant de satisfaire la condition de déclenchement du parachute, la transition vers l'état 4 se produit, empêchant ainsi l'ouverture du parachute, ce qui pourrait poser problème. Cependant, cette situation ne peut pas se produire, car le nombre de mesures nécessaires pour atteindre 1000 prend environ 50 secondes, et il est impossible que la fusée n'atteigne pas son altitude maximale après cette durée. Il convient de souligner que la durée totale du vol est de l'ordre de quelques dizaines de secondes.

### 6.6.6 Montage sur la fusée

La carte est positionnée dans l'emplacement prévu à cet effet. Pour garantir sa fixation, nous avons opté pour la solution suivante : l'utilisation d'un scratch. Ce système consiste à coller une partie du scratch au dos de la carte et l'autre partie sur la structure interne de la fusée. Cette méthode offre plusieurs avantages. Tout d'abord, elle permet de retirer la carte facilement lorsque nécessaire, ce qui facilite les opérations de maintenance et de mise à jour. De plus, le scratch assure un maintien solide de la carte en place, même lors des phases de décollage et de vol, où des forces d'accélération importantes sont présentes.

Les photos de la figure 6.39 montrent le montage final de la carte dans la fusée, mettant en évidence la disposition des composants tels que le servomoteur, le capteur Pitot, le récepteur Xbee pour la sécurité, ainsi que les batteries d'alimentation. Les images illustrent comment ces éléments ont été installés de manière organisée et sécurisée, en veillant à ce qu'ils soient solidement fixés et facilement accessibles.



**Figure 6. 39 :** Montage final de l'instrumentation sur la fusée.

## **Chapitre 7 : Etude Expérimentale**



## 7.1 Réalisation de la fusée

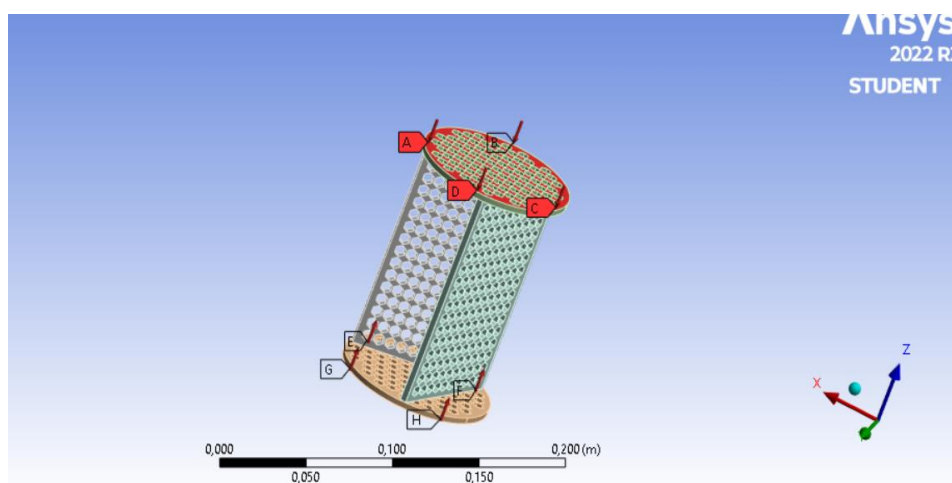
### 7.1.1 Structure

Puisque l'électronique est embarquée dans la fusée à eau, il est important de réaliser une structure qui permet de maintenir en place l'électronique au cours du vol, de la protéger en cas de collision, et aussi abriter le parachute permettant de récupérer la fusée à la fin de la phase balistique du vol.

Nous avons pris comme base de travail la structure réalisée au cours des stages précédents sur les fusées à eau, puisqu'elle s'adapte parfaitement à nos besoins, et nous avons cherché à l'améliorer en diminuant la masse totale de la structure. En diminuant le poids, la structure doit rester résistante de sorte à absorber les chocs et protéger convenablement les capteurs et la carte électronique. Nous avons opté pour une structure alvéolaire. Nous avons d'abord réalisé la conception sur le logiciel « SolidWorks » puis nous avons simulé la résistance aux forces sur ANSYS Structural Static. Puisque la fusée au cours de son vol est soumise à une accélération de 23 G, nous utilisons la formule (7.1) afin de calculer la force appliquée sur l'ensemble de la surface inférieure de la structure.

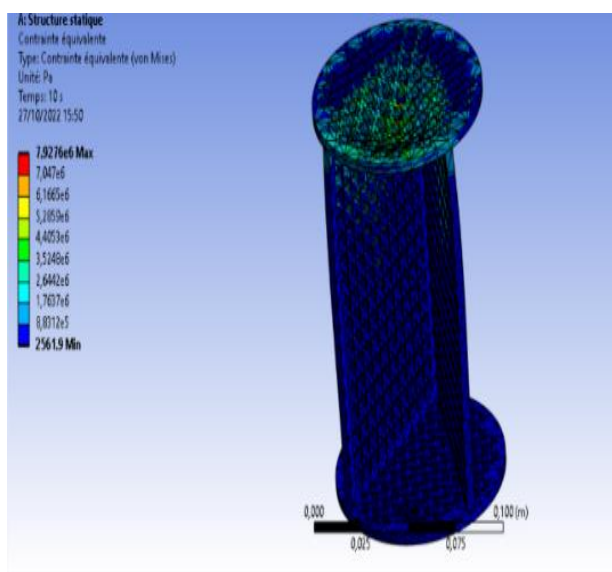
$$Force(N) = Nbre\ de\ G \times accélération\ gravitationnelle \times masse \quad (7.1)$$

En estimant la masse totale de la structure à 0.07 Kg, nous avons une force de 16.1 N. Sur la surface supérieure, la structure n'est soumise qu'à la pression atmosphérique :  $P_{atm} = 101\ 325\ Pa$ . La figure (7.1) représente l'application des forces sur la structure.

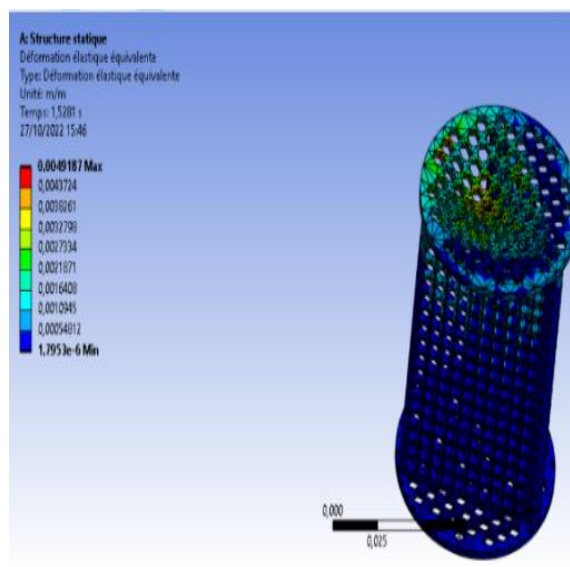


**Figure 7. 1 :** Visualisation de la conception de la structure étudiée sur ANSYS et application des forces de pression.

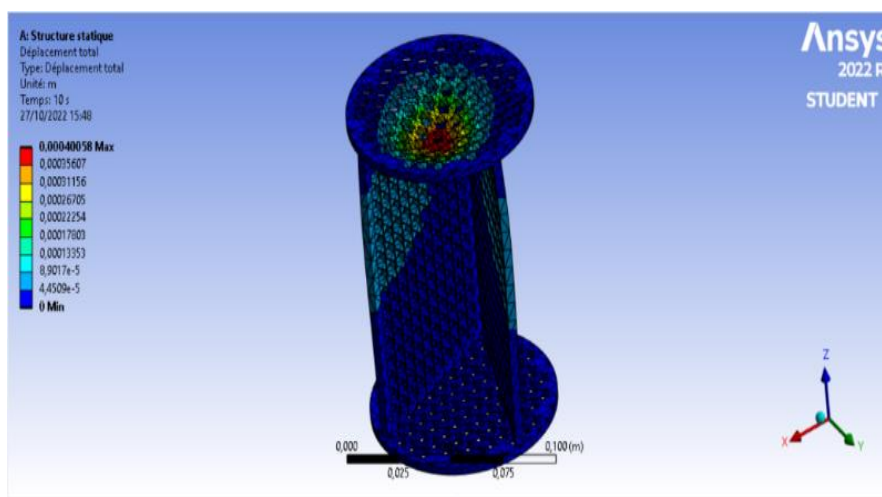
La structure est donc en compression. Les résultats donnés par la simulation sont représentés sur la figure (7.2).



7.1.1 Contrainte équivalente (Von Mises).



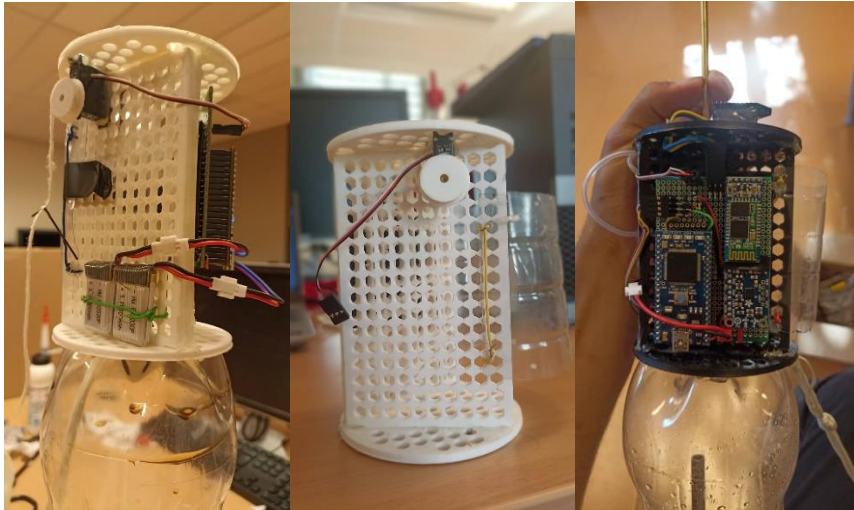
7.1.2 Déformation élastique équivalente.



(c) Déplacement total

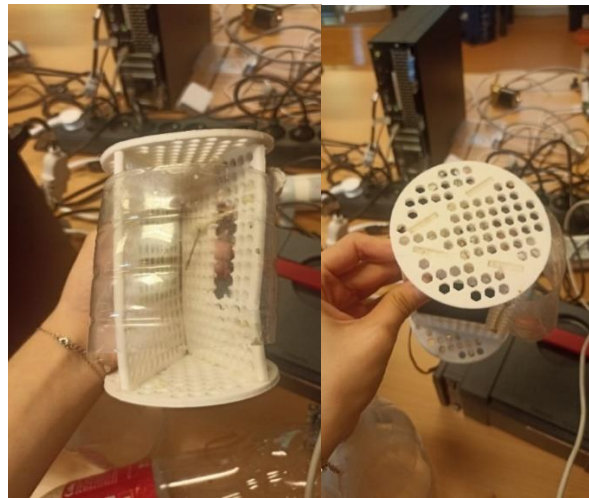
Figure 7. 2 : Résultats de la simulation de la structure sur ANSYS.

Nous pouvons voir que le déplacement ainsi que la déformation élastique sont négligeables sur l'ensemble de la structure. Nous avons donc une structure avec un poids réduit qui peut résister aux forces infligées au cours du vol, ce qui nous permettra de protéger l'électronique mis à bord convenablement. Nous sommes ensuite passés à la réalisation de la structure qui est en impression 3D en utilisant de l'ABS. Le rendu final est donné dans la figure (7.3).



**Figure 7.3 :** Réalisation de la structure en ABS.

Au cours de trois tests, le parachute ne s'est pas déployé à cause d'un problème de contact des fils de batteries, ou s'est ouvert trop tard. La fusée à eau a tendance à tomber directement sur sa coiffe ce qui rend l'électronique directement exposée au danger. Nous avons remarqué qu'à chaque fois, la structure absorbait le choc, se détruisant à la collision et protégeait totalement la carte et les capteurs. A l'issue des trois tests, l'intégralité des pièces électroniques ont été récupérées. La figure (7.4) montre la structure après collision.



**Figure 7.4 :** Photos prises de la structure après chute d'une fusée à eau.

### 7.1.2 Système de séparation des deux étages

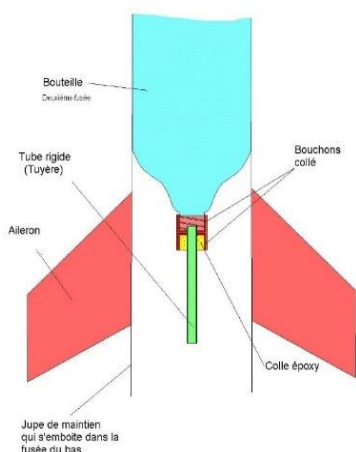
La construction d'une fusée à eau à double étages permet d'étudier les principes de propulsion et de comprendre les concepts fondamentaux de la physique des fusées. Les fusées à deux étages sont couramment utilisées dans les fusées spatiales réelles. La construction d'une fusée à eau à double étages permet donc de modéliser certains aspects des fusées spatiales traditionnelles et d'en comprendre les principes de base.

Les fusées à eau à double étages peuvent atteindre des altitudes plus élevées par rapport aux fusées à un seul étage. En ajoutant un deuxième étage propulsé par de l'eau, on augmente la quantité de poussée disponible et donc la hauteur atteinte par la fusée.

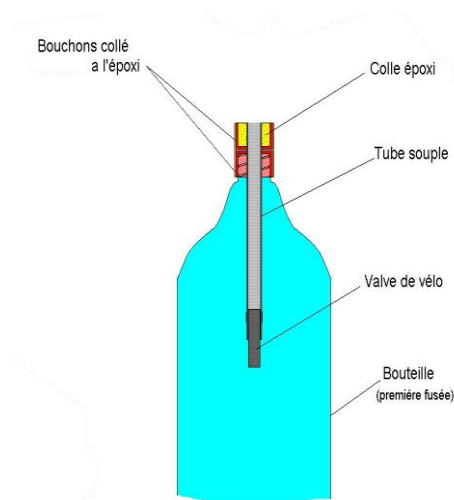
Il convient de noter que la fabrication d'une fusée à eau à double étages présente également des défis techniques supplémentaires par rapport à une fusée à un seul étage. Il faut tenir compte de la stabilité, de la coordination de la séparation des étages et de l'utilisation efficace de l'eau pour optimiser les performances de vol.

Nous nous sommes donc posé la question suivante : « Une fois les deux étages en place, comment permettre la séparation entre les deux au moment opportun ? ». Deux choix se sont proposés à nous : une configuration purement mécanique ou alors une séparation électromécanique. Une recherche dans la littérature [44], nous a permis de trouver un mécanisme simple qui permet de réaliser un séparateur d'étages de fusées en se basant simplement sur les forces de frottement dans la liaison des deux étages. Ce mécanisme de séparation est purement mécanique, facile à mettre en place et moins coûteux qu'un mécanisme électromécanique.

Deux bouteilles représentant chacune un étage de la fusée sont disposées l'une au-dessus de l'autre. On ferme la bouteille du dessus (le 2<sup>ème</sup> étage) avec un bouchon sur lequel on perce un trou. Par ce trou, on fait passer un raccord dans lequel on fixe un tube en laiton rigide de 8mm de diamètre externe et d'une longueur de 80mm. On fixe le raccord au bouchon à l'aide d'un écrou scié pour diminuer le poids. Le tout est collé à l'aide d'une colle époxy. Le tube rigide représentera la tuyère de sortie du 2<sup>ème</sup> étage.



**Figure 7. 5 :** Schéma du module de séparation collée au 2<sup>ème</sup> étage [44].



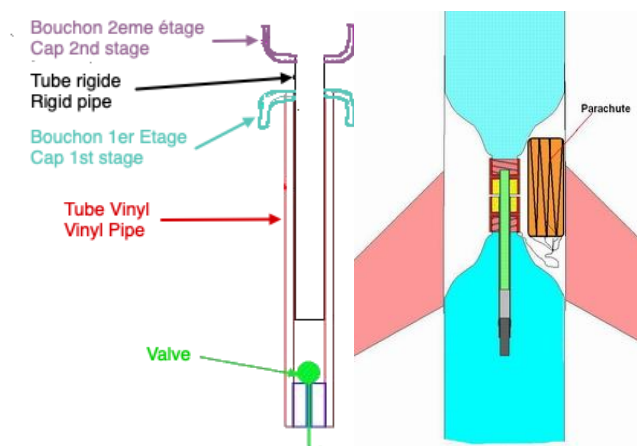
**Figure 7. 6 :** Schéma du module de séparation collée au 1<sup>er</sup> étage [44].

Le 1<sup>er</sup> étage est conçu de sorte à avoir sa partie supérieure permettant à la tuyère d'être emmanchée dans un tube plastique souple (Vinyle) de 8 mm de diamètre intérieur. Une des deux extrémités du tube Vinyle est fixée au bouchon supérieur du premier étage, alors que

l'autre extrémité est fermée par une valve à vélo qui laisse passer l'air uniquement dans le sens premier vers second étage.

Le principe de séparation est le suivant : lorsque les deux étages sont assemblés et qu'on remplit le premier étage d'air comprimé, la valve permet à l'air de remplir également le deuxième étage. Ainsi, la pression à l'extérieur et à l'intérieur du tube en vinyle est la même. Les forces de frottement entre les deux tubes sont suffisamment fortes pour maintenir les deux étages ensemble. Pendant la phase de propulsion du premier étage, la pression diminue dans le réservoir inférieur, à l'extérieur du tube en vinyle, tandis qu'à l'intérieur, la pression reste constante car la valve empêche l'air de circuler de haut en bas. En conséquence de la différence de pression, le tube en vinyle commence à gonfler, ce qui réduit les forces de frottement. Lorsque la force exercée par la pression du deuxième étage sur la valve devient supérieure aux forces de frottement des tubes, le deuxième étage se détache.

Le réglage de la force de frottement des deux tubes doit être suffisamment élevé pour éviter une séparation prématurée, mais pas trop fort pour permettre la libération du deuxième étage au bon moment.



**Figure 7.7** : Schémas détaillés du système de séparation des deux étages [44] [45].



**Figure 7. 8 :** Photos du système de séparation réalisé durant ce stage.

### 7.1.3 Fabrication des ailerons et ailettes

Afin de faire les tests de stabilité, il faut d'abord déterminer la forme appropriée pour les ailettes. Le choix de la forme des ailettes d'une fusée à eau dépend de plusieurs facteurs, notamment de la stabilité, de l'aérodynamisme et des contraintes de fabrication.

Les ailettes sont essentielles pour maintenir la fusée à eau stable pendant le vol. La forme des ailettes doit fournir une stabilité directionnelle, en gardant la fusée orientée vers l'avant. Les ailettes en forme de triangle équilatéral sont souvent utilisées car elles offrent une bonne stabilité. Les ailettes doivent avoir une traînée aérodynamique minimale, ce qui permet à la fusée de voler plus haut et plus vite. Des ailettes minces et profilées réduisent la résistance de l'air. La forme des ailettes doit être réalisable avec les matériaux et les outils disponibles. Les ailettes en carton, en contreplaqué ou en plastique rigide sont couramment utilisées. Il faut s'assurer que la forme choisie peut être facilement découpée et fixée solidement à la fusée. Il est également important de noter que la taille, la disposition et l'angle des ailettes auront un impact sur les performances de la fusée à eau. Nous avons donc au cours de notre stage de début d'année expérimenté des ailettes avec différentes formes et différentes configurations montrées sur la figure (7.9) pour trouver celle qui convient le mieux à nos besoins.



Forme (A) en ABS.



Forme (B) en ABS.



Forme (C) en bois rigide.

**Figure 7. 9 :** Trois formes d'ailettes proposées pour l'empennage de la fusée à eau.

Suite à plusieurs tests de stabilité, nous avons choisi la forme géométrique C (figure). Le dessin technique de la forme est donné en annexe.

Une fois la forme choisie, nous étudions le poids. Même si elles sont très rigides, les ailettes en bois sont massives. Nous devons trouver un compromis entre poids et rigidité pour ce type d'ailettes. Nous avons donc opté pour réaliser la base de ces ailettes en carton léger, puis renforcer le carton en composite avec du tissu de verre et de la résine époxy. Afin de fixer ces ailettes à la structure, nous avons découpé un morceau de bouteille de soda en PET qui s'insérera au corps de la fusée et permettra d'y fixer les ailerons (Figure (7.10)).



**Figure 7.10** : Fixation des ailettes plates sur le jupon de la fusée à eau.

#### 7.1.4 Ailerons multitubulaires

Ces ailerons sont souvent choisis par les concepteurs de fusées à eau à cause de la ressemblance avec les boosters de fusées réelles. Les ailerons annulaires cylindriques, qui ne sont pas directement fixés à la fusée, ont été étudiés par Hoerner [28]. Il a remarqué que lorsque le rapport entre la corde de l'aileron annulaire et son diamètre dépasse 1.5, ces ailerons génèrent une portance deux fois plus importante que les ailerons plats.

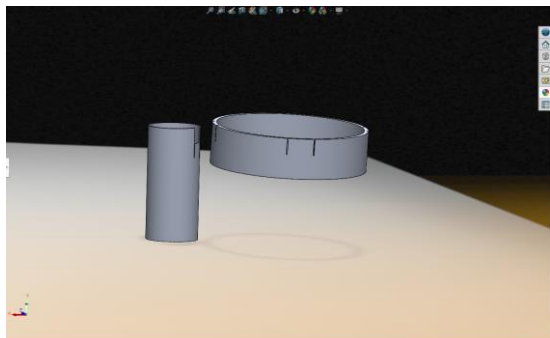
Ce constat, bien qu'il puisse sembler contre-intuitif, encourage l'utilisation d'ailerons annulaires multiples au bas de la fusée, malgré le fait que leur centre de poussée aérodynamique (CPA) soit très proche du bord d'attaque (environ 10 à 15% de la corde), situé plus à l'avant (vers le haut) de la fusée comparé aux 25% des ailerons carrés, par exemple.

En respectant le rapport de Hoerner [28], nous avons décidé de faire l'expérience avec deux formes d'ailerons tubulaires : la première avec des cannettes de soda en feuilles d'aluminium. Elles sont légères et très facile à déformer, ce qui en fait un avantage lors de la conception mais un désavantage en termes de rigidité au cours du vol.

Nous avons fait en sorte que ces ailerons possèdent une longueur de corde de 11cm. Le diamètre interne est quant à lui de 6cm ( $\frac{c}{d} \geq 1.5$ ). Nous avons pris quatre cannettes de soda et découpé les deux parties rigides supérieure et inférieure de chaque canette à l'aide d'un cutter. Ensuite nous avons ouvert la canette en deux avec des ciseaux et nous avons mis chaque feuille d'aluminium aux bonnes dimensions. Nous avons ensuite formé un tube en collant les deux parties de la feuille ensemble, en respectant le diamètre cité et en utilisant de la colle forte en époxy.

Pour faciliter le collage des ailerons, nous avons fait le design d'une pièce en ABS sous forme de cerceau, montré dans la figure (7.11), qui viendra s'ajuster à l'intérieur d'un jupon en

plastique fait de bouteilles de Coca-Cola. Sur la pièce en ABC, nous marquons chaque côté du cerceau afin de s'assurer que les quatre ailerons seront bien positionnés. Enfin, nous effectuons des découpes sur la partie supérieure de l'aileron pour simplifier le collage. Les ailerons apparaissent dans la figure (7.12).



**Figure 7. 11:** Design du cerceau intégré au jupon sur SolidWorks.



**Figure 7. 12 :** Réalisation des ailerons tubulaires en canettes de Soda.

Le second type d'ailerons est en tube en PVC, avec un diamètre de 3cm et une longueur de corde de 6cm. Ces tubes sont beaucoup plus rigides que les ailerons en aluminium mais sont plus petits. Ils sont aussi plus difficiles à réaliser. Nous avons d'abord pris un tube en PVC de 3cm de diamètre. Nous avons ensuite coupé quatre ailerons de même longueur avec une épaisseur minimale.

Attention : Plus l'épaisseur du tube est faible, plus il devient fragile et peut facilement se casser si on y applique une grande pression.

Une fois l'usinage terminé, il faut limer les extrémités des tubes pour avoir un rendu similaire et lisse sur tous les ailerons. Nous effectuons la même procédure que les ailerons en aluminium en ce qui concerne le collage avec la pièce en ABS introduite dans le jupon.



**Figure 7. 13 :** Ajout des ailerons tubulaires en PVC sur la fusée.



**Figure 7. 14 :** Aileron tubulaire en PVC.

### 7.1.5 Réalisation de la fusée à eau à double étage

Toutes les parties citées précédemment étant prêtes, nous sommes passés à la réalisation des corps de chaque étage de la fusée. Pour le premier étage, nous avons découpé deux bouteilles de Coca-Cola d'1L75 au niveau du bas de la bouteille. Puis, nous les avons collées l'une à l'autre comme montré dans la figure (7.15).





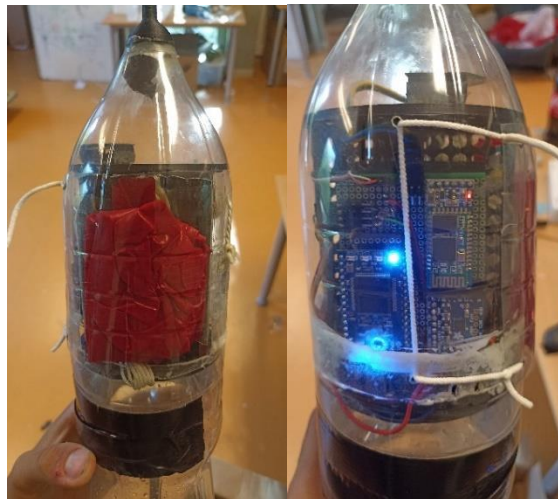
**Figure 7. 15 :** Collage du premier étage de la bouteille.



**Figure 7. 16 :** Renforcement du premier étage en composite.

Une fois les deux parties collées, elles forment un corps de fusée avec un col de chaque côté. Du fait de la coupure que nous avons réalisée, la structure est fragilisée. Si on gonfle le corps, des fuites apparaissent. Pour résoudre ce problème, nous avons renforcé les bouteilles avec du composite. Nous nous assurons que les fibres de verre utilisées sont placées sur la longueur, afin que les forces de traction ne puissent pas séparer les deux bouteilles l'une de l'autre.

Une fois le premier corps réalisé, nous prenons une autre bouteille de Coca-Cola d'1L75. Sur cette bouteille, nous fixons la structure de protection avec son électronique et le parachute sur la base de la bouteille. Cette étape terminée, nous aurons réalisé le deuxième étage. Il faut ensuite ajouter la coiffe de la fusée réalisée sur mesure par rapport à la structure et possédant une porte qui permet au parachute de sortir. Le parachute se déploie lorsqu'il est actionné par un cerveau moteur qui tire une tige. La tige permet de maintenir la porte fermée tout au long du vol et permet au parachute de s'éjecter une fois la tige actionnée. La coiffe possède également un sommet percé afin de fixer la sonde Pitot-statique.



**Figure 7. 17 :** Coiffe de la fusée à eau avec l'instrumentation et le parachute intégrés.

Les corps des étages et la coiffe étant prêts, il faut relier les deux étages par le système de séparation que nous avons réalisé. Le parachute, qui est dans la coiffe, permet de récupérer uniquement l'étage supérieur. Il faut donc rajouter un autre parachute qui se déploiera à la séparation des deux étages et permettra de récupérer le premier étage. Pour ce faire, nous avons, à l'aide d'une feuille en film plastique ayant pour dimensions 304mm x 200mm x 0.45mm,

réalisé une jupe de maintien. Nous avons découpé la partie supérieure de la jupe afin qu'elle s'adapte parfaitement avec les ailerons de l'étage supérieur.



**Figure 7. 18 :** Jupe posée au niveau du système de séparation des deux étages.

Dans cette jupe, nous emprisonnons un parachute attaché au col du premier étage qui se libèrera au moment de la séparation des deux étages et permettra de récupérer le corps du premier étage.

## **7.2 Tests et analyse des résultats expérimentaux**

### **7.2.1 Tests et interprétations**

Au cours des tests nous avons réalisé des lancements avec :

- Une fusée mono étage ayant un corps entièrement renforcé avec du matériau composite (résine et tissu de verre), et des ailettes plates.
- Une fusée mono étage ayant un corps en PET et des ailerons en canettes de soda.
- Une fusée mono étage ayant un corps en PET et des ailerons en PVC.
- Une fusée à double étage ayant une partie du premier étage renforcée avec du composite et qui possède des ailettes plates, et un deuxième corps avec des ailerons tubulaires en PVC.
- Une fusée à double étage ayant une partie du premier étage renforcée avec du composite et qui possède des ailerons en canettes de soda, et un deuxième corps avec des ailerons tubulaires en PVC.

En renforçant le corps d'un étage avec des matériaux composites, nous pouvons atteindre de plus grandes pressions, et donc, de plus grandes altitudes. Le tableau (7.1) synthétise les résultats de nos expériences à partir des données des capteurs embarqués dans la coiffe de la fusée, ainsi que nos observations.

**Tableau 7. 1** : Synthèse des tests et observations pour chaque type de fusée à eau lancé.

Test	Nombre d'étages	Corps	Empennage	Pression initiale (Bar)	Altitude atteinte (m)	Observations
1	1	PET	Ailettes plates	6	52,17	La fusée atteint de grandes altitudes mais on remarque qu'elle n'est pas stable.
2	1	PET	Ailerons en canettes de soda	7	42,1955	La fusée est plus stable que la précédente. Les ailerons ne sont pas rigides, elles sont soumises à des mouvements oscillants.
3	1	PET	Ailerons en tube PVC	7	39.586	La fusée n'est pas stable en début de vol, puis le vent dévie sa trajectoire.
4	1	PET renforcé avec du composite	Ailettes plates	10,2	59,7054	La fusée tourne autour de son axe vertical mais moins que les autres et atteint de grandes altitudes.
5	2	1 <sup>er</sup> étage PET renforcé avec du composite et 2 <sup>ème</sup> étage en PET	1 <sup>er</sup> étage ailettes plates et 2 <sup>ème</sup> étage ailerons PVC	7	-	Déclenchement prématuré du deuxième étage.
6	2	1 <sup>er</sup> étage PET renforcé avec du	1 <sup>er</sup> étage avec ailerons en canettes soda et 2 <sup>ème</sup>	7	-	Déclenchement prématuré du deuxième étage.

composite      étage  
et 2<sup>ème</sup>      ailerons PVC  
étage en  
PET

## Analyse et interprétations

- Concernant la stabilité des fusées à eau monoétage, nous retrouvons les mêmes constatations que celles trouvées en simulation. La stabilité dépend fortement de la forme des ailerons. La forme des ailettes plates que nous avons choisie ne permet pas à la fusée d'être stable au cours du vol. En revanche, les ailerons tubulaires réalisés en canettes de soda donnent un vol plus stable, mais ne permettent pas à la fusée à eau d'atteindre des altitudes aussi grandes que les ailettes plates. Nous expliquons cela de la même manière qu'en simulation : la forme des ailettes plates étant plus aérodynamiques, le coefficient de traînée qu'elles génèrent est donc inférieur à celui des ailerons tubulaires, ce qui permet d'aller plus loin en termes d'altitude.
- Les ailerons tubulaires en PVC quant à eux, ne donnent pas une bonne stabilité. Elles sont plus rigides que les ailerons en aluminium, ce qui leur permet de ne pas osciller, contrairement aux ailerons à canettes de soda. Par contre, nous jugeons que les ailerons en PVC sont trop petits. Leur dimension ne permet pas d'apporter la stabilité à la fusée à eau. De plus, elles se cassent souvent à l'atterrissage, étant donné que leur fabrication requière un usinage sur un tour conventionnel. Il est contraignant de les remplacer après chaque essai.
- Pour les fusées à deux étages, nous n'avons malheureusement pas de données exploitables puisque lors de nos deux tentatives de lancement, la séparation s'est faite prématurément. La première fois, nous avons identifié le problème comme étant la longueur du tube souple jugé trop grande par rapport au tube rigide. Au moment où on comprime le deuxième étage qui est rempli à 1/3 de son volume d'eau, l'eau va passer à travers le tube rigide et remplir l'espace entre ce dernier et la valve. Puisque des forces de pressions sont appliquées sur l'eau, elle aura tendance à vouloir s'éjecter en poussant les parois du tube souple, causant alors la séparation des deux étages avant même le lancement de la fusée.
- Le défaut a été corrigé en diminuant la longueur du tube souple afin d'avoir une intégration totale du tube rigide sur toute sa longueur dans le tube souple. Nous avons, alors, refait un autre essai. Au cours de ce dernier, une fuite s'est produite sur le pas de tir au niveau du premier étage. En comprimant l'air emprisonné dans les deux étages, le 2<sup>ème</sup> étage a atteint une pression de 6 bars. La valve empêche cette pression de diminuer. Malheureusement, à cause de la fuite au niveau du pas de tir, le premier étage ne gardait pas sa pression de 6 bars. Sa

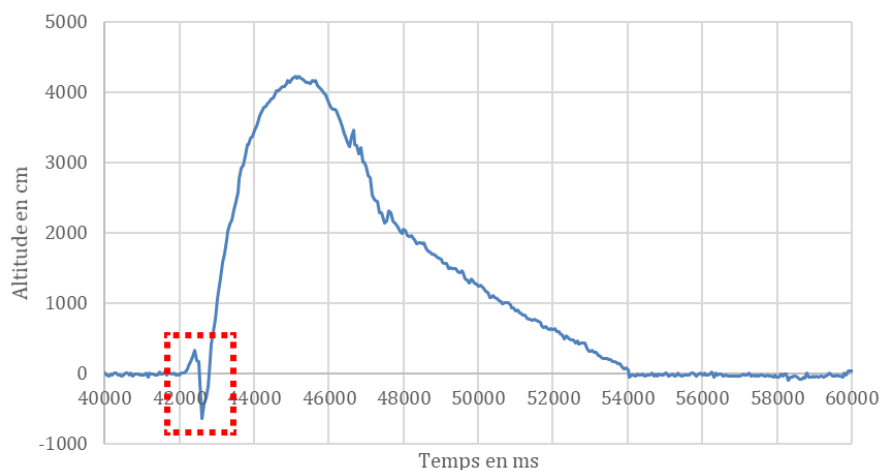
pression chutait rapidement pour atteindre une différence de pression telle que la séparation des étages se produit avant le lancement.

## 7.2.1 Exploitation des résultats des capteurs

Les différents tests de tirs ont été très instructifs et nous ont permis de tirer des enseignements pertinents. Grâce à ces tests, nous avons pu optimiser notre système afin d'améliorer ses performances et sa fiabilité.

### Emplacement de l'altimètre

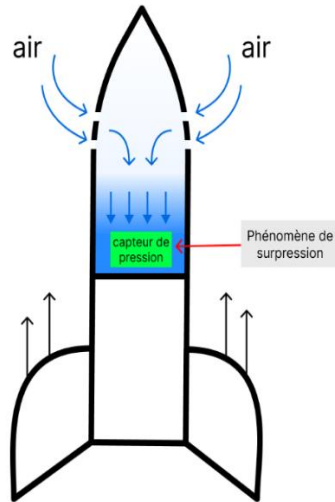
L'altimètre est placé en haut de la structure pour une bonne raison. En effet, dans une version antérieure de la carte le capteur de pression était placé dans la partie basse de la carte, mais suite à des tests de tir nous avons noté des perturbations dans la mesure d'altitude comme le montre le graphique de la figure (7.19).



**Figure 7. 19 :** Valeurs des altitudes données par l'altimètre placé en haut de la carte.

L'observation de la figure précédente révèle un phénomène inattendu : lors du décollage, l'altimètre enregistre une chute brutale d'altitude, alors qu'on devrait plutôt s'attendre à une augmentation. Ce phénomène a été constaté lors de plusieurs lancements. L'hypothèse la plus plausible est qu'il s'agit d'un phénomène de surpression se produisant à l'intérieur de la coiffe de la fusée au moment du décollage.

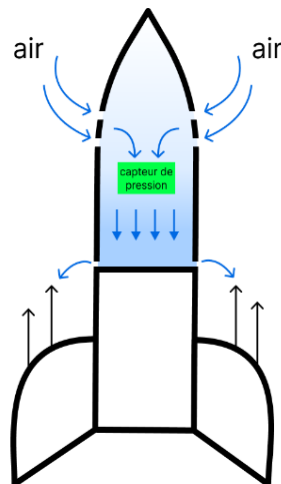
En effet, la structure de la fusée subit une accélération due à la propulsion, tandis que l'air à l'intérieur n'est pas soumis à cette accélération. Par conséquent, l'air a tendance à se tasser au bas de la coiffe, là où le capteur est positionné, ce qui entraîne une augmentation de la pression perçue par le capteur et donc une diminution de l'altitude mesurée.



**Figure 7. 20 :** Représentation du phénomène de surpression.

Pour contrer ce phénomène, nous avons pris des mesures pour éviter la surpression d'air et garantir des mesures d'altitude plus précises. Tout d'abord, nous avons procédé à une modification de l'emplacement du capteur en le positionnant plus haut dans la structure de la fusée. Cette nouvelle position nous permet d'éviter la zone critique où la surpression de l'air est la plus importante.

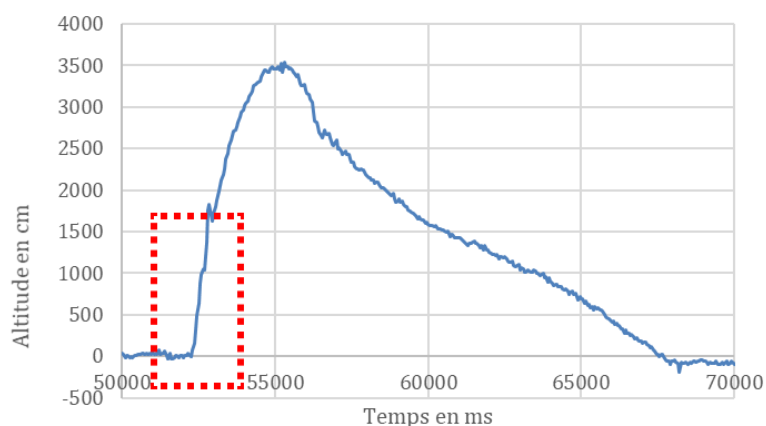
En plus de cela, nous avons pris une autre mesure préventive en ajoutant des ouvertures au bas de la coiffe. Ces ouvertures permettent à l'air de s'échapper lors du décollage, évitant ainsi le tassement de l'air à l'intérieur de la coiffe. Cette stratégie vise à maintenir une pression atmosphérique équilibrée à l'intérieur et à l'extérieur de la fusée, minimisant ainsi les variations de pression mesurées par le capteur d'altitude.



**Figure 7. 21 :** Représentation de la solution proposée au phénomène de surpression.

Suite à ces améliorations, nous avons constaté une nette amélioration dans les mesures d'altitude lors du décollage de la fusée. Les ajustements effectués ont permis de prévenir le défaut de mesure précédemment observé.

Grâce à ces modifications, nous avons réussi à éliminer le phénomène de surpression d'air qui se produisait au décollage, et par conséquent, nous n'avons plus été confrontés au problème de mesure altimétrique. Cela démontre l'efficacité des solutions mises en place pour garantir des mesures d'altitude fiables et précises dès le début du vol.

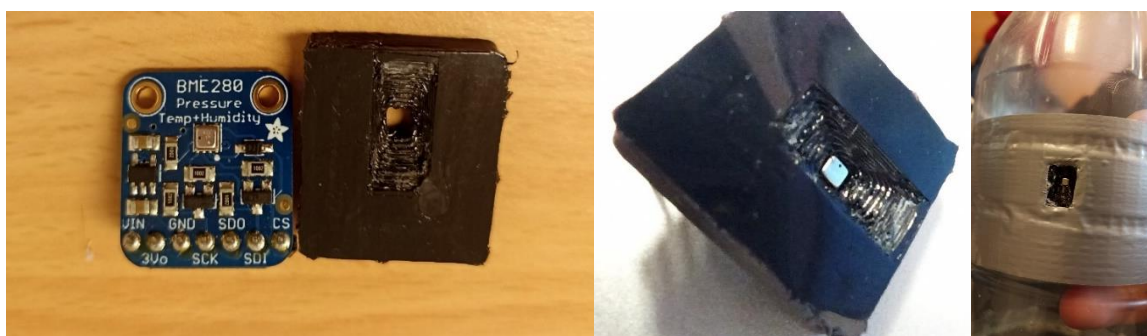


**Figure 7.22 :** Valeurs des altitudes données par l'altimètre placé en haut de la carte.

En analysant la figure précédente, il est clair de constater que le problème d'altitude rencontré lors du décollage a été résolu avec succès. Grâce aux améliorations apportées à notre système, nous avons pu obtenir des mesures d'altitude cohérentes.

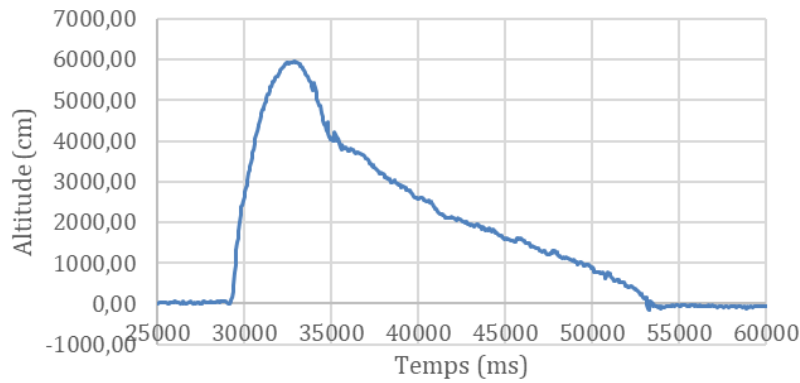
### Alternative à l'emplacement de l'altimètre

Nous avons envisagé et testé une autre position pour le capteur de pression afin d'éviter tout problème de circulation d'air à l'intérieur de la coiffe. Dans cette nouvelle configuration, nous avons placé le capteur à l'extérieur, parallèlement au flux d'air, comme illustré dans les photos montrées dans la figure (7.23).



**Figure 7.23 :** Emplacement extérieur du BME280.

La courbe d'altitude par le capteur dans cette configuration est représentée dans la figure (7.24).



**Figure 7. 24 :** Courbe d'altitude pour un emplacement extérieur du BME280.

On remarque qu'il n'y a aucun problème remarquable dans la mesure d'altitude, c'est donc une alternative intéressante pour la position du capteur de pression.

### 7.2.2 Analyse des données des capteurs

La centrale inertielle est positionnée de telle manière que l'axe x est vertical par rapport au sol et orienté vers le bas. Par conséquent, l'accélération verticale ainsi de la vitesse angulaire verticale est mesurée le long de cet axe (x). Cette configuration n'est pas spécialement privilégiée, mais résulte simplement de l'emplacement du capteur sur la carte. La figure 7.25 illustre la position des axes.

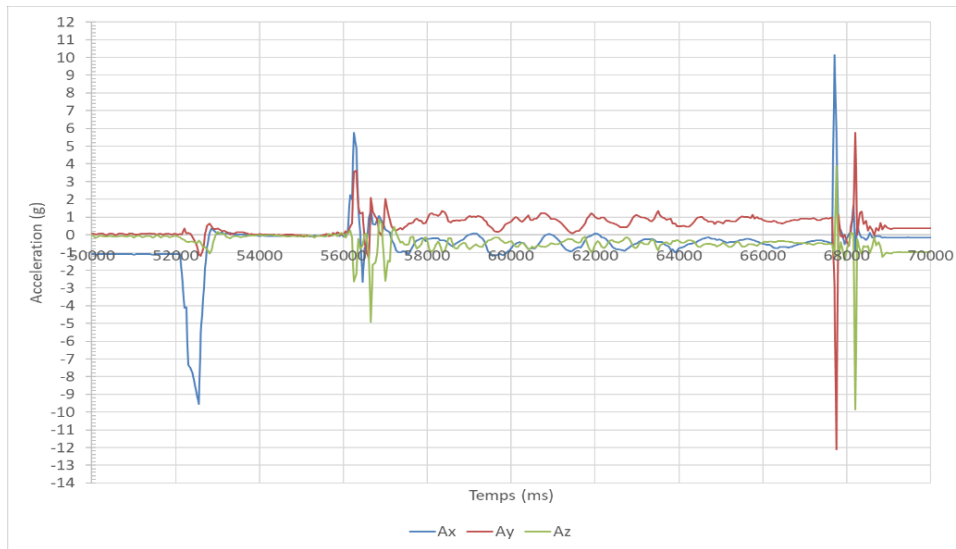


**Figure 7. 25 :** Orientation des axes de la centrale inertielle.

#### Données accéléromètre

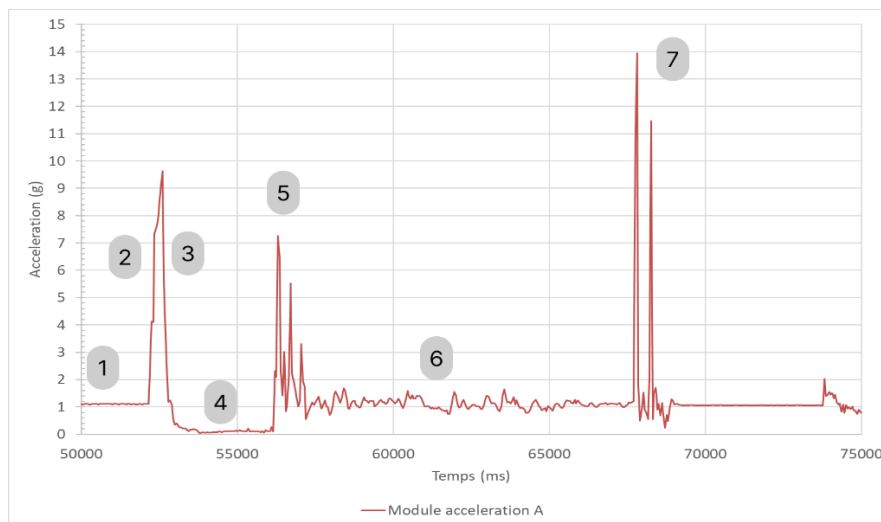
Dans cette section, notre objectif est d'analyser les données fournies par l'accéléromètre et de vérifier leur cohérence. Pour faciliter la visualisation, nous avons représenté les données collectées sur les trois axes (x, y et z) dans un seul graphique. La figure suivante illustre cette représentation, où l'on peut observer clairement les différentes phases du vol.





**Figure 7. 26 :** Courbe des accélérations Ax, Ay et Az.

En utilisant l'outil Excel, nous avons effectué des calculs pour déterminer le module de l'accélération et l'avons représenté graphiquement. Le graphique obtenu présente le module de l'accélération en fonction du temps.



**Figure 7. 27 :** Courbe du module d'accélération et les phases de vol.

On distingue sept phases distinctes de vol mesurer par l'accéléromètre en observant la variation du module de l'accélération A en fonction du temps. On notera que l'axe x est vertical par rapport au sol et orienté vers le sol.

**Phase 1 :** Durant cette phase la fusée est statique, posé sur son pas de tir et dirigé vers le ciel. On constate que l'on mesure un module d'accélération de 1g, ce qui correspond à la répulsion mesurée par le capteur par rapport à l'attraction terrestre qui est également de 1g. Il convient de noter que cette valeur est négative le long de l'axe x, car la force est dirigée vers le haut.

**Phase 2 :** Lors du décollage, le module du vecteur accélération atteint une valeur maximale de 9.6g, ce qui est comparable à l'accélération ressentie par les pilotes de chasse. Il est clair que cette accélération est dirigée dans le sens négatif de l'axe x, ce qui confirme que la fusée subit une poussée allant du bas vers le haut.

**Phase 3 :** c'est la phase de perte de poussé, toute l'eau est éjectée de la bouteille et la fusée décélère progressivement.

**Phase 4 :** Pendant cette phase, la fusée n'est plus propulsée, il n'y a plus d'eau dans la bouteille, mais elle continue de monter en raison de son énergie cinétique résiduelle. Une fois que toute son énergie cinétique est convertie en énergie potentielle, la fusée atteint son apogée et entame sa phase de descente, où elle est en chute libre. Pendant toute cette phase, la fusée est soumise uniquement à son propre poids, ce qui crée un environnement de gravité zéro (zero-g). Les accélérations sont négligeables, mais non nulles, dû aux petites perturbations dans la trajectoire et la force de résistance de l'air dans la phase de chute libre.

**Phase 5 :** le moment où l'accélération augmente brusquement correspond au moment d'ouverture du parachute, la fusée est brusquement ralentie pendant sa phase de descente ce qui engendre des forces dans plusieurs directions comme le montre les relevés des accélérations dans les trois axes.

**Phase 6 :** Durant la phase de descente de la fusée avec le parachute déployé, elle est soumise à la force de gravité ainsi qu'à la résistance exercée par le parachute. Cette phase est caractérisée par de nombreuses perturbations, notamment en raison des mouvements causés par le vent. Cela explique les fluctuations importantes observées dans le module de l'accélération, ainsi que sur chaque axe indépendamment. Les variations de l'accélération sont dues aux mouvements irréguliers de la fusée en raison des conditions atmosphériques changeantes, ce qui affecte la stabilité de la trajectoire pendant la descente.

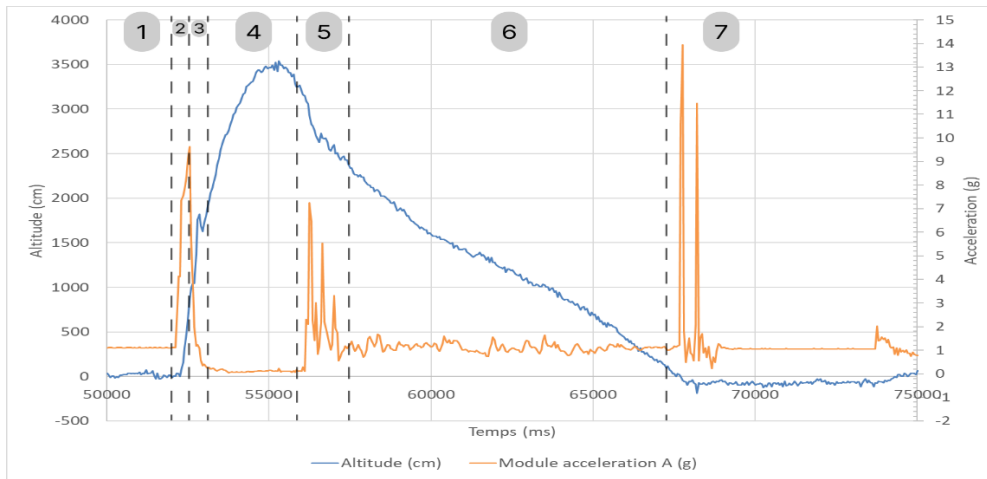
**Phase 7 :** c'est le moment où la fusée heurte le sol, ceci explique la brusque augmentation de l'accélération dans toutes les directions.

### **Conclusion :**

En conclusion, nous pouvons affirmer que l'accéléromètre a correctement fonctionné tout au long de l'expérience. Les mesures obtenues sont en cohérence avec les attentes théoriques, ce qui nous permet de distinguer clairement chaque phase de vol sur les relevés. Les données recueillies ont confirmé la précision et la fiabilité de l'accéléromètre, nous offrant ainsi une compréhension approfondie du comportement de la fusée pendant son vol. Ces résultats renforcent notre confiance dans l'utilisation de l'accéléromètre pour l'analyse et le suivi des mouvements de la fusée, ainsi que pour l'évaluation de sa performance globale.

### **Données Altimètre :**

En superposant les données de l'altimètre avec le module du vecteur d'accélération dans un seul graphique on obtient la figure 7.28.

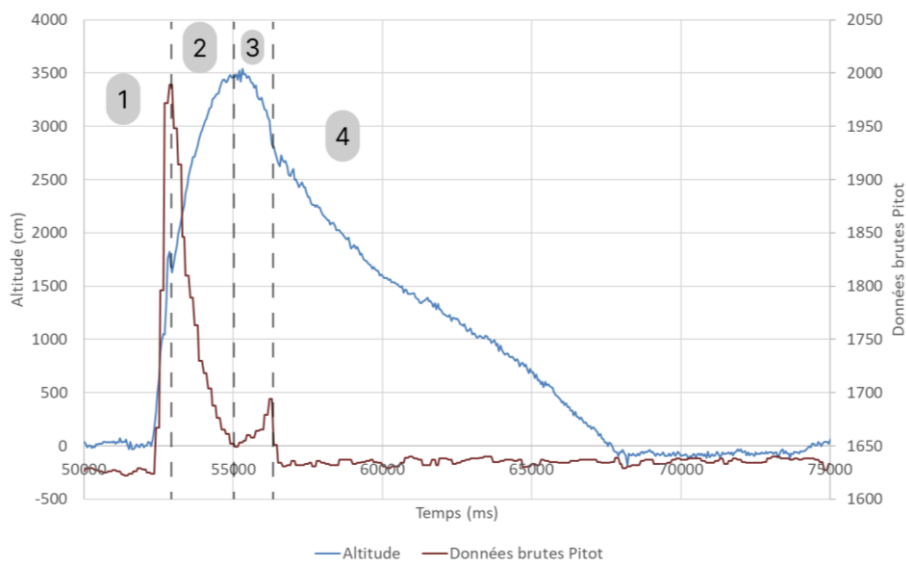


**Figure 7.28 :** Superposition courbes altitude et module d'accélération.

On peut distinctement faire la corrélation entre la variation de l'altitude en fonction du temps avec les 7 phases de vol vu précédemment.

### Données sonde Pitot

En superposant les données de la sonde Pitot-statique avec les données d'altitude on obtient le graphique de la figure 7.29.



**Figure 7.29 :** Superposition courbes altitudes et mesures Pitot-Statique.

On peut distinguer quatre phases distincte explicité dans ce qui suit :

**Phase 1 :** c'est la phase ou la fusée est statique sur son pas de tir ensuite c'est le décollage et d'accélérations positive, la vitesse augmente jusqu'à attendre son maximum

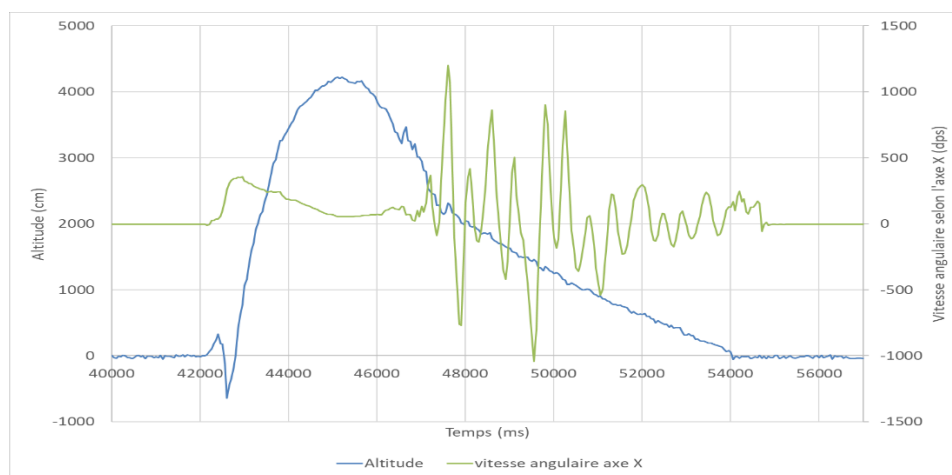
**Phase 2 :** c'est la phase de décélération ou la vitesse diminue jusqu'à s'annuler à l'apogée, on peut le vérifier avec le pique d'altitude à ce même instant.

**Phase 3 :** on voit que la vitesse augmente légèrement, ceci s'explique par le fait qu'avant l'ouverture du parachute, la fusée retombe le nez dirigé vers le sol ce qui permet à la sonde Pitot de capter l'augmentation de vitesse.

**Phase 4 :** la vitesse s'annule car après l'ouverture du parachute, la sonde Pitot-statique est dirigée vers le ciel (c'est l'orientation de chute de la fusée).

### Données gyromètre

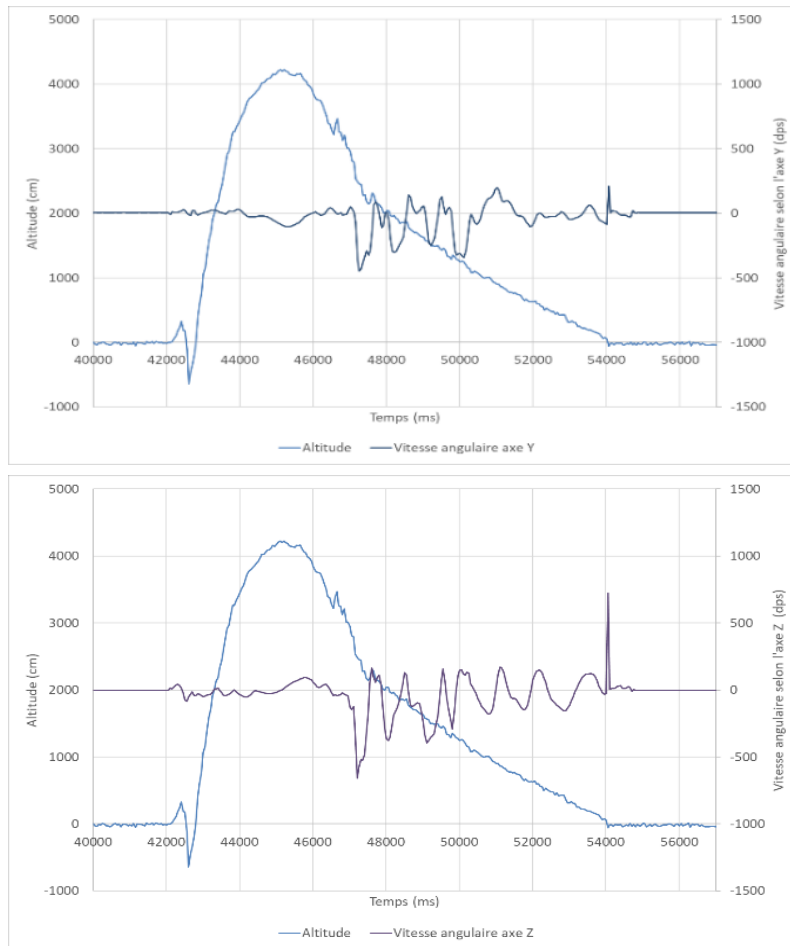
Les graphiques ci-dessous illustrent les données recueillies par le gyromètre sur les trois axes : x, y et z. Pour une meilleure visualisation, nous avons représenté les mesures sur trois graphiques distincts, un pour chaque axe. De plus, nous avons inclus les mesures d'altitude afin d'établir une corrélation entre les variations de la vitesse angulaire selon chaque axe et les différentes phases de vol. Cette approche nous permet de mieux comprendre les mouvements et les changements d'orientation de la fusée tout au long de son vol.



**Figure 7. 30 :** Superposition courbes altitude et vitesse angulaire selon l'axe X.

Lors du décollage, nous pouvons observer une augmentation de la vitesse angulaire autour de l'axe x (vertical), ce qui indique que la fusée effectue une rotation autour de son axe vertical pendant la phase de décollage. Ces mesures sont en parfaite cohérence avec les observations effectuées lors des tests. Après le déclenchement du parachute, nous remarquons que la vitesse angulaire devient très fluctuante, ce qui est tout à fait conforme aux attentes. En effet, après l'ouverture du parachute, la descente de la fusée devient instable et elle effectue des rotations dans différentes directions.

Les deux graphiques présentent les rotations autour des axes y et z, et nous pouvons clairement observer les fluctuations après le déclenchement du parachute.



**Figure 7. 31:** Superposition courbes altitude et vitesse angulaire selon les axes Y (en haut) et Z (en bas).

## Conclusion générale et perspectives

Ce projet vise à étudier et à améliorer les performances d'un système de fusée à eau instrumentée. L'objectif principal est de créer un outil pédagogique innovant qui servira de ressource précieuse pour l'apprentissage des technologies aérospatiales. En étudiant et en optimisant ce système de fusée à eau instrumentée, nous cherchons à offrir aux étudiants et aux passionnés de l'aérospatial une plateforme d'apprentissage pratique et immersive qui soit sûre et peu chère. Cet outil pédagogique permettra aux utilisateurs de se familiariser avec les principes fondamentaux de la propulsion, les lois de la physique et l'instrumentation embarquée en aérospatial.

A travers ce projet, nous avons abordé plusieurs aspects. Tout d'abord, dans le domaine de l'instrumentation, nous nous sommes concentrés sur deux points clés. Le premier consistait à collecter des données sur les différents paramètres de vol. Le second était de garantir la récupération sûre et fiable de l'ensemble de la structure, en tenant compte des contraintes de poids, de taille, d'alimentation et de fréquence d'acquisition. Pour répondre à ces exigences, nous avons conçu une carte électronique intégrant plusieurs capteurs et modules de communication, qui a répondu de manière fiable aux besoins du projet.

D'autre part, nous avons développé un simulateur en langage C dans le but de faciliter l'étude et la conception préliminaire de fusées à eau, qu'elles soient à un ou à plusieurs étages. Nous avons étudié le comportement de l'écoulement diphasique au niveau de la tuyère de la fusée à eau. Nos recherches ont révélé qu'une forme convergente-divergente se forme naturellement lors de la phase de propulsion. De plus, nous avons effectué une étude en soufflerie pour déterminer l'emplacement optimal de la sonde Pitot-statique, et les résultats ont confirmé que le nez de la coiffe de la fusée était l'endroit le plus approprié.

Nous avons également examiné la stabilité de la fusée en comparant différentes configurations d'ailettes et d'ailerons à l'aide du logiciel de simulation "OpenRocket", en particulier pour une fusée à deux étages. Nous avons obtenu des résultats mettant en évidence l'influence de la forme aérodynamique sur la marge de stabilité et l'altitude atteinte par la fusée.

Enfin, nous sommes passés à la phase de construction de la fusée à eau, où nous avons fabriqué les différentes parties. Nous avons réalisé des tests de tir en variant plusieurs paramètres, tels que les matériaux du corps de la fusée, le nombre d'étages et le type d'empennage utilisé. Ces tests nous ont permis de comprendre les phénomènes se produisant autour et à l'intérieur de la fusée pendant son vol, et de proposer des solutions aux problèmes rencontrés lors des essais.

La thématique de ce projet comporte plusieurs aspects différents qui requièrent tous des études complémentaires afin d'améliorer les performances de la fusée à eau. Malheureusement, nous n'avons pas pu explorer tous les angles possibles. Plusieurs perspectives sont à prévoir, par exemple :

- La réalisation de la carte en PCB afin d'optimiser l'intégration des composants du système électronique.
- Refaire l'étalonnage des capteurs de la sonde Pitot-statique dans une soufflerie plus grande qui nous permet d'atteindre de plus grandes vitesses de l'ordre des 100-200 km/h afin d'obtenir des courbes plus réalistes.
- Modifier la taille des ailettes de la fusée ainsi que celle des ailerons afin d'obtenir une marge de stabilité optimum et pouvoir atteindre de plus grandes altitudes.
- Prévoir un système de contrôle pour ajuster les ailettes (système de canards) au cours du vol afin d'améliorer la stabilité de la fusée à eau.
- Ajouter un système de boosters dans le but d'augmenter la force de propulsion de la fusée.

## Références Bibliographiques

- [1] National Aeronautics and Space Administration, «Dr. Robert H. Goddard, American Rocketry Pioneer,» 3 Octobre 2022. [En ligne]. Available: [https://www.nasa.gov/centers/goddard/about/history/dr\\_goddard.html](https://www.nasa.gov/centers/goddard/about/history/dr_goddard.html). [Accès le 18 mai 2023].
- [2] John Bonsor, «Space Technology Applications and Astronomy Research,» 1995-1998. [En ligne]. Available: <https://www.gbnet.net/orgs/staar/about.html>. [Accès le 6 juin 2023].
- [3] PLANET SCIENCES - CNES, «CADRE DE PRATIQUE,» Mars 2005.
- [4] «The Water Rocket Achievement World Record Association,» août 2006. [En ligne]. Available: [http://www.wra2.org/WRA2\\_History\\_Page.php](http://www.wra2.org/WRA2_History_Page.php). [Accès le 3 juin 2023].
- [5] M. L. Hortman, «Development of an Excel® Rocket Simulator for Application in or for Application in,» 2017.
- [6] M. Lustig, Czech Technical University in Prague, Faculty of Electrical Engineering, Department of Cybernetics, 2017.
- [7] «Air Command Water Rockets : Nozzles,» 20 10 2013. [En ligne]. Available: <http://www.aircommandrockets.com/nozzles.htm>. [Accès le 5 05 2023].
- [8] Planete Sciences, «Les fusées à eau, version 2.3,» Note technique Planète Sciences, RIS-ORANGIS, Avril 2010.
- [9] G. B. M. B. F. V. R. P. Valérie BUDINGER, «Instrumentation d'une Fusée à Eau,» *Open Archive Toulouse Archive Ouverte*, 23-26 Octobre 2011.
- [10] F.-Y. C. & H. C. Weng, «Dynamic Characteristic Analysis of a Two-Stage Water Rocket in Flight,» *Journal of the Chinese Society of Mechanical Engineers*, vol. 41, n°15, pp. 605-614, 2020.
- [11] P.-A. Augé, E. BASTIEN, E. DELANGUE et T. GETTI, Mini-fusée : Mesure de pression et communications sans fil courte portée, Ecole Centrale Lyon, CNES, Planete Sciences, 2017.
- [12] F. M. White, Fluid Mechanics, New York : McGraw Hill: 7th ed, 2011.
- [13] R. A. M. M. Utsav KC, «Prediction of Water Rocket Performance,» *2020 Advances in Science and Engineering Technology International Conferences*, 2020.



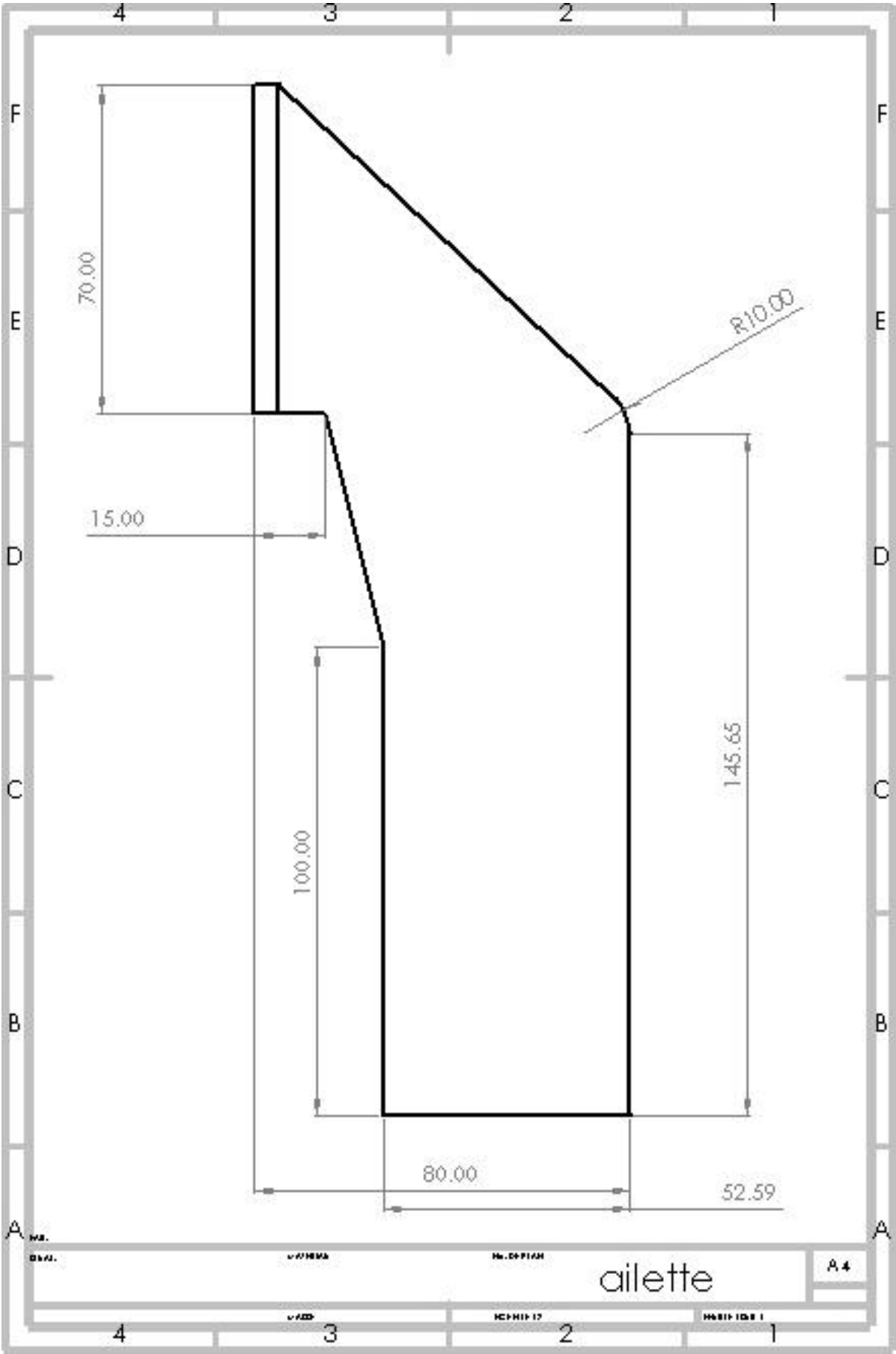
- [14] «TPE code47 Fusée à eau,» [http://fuzeao.free.fr/doc\\_tpe.htm](http://fuzeao.free.fr/doc_tpe.htm).
- [15] J. D. Anderson, *Modern compressible flow : with historical perspective*, Boston : McGraw-Hill, 2004.
- [16] M. J. Turner, *Rocket and spacecraft propulsion: Principles, Practice and New developments.*, 3ème éd., Springer.
- [17] M. Mulsow, «Modelling and optimisation of multi-stage water rockets,» Faculté de mathématiques et sciences naturelles Université Ernst Moritz Arndt de Greifswald, 12 juillet 2011.
- [18] Y. I. Eiji Toma, «The Method for Optimum Design of Water Rocket Flight Stability Performance Conditions Using CAE with T Method and Robust Parameter Design,» *Journal of Applied Mathematics and Physics*, vol. 9, pp. 2669-2697, 8 Novembre 2021.
- [19] J.P.SOULARD, «La fusée à eau,» *Buletin de l'union des physiciens*, vol. 85, n° 732, pp. 517-532, Mars 1991.
- [20] A. Boukhari, «Notes de cours de gazodynamique,» 1429-2008.
- [21] ANSYS, «Turbulence Modeling, Introduction to ANSYS Fluent,» 2014.
- [22] Wilcox, David C., «"Turbulence Modeling for CFD",» 2006.
- [23] ANSYS, «Overview and Limitations of the VOF Model,» 23 janvier 2009. [En ligne]. [Accès le 21 mars 2023].
- [24] B. Engineering, *Water Rocket Fluid Dynamics @ 12684*, 2022.
- [25] Planere Sciences, CNES, «Le vol de la Fusée, Stabilité et Trajectoire,» juillet 2008.
- [26] G. A. C. Sr, «The descriptive geometry of nose cones,» *Scribd*, 1996.
- [27] Wikipédia, «Aérodynamique de la pointe avant,» 23 janvier 2021. [En ligne]. [Accès le 30 avril 2023].
- [28] S.F.Hoerner, *Résistance à l'avancement dans les fluides*, Paris, Gauthier-Villars, 1965.
- [29] Wikipédia, «Stabilité aérodynamique de la fusée,» 12 octobre 2022. [En ligne]. Available:  
[https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Stabilit%C3%A9\\_a%C3%A9rodynamique\\_de\\_la\\_fus%C3%A9e&action=history](https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Stabilit%C3%A9_a%C3%A9rodynamique_de_la_fus%C3%A9e&action=history). [Accès le 15 mai 2023].
- [30] M. Délèze, «Tables numériques de l'atmosphère standard en fonction de l'altitude.,» [En ligne]. Available:

<https://www.deleze.name/marcel/physique/TemperaturesEbullition/index.html>. [Accès le 12 mai 2023].

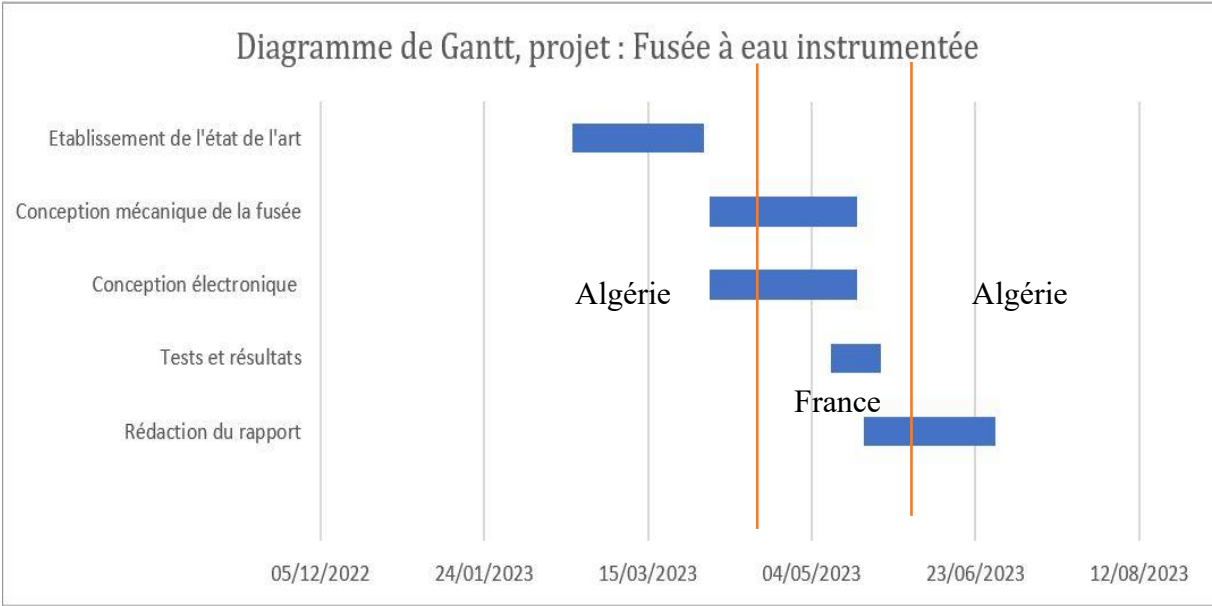
- [31] BOSCH, *BME280 Combined humidity and pressure sensor*, 2018.
- [32] Electro Peak, «Interfacing BME280 Barometric Pressure Module with Arduino,» [En ligne]. Available: <https://electropeak.com/learn/interfacing-bme280-barometric-pressure-module-with-arduino/>. [Accès le 4 mai 2023].
- [33] Baumer for sensors, «Le fonctionnement et la technologie des capteurs de pression,» [En ligne]. [Accès le 02 05 2023].
- [34] S. g. s. Excellence, «Compensation de température: la clé de la précision,» [En ligne]. Available: <https://www.stssensors.com/fr/blog/2020/06/30/temperature-compensation-the-key-to-precision/#:~:text=Les%20fabricants%20de%20capteurs%20de,impr%C3%A9cision%20de%20la%20mesure%20augmente>. [Accès le 08 05 2023].
- [35] AOIP, «Pourquoi la température est elle si importante pour la mesure de pression,» RCS Evry 447 524 794.
- [36] A. Makni, «Fusion de données inertielles et magnétiques pour l'estimation de l'attitude sous contrainte énergétique d'un corps rigide accéléré,» 2016.
- [37] F. T. Alaoui, *Navigation des personnes aux moyens des technologies des smartphones et des données d'environnements cartographiés*, 2019.
- [38] ST life.augmented, *LSM9DS0 iNEMO inertial module: 3D accelerometer, 3D gyroscope, 3D magnetometer*, 2013.
- [39] Explorateur, «Le tube de Pitot : un incontournable de la mécanique des fluides,» 23 mai 2019. [En ligne]. Available: <https://explorateur.univ-toulouse.fr/le-tube-de-pitot-un-incontournable-de-la-mecanique-des-fluides>. [Accès le 28 mai 2023].
- [40] D. Guo, «Tube de Pitot : Un dispositif pour mesurer la vitesse du flux d'air,» College of Engineering, Technology, and Aeronautics (CETA), Southern New Hampshire University (SNHU), Manchester, New Hampshire. [En ligne]. [Accès le 29 avril 2023].
- [41] Eagle Tree System, «Instruction Manual for the Airspeed MicroSensor V3,» 2008.
- [42] DIGI, *XBee®/XBee-PRO S2C Zigbee user guide*.
- [43] DIGI, «Digi XBee Tech Tip: Digital IO Line Passing with XBee,» 2015. [En ligne]. Available: <https://www.digi.com/blog/post/2015/xbee-tech-tip-digital-io-line-passing-with-xbee>.

- [44] P. Benovici, «Séparation d'étage,» Zorclub, 1 avril 2016. [En ligne]. Available: <http://zorclub.fuzeao.org/technique-paysimat/>. [Accès le 1 mai 2023].
- [45] A. Juge, «Contribution sur les fusées à eau, Les fusées multi-étages,» 1 octobre 2022. [En ligne]. Available: <http://alain.juge.pagesperso-orange.fr/Francais/Multietage.html>. [Accès le 1 mai 2023].
- [46] F. Lacombe, Vérification et validation d'une loi de paroi consistante du modèle de turbulence K-w SST, Montréal: Polytechnique Montréal, PolyPublie, 2017.

**Annexe 1 : Dessin technique d'une ailette plate utilisée sur la fusée à eau.**

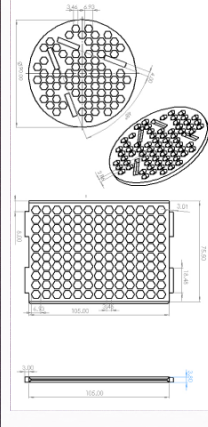


# Annexe 2 : Diagramme de GANTT

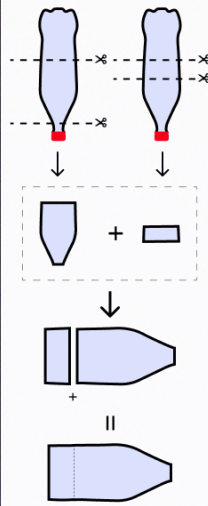


**Annexe 3 : Kit pédagogique pour la construction et la mise  
en vol d'une fusée à eau à double étages.**

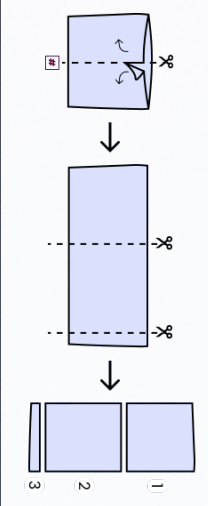
**1** Dessiner sur le logiciel SolidWorks les deux formes suivantes qui représenteront la base et les parois de la structure.\*



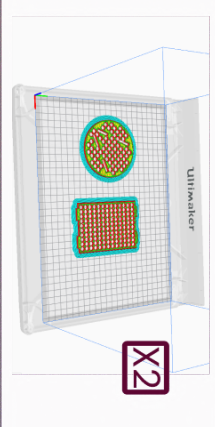
**1** Découper deux bouteilles de Coca Cola\* selon les indications de la figure, puis les coller ensemble. La structure résultante servira de coiffe pour la bouteille.



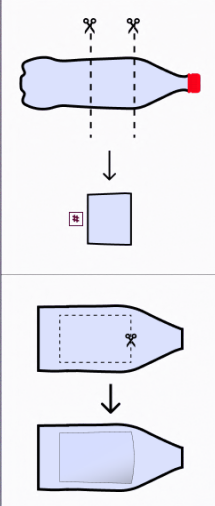
**4** Reprendre la bande (#) présentée. La découper en deux avec des ciseaux puis couper trois parties distinctes. Le morceau 1 servira de porte.  
 • Le morceau 2 servira de déflecteur.  
 • Le morceau 3 servira de accroche pour la gâchette.



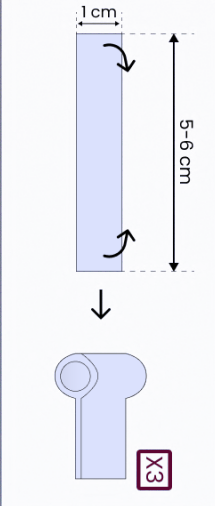
**2** Imprimer deux copies de chaque forme à l'aide d'une imprimante 3D. Matériau: ABS.



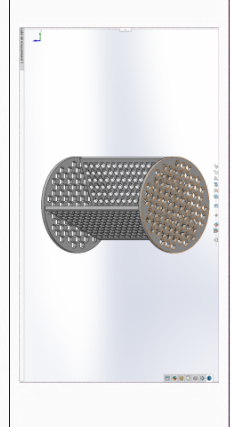
**2** Retirer d'une troisième bouteille la bande du milieu (#) et la préserver de côté. Reprendre la coiffe et réaliser une ouverture comme représentée sur la figure à l'aide de ciseaux ou d'un couteur.



**5** Prendre le morceau 3 et en couper trois bouts. Replier chaque bout sur lui-même et le coller de sorte à ce que sa forme ressemble à la figure suivante :

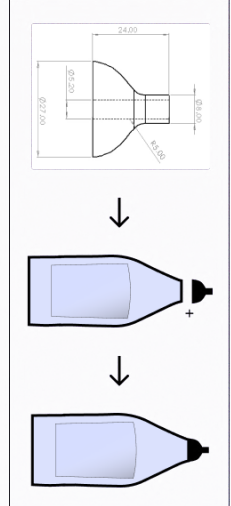


**3** Assembler les pièces comme suit\*\*.

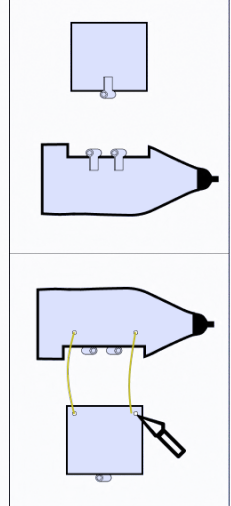


**3** Imprimer en ABS une pièce qui sera placée au nez de la coiffe, le trou à l'intérieur de la pièce permet de placer la sonde Flot.

\* Dans tout le kit, nous utilisons exclusivement des bouteilles de Coca Cola d'1l/5.

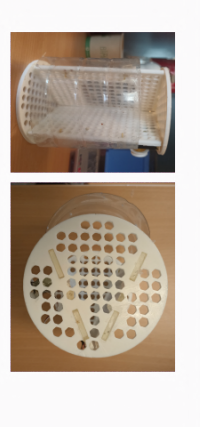


**6** Coller un des bouts de pastique à une extrémité de la porte et les deux autres à la coiffe. Réaliser deux trous de 3 mm de diamètre sur l'autre extrémité de la porte et deux autres trous sur la coiffe. Faire passer des élastiques de sorte à relier la porte à la coiffe.

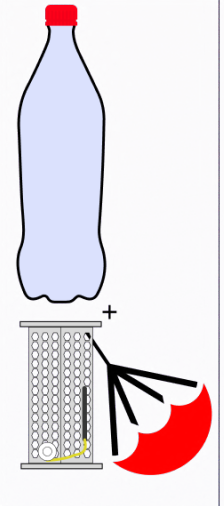


Coiffe

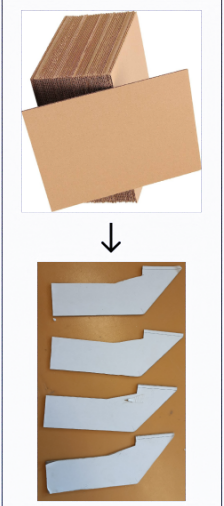
**7** Coller le morceau 2 au deux parois de la structure.



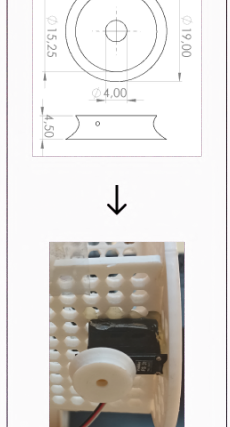
**1** Insérer et fixer le parochute entre les deux parois de la structure. Coller la structure à la base d'une bouteille Coca Cola.



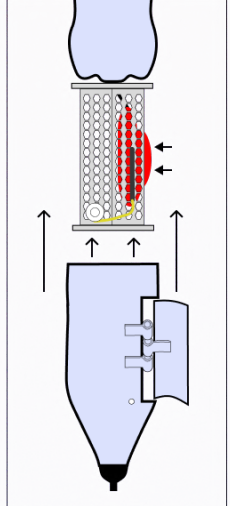
**1** Prendre du carton de 2 mm d'épaisseur et découper quatre ailettes selon le dessin technique donné dans l'annexe jointe.



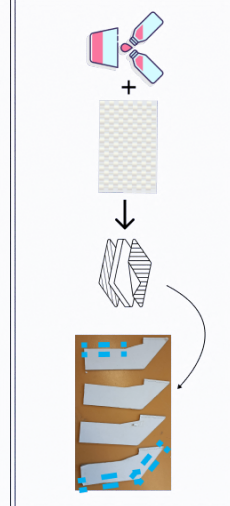
**8** Imprimer en ABS une poutre avec les dimensions montrées ci-contre. Insérer la poutre du servo-moteur (FS 31 PICO).



**2** Plier le parochute à l'intérieur de la structure. Insérer la structure dans la coiffe.

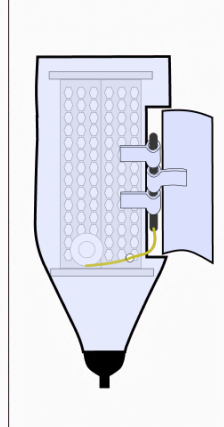


**2** Renforcer les bords des ailettes avec de la résine et du tissu de verre.

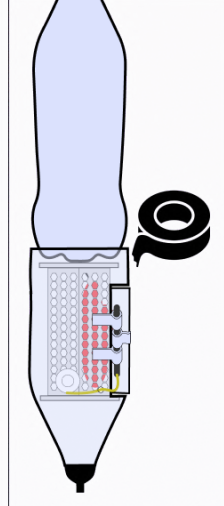


**9**

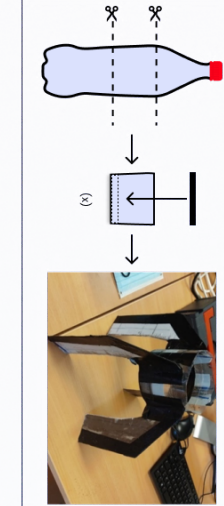
Rajouter un fil collé à la poutre d'une extrémité et à la gâchette de l'autre. Le fil doit être assez long pour passer dans les accroches et retenir la porte.



**3** Poser du ruban adhésif afin de fixer la coiffe sur la bouteille. Vous avez réalisé le corps et la coiffe de la fusée à eau.



**3** Découper une bande (X) de largeur de 7 cm au milieu de la bouteille. Insérer un cerceau en ABS et le coller à l'intérieur de la bande. Fixer avec du ruban adhésif et de la colle les ailettes à la bande disposées à 90° l'une de l'autre.



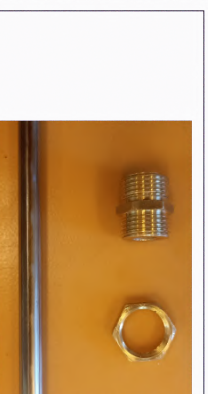
Assemblage

Ailettes

**1** Couper deux bouteilles à 8cm à partir du bas puis coller les deux parties supérieures ensemble. Les deux goujons forment la structure.



**4** Prendre une longueur de 8cm d'un tube en laiton rigide de 8mm de diamètre externe. Percer un bouchon de Coca Cola avec un trou de 12,2 mm.



**7** Prendre un tube en Vinyle souple de 8mm de diamètre interne, 12 mm de diamètre externe et de 10cm de longueur. Coller deux bouchons de Coca ensemble dos-à-dos, les percer d'un trou de 12,2mm et coller la première extrémité du tube dans le trou.



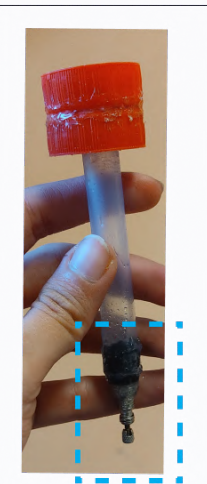
**2** Rouler du composite pour solidifier la structure. Utiliser la resine Epoxy (Epo2) avec un rapport de 100/20. Puis rajouter du tissu de verre et scasser la mixture les fibres selon la direction longitudinale de la bouteille. Bien enduire, laisser sécher au moins 10h.



**5** Par ce trou, faire passer le tube. Prendre un raccord bicoxe droit. Mâle. Mâle de 8mm de diamètre interne et 12 mm de diamètre externe. Découper et scouder en deux. Insérer le bouchon dans le raccord en ajoutant du téflon, le fixer avec le cou. Insérer le tube dans le raccord et coller le tout avec de la colle.



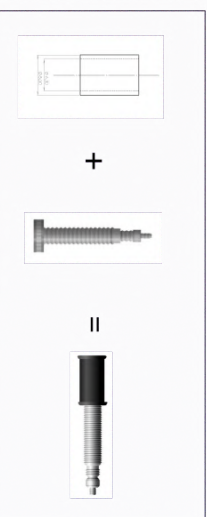
**8** Coller la pièce imprimée à l'intérieur de la deuxième extrémité du tube vinyle



**3** Visser la tuyère à la structure dans l'un des deux goujons.



**3** Imprimer en ABS la pièce montrée dans la figure ci-contre. Coller une valve de vélo à l'intérieur de la pièce.

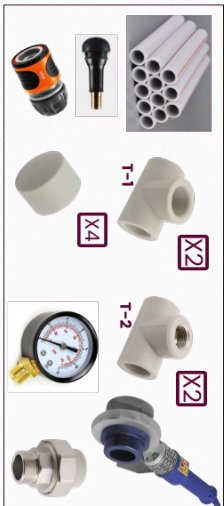


**9** Visser la partie réalisée avec le tube vinyle au goulot de la bouteille renforcée en composite. L'autre partie (avec tube rigide) sera placée sur le goulot du premier étage. Le tube rigide s'insère à l'intérieur du tube souple.

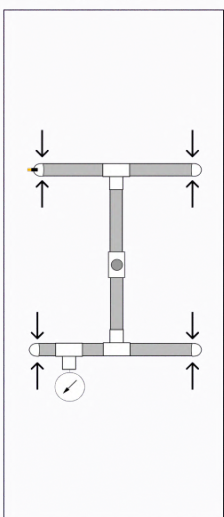


**1** Vous avez besoin de :

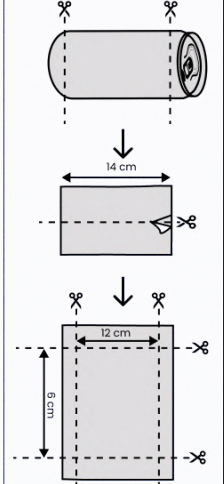
- 1 Tube en PPR, d'un diamètre de 20 mm de longueur de 20 mm de diamètre.
- 2 Joints en T PPR.
- 4 Joints bouchons en PPR.
- 1 Monomètre.
- 2 Joints T métal PPR
- 1 Valve de voiture.
- 1 Raccord de tuyau d'arrosage.
- 1 Raccord mâle-femelle.
- 1 Machine à souder.



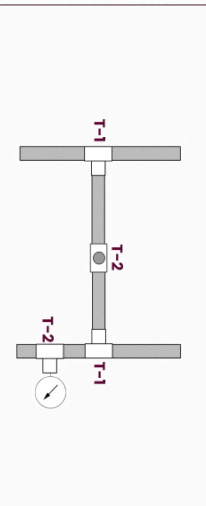
**4** Souder les quatre bouchons PPR sur les quatre extrémités du schéma déjà réalisé y compris celui avec la valve de voiture.



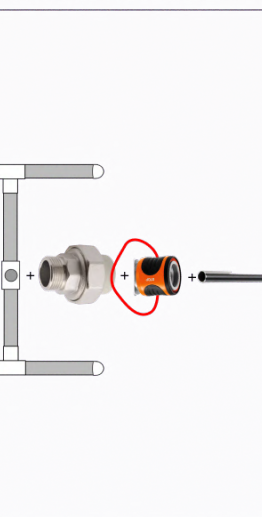
**1** Prendre quatre canettes de soda. Retirer la partie supérieure et inférieure de chacune d'elles. Le bout restant doit avoir une largeur de 14cm. Découper la partie restante en deux et l'aplatir sur une table. Réduire la largeur à 12 cm, et la longueur à 6 cm.



**2** Couper le tuyau en 7 morceaux d'égal longueur. Couper l'un des morceaux en deux et les souder à la jonction monomètre. Souder bout-à-bout les tuyaux aux jonctions en T. Former le schéma suivant :



**5** Insérer un raccord mâle femelle suivi du raccord de tuyau d'arrosage sur le quel est collé un tube en acier creux de 25cm. Ici, nous avons choisi un raccord de type Gardena. Fixer un gros fil d'une longueur de 5 cm aux deux extrémités de la partie amovible du raccord (ici en rouge).



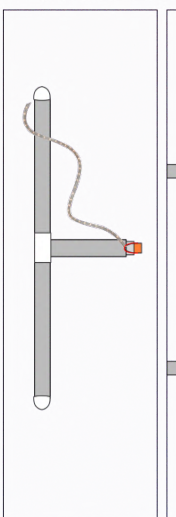
**2** Joindre les deux extrémités de la longueur ensemble et les coller de sorte à former un diamètre de 5 cm. Utiliser des bouts de bois, des pinces et des morceaux de plastiques afin de garder la forme en pièce ou cours du séchage de la colle.



**3** Prendre une jonction bouchon, la percer, ensuite insérer la valve de voiture dans le trou en forcé.



**6** Prendre une corde fine d'une longueur minimale de 50 cm, la nouer au fil fixé. Cette corde nous permet de lâcher la structure au lancement en tirant dessus.



**3** Faire deux incisions sur le haut de la canette en évitant de couper la languette. Plier légèrement la languette. Découper une autre bande (X) collée à son cercueu. Coller la bande (X) entre la languette et le corps de la canette.



Pas de tir

Ailerons en canettes de soda



# Assemblage des deux étages (Précédure)

**1** Incliner la bouteille. Ouvrir la tuyère. Remplir 852 g\* d'eau. Faire attention à ne pas renverser l'eau par l'autre goulot.



**4** Incliner la bouteille non renforcée (2ème étage). Remplir avec 522 g d'eau. Remplir le goulot avec la partie supérieure du séparateur d'étage. Ajouter le Jupon avec les diodes plates.



**7** S'assurer qu'aucune fuite d'eau n'apparait au niveau du séparateur d'étage.



**2** Placer la partie inférieure du séparateur déloges sur le goulot supérieur du premier étage de la fusée. La valve à vélo doit être entrouverte.



**5** Assembler le séparateur délogé en insérant le tube rigide dans le tube souple en vinyle.



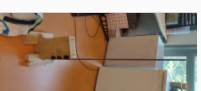
**8** S'assurer que le premier étage est bien accroché au pas de tir.



**3** Attacher un parochute au goulot du premier étage. Enrouler le parochute sur lui même et l'empêcher dans le film plastique.

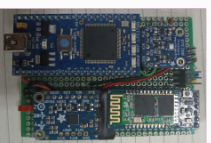


**6** Accrocher légèrement la fusée à double étages à une tige en carton longue pour permettre à la fusée de rester droite.

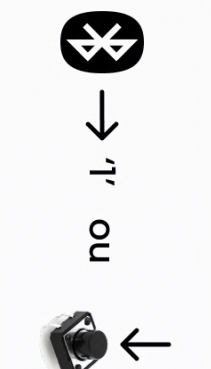


**9** Il est maintenant temps de passer à la partie électronique de la procédure.

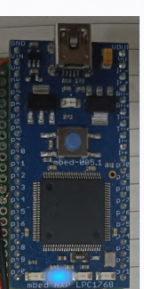
**1** S'assurer que les capteurs sont bien en place. Vérifier la connectique. S'assurer que les batteries sont chargées. Bien fixer la carte à la structure. Ajouter du scotch pour maintenir les batteries bien en place.



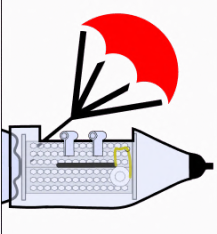
**4** La led 1 va clignoter, c'est la prise d'initialisation. Une fois que la led 1 est allumée en continu, l'initialisation est finie. Lancer les mesures une fois que la pression voulue dans la fusée est atteinte. Pour commencer à mesurer, appuyer le caractère '1' par Bluetooth ou en cliquant une fois sur le bouton poussoir.



**7** Lorsque la led 3 est allumée, cela signifie que les mesures sont stoppées et que les fichiers sont stockés dans la mémoire flash.



**2** Avant de commencer le tir : Brancher la télécommande Zigbee. Procéder à un test de libération de parachute. Si le test est bon, vous pouvez continuer, sinon revoir la commande Zigbee et le système de libération du parachute.



**5** La led 2 s'allumera quand les mesures seront lancées. A ce moment là, appuyer sur la gâchette/la corde à pas de tir et libérer la fusée rapidement. Il n'y a que 50 secondes d'enregistrement !



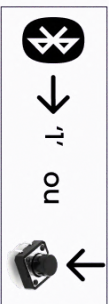
**8** Il faut maintenant les récupérer en Bluetooth ou par Bluetooth : Déconnecter le Bluetooth du téléphone s'il est toujours connecté. Reconnecter la carte au PC en Bluetooth en cliquant le programme Python. La led 4 s'allume lorsque les données commencent à se transférer au PC, les 4 LEDs allumées signifient que le transfert est terminé.



**3** Placer la fusée sur le pas de tir et commencer à pomper à l'aide d'une pompe à vélo. Strécher à 2,5 bars tout en maintenant la fusée pour vérifier qu'il n'y a pas de fuite. Une fois la vérification terminée, allumer la carte (pousser la switch vers le bas) et continuer à pomper.



**6** A la récupération de la fusée : Si la led 2 est allumée, cela signifie que le système est toujours en train de prendre des mesures. Il faut l'arrêter en appuyant sur le bouton poussoir une fois ou en envoyant le caractère '1' par Bluetooth.



Arrêter les mesures

**9** En filaire : les données sont stockées dans la mémoire flash, il faut connecter la carte en filaire au PC et récupérer les 3 fichiers stockés. **Chaque utilisation de la carte utilise une procédure unique** [https://github.com/samyrbhl/fusee\\_a\\_eougit](https://github.com/samyrbhl/fusee_a_eougit)

