

LAB-STICC ENSTA BRETAGNE

PROJET DE FIN D'ÉTUDES

RÉALISATION D'UN PARACHUTE AUTONOME

Kévin BEDIN
SPID-Robotique
CI2020

Encadré par :

Luc JAULIN
Matthieu PHILIPPE (AID)

16 Mars - 17 Juillet 2020

Remerciements

Je remercie Matthieu PHILIPPE et Luc JAULIN de m'avoir permis de travailler sur ce sujet de PFE. Je remercie également Bertrand TURCK et Robin SANCHEZ, élèves de 2^{ème} année, d'avoir filmé les divers essais lors des expérimentations. Enfin je remercie tout particulièrement Thomas LE MÉZO d'avoir piloté le drone M600 lors des expérimentations et du soutien apporté lors de la réalisation du système de largage.



Résumé

Dans un contexte militaire, le largage de précision de petites charges utiles peut s'avérer être un réel atout. Que ce soit dans des endroits difficiles d'accès ou bien des zones dites « tendues » obligeant un certain niveau de discrétion, il peut être nécessaire de ravitailler des forces au sol.

C'est de ce besoin qu'est né le projet de la réalisation d'un parachute autonome de petite envergure et de petit emport. Initié par l'AID¹, au profit du 1^{er} RPIMa² c'est de par une collaboration avec le pôle robotique du Lab-STICC³ de l'ENSTA Bretagne⁴ que ce projet a été proposé en temps que projet de fin d'études.

C'est au travers de 18 semaines de stage, durement affectées par la pandémie du Covid 19, que cette idée a pu être développée et testée. Partant d'une feuille blanche, un tel système a du être modélisé et simulé, différents algorithmes de navigation ainsi qu'un estimateur permettant l'analyse du vent auquel est soumis le système en vol ont été développés. L'intégration de ces éléments s'est traduite par la réalisation d'un premier prototype dont il a fallu choisir les capteurs adéquats, les actionneurs, le microcontrôleur ainsi que la conception mécanique. L'ensemble de ce travail a donné lieu à une première campagne d'essais via un largage par drone. Cette campagne a permis de mettre en avant la fonctionnalité du concept ainsi que des pistes d'améliorations envisagées.

Abstract

In a military context, precision delivery of small payloads can be a real asset. Whether it's in hard to reach places or in tight areas that need to be discreet, it may be necessary to resupply forces on the ground.

It is from this need that the project of the realization of a small autonomous parachute of small scale and small carry. Initiated by the AID, for the benefit of the 1^{er} RPIMa it is through a collaboration with the robotics pole of the Lab-STICC of ENSTA Bretagne that this project was proposed as an end-of-study project.

It is through 18 weeks of internships, strongly affected by the Covid 19 pandemic, that this idea could be developed and tested. Starting from scratch, such a system had to be modeled and simulated, different navigation algorithms were developed, as well as an estimator allowing the analysis of the wind to which the system is subjected in flight. The integration of these elements resulted in the realization of a first prototype for which it was necessary to choose the appropriate sensors, the actuators, the micro-controller as well as the mechanical design. All of this work led to a first test campaign via a UAV⁵ release. This campaign made it possible to highlight the functionality of the concept as well as the possible improvement envisaged.

1. Agence de l'innovation de défense

2. 1^{er} Régiment de Parachutistes d'Infanterie de Marine

3. Laboratoire des Sciences et Techniques de l'Information, de la Communication et de la Connaissance

4. École Nationale Supérieure de Techniques Avancées Bretagne

5. Unmanned Aerial Vehicle

Table des matières

1	Introduction	1
2	Contexte	2
2.1	Le projet	2
2.2	Présentation du pôle robotique du Lab-STICC ENSTA	3
2.3	Présentation de l'AID et des PIP	3
3	Ingénierie système	6
3.1	Problématisation et identification	6
3.2	Planification	8
3.3	Méthodologie utilisée	8
4	Étude théorique	10
4.1	Modélisation	10
4.1.1	Présentation du système	10
4.1.2	Choix d'un modèle	11
4.1.3	Modèle	12
4.1.4	Simplification	16
4.2	Estimation	17
4.2.1	Triangle du vent	17
4.2.2	Filtres de Kalman	18
4.3	Régulation	20
4.3.1	Régulation bas niveau	20
4.3.2	Régulation haut niveau	22
5	Implémentation et réalisation	25
5.1	Architecture logicielle	25
5.2	Simulation	25
5.2.1	Implémentation de l'équation d'évolution	26
5.2.2	Simulateur de vol : FlightGear	27
5.3	Système physique	30
5.3.1	Architecture matérielle	30
5.3.2	Conception physique	31
5.3.3	Validation par simulation hybride	32
6	Expérimentation	34
6.1	Planification	34
6.2	Réalisation	36
6.3	Résultats	37
7	Conclusion	46
7.1	Le projet	46
7.2	Apport personnel	46
	Glossaire	i
	Annexes	ii

Table des figures

2.1	A. Coupe de profil d'une aile de parachute; B. Déviation du bord de fuite lors du tirage de la commande de frein	3
2.2	Les différents types de projets soutenus par l'AID. Source : Ministère des Armées	4
2.3	Schéma du déroulement d'un projet d'innovation participative. Source : Ministère des Armées	5
3.1	Schéma d'inter-dépendance des tâches identifiées	7
3.2	Planification établie avant la pandémie du Covid-19	8
3.3	Planification effective après le début de la pandémie du Covid-19	8
3.4	Système de gestion de projet utilisé	9
4.1	Schéma d'une aile de parachute avec une charge utile.	10
4.2	Géométrie d'une aile de parachute	11
4.3	Schéma du système modélisé	11
4.4	Triangle du vent	18
4.5	Champ de vecteurs normalisés issu de la phase de guidage du suivi de ligne. Les vecteurs illustrent le $\bar{\theta}$ calculé. Le point bleu étant le point A et le rouge B . À gauche $r = 1$, à droite $r = 5$	21
4.6	Bouclage Navigation, Guidage, Contrôle utilisé	22
4.7	Les différentes phases de vol au cours d'une mission	23
4.8	Diagramme états-transitions représentant le contrôleur haut niveau	23
4.9	Patterns générés suivant les paramètres N , D_t et le vent estimé	24
5.1	Architecture ROS issue de l'implémentation des algorithmes développés	25
5.2	Aperçu de la simulation de la modélisation sous Python	26
5.3	Comportement du système d'après la modélisation. A gauche la trajectoire réalisée. Au centre les commandes envoyées. A droite les vitesses de translation.	26
5.4	Architecture ROS avec la modélisation intégrée	27
5.5	Aperçu du modèle utilisé dans FlightGear	28
5.6	Architecture ROS avec le simulateur de vol FlightGear	28
5.7	Évaluation des algorithmes via le simulateur de vol FlightGear	29
5.8	Architecture matérielle développée	31
5.9	Architecture ROS du système physique	31
5.10	Photographies du boîtier	32
5.11	Photographie du système de largage	32
5.12	Architecture ROS du système physique stimulé via le simulateur hybride	33
6.1	Zones des restrictions de vol de l'espace aérien du Finistère	35
6.2	Lieu des expérimentations menées	35
6.3	Boîtier factice pesant 1.95kg	36
6.4	Photographies du drone sur le terrain	37
6.5	Photographies de l'expérimentation E.1	37
6.6	Photographies de l'expérimentation E.2	38
6.7	Photographies du premier essai de l'expérimentation E.3	38
6.8	Photographies du deuxième essai de l'expérimentation E.3	39
6.9	Photographies du second essai de l'expérimentation E.4	39
6.10	Données acquises lors du deuxième essai de l'expérimentation E.5	40
6.11	Estimation de la vitesse nominale d'avancée v_0 lors de l'expérimentation E.5	41
6.12	Données acquises lors du quatrième essai de l'expérimentation E.5	41
6.13	Données acquises lors du cinquième essai de l'expérimentation E.5	42

6.14	Données acquises lors du sixième essai de l'expérimentation E.5	42
6.15	Photographies de l'expérimentation E.6	43
6.16	Données acquises lors de l'essai de l'expérimentation E.6	43
6.17	Estimation de la position par le filtre de Kalman et données de l'IMU ⁶ associées lors de l'essai de l'expérimentation E.6	44
6.18	Estimation de la position par le filtre de Kalman et données lissées de l'IMU associée lors de l'essai de l'expérimentation E.6	44
6.19	Estimation de la position par le filtre de Kalman après post-traitement des données GPS lors de l'essai de l'expérimentation E.6	44
7.1	Diagramme de Gantt envisagé	ii
7.2	Diagramme de Gantt effectif	iii
7.3	Schéma du circuit Arduino réalisé (v2)	iv
7.4	Schéma du circuit Raspberry réalisé (v2)	v

Liste des tableaux

5.1	Coût unitaire approximatif d'un système expérimental développé	30
6.1	Association des problématiques aux expérimentations	35
6.2	Expérimentations effectuées	36

6. Inertial Measurement Unit

Chapitre 1

Introduction

Le parachute d'aujourd'hui, dit moderne, tire ses origines d'un système ayant été inventé à la fin des années 1790 par l'aérostier français André-Jacques Garnerin. De nombreuses évolutions ont été apportées jusqu'à l'obtention des systèmes actuellement utilisés. Bien que de nombreux types de parachutes existent, nous pouvons les diviser en deux principales catégories, les pilotables permettant d'atterrir dans une zone désirée, et les non pilotables permettant simplement de ralentir la chute. Les systèmes pilotables ont par définition été conçus pour qu'un être humain puisse les diriger aisément et naturellement. Dans un contexte où les technologies principalement utilisables par l'homme se voient de plus en plus automatisées afin d'assister ce dernier, le développement d'un parachute autonome prend tout son sens. Plus spécifiquement dans un cadre militaire, des effectifs au sol peuvent nécessiter un ravitaillement individuel devant être précis et discret quand ces derniers évoluent dans des zones sensibles ou difficiles d'accès. C'est ainsi que le projet de développement d'un parachute autonome capable d'effectuer du ravitaillement précis par le biais d'une petite charge utile a été initié par l'AID au profit du 1^{er} RPIMa.

Comme pour tout développement de nouvelle technologie, une démarche de recherche et développement est nécessaire : c'est donc pour pallier ce problème que le pôle robotique du Lab-STICC de l'ENSTA Bretagne a été sollicité pour le projet. Ainsi sous la forme d'un PFE¹, le projet de développement d'un parachute autonome consiste à mettre en avant les connaissances et les compétences apportées par la formation académique de l'école, et animées par un esprit de curiosité, afin de réaliser un tel système en partant d'une feuille blanche. Ce projet a par la suite obtenu la dénomination de ÉOLE² en référence au dieu du vent de la mythologie grecque.

Ce présent rapport synthétise donc la chaîne de conception et de développement établie, durant 18 semaines dans un contexte social et sanitaire particulièrement affecté par la pandémie de Covid-19, ayant permis de passer de la simple idée à un premier prototype testé expérimentalement lors d'essais.

1. Projet de Fin d'Etudes
2. Élément Opérationnel de Largage d'Equipements

Chapitre 2

Contexte

Ce projet de fin d'études a commencé le 16 Mars 2020 et s'est terminé le 20 Juillet 2020. Pour rappel, la pandémie du Covid-19 a imposé un confinement strict dès le 17 Mars 2020, et ce jusqu'au 11 Mai 2020. A partir de cette date, les contraintes sanitaires n'ont permis qu'un accès à temps partiel à l'établissement. La majorité de ce stage s'est donc déroulé en télétravail.

2.1 Le projet

Le projet consiste à la réalisation d'un parachute autonome capable de naviguer, sans moteur, jusqu'à une coordonnée GPS¹ précise.

De tels systèmes existent sous le nom de JPADS². Cette technologie a été développée par les armées américaines en 1993. La première utilisation en contexte opérationnel s'est effectuée en Afghanistan en 2006. Cependant, ces systèmes n'existent que pour de fortes charges utiles, majoritairement pour plusieurs tonnes. De par leur capacité d'emport, leur coût et leur encombrement sont maximums. L'objectif de ce projet est d'effectuer du ravitaillement de charge utile de l'ordre de 10kg, le système devant être petit, discret et facilement destructible si nécessaire. Avec cette faible masse, le système est d'autant plus soumis aux aléas naturels tels que le vent. De ce fait, la technologie utilisée doit permettre d'analyser et de compenser ces aléas. Ce dernier point constitue donc un réel challenge technologique.

Le projet consiste à répondre à un besoin des forces spéciales, notamment du 1^{er} RPIMa. Il est soutenu financièrement par la CIP³ de l'AID sous la forme d'un PIP⁴. L'étude de la preuve de concept a été proposée au pôle robotique du Lab-STICC de l'ENSTA Bretagne et a ainsi donné lieu à ce PFE.

Afin de mieux comprendre le fonctionnement d'un parachute, voici une rapide présentation. Il existe deux principaux types de parachutes :

- Les hémisphériques, conçus dans le but de larguer des troupes au sol en ralentissant au maximum leur vitesse de chute, très peu maniables.
- Les parachutes en forme d'aile, permettant d'avoir une vitesse horizontale tout en étant maniables. Ils ne permettent cependant pas de planer et de reprendre de l'altitude comme c'est le cas avec une aile de parapente.

Dans ce projet nous nous intéressons aux ailes de parachute.

La Figure (2.1) représente une coupe de profil d'une aile de parachute. Les suspentes sont rattachées au système ou à la personne devant être parachutée, via un harnais. Les commandes de freins permettent de faire varier les angles des bords de fuite de l'aile et ainsi de modifier sa structure venant alors générer des efforts plus importants d'un côté ou de l'autre. Ceci permet donc de manoeuvrer en effectuant une rotation dans le plan

1. Global Positioning System
2. Joint Precision Airdrop System
3. Cellule Innovation Participative
4. Projet d'Innovation Participative

horizontal. Le système devant être conçu ici devra donc utiliser ce type de commandes.

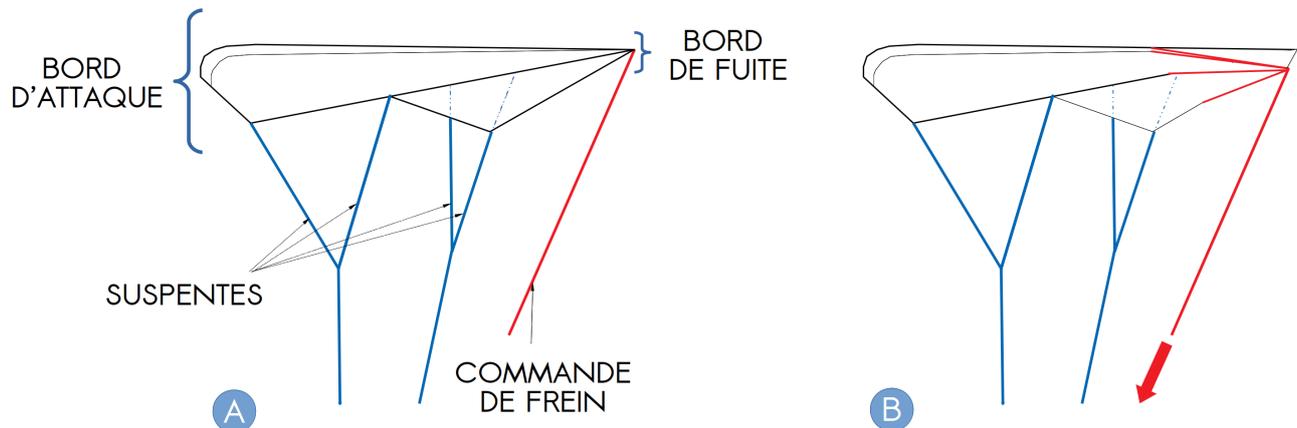


FIGURE 2.1 – A. Coupe de profil d'une aile de parachute; B. Déviation du bord de fuite lors du tirage de la commande de frein

2.2 Présentation du pôle robotique du Lab-STICC ENSTA

Créé en 2008, le Lab-STICC est un laboratoire de recherche multidisciplinaire dans le domaine des sciences et technologies de l'information et de la communication. Il s'agit d'une unité de recherche regroupant deux universités (Université de Bretagne Occidentale, Brest ; Université de Bretagne Sud, Lorient) et trois écoles supérieures d'ingénieurs (IMT⁵ Atlantique, ENSTA Bretagne et ENIB⁶). Sous la désignation UMR⁷ 6285, il est rattaché au CNRS⁸.

Au total, ce sont plus de 560 personnes dont environ 300 permanents et 200 doctorants qui sont regroupés. Les équipes sont réparties dans les différentes institutions membres situées sur plusieurs sites géographiques en Bretagne : Brest, Lorient, Rennes, Quimper et Vannes.

Au cours des cinq dernières années, les membres du Lab-STICC ont rédigé plus de 700 articles de revues à comité de lecture, 1 800 communications de conférence et ont déposé 40 brevets. Le leadership en recherche du groupe a impliqué de fortes collaborations académiques et industrielles avec des subventions de recherche nationales et internationales d'un montant de plus de 30M d'euros.

L'ENSTA Bretagne pilote l'équipe PRASYS (Perception, Robotics, Autonomous Systems) qui a pour objectif l'étude des robots autonomes mobiles, que se soit dans le spectre maritime, terrestre ou aérien. Cependant, le domaine de prédilection du pôle robotique reste le maritime avec le développement d'algorithmes innovants permettant entre autre la navigation d'AUV⁹. Ce domaine d'application permet de valider expérimentalement divers concepts et algorithmes par le biais de méthodes ensemblistes telles que l'analyse par intervalles. Le champs de compétences ainsi que les moyens à disposition du laboratoire permettent également de répondre à de nombreuses problématiques liées à la robotique mobile : construction de robots simples, bon marché et robustes ; asservissement ; planification ; autonomie ; localisation robuste ; SLAM¹⁰ ; détection et identification d'objets ; cartographie ; collaboration entre robots hétérogènes ; intelligence artificielle ; etc. De par cette autonomie, le laboratoire est capable de développer des systèmes innovants et à la pointe de la technologie en couvrant tout le spectre de compétences nécessaire à leur réalisation.

2.3 Présentation de l'AID et des PIP

L'Agence de l'innovation de défense a été créée le 1er septembre 2018 par la ministre des Armées Florence Parly. Cette entité est placée sous la responsabilité du Délégué général pour l'armement (DGA) et est dirigée

5. École nationale supérieure Mines-Télécom Atlantique Bretagne-Pays de la Loire

6. École nationale d'ingénieurs de Brest

7. Unité Mixte de Recherche

8. Centre national de la recherche scientifique

9. Autonomous Underwater Vehicle

10. Simultaneous Localization And Mapping

par Emmanuel Chiva.

Cette récente organisation a pour objectif de fédérer les initiatives d'innovation du ministère en assurant la coordination et la cohérence de l'ensemble des démarches d'innovation. On peut alors distinguer 4 natures de projet soutenus par l'AID comme le schématise la Figure (2.2).



FIGURE 2.2 – Les différents types de projets soutenus par l'AID. Source : Ministère des Armées

- **Projet de technologie de défense** : regroupe les projets dits de long terme, permettant de garder une avance technologique du point de vue opérationnel. Il s'agit des projets anciennement appelés programmes d'études amont.
- **Projet d'accélération d'innovation** : permet la montée en maturité de technologies déjà existantes.
- **Projet de recherche** : vise à détecter des nouvelles technologies stratégiques et à favoriser leur émergence.
- **Projets d'innovation participative** : permet de soutenir des technologies développées par le personnel du ministère des Armées.

Ainsi étant élève militaire, la catégorie dans laquelle s'inscrit ce PFE est celle des Projets d'innovation participative. La MIP¹¹, récemment remplacée par la CIP, œuvre depuis 1988 à soutenir les personnels de la défense dans le développement de projets innovateurs au profit des forces et des organismes de la défense. Comme le souligne le guide de l'innovateur 2018 :

Une MIP peut consister à réaliser ou améliorer un équipement de défense, un moyen d'entraînement, un moyen de maintenance, mais peut aussi relever d'autres domaines, comme les ressources humaines ou le développement durable

11. Mission pour le développement de l'Innovation Participative



FIGURE 2.3 – Schéma du déroulement d'un projet d'innovation participative. Source : Ministère des Armées

La Figure (2.3) décrit le déroulement chronologique d'un PIP. Toutefois un PIP peut également se solder par un échec, il n'y a pas d'obligation à la réussite, l'objectif étant souvent de tester la viabilité d'un concept. Si ce concept est fonctionnel, alors il sera transformé en opérationnel.

C'est donc dans ce contexte que ce PFE a pris place. L'objectif étant de répondre à un besoin des forces, une boucle d'innovation sous la forme d'un PIP a été mise en place entre les opérationnels du 1^{er} RPIMa, la CIP de l'AID et moi-même, IETA, en projet de fin d'études au sein du pôle robotique du Lab-STICC de l'ENSTA Bretagne.

Chapitre 3

Ingénierie système

Étant néophyte en matière de parachutage et ce projet étant une preuve de concept, le point de départ est une feuille blanche. Il a ainsi fallu bien définir les étapes nécessaires au développement et au bon déroulement du projet. Le contexte de pandémie a nettement compliqué et bouleversé la planification initiale.

3.1 Problématisation et identification

La première étape du projet a donc consisté à identifier les différentes tâches nécessaires à la résolution de la problématique suivante : Comment réaliser un système de dérive sous voile permettant l'emport d'une dizaine de kilos tout en étant léger, peu encombrant et de petite envergure ? C'est au travers de cette problématique que se trouvent les seules contraintes liées au projet, les autres restant à définir.

Afin de répondre au mieux à ce besoin, il a d'abord fallu mettre en avant toutes les problématiques sous-jacentes. Voici, sous la forme de problématique - piste envisagée, le cheminement ayant amené au développement de la solution retenue :

Premièrement, quel est le point de départ ? Existe-t-il des systèmes équivalents ?

Après état de l'art, de tels systèmes n'existent que pour des charges utiles bien plus importantes, ceci ne permettant donc pas de répondre à la problématique de discrétion du système, comme expliqué dans la partie 2.1. Cependant, des modèles de parachutes RC¹ existent pour le modélisme. Ils sont de petite envergure, permettent l'emport de petite charge et sont relativement discrets. Il est donc a priori possible d'utiliser un tel système et de l'instrumenter afin de le rendre autonome.

Quel est le comportement d'un tel système ?

Étant néophyte tout comme le pôle robotique en ce qui concerne le parachutisme, il est nécessaire de modéliser un tel système afin d'étudier son comportement théorique à défaut du réel.

Peut-on réguler un tel système ?

Une fois le système modélisé, il sera alors possible de répondre à cette question sur le plan théorique. Cependant, le parachute ayant été inventé bien avant que l'on soit capable de le modéliser, une régulation de type mimétique devrait alors être privilégiée.

Le système étant soumis aux aléas naturels tels que le vent, comment les prendre en compte dans la navigation ?

1. Radio Commandé

En effet, un estimateur devra être mis en place afin que le système ait un aperçu des inconnues auxquelles il est soumis. Pour ce faire, un filtre de Kalman sur un modèle simplifié devra être développé dans le but de donner une estimation du vent.

Comment s'assurer du bon fonctionnement des outils développés ?

Pour ce faire, un simulateur devra être développé, puis une batterie de tests réels devra être réalisée afin d'effectuer une validation étape par étape.

Concernant le système physique, quelles sont les architectures logicielles et matérielles nécessaires ?

Une fois la partie théorique validée, cela permettra alors de développer le système physique en ayant entre autre connaissance des données devant être mesurées. Ceci permettra donc de choisir les capteurs et actionneurs adéquats. Concernant l'architecture logicielle, le middleware ROS² sera utilisé car il est tout à fait adapté à ce type de problématique. Cependant, il sera nécessaire de développer les drivers permettant d'utiliser l'architecture matérielle choisie.

Comment prouver la fonctionnalité du système final ?

Pour ce faire, une expérimentation devra être organisée. Le laboratoire disposant d'un drone de type Matrice 600 permettant un emport de charge utile de 6kg, il faudra concevoir un système de largage approprié au prototype. D'autre part il faudra s'occuper des questions logistiques liées à une expérimentation.

Voici donc la listes des étapes identifiées au travers de cette problématisation du projet :

- T.1. Modélisation du système
- T.2. Implémentation d'un régulateur
- T.3. Développement d'un estimateur du vent
- T.4. Développement d'un simulateur
- T.5. Choix d'une architecture matérielle
- T.6. Mise en place d'une architecture logicielle
- T.7. Fabrication du système physique
- T.8. Expérimentation

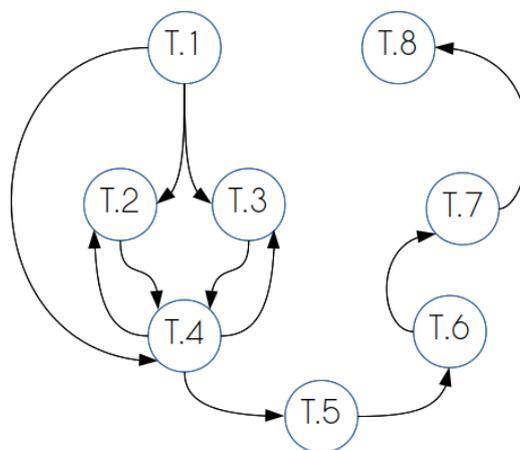


FIGURE 3.1 – Schéma d'inter-dépendance des tâches identifiées

Ces étapes n'étant pas nécessairement dans l'ordre chronologique, la Figure (3.1) représente leurs inter-dépendances sous la forme d'un schéma. On notera que le simulateur est une étape charnière permettant le bon développement des algorithmes de régulation et d'estimation nécessaires au passage à la conception physique.

3.2 Planification

La planification envisagée avant que la pandémie de Covid-19 n'impose un confinement de période non déterminée est représentée dans la Figure (3.2). Il était alors question d'acquérir le modèle RC de parachute, d'étudier son comportement en parallèle d'une modélisation afin de savoir comment il serait possible de l'automatiser. La phase d'expérimentation serait donc répartie entre les mois de juin et juillet.

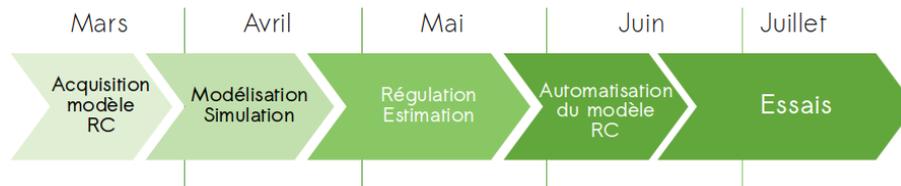


FIGURE 3.2 – Planification établie avant la pandémie du Covid-19

Cependant, dès le début du projet le confinement a été imposé, il a donc fallu adapter la stratégie alors envisagée. De plus, le financement du projet par l'AID a également été impacté. Il a alors fallu réorganiser la planification comme l'illustre la Figure (3.3). Ainsi étant en télétravail, les phases d'étude théorique et algorithmique ont dû se faire seulement via le développement de simulateurs et l'étude d'articles scientifiques, n'ayant pas accès à un modèle RC. De même l'automatisation du modèle existant s'est transformée en la fabrication d'un modèle avec le matériel à disposition. Seule l'acquisition d'une voile de modèle RC a été nécessaire, ne disposant ni des outils ni de la connaissance suffisante à sa création. A l'issue de cet achat, le système ayant été développé, les expérimentations ont pu être menées. Dans cette façon de procéder, il a été nécessaire d'être vigilant à la fonctionnalité des éléments développés afin d'assurer le bon fonctionnement du système dès les premiers essais, ne pouvant pas se permettre le rachat de nouveau matériel. En effet, une fois le déconfinement effectif, l'AID a accordé le financement du projet mais des complications administratives de la part de l'établissement ont empêché le bon déroulement du processus d'achat. Pour ce faire, un simulateur hybride a été développé. La Figure (3.3) décrit également la répartition télétravail / présentiel au cours du projet. De plus, deux présentations du projet ont été menées. La première a consisté à l'exposer à Madame la ministre des Armées Florence Parly lors d'une visite de l'établissement le 29 mai 2020. La seconde a consisté à une rencontre le 24 juin 2020 avec la CIP de l'AID organisée au laboratoire.

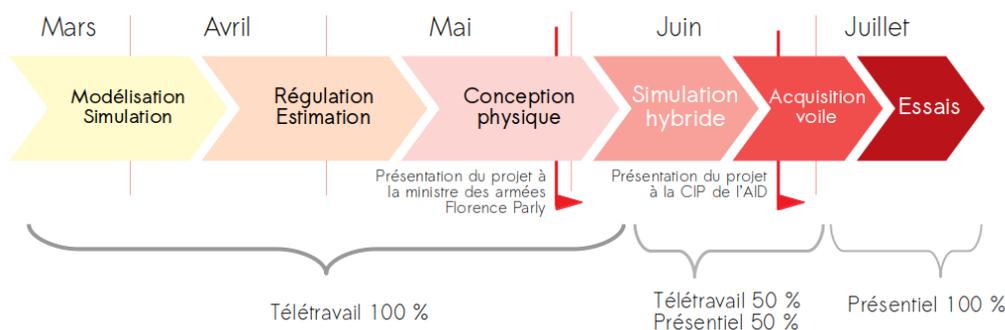


FIGURE 3.3 – Planification effective après le début de la pandémie du Covid-19

Vous trouverez en Annexe (7.2) le diagramme de Gantt envisagé et effectif.

3.3 Méthodologie utilisée

De par le fait de la complexité des moyens d'essai, le matériel limité à disposition et du temps alloué pour les effectuer, il a fallu s'assurer que l'ensemble des composants soit opérationnel dès le premier essai.

Pour ce faire, une méthodologie de tests en continu a été mise en place. Chaque tâche décrite dans la Figure (3.1) et sous-tâche associée a été testée au fur et à mesure de son développement. Ainsi, pour chaque élément atomique du projet, des tests unitaires ont été effectués. Pour chaque ensemble réunissant plusieurs tâches, des tests d'intégration ont été réalisés. Le but étant de garantir la fonctionnalité des éléments unitaires et leurs bonnes interactions. Enfin, c'est au travers du développement d'un simulateur hybride (cf Partie 5.3.3), permettant de stimuler les entrées du système développé, que le test de fonctionnalité, garantissant le bon comportement de l'ensemble des algorithmes, a été mené. Une fois toutes ces étapes réalisées, une batterie d'expérimentations graduelles aboutissant à un largage par drone a été effectuée. Vous trouverez plus précisément la description de ces essais dans la Partie (6).

L'utilisation d'une partie de la méthode AGILE pour le développement de la partie logicielle a notamment été utilisée. En effet, la répartition des états pour les éléments atomiques a été faite au travers du gestionnaire de projet proposé par GitHub, comme illustré dans la Figure (3.4). On distinguera alors cinq états permettant d'aboutir à un élément opérationnel : « À faire », « En cours », « En test », « En Documentation », « Terminée ». L'aspect fonctionnel de la tâche est observable dès lors qu'elle est dans l'état « En documentation ». Lors de la progression de leur réalisation, elles ont alors été associées à leur nouvel état en cours. Ceci a donc permis d'avoir une vision globale de l'avancée du projet et de reprioriser certaines tâches par rapport à d'autres si nécessaire.

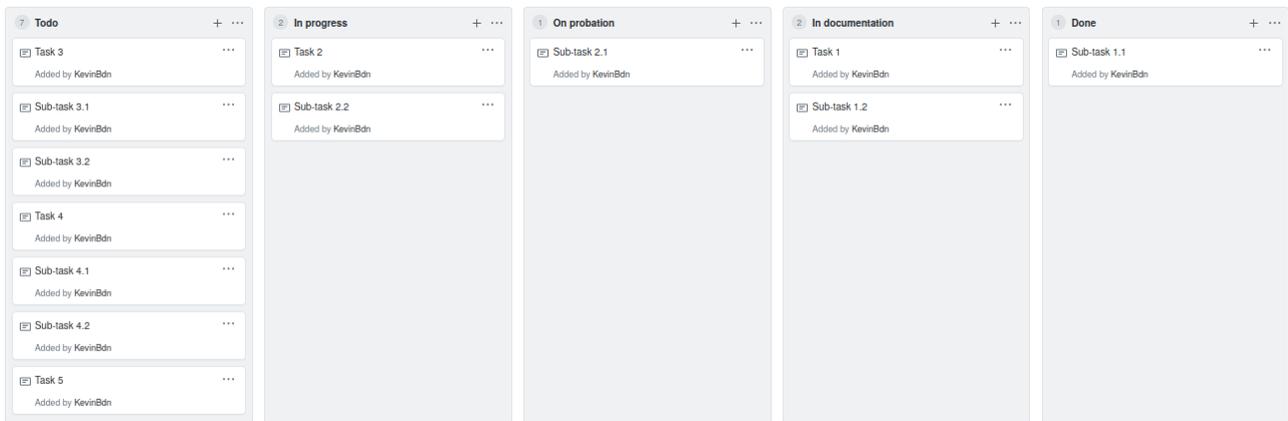


FIGURE 3.4 – Système de gestion de projet utilisé

Chapitre 4

Étude théorique

4.1 Modélisation

La première étape du projet a consisté à modéliser la dérive sous voile d'un parachute. Ces systèmes ayant été inventés bien avant que l'on sache expliquer leur comportement, les modélisations existantes ne sont que partielles. Une phase d'étude d'articles scientifiques a donc été primordiale.

4.1.1 Présentation du système

Les Figures (4.1) et (4.2) illustrent schématiquement le système étudié :

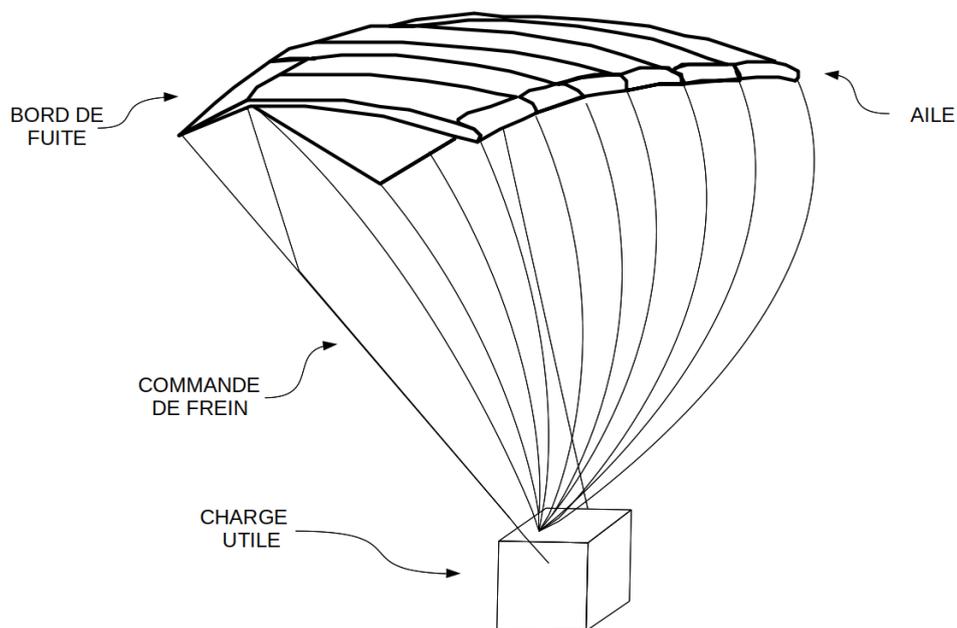


FIGURE 4.1 – Schéma d'une aile de parachute avec une charge utile.

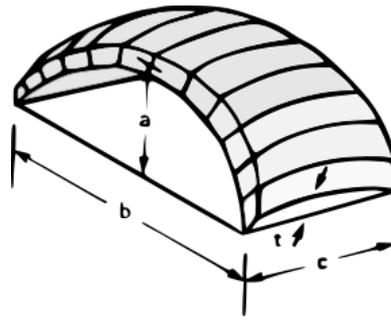


FIGURE 4.2 – Géométrie d'une aile de parachute

Dans un tel système, les commandes sont les deux bords de fuite assurant le rôle d'ailerons comme la Figure (2.1) le représente. En y appliquant une déformation antisymétrique, le système va alors tourner d'un côté ou de l'autre.

4.1.2 Choix d'un modèle

Il existe de nombreuses modélisations d'un parachute avec différents degrés de liberté. Entre autres, il y a celles qui en décrivent 9 (cf [7]), celles à 8 tel que le propose Nathan J. Slegers [10] ainsi que celles à 6 décrites par Nathan J. Slegers et Mark Costello [9], [8]. La modélisation retenue par souci de simplicité est constituée de 6 degrés de liberté. En choisissant cette modélisation on émet l'hypothèse que la voile ainsi que la charge utile ne forment qu'un seul même corps rigide. Le modèle présenté est un modèle simplifié décrit par C.Toglia et M. Vendittelli [11] considérant les phénomènes dus à la masse ajoutée définis par Lissman et Brown [4]. Schématiquement, le modèle et la convention utilisée sont représentés dans la Figure (4.3) suivante :

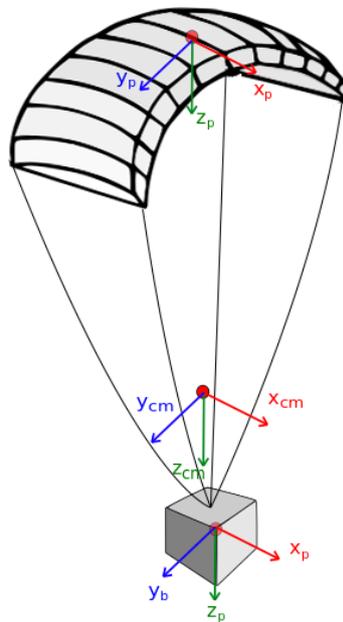


FIGURE 4.3 – Schéma du système modélisé

4.1.3 Modèle

Équations cinématiques

Les équation de la cinématique sont :

$$\left\{ \begin{array}{l} \begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{pmatrix} = \mathbf{R}_B^I \cdot \mathbf{v}_{cm} \\ \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \tan(\theta)\sin(\phi) & \tan(\theta)\cos(\phi) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \end{pmatrix} \cdot \boldsymbol{\omega} \end{array} \right. \quad (4.1)$$

avec :

— \mathbf{R}_B^I la matrice de rotation entre le référentiel local du parachute et le référentiel inertiel global.

$$\mathbf{R}_B^I = \begin{pmatrix} \cos(\theta)\cos(\psi) & -\cos(\phi)\sin(\psi) + \sin(\theta)\cos(\psi)\sin(\phi) & \sin(\psi)\sin(\phi) + \sin(\theta)\cos(\psi)\cos(\phi) \\ \cos(\theta)\sin(\psi) & \cos(\psi)\cos(\phi) + \sin(\theta)\sin(\psi)\sin(\phi) & -\cos(\psi)\sin(\phi) + \sin(\theta)\cos(\phi)\sin(\psi) \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta)\sin(\phi) & \cos(\theta)\cos(\phi) \end{pmatrix}$$

— $\mathbf{v}_{cm} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}$ le vecteur vitesse du centre de masse globale dans le référentiel du parachute.

— $\boldsymbol{\omega} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}$ le vecteur vitesse angulaire du centre inertiel global dans le référentiel du parachute.

Équations dynamiques

Définissons tout d'abord :

— $\delta_{left}, \delta_{right}$ les angles des bords de fuite respectivement de gauche et de droite.

— $\delta_s = \min(\delta_{left}, \delta_{right})$ la déviation symétrique des bords de fuite.

— $\delta_a = (\delta_{right} - \delta_{left})$ la déviation antisymétrique des bords de fuite.

— \mathbf{X}_{gp} le vecteur entre le centre de masse globale et le centre de masse de la voile, dans le référentiel local.

— \mathbf{X}_{gb} le vecteur entre le centre de masse globale et le centre de masse de la charge utile, dans le référentiel local.

— $\mathbf{Ad}(\mathbf{x})$ la matrice du produit vectoriel définie par le vecteur \mathbf{x} .

$$\mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{pmatrix} 0 & -x_3 & x_2 \\ x_3 & 0 & -x_1 \\ -x_2 & x_1 & 0 \end{pmatrix}$$

— \mathbf{v}_p le vecteur vitesse du centre de masse de la voile dans le référentiel local.

$$\mathbf{v}_p = \mathbf{v}_{cm} + \mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \mathbf{X}_{gp}$$

— \mathbf{v}_b le vecteur vitesse du centre de masse de la charge utile dans le référentiel local.

$$\mathbf{v}_b = \mathbf{v}_{cm} + \mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \mathbf{X}_{gb}$$

— α_p l'angle d'attaque de la voile dans le référentiel local.

$$\alpha_p = \tan^{-1}(\mathbf{v}_{p_z}, \mathbf{v}_{p_x})$$

— α_b l'angle d'attaque de la charge utile dans le référentiel local.

$$\alpha_b = \tan^{-1}(\mathbf{v}_{b_z}, \mathbf{v}_{b_x})$$

Ainsi que les constantes suivantes :

- $\mathbf{J} = \text{diag}(J_{xx}, J_{yy}, J_{zz})$ la matrice d'inertie.
- m la masse totale du système.
- a, b, c, t respectivement la hauteur, longueur, largeur et épaisseur de la voile, cf Figure (4.2).
- S_p la surface de la voile.
- S_d la surface de la charge utile.
- ρ la pression atmosphérique.
- $C_{L_0}, C_{L\alpha}, C_{L\delta_a}, C_{L\delta_s}, C_{D_0}, C_{D\alpha_2}, C_{D\delta_a}, C_{D\delta_s}, C_{l_p}, C_{l_\phi}, C_{l\delta_a}, C_{m_q}, C_{m_0}, C_{m_\alpha}, C_{n_r}, C_{n\delta_a}$ les coefficients aérodynamiques.

Les équations issues du principe fondamental de la dynamique sont :

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{v}}_{cm} = \frac{1}{m}(\mathbf{F}_A^p + \Delta\mathbf{F}_A^p + \mathbf{F}_A^b + \mathbf{F}_{app} + \mathbf{F}_W) - \mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \mathbf{v}_{cm} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{J}^{-1} \left(\mathbf{M}_A^p + \Delta\mathbf{M}_A^p + \mathbf{Ad}(\mathbf{X}_{gp}) \cdot (\mathbf{F}_A^p + \Delta\mathbf{F}_A^p + \mathbf{F}_{app}) + \mathbf{Ad}(\mathbf{X}_{gb}) \cdot \mathbf{F}_A^b + \mathbf{M}_{app} - \mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega} \right) \end{cases} \quad (4.2)$$

avec :

— \mathbf{F}_A^p la force aérodynamique appliquée au centre de masse de la voile.

$$\mathbf{F}_A^p = \frac{1}{2}\rho S_p \|\mathbf{v}_p\| (C_{L_0} + C_{L\alpha}\alpha_p) \begin{pmatrix} \mathbf{v}_{p_z} \\ 0 \\ -\mathbf{v}_{p_x} \end{pmatrix} - \frac{1}{2}\rho S_p \|\mathbf{v}_p\| (C_{D_0} + C_{D\alpha_2}\alpha_p^2) \mathbf{v}_p$$

— $\Delta\mathbf{F}_A^p$ la variation de la force aérodynamique, appliquée au centre de masse de la voile, due aux variations des angles des bords de fuite.

$$\Delta\mathbf{F}_A^p = \frac{1}{2}\rho S_p \|\mathbf{v}_p\| \begin{pmatrix} (C_{L\delta_a}\mathbf{v}_{p_z} - C_{D\delta_a}\mathbf{v}_{p_x})\text{sign}(\delta_a) & C_{L\delta_s}\mathbf{v}_{p_z} - C_{D\delta_s}\mathbf{v}_{p_x} \\ -C_{D\delta_a}\mathbf{v}_{p_y}\text{sign}(\delta_a) & -C_{D\delta_s}\mathbf{v}_{p_y} \\ (-C_{L\delta_a}\mathbf{v}_{p_x} - C_{D\delta_a}\mathbf{v}_{p_z})\text{sign}(\delta_a) & -C_{L\delta_s}\mathbf{v}_{p_x} - C_{D\delta_s}\mathbf{v}_{p_z} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_a \\ \delta_s \end{pmatrix}$$

— \mathbf{F}_A^b la force aérodynamique appliquée au centre de masse de la charge utile.

$$\mathbf{F}_A^b = -\frac{1}{2}\rho S_b \|\mathbf{v}_b\| (C_{D_0} + C_{D\alpha_2}\alpha_d^2) \mathbf{v}_b$$

— \mathbf{F}_{app} l'effort du au phénomène de masse ajoutée.

$$\mathbf{F}_{app} = -M_F \cdot \dot{\mathbf{v}}_{cm} - \mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) \cdot M_F \cdot \mathbf{v}_p \quad \text{avec} \quad M_F = \begin{pmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & B & 0 \\ 0 & 0 & C \end{pmatrix}$$

$$A = 0.848 \frac{\pi}{4} \rho t^2 b \left(1 + \frac{8}{3} a^3\right) \quad , \quad B = 0.339 \frac{\pi}{4} \rho \left(t^2 + 2a^2(1-t^2)\right) c \quad , \quad C = \frac{b}{c+b} \rho c^2 b \sqrt{1 + 2a^2(1-t^2)}$$

— \mathbf{F}_W la force de gravité.

$$\mathbf{F}_W = mg \begin{pmatrix} -\sin(\theta) \\ \sin(\phi)\cos(\theta) \\ \cos(\phi)\cos(\theta) \end{pmatrix}$$

— \mathbf{M}_A^p le moment aérodynamique appliqué au centre d'inertie, du à la voile.

$$\mathbf{M}_A^p = \frac{1}{2}\rho S_p \|\mathbf{v}_p\|^2 \begin{pmatrix} C_{l_p} b^2 \frac{p}{2\|\mathbf{v}_p\|} + C_{l_\phi} b \phi \\ C_{m_q} c^2 \frac{q}{2\|\mathbf{v}_p\|} + C_{m_0} c + C_{m_\alpha} c \alpha_p \\ C_{n_r} b^2 \frac{r}{2\|\mathbf{v}_p\|} \end{pmatrix}$$

- $\Delta \mathbf{M}_A^p$ la variation du moment aérodynamique, appliquée au centre d'inertie, due aux variations des angles des bords de fuite.

$$\Delta \mathbf{M}_A^p = \frac{1}{2} \rho S_p \|\mathbf{v}_p\|^2 \begin{pmatrix} C_{l_{\delta_a} \frac{b}{t}} & 0 \\ 0 & 0 \\ C_{n_{\delta_a} \frac{b}{t}} & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_a \\ \delta_s \end{pmatrix}$$

- \mathbf{M}_{app} le moment du au phénomène de masse ajoutée.

$$\mathbf{M}_{app} = -I_F \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} - \mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) \cdot I_F \cdot \boldsymbol{\omega} - \mathbf{Ad}(\mathbf{v}_p) \cdot M_F \cdot \mathbf{v}_p \quad \text{avec} \quad I_F = \begin{pmatrix} I_A & 0 & 0 \\ 0 & I_B & 0 \\ 0 & 0 & I_C \end{pmatrix}$$

$$I_A = 0.055 \frac{b}{c+b} \rho c^2 b^3 \quad , \quad I_B = 0.0308 \frac{b}{c+b} \rho c^4 b \left(1 + \frac{\pi}{6} \left(1 + \frac{b}{c} \right) \frac{b}{c} a^2 t^2 \right) \quad , \quad I_C = 0.0555 \rho t^2 b^3 (1 + 8a^2)$$

Prise en compte du vent

Dans la description ci-dessus le vent n'est pas pris en compte. Considérer le vent consiste à établir la relation suivante :

$$\mathbf{v}_a^I = \mathbf{R}_B^I \cdot \mathbf{v}_{cm} = \mathbf{v}_{gnd} - \mathbf{v}_w \quad (4.3)$$

avec :

- \mathbf{v}_a^I le vecteur vitesse par rapport à l'air dans le référentiel global.
- \mathbf{v}_{gnd} le vecteur vitesse par rapport au sol dans le référentiel global.
- \mathbf{v}_w le vecteur vitesse du vent dans le référentiel inertiel global.

Synthèse

Au final, en remplaçant les moments et efforts par leur expression dans l'Équation (4.2) on obtient les équations d'évolution suivantes :

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \left(\begin{array}{c} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{array} \right) = \mathbf{v}_{gnd} = \mathbf{R}_B^I \cdot \mathbf{v}_{cm} + \mathbf{v}_w \\
 \\
 \left(\begin{array}{c} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{array} \right) = \left(\begin{array}{ccc} 1 & \tan(\theta)\sin(\phi) & \tan(\theta)\cos(\phi) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \end{array} \right) \cdot \boldsymbol{\omega} \\
 \\
 (mI_3 + M_F) \dot{\mathbf{v}}_{cm} = \frac{1}{2}\rho S_p \|\mathbf{v}_p\| (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha_p) \begin{pmatrix} \mathbf{v}_{p_z} \\ 0 \\ -\mathbf{v}_{p_x} \end{pmatrix} - \frac{1}{2}\rho S_p \|\mathbf{v}_p\| (C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} \alpha_p^2) \mathbf{v}_p \\
 + \left(\begin{array}{cc} (C_{L_{\delta_a}} \mathbf{v}_{p_z} - C_{D_{\delta_a}} \mathbf{v}_{p_x}) \text{sign}(\delta_a) & C_{L_{\delta_s}} \mathbf{v}_{p_z} - C_{D_{\delta_s}} \mathbf{v}_{p_x} \\ -C_{D_{\delta_a}} \mathbf{v}_{p_y} \text{sign}(\delta_a) & -C_{D_{\delta_s}} \mathbf{v}_{p_y} \\ (-C_{L_{\delta_a}} \mathbf{v}_{p_x} - C_{D_{\delta_a}} \mathbf{v}_{p_z}) \text{sign}(\delta_a) & -C_{L_{\delta_s}} \mathbf{v}_{p_x} - C_{D_{\delta_s}} \mathbf{v}_{p_z} \end{array} \right) \begin{pmatrix} \delta_a \\ \delta_s \end{pmatrix} \\
 - \frac{1}{2}\rho S_b \|\mathbf{v}_b\| (C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} \alpha_d^2) \mathbf{v}_b - \mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) \cdot M_F \cdot \mathbf{v}_p + mg \begin{pmatrix} -\sin(\theta) \\ \sin(\phi)\cos(\theta) \\ \cos(\phi)\cos(\theta) \end{pmatrix} \\
 - m \mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \mathbf{v}_{cm} \\
 \\
 (\mathbf{J} + I_F) \dot{\boldsymbol{\omega}} = \frac{1}{2}\rho S_p \|\mathbf{v}_p\|^2 \begin{pmatrix} C_{l_p} b^2 \frac{p}{2\|\mathbf{v}_p\|} + C_{l_\phi} b \phi \\ C_{m_q} c^2 \frac{q}{2\|\mathbf{v}_p\|} + C_{m_0} c + C_{m_\alpha} c \alpha_p \\ C_{n_r} b^2 \frac{r}{2\|\mathbf{v}_p\|} \end{pmatrix} + \frac{1}{2}\rho S_p \|\mathbf{v}_p\|^2 \begin{pmatrix} C_{l_{\delta_a}} \frac{b}{t} & 0 \\ 0 & 0 \\ C_{n_{\delta_a}} \frac{b}{t} & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_a \\ \delta_s \end{pmatrix} \\
 - \mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) \cdot I_F \cdot \boldsymbol{\omega} - \mathbf{Ad}(\mathbf{v}_p) \cdot M_F \cdot \mathbf{v}_p + \mathbf{Ad}(\mathbf{X}_{gp}) \left[\frac{1}{2}\rho S_p \|\mathbf{v}_p\| (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha_p) \begin{pmatrix} \mathbf{v}_{p_z} \\ 0 \\ -\mathbf{v}_{p_x} \end{pmatrix} \right. \\
 - \frac{1}{2}\rho S_p \|\mathbf{v}_p\| (C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} \alpha_p^2) \mathbf{v}_p + \left. \left(\begin{array}{cc} (C_{L_{\delta_a}} \mathbf{v}_{p_z} - C_{D_{\delta_a}} \mathbf{v}_{p_x}) \text{sign}(\delta_a) & C_{L_{\delta_s}} \mathbf{v}_{p_z} - C_{D_{\delta_s}} \mathbf{v}_{p_x} \\ -C_{D_{\delta_a}} \mathbf{v}_{p_y} \text{sign}(\delta_a) & -C_{D_{\delta_s}} \mathbf{v}_{p_y} \\ (-C_{L_{\delta_a}} \mathbf{v}_{p_x} - C_{D_{\delta_a}} \mathbf{v}_{p_z}) \text{sign}(\delta_a) & -C_{L_{\delta_s}} \mathbf{v}_{p_x} - C_{D_{\delta_s}} \mathbf{v}_{p_z} \end{array} \right) \begin{pmatrix} \delta_a \\ \delta_s \end{pmatrix} \right] \\
 - M_F \cdot \dot{\mathbf{v}}_{cm} - \mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) \cdot M_F \cdot \mathbf{v}_p \left. \right] + \mathbf{Ad}(\mathbf{X}_{gb}) \left[-\frac{1}{2}\rho S_b \|\mathbf{v}_b\| (C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} \alpha_d^2) \mathbf{v}_b \right] \\
 - \mathbf{Ad}(\mathbf{v}_p) \cdot M_F \cdot \mathbf{v}_p - \mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) \cdot (\mathbf{J} + I_F) \cdot \boldsymbol{\omega}
 \end{array} \right. \quad (4.4)$$

4.1.4 Simplification

Hypothèses

Les hypothèses établies afin de simplifier le modèle obtenu, décrit par les Équations (4.4), sont les suivantes :

1. Les phénomènes dus à la masse ajoutée sont négligés
2. Les moments dus aux efforts aérodynamiques sont négligés. Les équations de la dynamique sont alors :

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{v}}_{cm} = \frac{1}{m}(\mathbf{F}_A^p + \Delta\mathbf{F}_A^p + \mathbf{F}_A^b + \mathbf{F}_W) - \mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \mathbf{v}_{cm} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{J}^{-1}(\mathbf{M}_A^p + \Delta\mathbf{M}_A^p - \mathbf{Ad}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega}) \end{cases}$$

3. Le système ne dispose que de trois degrés de liberté : une translation selon \mathbf{x} , une selon \mathbf{z} et une rotation selon \mathbf{z} .
4. Les centres de masse de la voile et de la charge utile sont alignés selon l'axe \mathbf{z} .

On a alors d'après ces hypothèses :

$$\mathbf{v}_{cm} = \begin{pmatrix} v_x \\ 0 \\ v_z \end{pmatrix}, \boldsymbol{\omega} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_z \end{pmatrix}, \mathbf{v}_p = \mathbf{v}_b = \mathbf{v}_{cm}$$

Équations d'état

Les équations d'état obtenues sont alors les suivantes :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x} = \cos(\psi)v_x \\ \dot{y} = \sin(\psi)v_x \\ \dot{z} = v_z \\ \dot{\psi} = \omega_z \\ \dot{v}_x = \frac{\sqrt{v_x^2 + v_z^2}}{m} \left(p_1 \left((C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha)v_z - (C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}}\alpha^2)v_x + (C_{L_{\delta_a}}v_z - C_{D_{\delta_a}}v_x)\text{sign}(\delta_a)\delta_a + (C_{L_{\delta_s}}v_z - C_{D_{\delta_s}}v_x)\delta_s \right) \right. \\ \quad \left. - p_2(C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}}\alpha^2)v_x \right) \\ \dot{v}_z = \frac{\sqrt{v_x^2 + v_z^2}}{m} \left(p_1 \left(-(C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha)v_x - (C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}}\alpha^2)v_z + (-C_{L_{\delta_a}}v_x - C_{D_{\delta_a}}v_z)\text{sign}(\delta_a)\delta_a + (-C_{L_{\delta_s}}v_x - C_{D_{\delta_s}}v_z)\delta_s \right) \right. \\ \quad \left. - p_2(C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}}\alpha^2)v_z \right) + g \\ \dot{\omega}_z = \frac{p_1(v_x^2 + v_z^2)}{J_{zz}} \left(\frac{p_3 C_{n_r}}{\sqrt{v_x^2 + v_z^2}} \omega_z + p_4 C_{n_{\delta_a}} \delta_a \right) \\ \alpha = \tan^{-1}(v_z, v_x) \\ \delta_a = u_1 - u_2 \\ \delta_s = \frac{u_1 + u_2}{2} \end{array} \right. \quad (4.5)$$

Avec : $p_1 = \frac{1}{2}\rho S_p$, $p_2 = \frac{1}{2}\rho S_b$, $p_3 = \frac{b^2}{2}$, $p_4 = \frac{b}{l}$, $u_1 = u_{right} \in [0, 1]$, $u_2 = u_{left} \in [0, 1]$.

En rajoutant l'hypothèse que les vitesses sont constantes en absence de vent, on obtient alors les équations d'état simplifiées suivantes :

$$\begin{cases} \dot{x} = v_{0_x} \cos(\psi) \\ \dot{y} = v_{0_x} \sin(\psi) \\ \dot{z} = v_{0_z} \\ \dot{\psi} = \omega_z \\ \dot{\omega}_z = a_1 \omega_z + a_2 \delta_a \\ \delta_a = u_1 - u_2 \end{cases} \quad (4.6)$$

Avec : $a_1 = \frac{p_1 \sqrt{v_x^2 + v_z^2}}{J_{zz}} p_3 C_{n_r}$, $a_2 = \frac{p_1 (v_x^2 + v_z^2)}{J_{zz}} p_4 C_{n_{\delta_a}}$.

D'après l'équation $\dot{\omega}_z = a_1 \omega_z + a_2 \delta_a$, on a alors par résolution : $\omega_z(t) = c_1 e^{a_1 t} - \frac{a_2}{a_1} \delta_a$. On notera que le coefficient C_{n_r} est toujours négatif alors que $C_{n_{\delta_a}}$ est toujours positif. Une fois le système à l'équilibre on a donc $\omega_z(t) = K_{\omega} \delta_a$ avec $K = -\frac{a_2}{a_1}$.

Dans le plan (x, y) , on obtient alors un système non-holonyme. Ainsi, en ne supposant que des petits changements de commandes ($\dot{\omega}_z \simeq 0$), on obtient alors un modèle du char de Dubins [2] :

$$\begin{cases} \dot{x} = v_0 \cos(\psi) \\ \dot{y} = v_0 \sin(\psi) \\ \dot{\psi} = K \delta_a \\ \delta_a = u_1 - u_2 \end{cases} \quad (4.7)$$

Ainsi, par simplification on obtient un modèle simple qui semble correspondre à l'intuition que l'on a en observant une aile de parachute. Cette aile dispose d'une vitesse nominale constante d'avancée dans le sens de son profilage ainsi que d'une vitesse de chute quasi constante. Enfin en actionnant une des commandes de frein le système va alors tourner autour d'un axe vertical jusqu'à effectuer des cercles à une vitesse de rotation constante.

4.2 Estimation

Disposant d'un modèle simplifié exploitable, il est alors possible d'estimer le vent auquel est soumis le système au cours d'un vol.

4.2.1 Triangle du vent

Plusieurs méthodes d'estimation du vent par drone sont décrites par J. S. Lorenz [5] ainsi que A. Cho et al. [1]. Ces méthodes sont dédiées à des *UAV low-cost* et se basent sur l'utilisation d'un GPS, d'un tube de pitot ainsi que d'une centrale inertielle. L'estimation de la vitesse et de l'orientation du vent se fait au travers du triangle du vent schématisé par la Figure (4.4).

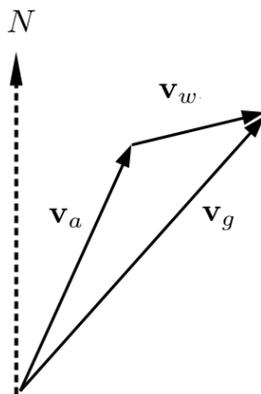


FIGURE 4.4 – Triangle du vent

Les vecteurs vitesse considérés sont :

- \mathbf{v}_a la vitesse dans l'air du système dans le référentiel global.
- \mathbf{v}_w la vitesse du vent dans le référentiel global.
- \mathbf{v}_g la vitesse au sol du système dans le référentiel global.

4.2.2 Filtres de Kalman

L'estimation du vent se fait au travers d'un filtre de Kalman reposant sur les Équations (4.7) du char de Dubins. L'utilisation d'un tel filtre permet également d'augmenter la fréquence à laquelle on obtient une information de position, souvent bridée par les systèmes GNSS¹ *low-cost* fonctionnant à une fréquence d'environ 1Hz. Bien que le filtre de Kalman ne soit optimal que pour des systèmes linéaires soumis à des bruits blancs gaussiens centrés, on peut tout de même espérer réussir à estimer le vent.

Trois différents cas ont été considérés :

- Cas 1 : v_0 est connu.
- Cas 2 : v_0 est non mesuré mais estimé.
- Cas 3 : v_0 est mesuré et estimé.

Dans les trois cas la matrice Γ_α , symbolisant l'incertitude du modèle, est choisie arbitrairement en fonction de l'intuition a priori du système, n'ayant pas de vérité terrain, qui aurait nécessité des essais notamment en soufflerie. De même la matrice Γ_β , représentant l'incertitude des mesures, dépend de la performance des capteurs, notamment du GPS utilisé.

Cas 1 : v_0 est connu

Soit $\mathbf{X} = \begin{pmatrix} x \\ y \\ v_{w_x} \\ v_{w_y} \end{pmatrix}$ le vecteur d'état, les équations d'évolution sont alors les suivantes :

$$\begin{cases} \dot{x} = v_0 \cos(\psi) + v_{w_x} \\ \dot{y} = v_0 \sin(\psi) + v_{w_y} \\ \dot{v}_{w_x} = 0 \\ \dot{v}_{w_y} = 0 \end{cases} \quad (4.8)$$

1. Géolocalisation et Navigation par un Système de Satellites

En utilisant un schéma d'Euler ainsi qu'une discrétisation de pas de temps dt , on obtient le Système linéaire (4.9) avec $\mathbf{Y} = \begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix}$ le vecteur de mesure de la position.

$$\begin{cases} \mathbf{X}_{k+1} = A_k \cdot \mathbf{X}_k + \mathbf{u}_k + \alpha_k \\ \mathbf{Y}_k = C_k \cdot \mathbf{X}_k + \beta_k \end{cases} \quad (4.9)$$

avec :

$$\begin{aligned} - A_k &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & dt & 0 \\ 0 & 1 & 0 & dt \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \mathbf{u}_k = \begin{pmatrix} dt v_0 \cos(\psi_k) \\ dt v_0 \sin(\psi_k) \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \Gamma_\alpha = dt \cdot \begin{pmatrix} 3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \\ - C_k &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix}, \Gamma_\beta = \begin{pmatrix} 16 & 0 \\ 0 & 16 \end{pmatrix} \end{aligned}$$

Le filtre est initialisé avec $\mathbf{X}_0 = \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$ et la matrice de covariance $\Gamma_0 = \begin{pmatrix} 10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1000 \end{pmatrix}$.

Cas 2 : v_0 est non mesuré mais estimé

Dans ce cas on a $\mathbf{X} = \begin{pmatrix} x \\ y \\ v_{w_x} \\ v_{w_y} \\ v_0 \end{pmatrix}$ le vecteur d'état, $\mathbf{Y} = \begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix}$ le vecteur de mesure.

On obtient alors les matrices suivantes :

$$\begin{aligned} - A_k &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & dt & 0 & dt \cos(\psi_k) \\ 0 & 1 & 0 & dt & dt \sin(\psi_k) \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \mathbf{u}_k = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \Gamma_\alpha = dt \cdot \begin{pmatrix} 3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \\ - C_k &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}, \Gamma_\beta = \begin{pmatrix} 16 & 0 \\ 0 & 16 \end{pmatrix} \end{aligned}$$

Cas 3 : v_0 est mesuré et estimé

Dans ce dernier cas on définit $\mathbf{X} = \begin{pmatrix} x \\ y \\ v_{w_x} \\ v_{w_y} \\ v_0 \end{pmatrix}$ le vecteur d'état, $\mathbf{Y} = \begin{pmatrix} x \\ y \\ v_0 \end{pmatrix}$ le vecteur de mesure.

On obtient alors les matrices suivantes :

$$\begin{aligned}
- A_k &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & dt & 0 & dt \cos(\psi_k) \\ 0 & 1 & 0 & dt & dt \sin(\psi_k) \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \mathbf{u}_k = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \Gamma_\alpha = dt \cdot \begin{pmatrix} 3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \\
- C_k &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \Gamma_\beta = \begin{pmatrix} 16 & 0 & 0 \\ 0 & 16 & 0 \\ 0 & 0 & 3 \end{pmatrix}
\end{aligned}$$

Ainsi la définition de ces trois cas permet de s'adapter aux situations selon que l'on dispose ou non d'un capteur capable de fournir une mesure de la valeur v_0 .

4.3 Régulation

Afin de réguler un tel système, la modélisation n'étant que partiellement réaliste au vu de la complexité et des inconnues du système, il a été choisi d'utiliser une régulation de type mimétique en n'utilisant que les données capteurs et les estimations issues du filtre de Kalman.

4.3.1 Régulation bas niveau

La régulation, dite bas niveau, qui a été retenue est de type mimétique, elle vise à imiter le comportement humain. Ce choix fait tout son sens du fait que le parachute est un système hautement non linéaire inventé sur la base de l'observation et de l'intuition et non sur des équations, qui demeurent aujourd'hui encore imparfaites. Deux régulateurs de bas niveau ont donc été conçus sans utiliser les équations d'état précédemment décrites. L'objectif de ces algorithmes est de diriger le système dans le plan (x, y) .

Suivi de ligne

Le suivi de ligne consiste à réguler le système afin qu'il suive la ligne reliant deux points $\mathbf{A}(x_A, y_A)$ et $\mathbf{B}(x_B, y_B)$. Pour ce faire, l'algorithme issu du volier autonome VAIMOS [3] a été utilisé. Un tel régulateur se base sur deux principales étapes, le guidage qui permet de donner le cap à suivre et le contrôle qui consiste à donner les commandes associées aux actionneurs. La compensation due au vent se fait dans la partie guidage aux travers des valeurs estimées par le filtre de Kalman et le triangle du vent décrit dans la Figure (4.4). Il faudra par ailleurs s'assurer que la vitesse (\hat{v}_0) est supérieure à celle du vent dans le cas où la consigne post-compensation est face au vent et que celui-ci est plus fort que la vitesse nominale d'avancée, afin de garder cette orientation. L'Algorithme (1) représente sous la forme de pseudo code les fonctions utilisées.

On remarquera alors que seuls trois paramètres sont à définir en plus des deux points \mathbf{A} et \mathbf{B} dépendants de la ligne suivie :

- r est un coefficient permettant d'arrondir l'attractivité de la ligne lors de son approche. Cela permet au mobile de ne pas arriver trop perpendiculairement à la ligne suivie mais parallèlement comme l'illustre la Figure (4.5).
- K_p est le coefficient de proportionnalité de la commande par rapport à l'erreur au cap désiré. Il dépend de l'architecture physique du système. Il sera donc à déterminer expérimentalement.
- U_{Biais} est un *offset* permettant de compenser la non symétrie du système physique.

Algorithm 1 Suivi de ligne

```

1: function GUIDAGE ( $\hat{x}, \hat{y}, \hat{v}_0, \hat{v}_{w_x}, \hat{v}_{w_y}, \mathbf{A}(x_A, y_A), \mathbf{B}(x_B, y_B), r$ )
2:    $e \leftarrow \det \left( \frac{\mathbf{B}-\mathbf{A}}{\|\mathbf{B}-\mathbf{A}\|}, \begin{pmatrix} \hat{x} \\ \hat{y} \end{pmatrix} - \mathbf{A} \right)$ 
3:    $\phi \leftarrow \text{atan2}(\mathbf{B} - \mathbf{A})$ 
4:    $\psi \leftarrow \phi - \text{atan}\left(\frac{e}{r}\right)$ 
5:    $\mathbf{v}_D \leftarrow \hat{v}_0 \begin{pmatrix} \cos(\psi) \\ \sin(\psi) \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \hat{v}_{w_x} \\ \hat{v}_{w_y} \end{pmatrix}$  ▷ Compensation du vent
6:    $\bar{\theta} \leftarrow \text{atan2}(\mathbf{v}_D)$ 
7:   return  $\bar{\theta}$ 
8:
9: function CONTRÔLEUR ( $\bar{\theta}, \theta, K_P, U_{Biais}$ )
10:   $e \leftarrow \text{Sawtooth}(\bar{\theta} - \theta)$ 
11:   $u \leftarrow K_P \cdot e + U_{Biais}$ 
12:   $u \leftarrow \min(\max(u, -1), 1)$  ▷  $u \in [-1,1]$ ,  $u < 0$  : droite,  $u > 0$  : gauche
13:  return  $u$ 
14:
15: function SAWTOOTH( $\alpha$ )
16:   $\beta \leftarrow (\alpha + \frac{\pi}{2}) \bmod (\pi) - \frac{\pi}{2}$ 
17:  return  $\beta$ 

```

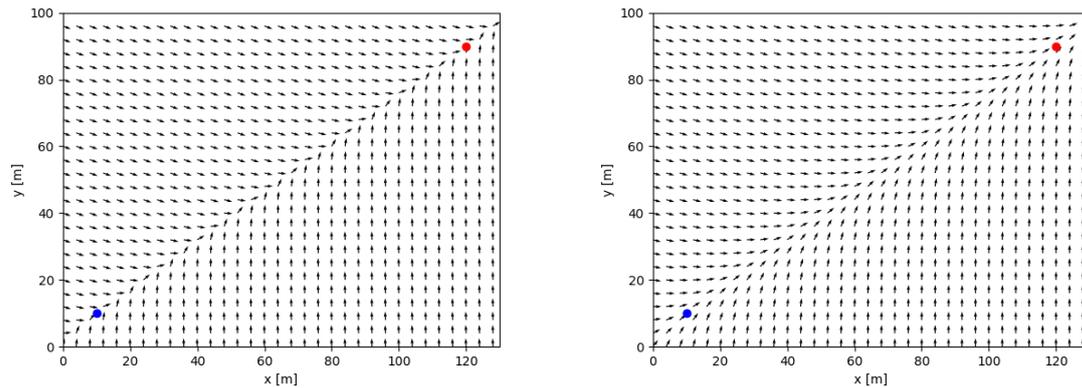


FIGURE 4.5 – Champ de vecteurs normalisés issu de la phase de guidage du suivi de ligne. Les vecteurs illustrent le $\bar{\theta}$ calculé. Le point bleu étant le point \mathbf{A} et le rouge \mathbf{B} . À gauche $r = 1$, à droite $r = 5$.

La simplicité des algorithmes et du nombre restreint de coefficients a pour but de rendre le suivi de ligne robuste et facilement configurable. D'où la dénomination de régulateur *bas niveau*.

Suivi de Cap

Contrairement au suivi de ligne, le suivi de cap consiste à ne considérer qu'un seul point objectif \mathbf{T} . L'algorithme est semblable au précédent dans sa structure, il comporte une phase de guidage puis une phase de contrôle identique. La méthode de compensation du vent est identique à celle utilisée pour le suivi de ligne.

Algorithm 2 Suivi de cap

```

1: function GUIDAGE ( $\hat{x}, \hat{y}, \hat{v}_0, \hat{v}_{w_x}, \hat{v}_{w_y}, \mathbf{T}$ )
2:    $\psi \leftarrow \text{atan2} \left( \mathbf{T} - \begin{pmatrix} \hat{x} \\ \hat{y} \end{pmatrix} \right)$ 
3:    $\mathbf{v}_D \leftarrow \hat{v}_0 \begin{pmatrix} \cos(\psi) \\ \sin(\psi) \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \hat{v}_{w_x} \\ \hat{v}_{w_y} \end{pmatrix}$  ▷ Compensation du vent
4:    $\bar{\theta} \leftarrow \text{atan2}(\mathbf{v}_D)$ 
5:   return  $\bar{\theta}$ 
6:
7: function CONTRÔLEUR ( $\bar{\theta}, \theta, K_P, U_{Biais}$ )
8:    $e \leftarrow \text{Sawtooth}(\bar{\theta} - \theta)$ 
9:    $u \leftarrow K_P \cdot e + U_{Biais}$ 
10:   $u \leftarrow \min(\max(u, -1), 1)$  ▷  $u \in [-1,1]$ ,  $u < 0$  : droite,  $u > 0$  : gauche
11:  return  $u$ 
12:
13: function SAWTOOTH( $\alpha$ )
14:   $\beta \leftarrow (\alpha + \frac{\pi}{2}) \bmod (\pi) - \frac{\pi}{2}$ 
15:  return  $\beta$ 

```

4.3.2 Régulation haut niveau

Afin de mener à bien une mission, qui nécessite de considérer également l'évolution selon l'axe z , un régulateur de haut niveau constitué d'une machine à état fini a été mis en place. La Figure (4.6) illustre la répartition des tâches de navigation, de guidage et de contrôle effectuées entre les contrôleurs bas et haut niveau ainsi que du filtre de Kalman précédemment décrit. Le rôle de la partie haut niveau est donc de choisir quel sera le contrôleur bas niveau qui fournira les commandes aux systèmes. Ce choix dépend de la phase de vol en cours, d'où l'impémentation d'une machine à état fini pour cette tâche.

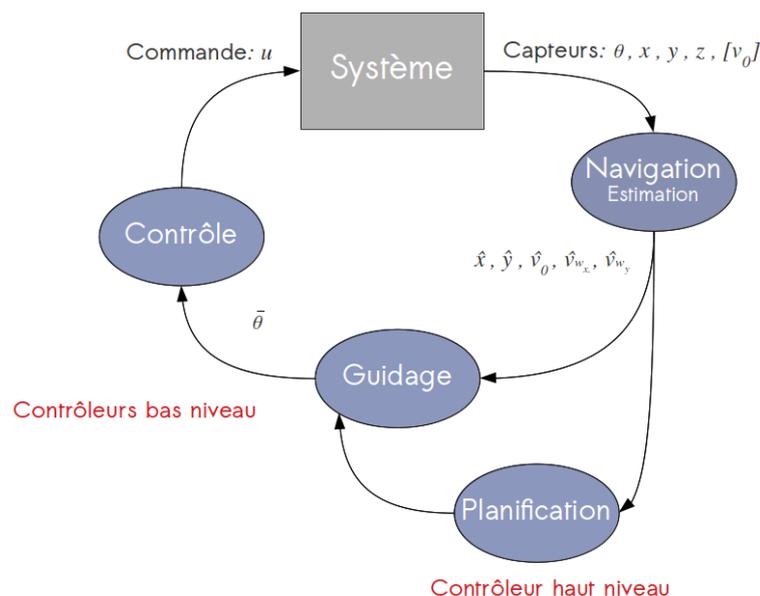


FIGURE 4.6 – Bouclage Navigation, Guidage, Contrôle utilisé

Une mission peut être décrite par 4 différentes phases de vol qui sont représentées dans la Figure (4.7) :

1. Le système vient d'être largué, il doit alors se rapprocher du point d'atterrissage. Pour cela, un suivi de ligne est effectué entre un point proche de la zone de largage (point bleu dans le schéma) et l'objectif (point rouge projeté dans le plan horizontal).
2. Le système s'est suffisamment rapproché de la cible mais est trop haut en altitude. Il doit alors gérer son énergie en effectuant un pattern cyclique autour de la cible. On parlera de la phase de gestion d'énergie.
3. Le système a perdu suffisamment d'altitude, il va alors pouvoir cibler l'objectif grâce au suivi de cap. Il s'agit donc de la phase de suivi de cap.
4. Le système va impacter le sol, il faut alors ralentir au maximum sa vitesse verticale. Pour cela on tire simultanément sur les deux commandes de freins. On parlera alors de la manoeuvre d'atterrissage.

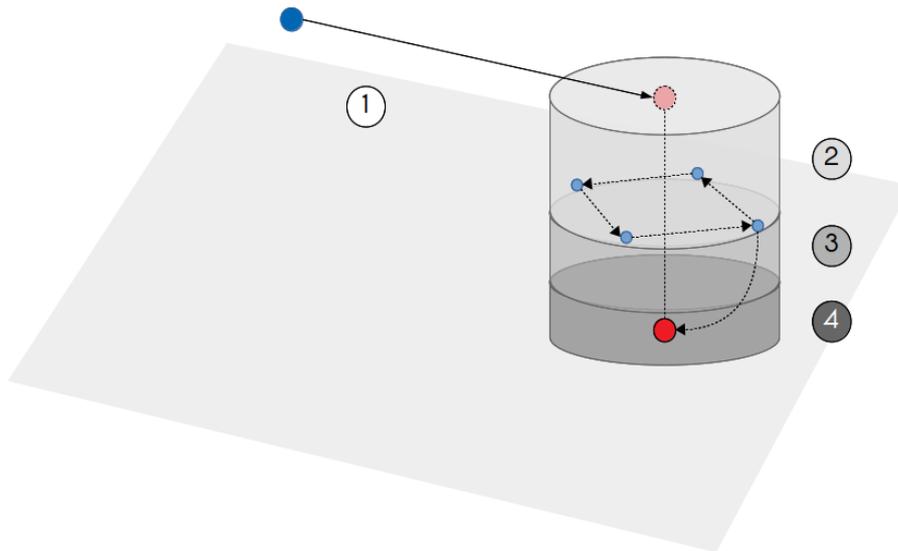


FIGURE 4.7 – Les différentes phases de vol au cours d'une mission

De par cette description, on peut naturellement décrire une machine à état fini.

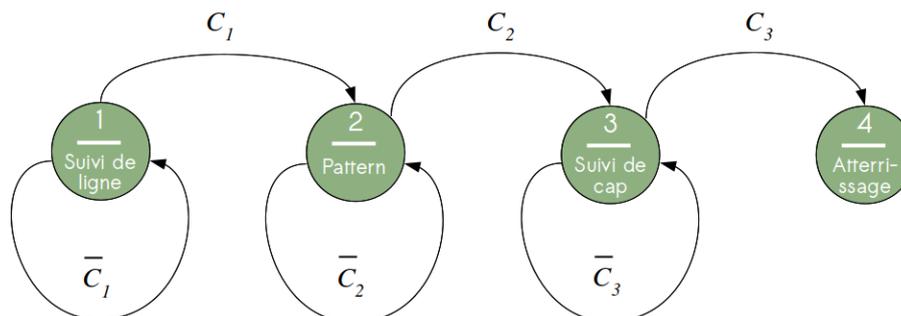


FIGURE 4.8 – Diagramme états-transitions représentant le contrôleur haut niveau

La Figure (4.8) illustre sous la forme d'un diagramme états-transitions l'algorithme développé. La liste des conditions de transitions est la suivante :

- C_1 : Le mobile est à une distance inférieure à un seuil D_t de la cible dans le plan horizontal.
- C_2 : Le mobile dispose d'un ratio $\frac{\text{Distance horizontale à la cible}}{\text{Distance verticale à la cible}}$ supérieur à un seuil R_t .
- C_3 : Le mobile est à une altitude par rapport à celle de la cible inférieure à un seuil Z_t .

Le pattern sera réalisé via des suivis de ligne successifs constitués de N points équidistants de la cible. De plus ces N points sont générés de façon à ce que le mobile ne soit jamais face au vent. Pour ce faire, le contrôleur récupère l'estimation du filtre de Kalman et calcule l'angle du vent associé.

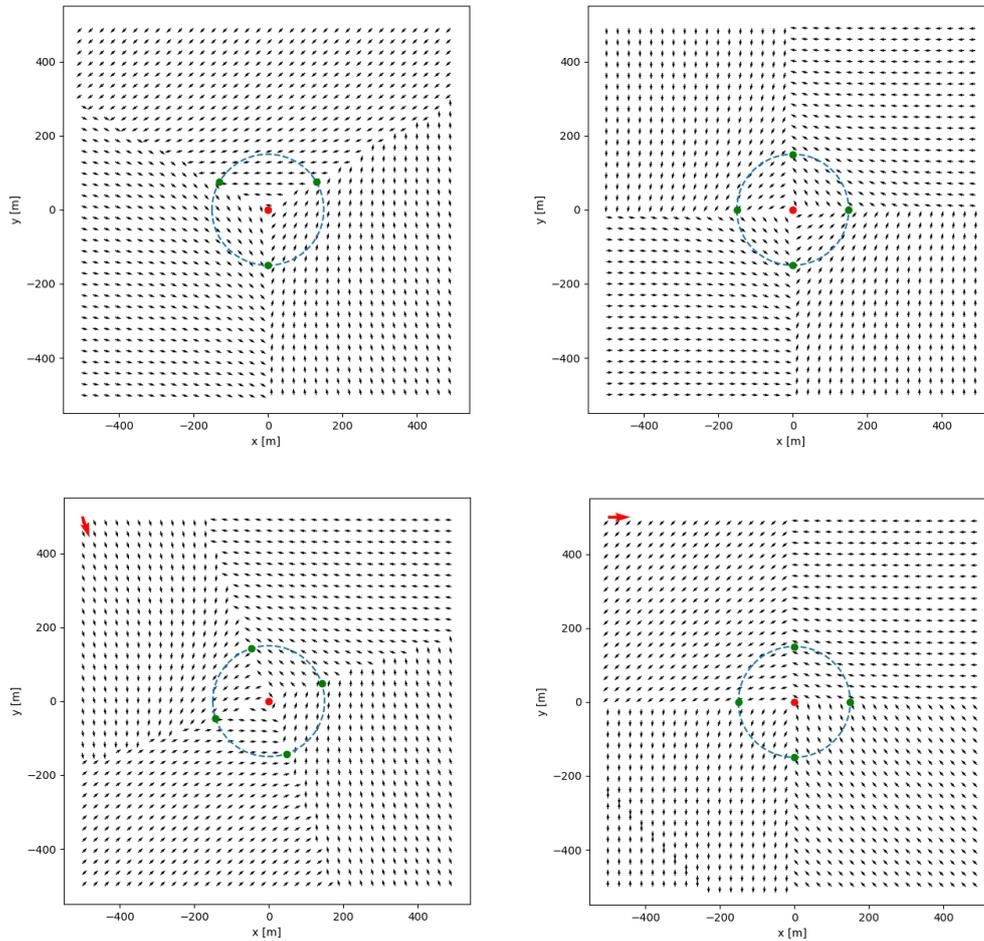


FIGURE 4.9 – Patterns générés suivant les paramètres N , D_t et le vent estimé

La Figure (4.9) expose les champs de vecteurs consignes associés à la réalisation des patterns dans le plan (x, y) suivant les paramètres N , R_t et les estimations du vent. Le point rouge symbolise l'objectif, les points verts sont les points générés pour parcourir le pattern via des suivis de ligne successifs, le cercle bleu représente la distance $R_t = 150m$, la flèche rouge pointe la direction du vent.

Quatre cas sont représentés :

- En haut à gauche : $N = 3$ en absence de vent.
- En haut à droite : $N = 4$ en absence de vent.
- En bas à gauche : $N = 4$ avec du vent plus faible que la valeur nominale d'avancée v_0 du mobile.
- En bas à droite : $N = 4$ avec du vent de même vitesse que la valeur nominale d'avancée v_0 du mobile.

Dans les deux derniers cas nous pouvons observer d'une part l'orientation du pattern en fonction de l'orientation du vent, d'autre part le phénomène de compensation du vent décrit dans les contrôleurs bas niveau (cf Partie 4.3.1).

Dans cette même logique de simplicité et de robustesse, ce sont donc au final seulement quatre paramètres D_t , R_t , Z_t et N qui sont à définir afin de configurer convenablement le contrôleur haut niveau.

Chapitre 5

Implémentation et réalisation

Une fois les outils théoriques nécessaires à la réalisation du projet développés, leur implémentation et la fabrication du système ont été effectués. Le contenu technique de cette partie n'est explicité qu'au travers de figures dans ce présent rapport. Un second document expliquant plus en détails l'implémentation a été rédigé afin de permettre la compréhension des codes sources.

5.1 Architecture logicielle

L'architecture logicielle utilisée repose sur l'utilisation du middleware ROS. Son avantage réside dans l'utilisation d'une architecture modulaire permettant ainsi de développer des briques unitaires fonctionnelles (dites *nodes*) et de faciliter leur interaction via des messages sur des canaux de communication appelés *topics*. Ainsi afin d'avoir un ensemble opérationnel, il faut dans un premier temps distinguer les différents éléments unitaires et dans un second temps en définir les entrées et les sorties.

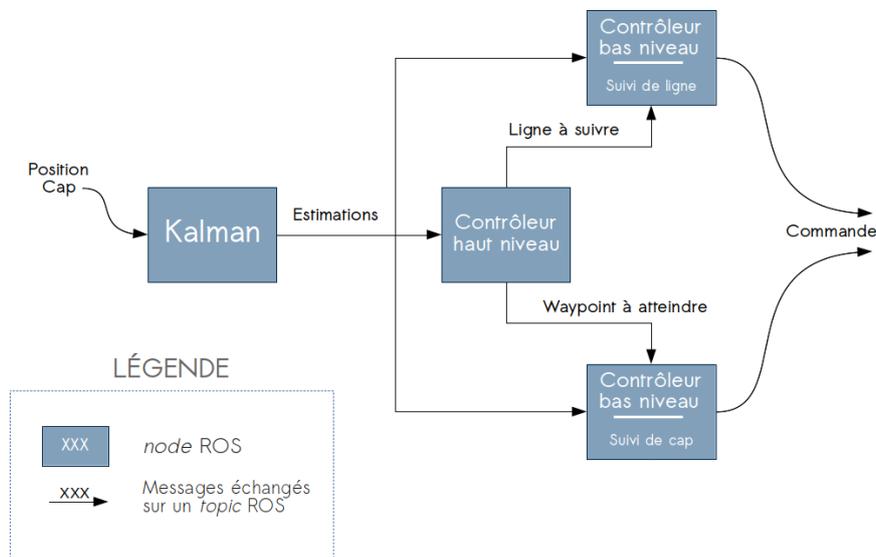


FIGURE 5.1 – Architecture ROS issue de l'implémentation des algorithmes développés

La Figure (5.1) représente l'architecture ROS mise en place à partir des algorithmes développés et décrits dans la partie théorique (cf Partie 4). Le langage de programmation ayant été utilisé est le C++ afin de garantir l'optimalité et la rapidité des algorithmes.

5.2 Simulation

Dans le but de fournir les informations de position et de cap ainsi que d'interagir avec les commandes reçues, des simulateurs ont du être développés.

5.2.1 Implémentation de l'équation d'évolution

Le premier type de simulation ayant été effectué consiste à l'implémentation de la modélisation décrite par les Équations (4.4). Pour ce faire, un schéma d'intégration de Runge-Kutta d'ordre 4 a été utilisé via un script Python.

Simulation sous Python

Cette simulation a permis d'étudier la modélisation du système et donc son comportement. Cependant sa complexité d'utilisation provient des nombreuses inconnues du système. Il a donc fallu les définir arbitrairement en s'aidant des articles scientifiques étudiés. La Figure (5.2) est un aperçu du premier simulateur développé. Les commandes données au système sont affichées dans la figure afin d'observer plus aisément sa réaction.

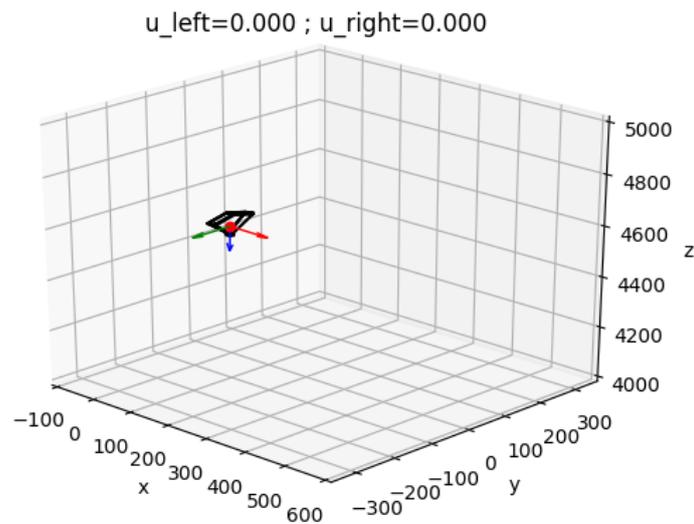


FIGURE 5.2 – Aperçu de la simulation de la modélisation sous Python

La Figure (5.3) représente les résultats obtenus pour une simulation où différentes commandes sont envoyées. On observe alors que les hypothèses de la Partie (4.1.4), dont celle de non-holonomie du système, sont valides dans cette simulation.

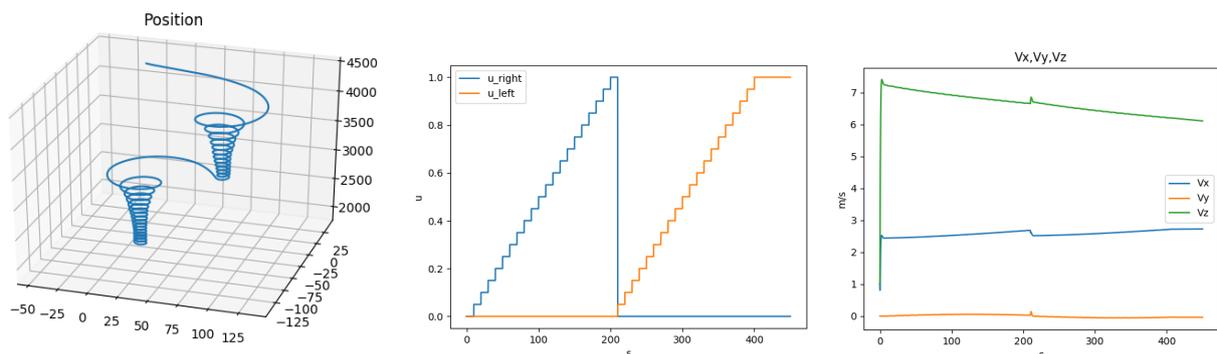


FIGURE 5.3 – Comportement du système d'après la modélisation. A gauche la trajectoire réalisée. Au centre les commandes envoyées. A droite les vitesses de translation.

Simulation sous ROS

Afin de tester les algorithmes de régulation et le filtre de Kalman conçus et implémentés sous ROS, le simulateur sous Python précédent a été inclus dans un *node*. On peut alors relier les *topics* d'entrée et de sortie de la Figure (5.1). On obtient alors la nouvelle architecture ROS illustrée par la Figure (5.4)

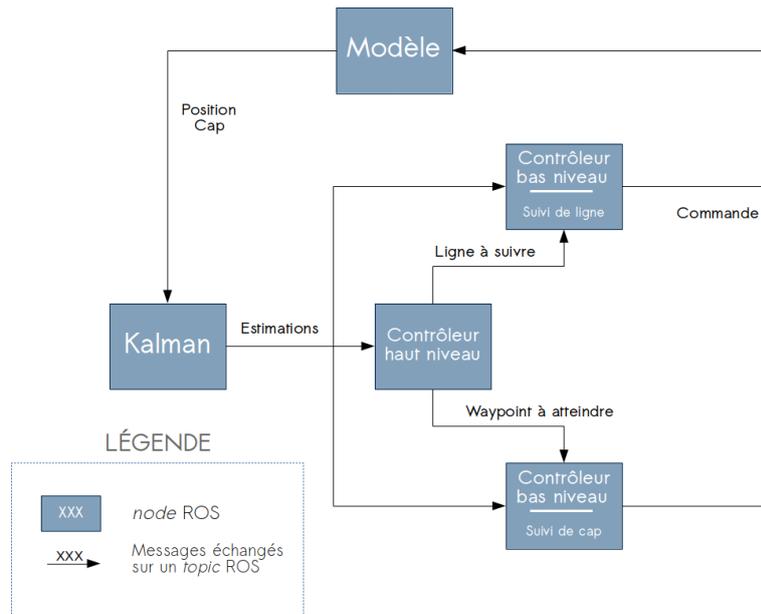


FIGURE 5.4 – Architecture ROS avec la modélisation intégrée

Cependant, les algorithmes ayant été conçus à partir de ce modèle, il est tout à fait normal que tout fonctionne nominalement. De plus ne sachant toujours pas à ce stade si des essais pourront être effectués ou non au vu de la crise sanitaire, il a été décidé de trouver un simulateur plus complexe dans lequel la modélisation est inconnue. Ceci permettra alors de tester avec plus d'objectivité la robustesse des algorithmes.

5.2.2 Simulateur de vol : FlightGear

C'est au travers d'un rapide état de l'art en la matière que le simulateur de vol FlightGear s'est avéré être le bon candidat. Étant un logiciel de simulateur de vol et d'aéronef open-source dans lequel il existe déjà un modèle de parachute, il s'agissait d'une bonne base de travail pour l'intégrer à ce projet. Un des avantages de ce logiciel est qu'il permet d'effectuer une simulation dans des endroits géographiques existants (la cartographie étant faite à partir d'images satellite) et que l'on peut choisir les conditions météorologiques.

Choix d'un modèle

Les modèles d'aéronefs de FlightGear sont décrits par des fichiers XML. La dynamique de vol est interprétée via un modèle de vol. Initialement FlightGear utilisait le moteur LaRCsim, développé par la NASA ¹. Aujourd'hui le moteur le plus utilisé est JSBSim. Les données aérodynamiques de l'aéronef telles que les coefficients de portance, de traînée, leurs modifications dues aux ailerons, les volets, l'effet de sol, etc sont décrits dans un fichier de configuration.

Un modèle de chute libre / parachutiste ainsi qu'un modèle de parapentiste a été trouvé. Cependant leurs dimensions ne correspondaient pas vraiment au système devant être développé. Ainsi en combinant les différents codes, un modèle sur-mesure dimensionné au projet a pu être créé. La Figure (5.5) est un aperçu du modèle. La base du modèle a été créée par Creare (une société de RD à Hanovre, New Hampshire), avec un financement de l'armée américaine. L'objectif était de modéliser et de simuler les résultats de leurs outils d'analyse Computation Fluid Dynamics (CFD) permettant d'étudier le comportement des parachutistes et de leurs équipements. En avril 2016, il a été ajouté en tant qu'addon dans FlightGear. Ainsi, on peut considérer que ce modèle est suffisamment réaliste pour pouvoir étudier les algorithmes développés.

1. National Aeronautics and Space Administration

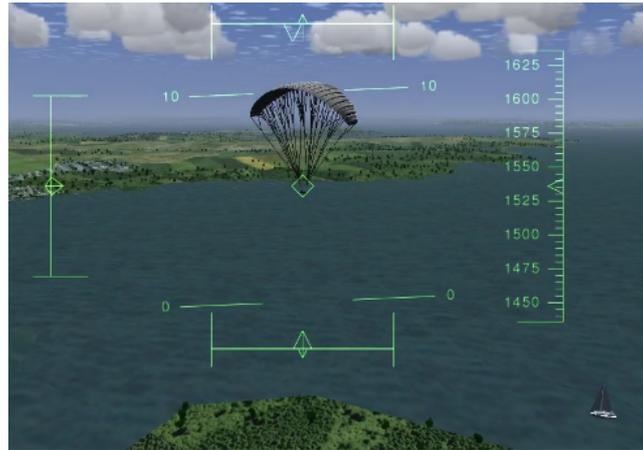


FIGURE 5.5 – Aperçu du modèle utilisé dans FlightGear

Interaction FlightGear-ROS

Afin d'interagir avec l'architecture logicielle développée, il a fallu créer un pont entre ROS et FlightGear. Ce dernier étant relativement souple et ayant accès aux codes sources, c'est au travers d'une interface TCP/IP que cette liaison a été établie sous la forme dans *node* ROS. Ainsi la Figure (5.1) est étendue à la Figure (5.6).

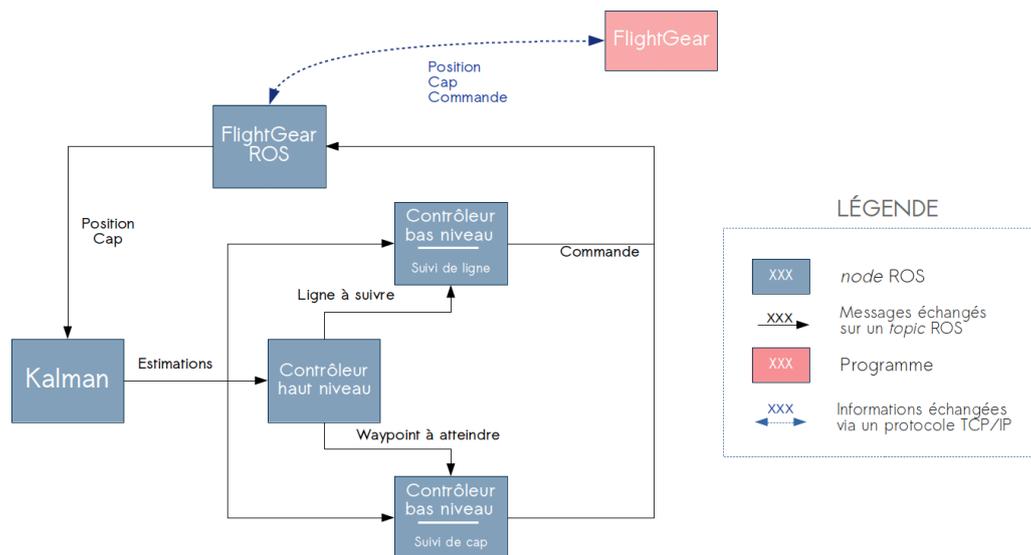


FIGURE 5.6 – Architecture ROS avec le simulateur de vol FlightGear

Résultats des algorithmes

Le simulateur étant fonctionnel, de nombreux essais ont pu être réalisés. Afin d'être concis, un seul d'entre eux sera présenté. Voici ses principales caractéristiques :

- Le parachute est largué à une altitude d'environ 2500m à 1500m de la cible dans le plan horizontal.
- Un vent constant de 6.69 m/s provenant de l'ouest est simulé.
- La vitesse nominale du parachute est d'environ 7.5m/s.
- Le nombre de points N constituant le pattern est de 10.
- La distance D_t est de 150m.
- Le ratio R_t vaut 1.
- La distance Z_t est égale à 10m.
- La fréquence de la publication de la position est de 1Hz.
- Un bruit blanc gaussien centré d'écart type 5m est rajouté aux données de position.

- La fréquence du filtre de Kalman est de 10Hz.

La Figure (5.7) présente via quatre graphiques les résultats de cette simulation :

- **a.** Le graphique représente la position du parachute dans le plan horizontal au cours de la mission. Les carrés rouges symbolisent les points générés pour les suivis de ligne et la cible. On reconnaît bien le pattern formé de 10 points rouges. Les traçages vert et bleu sont superposés, il s'agit respectivement de la position estimée par le filtre de Kalman et des valeurs GPS simulées via FlightGear comme décrit ci-dessus. Ceci prouve donc que le modèle simplifié utilisé pour le filtre de Kalman est adapté à ce simulateur. On remarque que le mobile rencontre des difficultés pour compenser le vent lors d'une ligne du pattern, mais qu'il finit par y arriver lorsqu'il change de ligne consigne.
- **b.** Le graphique représente la position en trois dimensions du parachute au cours du vol. Les points rouges sont les points générés pour le pattern, placés arbitrairement à l'altitude nulle pour l'affichage, ainsi que le point objectif. On peut alors observer les différentes phases de vol comme prévu dans la Partie (4.3.2). On remarquera également que quand le mobile est face au vent, alors sa vitesse au sol d'avancée est quasi nulle car la force du vent est quasiment égale à sa vitesse nominale.
- **c.** La courbe représente l'évolution de l'estimation de l'orientation du vent au cours du temps (en degré par rapport au nord). Cette valeur est bien centrée sur 90° , comme souhaité, avec un delta de $\pm 10^\circ$ ce qui est tout à fait acceptable.
- **d.** La courbe représente l'évolution de l'estimation de la vitesse du vent au cours du temps. Cette valeur varie majoritairement entre 6.5 m/s et 7.5 m/s, ce qui là encore correspond au résultat espéré.

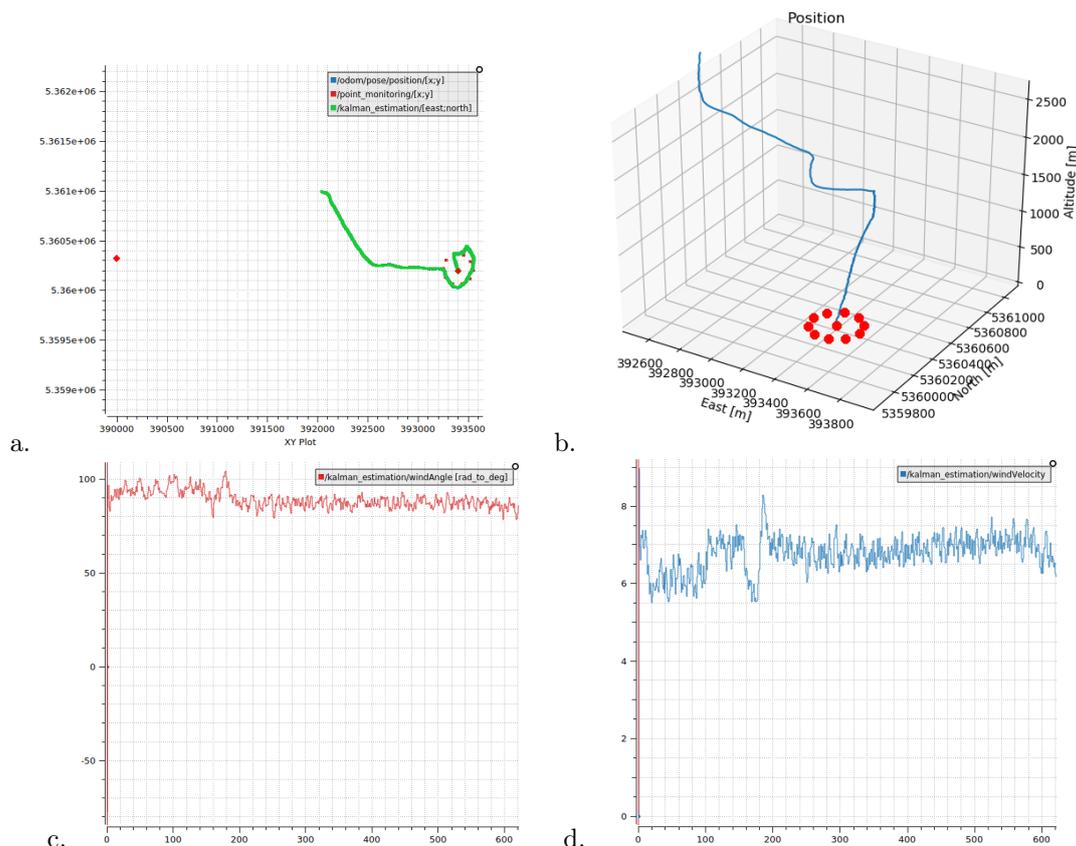


FIGURE 5.7 – Évaluation des algorithmes via le simulateur de vol FlightGear

Ainsi, grâce au développement de ce simulateur, il a été possible de valider les concepts établis théoriquement. Cette nouvelle étape ayant été franchie, la conception physique du système a pu être envisagée.

5.3 Système physique

A l'issue de la phase de l'élaboration de l'architecture physique ainsi que de sa validation par la simulation, le choix des composants électroniques a pu être fait. Cependant, pour rappel, il a fallu s'adapter au contexte actuel en ne choisissant que du matériel à ma disposition et disponibles au sein du laboratoire.

5.3.1 Architecture matérielle

Comme explicité dans l'architecture logicielle, les données capteurs devant être acquises sont le cap et la position GPS. Les actionneurs doivent être capables de tirer sur les commandes de freins. D'une part ne sachant pas le résultat des éventuelles expérimentations, d'autre part le système final pouvant être à usage unique suivant le contexte opérationnel, le matériel choisi doit être bon marché. En effet, surtout lors de la phase d'expérimentation, nous ne pouvons pas nous permettre de détruire, dès le premier essai en cas d'échec, du matériel ayant coûté plusieurs milliers d'euros.

Voici donc sous forme de liste le matériel utilisé :

- Une IMU MPU9250 permettant de fournir le cap θ .
- Un GPS GStar-IV permettant de fournir la position à environ 1Hz.
- Un capteur de pression MS5837-02BA permettant de calculer plus précisément et plus fréquemment l'altitude. La formule utilisée étant celle du nivellement barométrique [6].
- Deux servomoteurs de couple 30 kg.cm permettant de tirer ou de relâcher les commandes de freins.
- Un nano ordinateur Raspberry Pi 4 - 4GB pour intégrer l'architecture logicielle développée.
- Une paire émetteur-récepteur de la marque TBS ainsi qu'une télécommande Taranis pour commander manuellement à distance le système.
- Un micro-contrôleur Arduino Nano permettant de passer du mode manuel au mode automatique via un relais et de gérer les commandes envoyées aux servomoteurs en mode manuel.
- Divers composants permettant de gérer la partie alimentation du système, dont une batterie et des régulateurs de tension.
- Une aile de parachute issue du modèle RC de chez Opale Paramodels. La surface à plat est de 1.5m² pour une envergure de 1.65m.

Le Tableau (5.1) synthétise le coût approximatif de l'architecture matérielle développée. Il est important de noter que ces coûts ne considèrent que le matériel à disposition utilisé pour le système. Ainsi le matériel extérieur au système proprement dit, tel que la télécommande, l'émetteur TBS et celui de support, n'est pas compris dans ce tableau.

Matériel	Prix indicatif TTC
Aile de parachute	340€
Récepteur TBS	50€
Arduino Nano	10€
Raspberry Pi 4 - 4GB	65€
Capteur de pression	14€
IMU	16€
Servomoteurs	100€
Autres	100€
TOTAL	695€

TABLE 5.1 – Coût unitaire approximatif d'un système expérimental développé

L'architecture matérielle alors mise en place est récapitulée au travers de la Figure (5.8). Les données échangées sont représentées par des flèches noires alors que la partie alimentation est représentée par des flèches rouges.

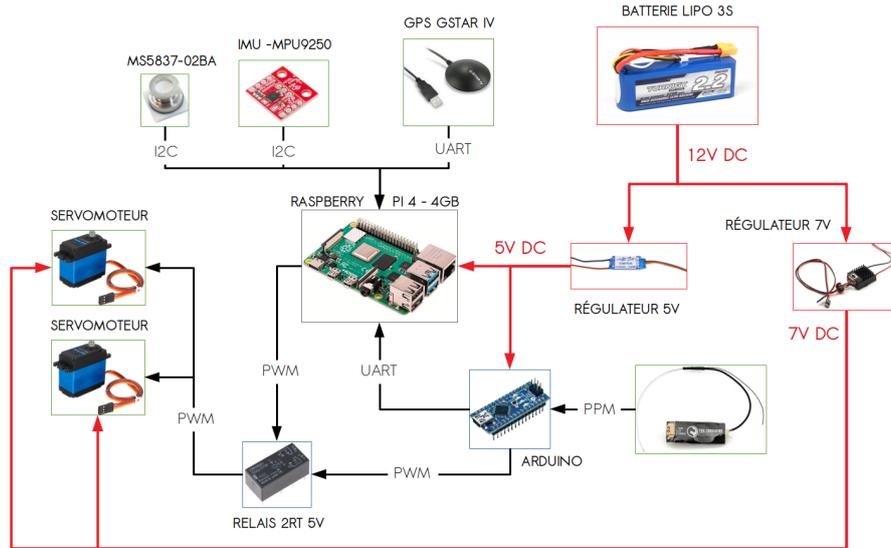


FIGURE 5.8 – Architecture matérielle développée

Les différents protocoles de communication utilisés (I2C², UART³, PWM⁴, PPM⁵) afin de communiquer avec les capteurs et actionneurs du système ont nécessité le développement de drivers sous la forme de *node* ROS. Les capteurs ont donc pu être calibrés et testés unitairement. Au final, l'architecture ROS résultante est celle représentée dans la Figure (5.9).

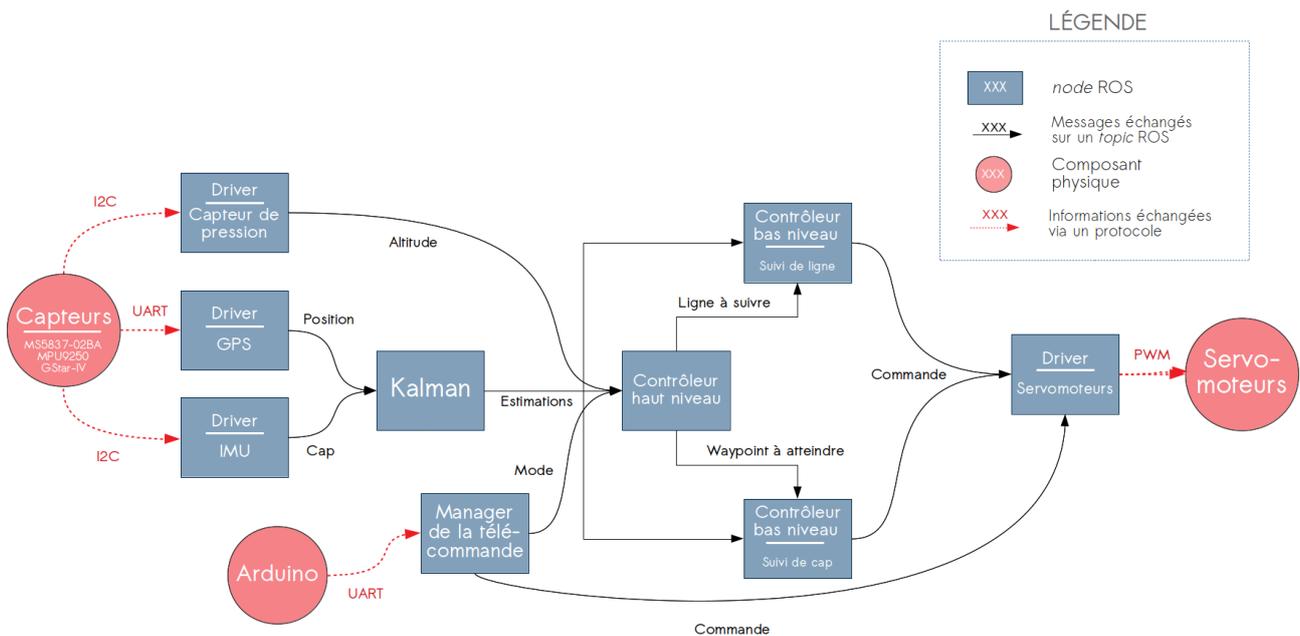


FIGURE 5.9 – Architecture ROS du système physique

5.3.2 Conception physique

Ne partant pas sur la base RC suite aux événements décrits dans la Partie (3.2), il a fallu créer entièrement le système physique. Le seul élément notable n'ayant pas été fabriqué est l'aile provenant de chez Opal Paramo-

2. Inter Integrated Circuit
 3. Universal Asynchronous Receiver Transmitter
 4. Pulse Width Modulation
 5. Pulse-Position Modulation

dels. L'intégration des composants électroniques s'est faite au travers de la création de deux circuits imprimés (cf Annexe 7.2). Le premier intègre les capteurs reliés au Raspberry, le second permet la gestion du mode via l'Arduino (cf Partie 5.8). Ces circuits ont été pensés de manière à ce que les éléments soient rapidement échangeables, via des branchements, en cas de panne ou de détérioration lors d'essais. Le tout a donc été intégré dans un boîtier de dimensions 25cm x 18cm x 11cm pour un total de 1.7kg (hors aile).

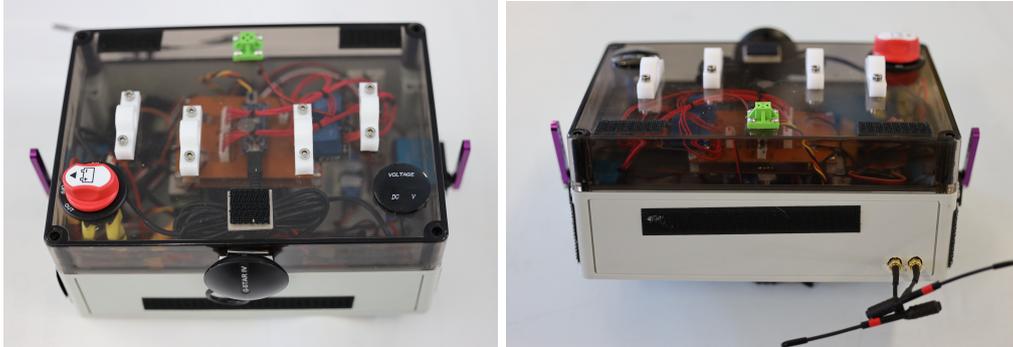


FIGURE 5.10 – Photographies du boîtier

En plus de la fabrication de ce boîtier, il a fallu fabriquer un système de largage adapté au moyen à disposition. Le drone disponible au laboratoire et capable d'emporter une telle masse est le Matrice 600 de chez Dji. Un système, composé d'un boîtier permettant de maintenir l'aile pliée et de deux servomoteurs venant tirer deux goupilles rattachant le boîtier décrit ci dessus au drone, a été conçu. La Figure (5.11) donne un aperçu de ce système de largage.

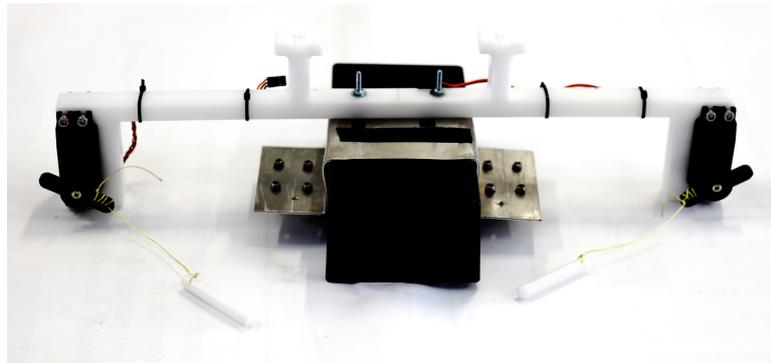


FIGURE 5.11 – Photographie du système de largage

Au final, la fabrication de ces deux systèmes a nécessité l'impression de pièces 3D (support des servomoteurs, boîtier du capteur de pression), l'usinage de plastique POM C (support de harnais, oméga de verrouillage, système de largage), la gravure de circuits imprimés et un peu d'huile de coude.

5.3.3 Validation par simulation hybride

Afin de s'assurer de la bonne intégration du matériel et de la configuration des paramètres liés à la commande des servomoteurs, en plus des tests unitaires ayant été effectués, un simulateur hybride ou *hardware in the loop* a été développé. Celui-ci consiste à stimuler via le simulateur FlightGear les entrées du système physique et étudier le comportement des algorithmes et des servomoteurs au cours de la mission. Pour ce faire, un réseau ROS a été mis en place entre une station fixe et le parachute. Le simulateur hybride et FlightGear sont alors lancés sur la station fixe. Le reste de l'architecture logicielle est lancé dans le boîtier. De ce fait, le système aura l'impression d'être dans la simulation ; c'est d'ailleurs lui qui donnera les commandes au simulateur. On pourra ainsi s'assurer de la bonne fonctionnalité du système physique. La Figure (5.12) représente l'architecture ROS établie lors de ce type de simulation.

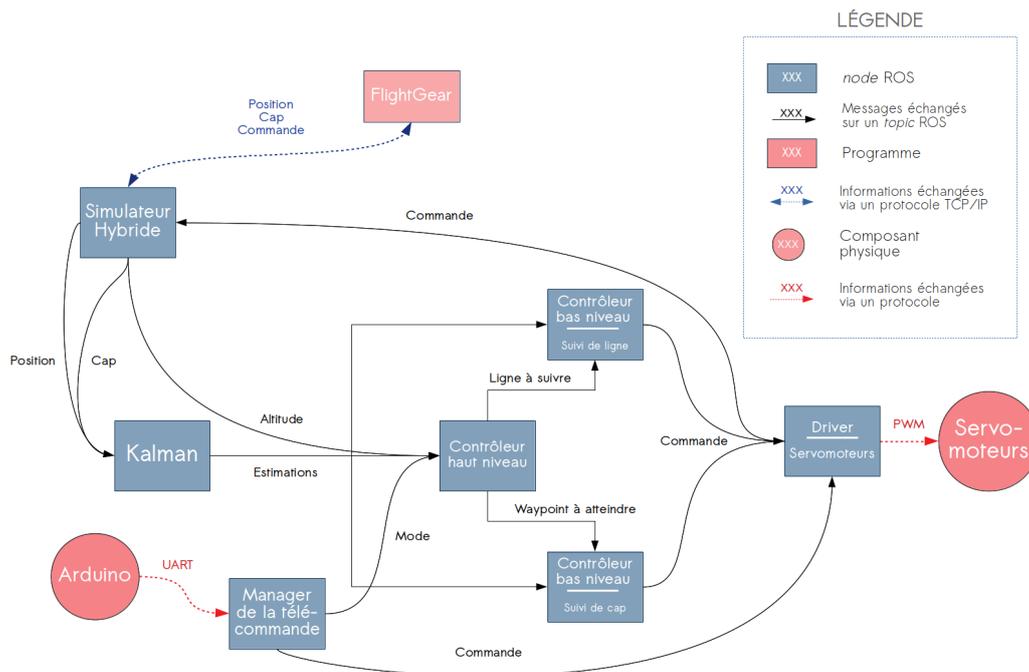


FIGURE 5.12 – Architecture ROS du système physique simulé via le simulateur hybride

Au final, après avoir validé cette étape, le système est prêt à être testé. On s'est assuré que les algorithmes fonctionnent nominalement, que le servomoteurs sont bien réglés, que les capteurs sont opérationnels et calibrés et que le contrôle manuel est possible.

Chapitre 6

Expérimentation

La partie expérimentation recense l'ensemble des tests non simulés ayant été effectués. Toujours dans un contexte sanitaire inédit, des essais en conditions réelles ont tout de même pu être réalisés, même s'ils ont été moins nombreux que ceux planifiés avant la crise de Covid-19.

6.1 Planification

Toujours dans cette logique de tests d'intégration, une série d'essais progressifs a été effectuée afin de s'assurer que tous les aspects fonctionnent nominalement. Ceci permettra donc de ne pas avoir d'accidents lors du premier largage par drone du système réel.

La liste des essais a été dressée au travers des problématiques non traitées jusqu'alors :

- **P.1** L'aile de parachute se déploie-t-elle bien une fois pliée ?
- **P.2** L'aile est-elle adaptée à la masse du système qui est deux fois plus importante que celle du parachute RC conçu à cet effet ?
- **P.3** Le système de largage est-il fonctionnel en plein vol ?
- **P.4** Le système chute-t-il ou plane-t-il suffisamment pour être contrôlable ?
- **P.5** La conception physique permet-elle de contrôler le système ?
- **P.6** Les capteurs sont-ils opérationnels en vol ?
- **P.7** Le filtre de Kalman est-il adapté au vrai système ?
- **P.8** Les servomoteurs permettent-ils d'avoir un contrôle fin du système ?
- **P.9** Les divers paramètres des contrôleurs sont-ils bien configurés ?

Comme nous pouvons le constater, de nombreux éléments sont encore à étudier afin de rendre le système opérationnel. On peut les diviser en deux principales catégories : ceux nécessitant l'utilisation du drone et ceux n'en nécessitant pas. Au final, les expérimentations planifiées ont été les suivantes :

- **E.1** Jetée de l'aile pliée rattachée à une masse de 900g depuis un toit.
- **E.2** Jetée de l'aile pliée rattachée à un boîtier de 1.95kg depuis un toit.
- **E.3** Largage du boîtier de 1.95kg depuis un drone dans un gymnase.
- **E.4** Largage du boîtier de 1.95kg depuis un drone en extérieur.
- **E.5** Largage du système réel depuis un drone en extérieur avec un contrôle manuel.
- **E.6** Largage du système réel depuis un drone en extérieur avec un contrôle autonome.

On peut ainsi répondre aux problématiques via ces six expérimentations comme le décrit le Tableau (6.1).

Expérimentation	Problématique traitée
E.1	P.1
E.2	P.2
E.3	P.3
E.4	P.4
E.5	P.5, P.6, P.7, P.8
E.6	P.9

TABLE 6.1 – Association des problématiques aux expérimentations

La complexité de réalisation et d'organisation des essais réside dans la réglementation liée au drone. En effet, le drone utilisé (Matrice 600) pesant plus de 800g, il est nécessaire de posséder une attestation de la DGAC¹ pour pouvoir le piloter. Or, au sein du laboratoire, seules deux personnes en sont dotées. De plus, il n'est pas possible de voler où l'on veut, l'espace aérien étant très réglementé avec un plafond maximum de 150m. La Figure (6.1) indique les restrictions de vols dans l'espace aérien du Finistère.



FIGURE 6.1 – Zones des restrictions de vol de l'espace aérien du Finistère

Nous pouvons constater que peu de zones sont autorisées à 150m, il a donc fallu s'adapter et trouver un lieu où les expérimentations pourront être réalisées en toute légalité et en sécurité. Suite à la rencontre d'agriculteurs propriétaires de champs dans des zones autorisées à 150m, leur accord pour occuper une parcelle de leurs terres lors des essais a été obtenu.

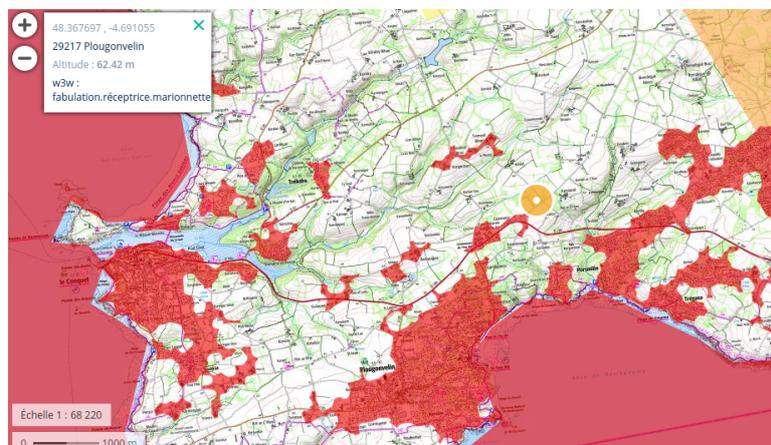


FIGURE 6.2 – Lieu des expérimentations menées

1. Direction Générale de l'Aviation Civile

6.2 Réalisation

Les expérimentations ont été réalisées entre le 29 juin 2020 et le 16 juillet 2020 tel que le Tableau (6.2) le décrit.

Expérimentation	Lieu	Date	Nombre d'essais
E.1	ENSTA Bretagne	29 juin 2020	1
E.2	ENSTA Bretagne	30 juin 2020	1
E.3	ENSTA Bretagne	09 juillet 2020	2
E.4	Champ agricole	15 juillet 2020	2
E.5	Champ agricole	15/16 juillet 2020	6
E.6	Champ agricole	16 juillet 2020	3

TABLE 6.2 – Expérimentations effectuées

Le boîtier non instrumenté de 1.95kg permettant la réalisation des expérimentations **E.2**, **E.3** et **E.4** est représenté dans la Figure (6.3). Il est de volume équivalent au vrai système et de masse légèrement supérieure. L'apport de masse a été effectué via des plombs. Comme décrit précédemment, il permettra de tester le bon déploiement de l'aile et le fonctionnement du système de largage. Des mousses amovible permettant d'amortir l'atterrissage ont également été pensées pour les systèmes largués.



FIGURE 6.3 – Boîtier factice pesant 1.95kg

Lors des essais sur le terrain, il a également fallu s'équiper des divers matériels logistiques tels que le matériel de rechange, l'élaboration d'un réseau de terrain, etc. Les expérimentations ont donc nécessité l'usage d'une camionnette et la présence de trois personnes.



FIGURE 6.4 – Photographies du drone sur le terrain

La Figure (6.4) représente une photographie du drone, équipé du système de largage et du parachute, ainsi qu'une photographie de ce même drone après le largage du parachute, lors de l'expérience **E.6**.

6.3 Résultats

Dans cette ultime partie, les résultats des expérimentations vont être décrits et analysés pour chaque essai.

Résultats de l'expérience E.1

L'expérience **E.1** consistait à jeter l'aile pliée rattachée à une masse de 900g depuis le toit d'un bâtiment de l'ENSTA Bretagne, soit à une altitude d'environ 10m.

FIGURE 6.5 – Photographies de l'expérience **E.1**

On observe alors, au travers des photographies de la Figure (6.5), que l'aile s'est correctement dépliée et que le mobile est stable au cours du vol. On peut alors valider la méthode de pliage utilisée.

Résultats de l'expérience E.2

L'expérience **E.2** consistait à jeter l'aile pliée rattachée à une masse de 1.95kg, via le boîtier factice, depuis le toit d'un bâtiment de l'ENSTA Bretagne, soit à une altitude d'environ 10m.

FIGURE 6.6 – Photographies de l'expérimentation **E.2**

On observe alors, au travers des photographies de la Figure (6.6), que l'aile s'est correctement dépliée mais que le mobile est instable juste avant l'atterrissage. Après l'expérimentation, nous avons remarqué qu'un des plombs s'était déplacé. C'est donc ce changement de centre de gravité qui a provoqué l'instabilité. L'expérimentation ne permet donc pas de s'assurer que le vrai système sera stable avec cette aile.

Résultats de l'expérimentation **E.3**

L'expérimentation **E.3** consistait à larguer le boîtier factice via le système de largage depuis le drone dans le gymnase de l'ENSTA Bretagne, soit à une altitude d'environ 15m. L'expérimentation a été effectuée en deux essais.

Le premier consistait à s'assurer du bon fonctionnement du système de largage. Il a donc été réalisé à une altitude de 1.5m avec un tapis en dessous pour réceptionner le boîtier.

FIGURE 6.7 – Photographies du premier essai de l'expérimentation **E.3**

Dans la Figure (6.7) nous pouvons observer que le système de largage a bien fonctionné comme désiré. Le même essai mais à une altitude de 15m peut alors être réalisé.

FIGURE 6.8 – Photographies du deuxième essai de l'expérimentation **E.3**

Nous observons donc, au travers des photographies de la Figure (6.8), que le système ne s'est pas déployé avant de toucher le sol. La différence entre l'expérimentation **E.2**, dans laquelle le même boîtier s'est déployé avec une altitude plus faible, et celui-ci, réside dans l'environnement extérieur. En effet, d'une part étant dans un gymnase, le vent facilitant le déploiement de la voile est nul, d'autre part, le souffle généré par les six propulseurs du drone ont tendance à projeter le parachute vers le bas et donc à fortement retarder son déploiement. Les essais en extérieur sont donc primordiaux afin de valider le comportement de l'aile avec une telle masse.

Résultats de l'expérimentation **E.4**

L'expérimentation **E.4** consistait à larguer le boîtier factice via le système de largage depuis le drone dans le champ agricole, soit à une altitude maximale autorisée de 150m. L'expérimentation a nécessité deux essais, le premier ayant été réalisé à une altitude trop basse de 18m, le système ne s'est pas déployé; le second à une altitude de 35m.

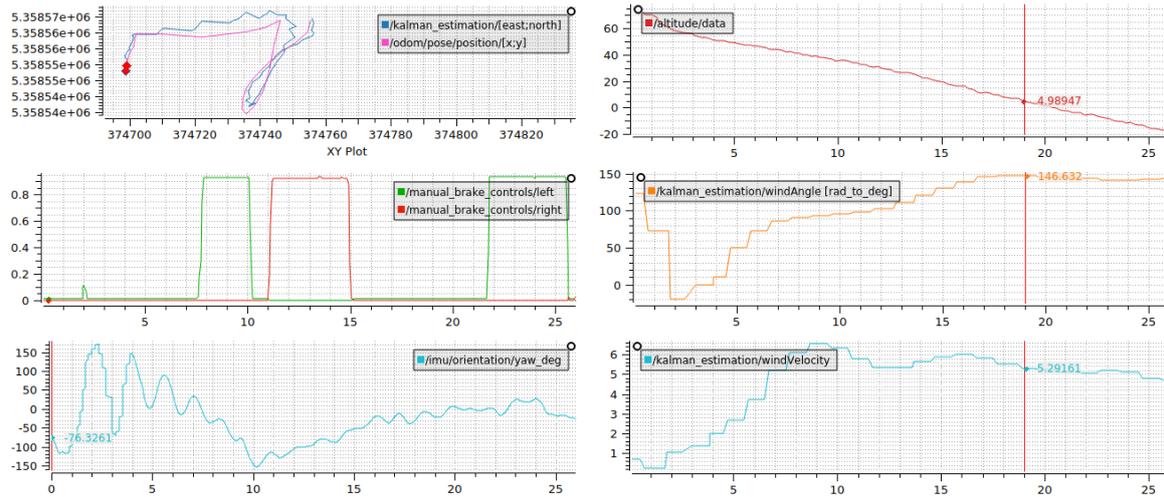
FIGURE 6.9 – Photographies du second essai de l'expérimentation **E.4**

Le déroulement de ce second essai est visible au travers de la Figure (6.9). Le vol dure au total 10s avec une phase de déploiement d'environ 3s. Le boîtier a atterri dans le fossé au bord du chemin de droite visible dans la première image. Le mobile s'est stabilisé 6s après le largage, soit 3s après le déploiement de l'aile. De par ces observations, on peut alors conclure que cette aile peut être utilisée avec le véritable système. Les essais en mode manuel sont alors possibles.

Résultats de l'expérimentation **E.5**

L'expérimentation **E.5** consistait à larguer le vrai système depuis le drone dans le champ agricole et d'acquiescer des données en le contrôlant manuellement. Elle a nécessité six essais répartis sur deux demi-journées.

Le première demi-journée a permis d'effectuer trois essais dont un où l'aile ne s'est pas bien déployée, ceci étant certainement dû à un mauvais pliage. Le vent était d'environ 10 noeuds en provenance de Nord-Ouest. Les deux autres essais se sont déroulés correctement.

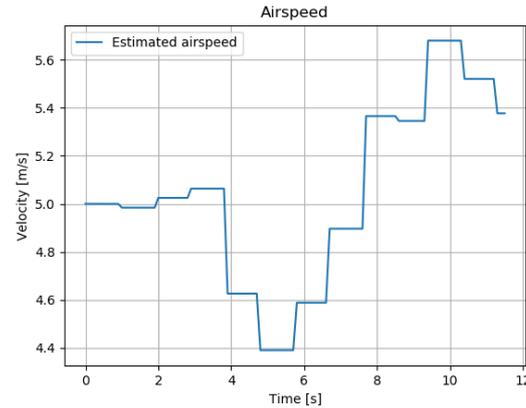
FIGURE 6.10 – Données acquises lors du deuxième essai de l'expérimentation **E.5**

La Figure (6.10) représente sous forme de graphique les données acquises lors du second vol de cette première demi-journée d'expérimentations. En partant du haut en bas à gauche puis à droite les données sont :

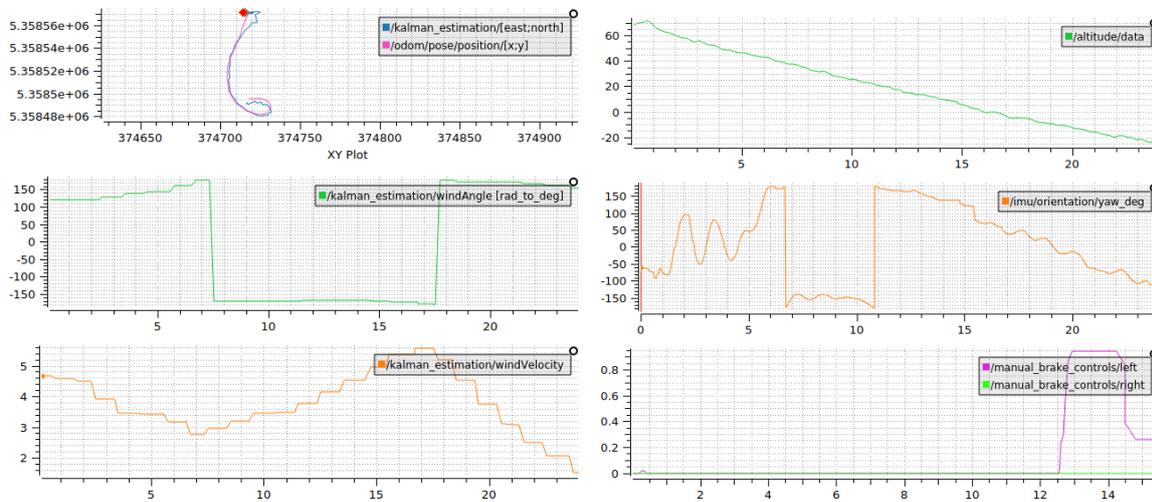
- La position dans le plan horizontal (projetée en UTM²³⁰) du système ainsi que la position estimée par le filtre de Kalman. La différence entre l'estimation et la position GPS est due, d'une part, au temps de convergence du filtre, d'autre part, à l'instabilité du système à l'issue de son déploiement. Les points de départ sont les carrés rouges.
- Les commandes envoyées aux servomoteurs droit et gauche. On peut au travers de ces données observer un phénomène de retard entre la commande et le changement effectif de trajectoire.
- Le cap du boîtier fourni par l'IMU (par rapport au nord dans le sens horaire). On observe alors l'instabilité due au déploiement au début ainsi que des oscillations lors du vol. Après analyse des vidéos, on remarque que lorsque le système tire sur l'une des commandes, le boîtier se met à tourner. Une torsion est ainsi effectuée sur les suspentes. L'aile se met à tourner à son tour quelques instants après le boîtier. C'est donc ce phénomène que l'on observe dans les données et qui génère le retard de la commande effective.
- L'évolution de l'altitude issue des données du capteur de pression. On observe alors une vitesse de chute quasi constante d'environ 3.5m/s. On notera que l'offset de l'altitude n'a pas été configuré correctement lors de cet essai, l'altitude d'atterrissage étant de -20m.
- L'orientation, estimée par le filtre de Kalman, du vent par rapport au nord (sens horaire). On observe alors une valeur d'environ 145° lorsque le filtre a bien convergé. Ceci est donc tout à fait cohérent avec un vent provenant du Nord-Ouest (135°).
- La vitesse du vent estimée par le filtre de Kalman en m/s. On notera que la valeur moyenne obtenue après convergence du filtre et stabilisation du système est d'environ 5.3 m/s soit 9.3 noeuds, ce qui correspond aux prévisions.

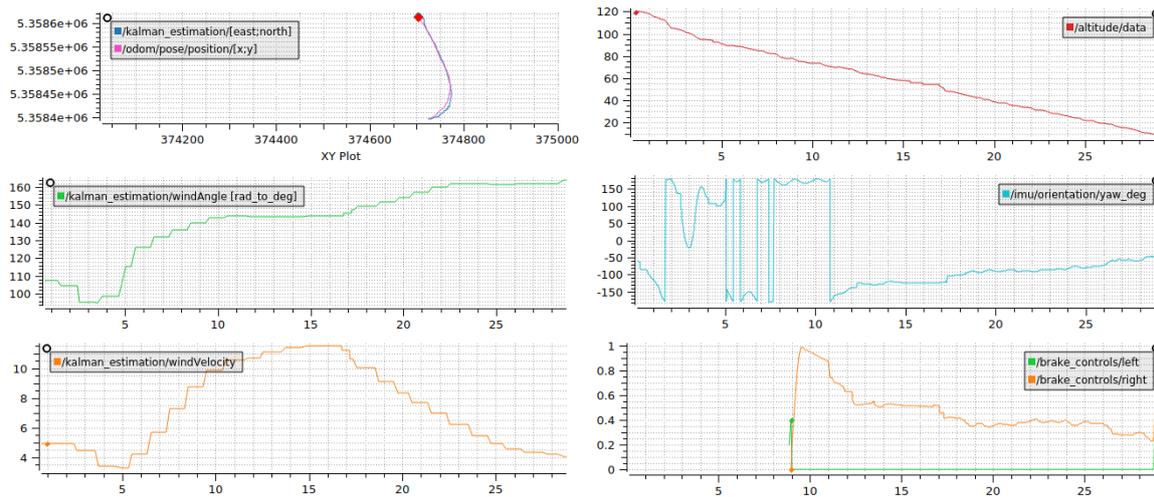
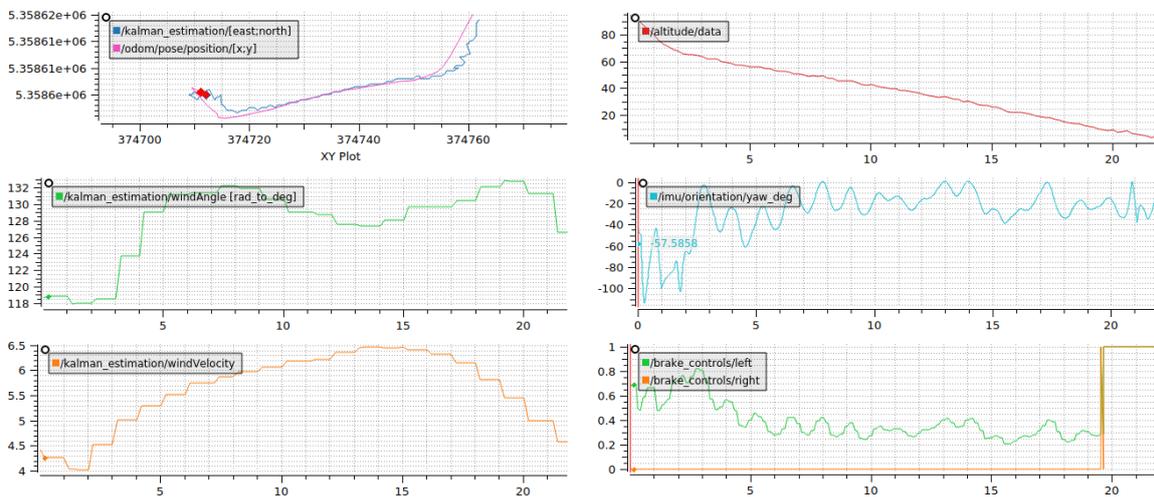
Le filtre de Kalman permettant l'estimation de la vitesse nominale d'avancée v_0 (cf Partie 4.2.2) a été utilisé a posteriori sur le premier essai. La Figure (6.11) expose les résultats obtenus. On paramétrera ainsi la valeur $v_0 = 5m/s$ pour les prochaines expérimentations.

2. Universal Transverse Mercator

FIGURE 6.11 – Estimation de la vitesse nominale d’avancée v_0 lors de l’expérimentation **E.5**

Lors de la deuxième demi-journée, trois essais ont également été effectués. Les conditions météorologiques étaient semblables à celles de la veille. Les Figures (6.12), (6.13) et (6.14) représentent les données acquises lors de ces trois essais. Les graphiques sont dans le même ordre que ceux de la Figure (6.10). On observe alors que le filtre de Kalman estime mieux la position ayant à présent un v_0 configuré. L’estimation de l’orientation du vent est cohérente et relativement stable. Celle de sa vitesse quant à elle varie plus, surtout dans la cinquième expérimentation. Cependant cela peut être expliqué par le fait que lors des essais, des bourrasques de vent ont eu lieu. Enfin, on remarque au travers de la sixième expérimentation, que lorsque l’on établit une commande d’environ 0.5 sur le moteur gauche, le système ne tourne pas vraiment sur lui-même comme espéré. Cela signifie donc que le moteur ne tire pas suffisamment sur la commande de frein dans cette configuration. Ainsi afin de continuer les expérimentations en mode automatique, prévues ce même jour, les contrôleurs ont été pourvus d’un coefficient de proportionnalité $K_p = 5$ permettant de réagir en mode « Tout ou rien ».

FIGURE 6.12 – Données acquises lors du quatrième essai de l’expérimentation **E.5**

FIGURE 6.13 – Données acquises lors du cinquième essai de l'expérimentation **E.5**FIGURE 6.14 – Données acquises lors du sixième essai de l'expérimentation **E.5**

Au final, ces essais en mode manuel ont permis de s'assurer que le système est pilotable et qu'il se comporte comme espéré lors de la conception des algorithmes de régulation et d'estimation. Au vu des résultats obtenus, on peut ainsi considérer que les hypothèses de la Partie (4.1.4) sont vérifiées.

Résultats de l'expérimentation **E.6**

L'expérimentation **E.6** consistait à larguer le système depuis le drone dans le champ agricole en mode automatique. Elle a nécessité trois essais répartis sur une demi-journée, dont un ayant échoué suite à une suspente s'étant accrochée au drone lors du largage. Un des deux autres essais avait pour objectif d'effectuer un suivi de ligne, mais l'altitude de 150m était trop faible pour que le système ait le temps de bien converger avec le coefficient r choisi. Les données issue ne sont donc pas suffisamment exploitables pour valider cet algorithme. L'essai restant consistait donc à tester la partie suivi de cap vers la cible, ainsi que l'étape d'atterrissage à 10m d'altitude de la cible. Le largage a été réalisé à une hauteur de 125m de la cible. La Figure (6.15) présente le déroulement de l'essai et la Figure (6.16) les résultats obtenus.



FIGURE 6.15 – Photographies de l'expérimentation E.6

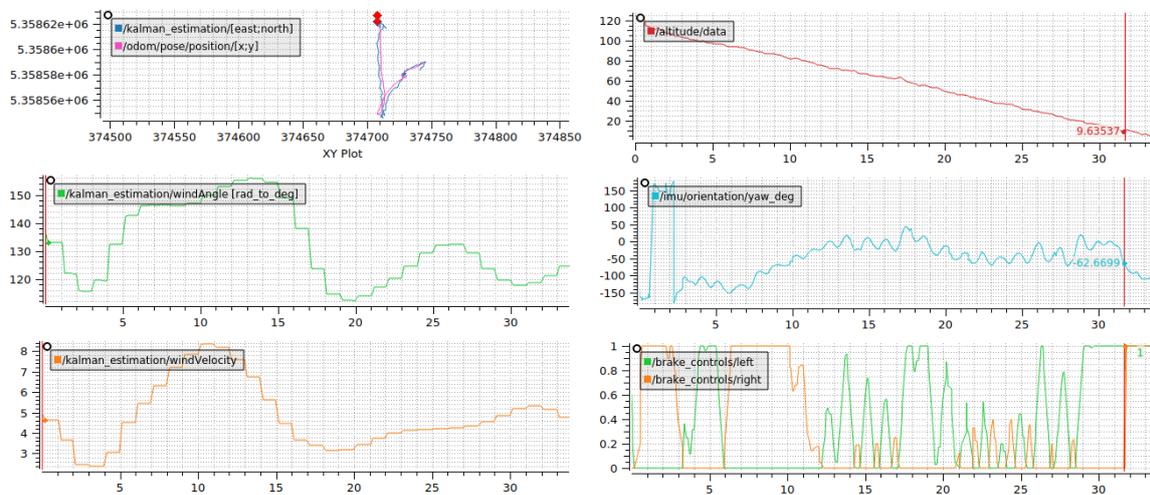


FIGURE 6.16 – Données acquises lors de l'essai de l'expérimentation E.6

Le système s'est éloigné jusqu'à 50m de l'objectif lors du déploiement du parachute. Il est alors parvenu à remonter face au vent jusqu'à toucher le sol à une distance de 30m de la cible. Lorsqu'il a atteint une différence d'altitude par rapport à la cible supérieure à $Z_t = 10m$, on observe bien que les servomoteurs ont simultanément tiré sur les commandes de freins. Cependant, la vitesse de chute n'a pas vraiment été diminuée. Ceci rejoint donc le problème soulevé lors de l'expérimentation E.5 où on a identifié un souci de jeu sur les commandes de frein. De même, l'estimation de la position via le filtre de Kalman est toujours biaisée par le phénomène d'oscillation du boîtier, comme on peut l'observer dans la Figure (6.17).

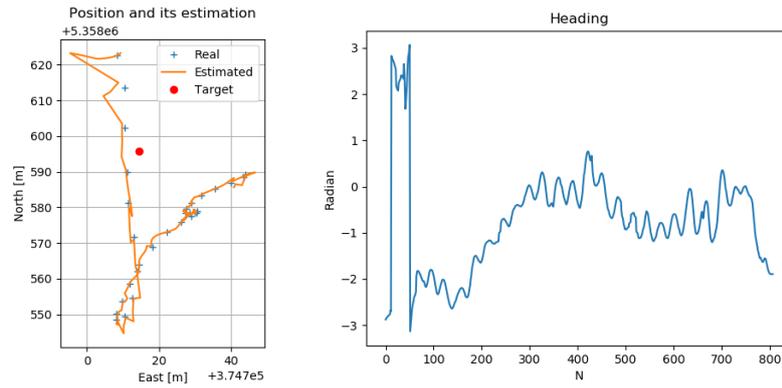


FIGURE 6.17 – Estimation de la position par le filtre de Kalman et données de l'IMU associées lors de l'essai de l'expérience **E.6**

Après un lissage des données de cap, on obtient alors la nouvelle estimation du filtre de la Figure(6.18).

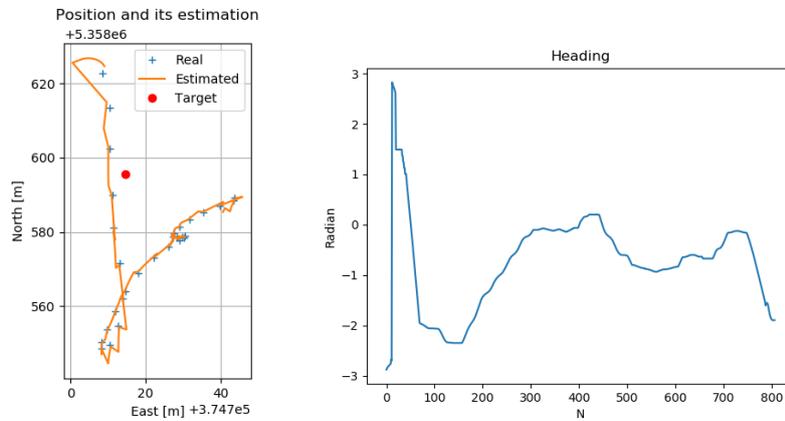


FIGURE 6.18 – Estimation de la position par le filtre de Kalman et données lissées de l'IMU associée lors de l'essai de l'expérience **E.6**

Enfin, après avoir généré des nouvelles données GPS à une fréquence de 2Hz via des régressions linéaires entre deux coordonnées, le filtre de Kalman devient encore plus fidèle comme le prouve la Figure(6.19).

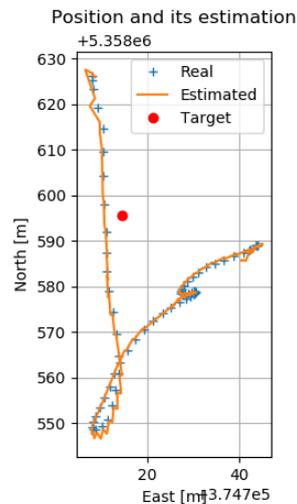


FIGURE 6.19 – Estimation de la position par le filtre de Kalman après post-traitement des données GPS lors de l'essai de l'expérience **E.6**

Au final, on peut tout de même affirmer que le système a fait part d'un bon comportement au cours du vol. On peut ainsi confirmer que les algorithmes développés sont fonctionnels et adaptés à ce type de système. L'ensemble de ces expérimentations a permis de mettre en évidence une partie de la configuration adaptée à une mission. Cependant d'autres expérimentations, à la suite des réglages identifiés dans cette partie, dont une à plus haute altitude, auraient été nécessaires pour valider le bon déroulement de l'ensemble d'une mission, dont le suivi de ligne.

Chapitre 7

Conclusion

7.1 Le projet

Système final

Finalement, il aura fallu quatre mois, jour pour jour, pour concevoir et réaliser ce projet ainsi que pour effectuer des expérimentations concluantes. N'ayant jamais étudié ce type de système, il a donc fallu partir d'une feuille blanche. S'en est suivi un état de l'art de l'existant au travers d'articles scientifiques, une modélisation de sa dynamique, la conception de simulateurs et d'algorithmes de navigation, guidage et de contrôle, la fabrication d'un prototype, ainsi que des essais. Le prototype final développé a donc permis de prouver qu'il était possible de réaliser un système parachuté autonome, sans motorisation, pour des petites charges utiles. Bien que seules les deux dernières étapes de la machine à état fini ont pu être expérimentalement validées, cela a tout de même permis de s'assurer du bon comportement des algorithmes conçus. C'est donc grâce à la méthodologie de tests et d'essais progressifs utilisée que les expérimentations ont pu fournir des résultats positifs. Cependant, il reste encore des essais à effectuer, à plus haute altitude, afin de valider entièrement les concepts développés ainsi que de tester le largage d'une charge utile de 10kg.

Améliorations et évolutions envisagées

Comme l'ont prouvé les expérimentations réalisées, des améliorations sont à envisager. D'une part, il faut augmenter la taille des bras des servomoteurs afin de permettre un contrôle plus fin des commandes de freins. D'autre part, il faut repenser la structure physique du système, réalisée avec les moyens à disposition, afin de la rendre plus aérodynamique dans le but de limiter les oscillations et instabilités après le déploiement de l'aile. Dans un contexte opérationnel, la miniaturisation du boîtier devra être étudiée. De même, il aurait été intéressant de pouvoir faire des essais avec une voile de parapente permettant au système de planer plus longtemps et d'être notamment sensible aux courants ascendants. Ceci permettrait notamment d'apporter de nouvelles possibilités opérationnelles. Du point de vue logiciel, le développement d'une interface de configuration de mission pourrait être utile pour les forces. Il serait également intéressant d'étudier le comportement des algorithmes en utilisant le cap GPS, qui permettrait de s'affranchir de l'impact du vent sur les commandes, fourni par un système GNSS de meilleure qualité. En somme, bien que l'on puisse concevoir que la preuve de concept est validée, il reste tout de même diverses améliorations à apporter afin de rendre le système opérationnel. Le projet étant engagé dans un PIP, ces différentes améliorations pourront être menées au delà de ce PFE.

7.2 Apport personnel

Du point de vue personnel, ce projet a nécessité une grande capacité d'adaptation au vu de la crise sanitaire dans lequel il a évolué. Il a ainsi fallu définir les tâches, les organiser puis les réaliser, et ce, en totale autonomie. La quasi-totalité du travail s'étant déroulée dans des conditions de télétravail, l'organisation et l'anticipation ont donc été primordiales pour la réussite de ce projet. Ces deux compétences m'ont notamment permis de réaliser des expérimentations dans ce contexte particulier. De même les divers aspects de l'ingénierie ont du être sollicités pour la réalisation du projet. En effet, il a fallu définir, problématiser, proposer des solutions, concevoir, fabriquer, expérimenter et analyser.

D'un point de vue technique, ce PFE m'a permis de mettre en avant une grande partie du spectre académique qui m'a été enseigné à l'école. En effet, ce sont bien les compétences apprises au travers de ma formation qui m'ont permis de développer les algorithmes utilisés. La fabrication du système et d'autres points plus techniques, tels que la réalisation de drivers et de circuits électroniques, ont quant à eux été animés par mon esprit de curiosité. De par cet esprit et ma formation, j'ai pu acquérir une véritable polyvalence que j'ai eu l'opportunité d'exprimer au travers de ce projet.

Glossaire

- 1^{er} RPIMa** 1^{er} Régiment de Parachutistes d'Infanterie de Marine
- AID** Agence de l'innovation de défense
- AUV** Autonomous Underwater Vehicle
- CIP** Cellule Innovation Participative
- CNRS** Centre national de la recherche scientifique
- DGAC** Direction Générale de l'Aviation Civile
- ENIB** École nationale d'ingénieurs de Brest
- ENSTA Bretagne** École Nationale Supérieure de Techniques Avancées Bretagne
- ENU** East North Up
- ÉOLE** Élement Opérationnel de Largage d'Equipements
- GNSS** Géolocalisation et Navigation par un Système de Satellites
- GPS** Global Positioning System
- I2C** Inter Integrated Circuit
- IMT** École nationale supérieure Mines-Télécom Atlantique Bretagne-Pays de la Loire
- IMU** Inertial Measurement Unit
- JPADS** Joint Precision Airdrop System
- Lab-STICC** Laboratoire des Sciences et Techniques de l'Information, de la Communication et de la Connaissance
- MIP** Mission pour le développement de l'Innovation Participative
- NASA** National Aeronautics and Space Administration
- NED** North East Down
- NMEA** National Marine Electronics Association
- PFE** Projet de Fin d'Etudes
- PIP** Projet d'Innovation Participative
- PPM** Pulse-Position Modulation
- PWM** Pulse Width Modulation
- RC** Radio Commandé
- ROS** Robot Operating System
- SLAM** Simultaneous Localization And Mapping
- UART** Universal Asynchronous Receiver Transmitter
- UAV** Unmanned Aerial Vehicle
- UMR** Unité Mixte de Recherche
- UTM** Universal Transverse Mercator

Annexes

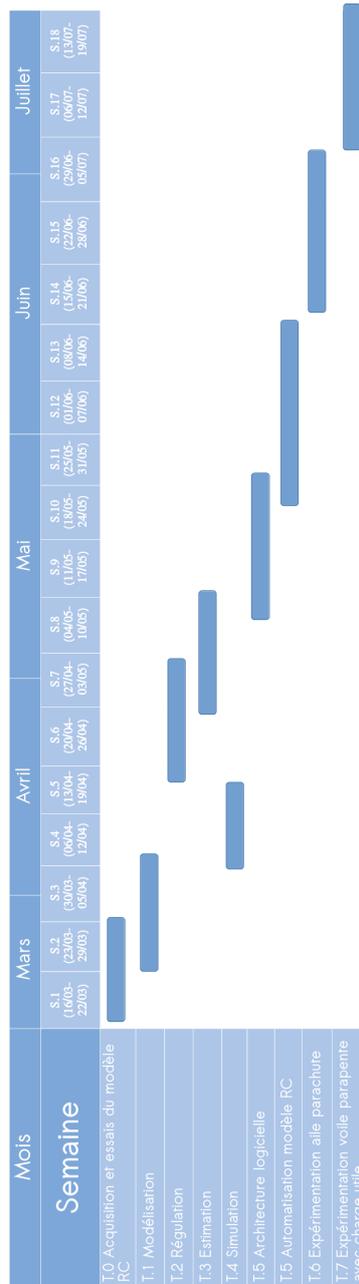


FIGURE 7.1 – Diagramme de Gantt envisagé



FIGURE 7.2 – Diagramme de Gantt effectif

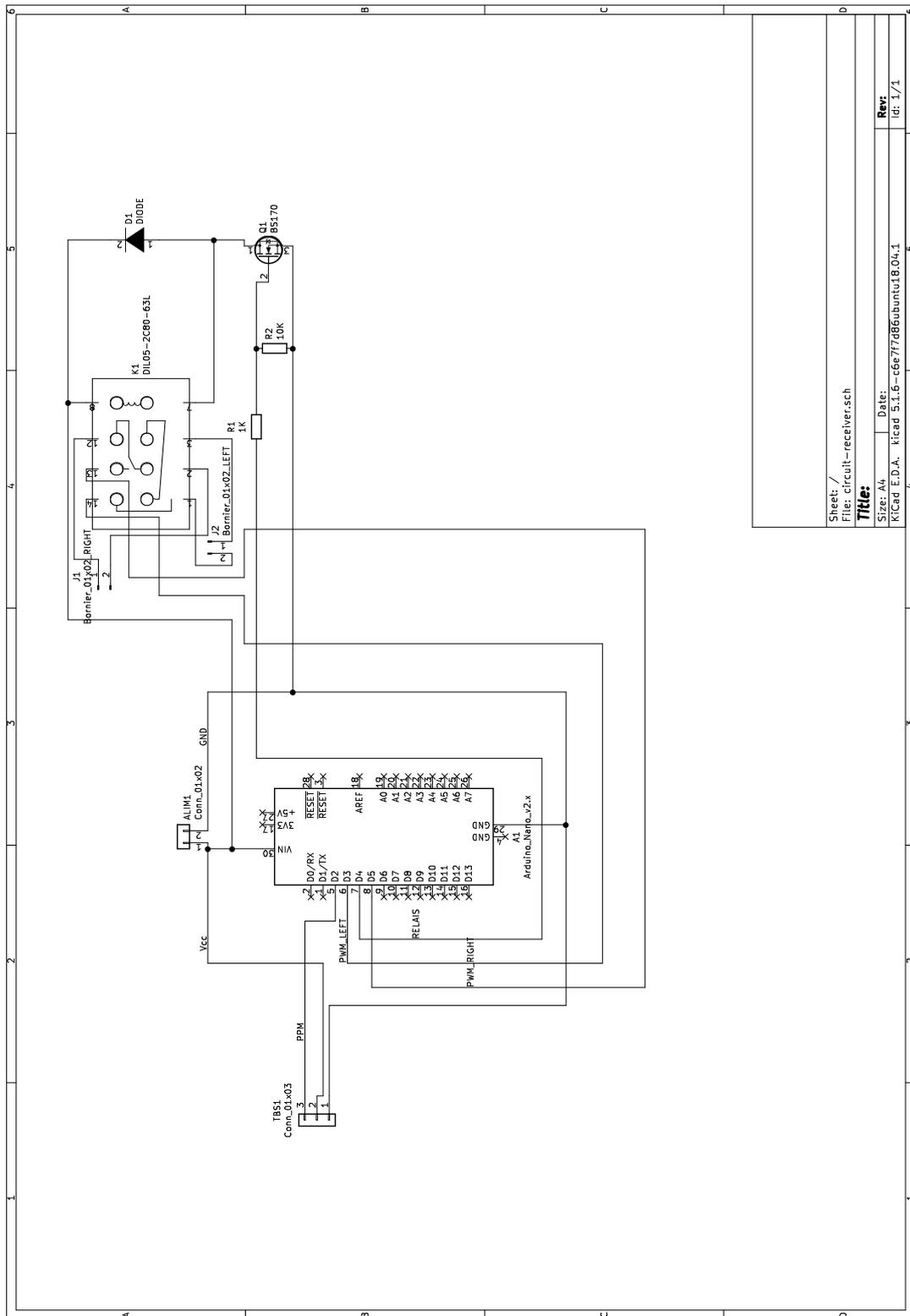


FIGURE 7.3 – Schéma du circuit Arduino réalisé (v2)

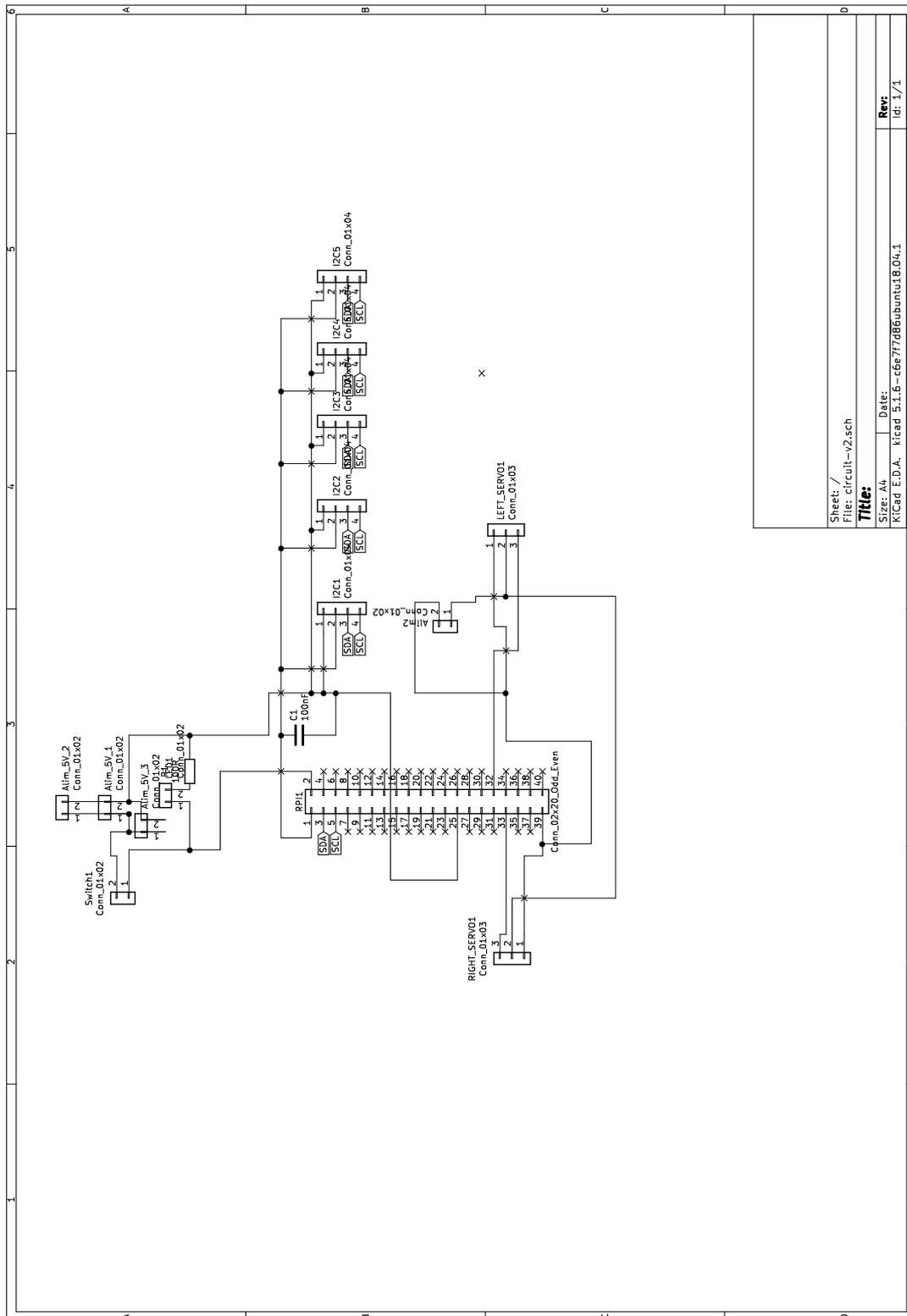


FIGURE 7.4 – Schéma du circuit Raspberry réalisé (v2)

Bibliographie

- [1] Am Cho, Jihoon Kim, Sanghyo Lee, and Changdon Kee. Wind estimation and airspeed calibration using a uav with a single-antenna gps receiver and pitot tube. *IEEE transactions on aerospace and electronic systems*, 47(1) :109–117, 2011.
- [2] Lester E Dubins. On curves of minimal length with a constraint on average curvature, and with prescribed initial and terminal positions and tangents. *American Journal of mathematics*, 79(3) :497–516, 1957.
- [3] Luc Jaulin. *Mobile robotics*. John Wiley & Sons, 2019.
- [4] P Lissaman and Glen Brown. Apparent mass effects on parafoil dynamics. In *Aerospace Design Conference*, page 1236, 1993.
- [5] JS Lorenz. Evaluation of different wind estimation methods in flight tests with a fixed-wing uav. Technical report, Tech. Rep. CMU-RI-TR-18-03, Carnegie Mellon University, Pittsburgh, PA, 2018.
- [6] United States. National Oceanic, Atmospheric Administration, and United States. Air Force. *US standard atmosphere, 1976*, volume 76. National Oceanic and Atmospheric Administration, 1976.
- [7] Om Prakash and Narayan Ananthkrishnan. Modeling and simulation of 9-dof parafoil-payload system flight dynamics. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, page 6130, 2006.
- [8] Nathan Slegers, Eric Beyer, and Mark Costello. Use of variable incidence angle for glide slope control of autonomous parafoils. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 31(3) :585–596, 2008.
- [9] Nathan Slegers and Mark Costello. Model predictive control of a parafoil and payload system. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 28(4) :816–821, 2005.
- [10] Nathan J Slegers. Effects of canopy-payload relative motion on control of autonomous parafoils. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 33(1) :116–125, 2010.
- [11] Chiara Togliola and Marilena Vendittelli. Modeling and motion analysis of autonomous paragliders. *Department of computer and system sciences Antonio Ruberti technical reports*, 2(5), 2010.