

RAPPORT DE STAGE

AU LABORATOIRE DRONE DE L'ENAC

*DÉVELOPPEMENT D'UN PLANEUR MICRODRONE AUTONOME
POUR LA RECHERCHE D'ASCENDANTS THERMIQUES*

Du 1^{er} avril au 31 août 2015

par Jean-François Erdelyi

Master 1 SIR : Systèmes Interactifs et Robotiques



118 route de Narbonne
31400 Toulouse CEDEX 9
Tél. +33 (0)5 61 55 88 13



7 avenue Édouard Belin
31055 Toulouse CEDEX 4
Tél. +33 (0)5 62 17 40 00

Encadrants :

Gautier Hattenberger, Maître de stage (ENAC)

Jean-Pierre Jessel, Tuteur (UPSSITECH)

TABLE DES MATIÈRES

Liste des annexes.....	7
Introduction générale.....	9
Avant-propos.....	11
1. Remerciements.....	11
2. Présentation de l'ENAC.....	11
2. Présentation du laboratoire.....	13
I – Modélisation et aspect théorique.....	17
1. Présentation et modélisation des capteurs.....	18
2. Estimation des paramètres de vitesse.....	22
3. Modélisation aérodynamique du drone.....	23
II – Mise en œuvre et intégration du drone.....	24
1. Conception et développement.....	25
2. Intégration.....	27
3. Résultats.....	30
III – Mise en œuvre du banc d'essai.....	32
1. Conception.....	32
Conclusion.....	36
1. Bilan du stage.....	36
2. Bilan personnel.....	37
Bibliographie.....	38

INDEX DES FIGURES

Figure 1 : Organigramme général.....	12
Figure 2 : Les laboratoires de recherche de l'ENAC.....	13
Figure 3 : Focus sur l'équipe drone.....	13
Figure 4 : Apogee, une carte d'autopilote du projet Paparazzi.....	14
Figure 5 : Architecture logicielle du projet Paparazzi.....	14
Figure 6 : Équipes partenaire du projet Skyscanner.....	15
Figure 7 : Ascendance thermique.....	17
Figure 8 : Exemple de centrale à inertie.....	18
Figure 9 : Explication de l'incidence.....	19
Figure 10 : Schéma d'un tube Pitot 1D.....	20
Figure 11 : Constellation de satellites et un capteur GPS.....	21
Figure 12 : Représentation schématique et mathématique du système.....	22
Figure 13 : Coefficient de portance par rapport l'angle d'attaque.....	23
Figure 14 : Solius, un motoplaneur acheté dans le commerce.....	24
Figure 15 : Schéma de montage d'un drone.....	25
Figure 16 : Modèle 3D du support de l'instrumentation.....	26
Figure 17 : Système d'autopile du drone.....	27
Figure 18 : Intégration de l'instrumentation.....	28
Figure 19 : Le Solius intégré totalement.....	29
Figure 20 : Angle d'attaque estimé par rapport la mesure.....	30
Figure 21 : Résultats de l'estimation du cap de l'avion.....	31
Figure 22 : Schéma du banc de test moteur.....	32
Figure 23 : Interface sous Labview avec une partie du montage de test.....	33
Figure 24 : Schéma électrique et PCB de la sonde RPM et tension.....	34
Figure 25 : Exemple de programmation graphique utilisé dans LabView.....	34

LISTE DES ANNEXES

1. Experimental Wind Field Estimation and Aircraft Identification
2. Measurement of Yaw Radius of Gyration
3. Driver AOA
4. Fichier airframes (Solius et Sensors)
5. Vidéo (https://www.youtube.com/watch?v=4IUWVR_IFvQ)

INTRODUCTION GÉNÉRALE

Dans le cadre de mon cursus universitaire (Master 1 : Systèmes Interactifs et Robotiques SIR) à l'Université Toulouse III, j'ai été amené à effectuer un stage d'une durée de 5 mois, du 1^{er} avril au 31 août 2015, au sein de l'équipe drone à l'École Nationale de l'Aviation Civile (ENAC).

L'utilisation des drones dans le secteur civil est à l'aube de l'explosion. En effet, largement utilisé dans le domaine militaire, les applications civiles, par exemple la surveillance de pipelines, la protection des populations où l'aide au traitement et à l'analyse des sols cultivés connaissent un véritable essor. Des nouvelles applications exploitant des drones comme vecteur expérimental sont actuellement à l'étude. Parmi eux, l'utilisation de drones en aérologie pour l'étude des phénomènes atmosphériques.

Un petit tour d'horizon des projets dans le domaine, comme celui visant à répondre à la question du bilan énergétique de la Terre [1], sur la recherche polaire [2] ou encore sur les émissions volcaniques [3] nous permet de constater une vaste littérature sur le sujet. De nombreux programmes de recherche ont également été développés en Europe, mais rien sur études des phénomènes aérologiques locaux tels que le gradient de vent, la formation de brouillard et des nuages. C'est donc ici que ma mission se situe.

Au cours de ce stage nous nous sommes intéressés à la mise en œuvre d'un drone endurant capable de faire l'acquisition de mesures aérologiques locales. Les objectifs à atteindre au cours de ce stage consistent :

1. à la mise en œuvre d'une solution logicielle et matérielle permettant de répondre au besoin d'extraire les phénomènes aérologiques locaux (vitesse airs, vents) ;
2. à la réalisation d'un banc d'essai moteur pour la modélisation du système propulsif de l'avion.

Ce rapport présentera toutes les étapes de réalisation, les choix techniques, les tests et la validation des moyens mis en œuvre au cours de ce stage. Il sera illustré par des annexes et des figures, afin de faciliter la compréhension de l'ensemble.

Le présent mémoire comprend trois chapitres :

- le premier chapitre présente un aspect technologique et théorique de mon stage. Nous nous intéresserons aux fonctionnements des capteurs, à l'algorithme de fusion de données utilisé (algorithme de Kalman) et des méthodes de modélisation du drone ;
- le deuxième chapitre est consacré à la partie centrale du stage, c'est-à-dire la conception et l'intégration du drone afin qu'il puisse réaliser sa mission. Il y sera aussi présenté les résultats obtenus à partir de l'algorithme de Kalman ;
- le troisième chapitre sera orienté vers la seconde partie de mon stage qui consiste à réaliser un banc d'essais. On y retrouvera l'avancée actuelle de ce système qui n'est pas terminé à ce jour...

Finalement, je conclus ce rapport par une synthèse du stage ainsi qu'un bilan personnel et technique sur ce qu'il m'a apporté ainsi que mes ressentis.

AVANT-PROPOS

Je vais débiter cette partie en remerciant les personnes qui ont participé à la réussite de ce stage puis je présenterai le contexte professionnel de manière global, le service auquel j'ai été affecté, puis le projet sur lequel mon stage se rattache.

1. REMERCIEMENTS

Je tiens à remercier dans un premier temps, toute l'équipe pédagogique de l'UPSSITECH et les intervenants professionnels responsables de la formation SMI, pour avoir assuré la partie théorique de celle-ci.

Je remercie Simon Lacroix du laboratoire du LAAS pour m'avoir présenté ce stage. Je remercie aussi Gautier Hattenberger qui m'a accueilli dans l'équipe drone et encadré durant ce stage et m'a permis d'en apprendre beaucoup sur le système Paparazzi. Sans oublier tout le reste de l'équipe : Jean-Philippe Condomines qui m'a beaucoup aidé à la compréhension de la partie automatique du projet, Murat Bronz avec qui j'ai travaillé sur la partie performance aéronautique, Michel Gorraz qui m'a aussi aidé tout le long du stage et tout le reste de l'encadrement au laboratoire drone.

2. PRÉSENTATION DE L'ENAC

L'ENAC est une école d'aéronautique axée principalement sur le transport aérien, créée en 1949 à Orly. Elle s'est ensuite déplacée au complexe scientifique de Rangueil à Toulouse en septembre 1968. Ce choix a été motivé par la forte activité de l'aéronautique dans la ville de Toulouse. En plus d'offrir aux étudiants le fait d'être à proximité des pistes, elle se situe à côté de plusieurs laboratoires (LAAS-CNRS, CNES), et écoles (Université Toulouse III, Supaéro) ce qui offre un environnement très approprié aux étudiants. Depuis 2011 l'ENAC a fusionné avec le SEFA (Service d'Exploitation de la Formation Aéronautique) qui était un grand acteur dans le domaine de l'aéronautique. Voici l'école en quelques chiffres :

- 25 programmes (pilote de ligne, contrôleur aérien ;
- 1900 élèves dont 45 % étrangers ;
- 4352 stagiaires dont 4 % étrangers.
- 930 personnels permanents dont 500 enseignants et instructeurs ;

- 1000 professeurs vacataires ;
- une flotte de 130 avions ;
- simulateurs de vol ;
- simulateurs de contrôle du trafic aérien ;
- laboratoires d'aérodynamique, d'électronique, d'informatique, de langues ;
- 4 laboratoires de recherche.

L'ENAC est aussi implanté dans d'autres localisations en France que Toulouse : Biscarosse (40), Carcassonne et Castelnaudary (11), Grenoble (38), Montpellier (34), Melun (77), Muret (31), Saint-Yan (71).

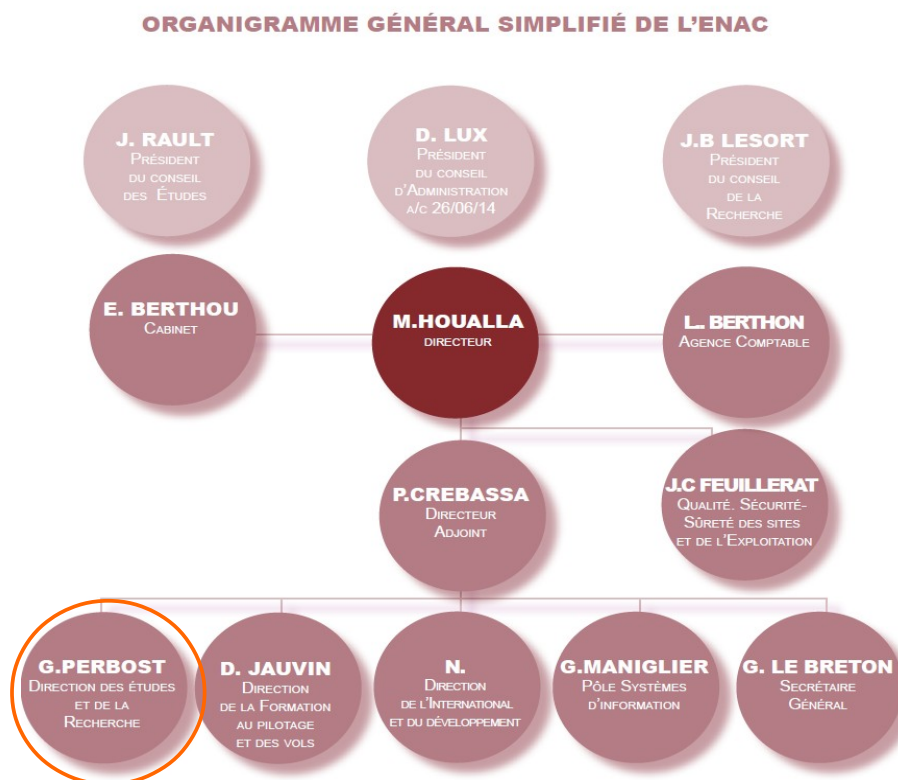


Figure 1 : Organigramme général

Ci-dessus l'organisation simplifiée de l'ENAC, sous la direction de G. Perbost il y a les laboratoires de recherche et des programmes transverses dont l'entité drone fait partie, tout ceci est plus détaillé dans la partie suivante.

2. PRÉSENTATION DU LABORATOIRE

A. ORGANISATION

Le laboratoire drone est une entité transverse aux laboratoires de l'ENAC qui se situe dans le bâtiment G au bureau 130.

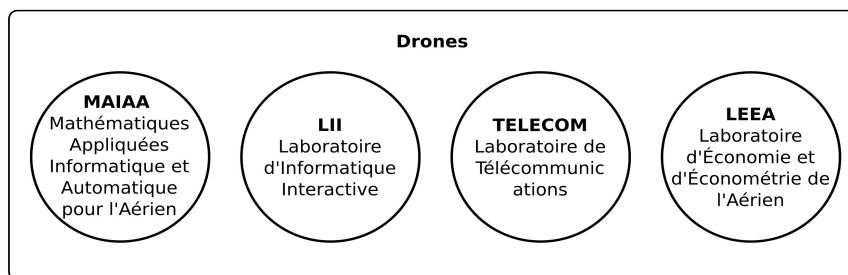


Figure 2 : Les laboratoires de recherche de l'ENAC

La plupart des personnes du laboratoire drones viennent de MAIAA, mais il existe des collaborations entre toutes les entités de recherche de l'ENAC (figure 2).

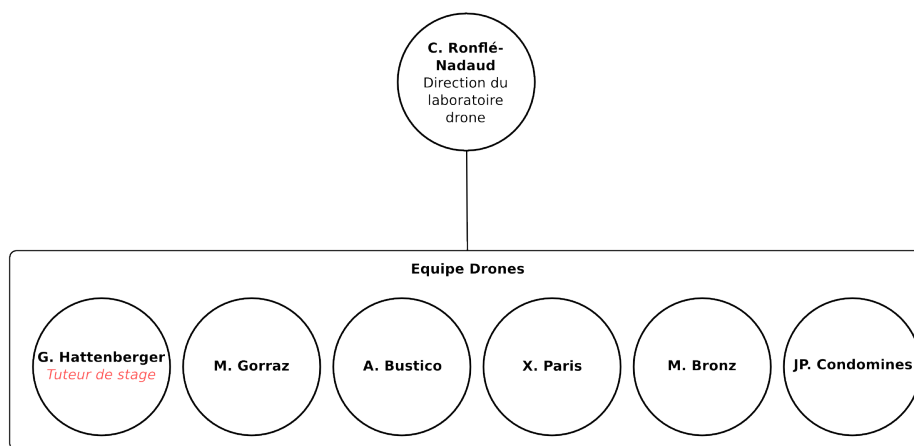


Figure 3 : Focus sur l'équipe drone

Ce laboratoire vise à développer des minis (micro) drones et leurs applications dans le domaine civil. Ils utilisent un système complet et open source développé au sein de ce laboratoire dénommé Paparazzi. Ce laboratoire, avec la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC), s'intéresse aussi aux réglementations des drones pour leurs insertions dans l'espace aérien.

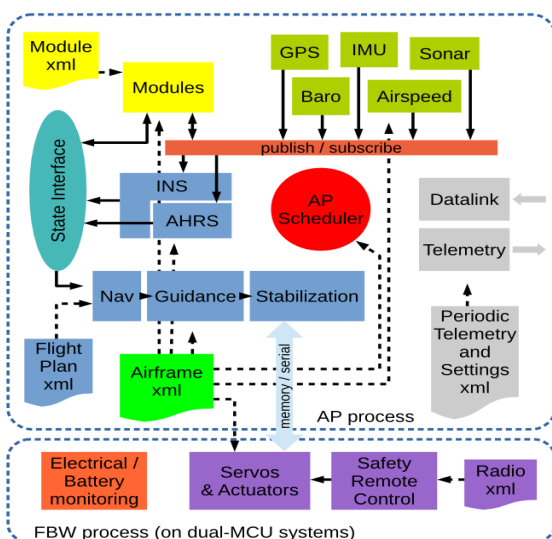
B. LE PROJET PAPAZZI¹

Ce projet est un système libre dont l'objectif est de proposer un système complet de pilote automatique pour minidrone (figure 4). Celui-ci repose sur une communauté où chaque développeur met à disposition de tous leurs avancées. Il fonctionne aussi bien sur des drones multi-rotors que sur des drones à voilure fixe (type avion).



Figure 4 : Apogee, une carte d'autopilote du projet Paparazzi

Le retour de nombreux utilisateurs permet une forte réactivité dans le développement en remontant facilement les anomalies potentielles.



L'architecture mise en place au sein du système Paparazzi se caractérise par une boucle d'acquisition des données de mesures, une étape d'estimation de l'état du système et un bloc de commandes qui permettront au drone de respecter un plan de vol défini par l'utilisateur.

Figure 5 : Architecture logicielle du projet Paparazzi

1: <http://wiki.paparazziuav.org/>

C. PRÉSENTATION DU PROJET SKYSCANNER

En partenariat avec le CNRM, le LAAS, l'ONERA et l'ISAE, les travaux de mon stage s'inscrivent dans un projet dénommé Skyscanner qui vise à définir un modèle mathématique permettant d'apporter une meilleure compréhension des phénomènes aérologiques et plus particulièrement de la mécanique de formation des nuages.

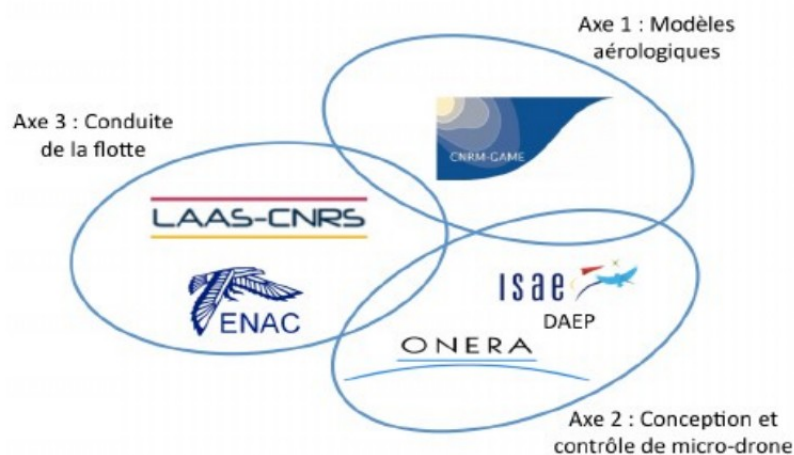


Figure 6 : Équipes partenaire du projet Skyscanner

Pour réaliser cela, il est nécessaire d'avoir de nombreuses mesures simultanées à plusieurs endroits de l'espace, d'où la nécessité de concevoir une flotte de drones capables de faire des mesures aérologiques locales. Même si les activités dans ce domaine sont faibles il existe quelques études sur la conception de drones, ou de flotte de drones [4], capables d'exploiter les perturbations aérologiques [5], [6].

En plus d'apporter d'amener une contribution notable sur le plan méthodologique. Le projet Skyscanner apportera une avancée technologique sur le développement de flotte de drone endurant et pourrait servir à d'autres applications comme : la localisation de victimes dans de grandes catastrophes, l'observation de phénomène naturel au sol. Deux grands objectifs motivent ce projet :

- définir des stratégies de vol qui permettent d'optimiser au mieux les déplacements d'une flotte de drones pour augmenter l'information sur les flux aérologiques de la zone étudiée ;
- exploiter la connaissance globale de la situation aérologique pour piloter l'ensemble des drones afin notamment d'exploiter au mieux les ascendances.

I – MODÉLISATION ET ASPECT THÉORIQUE

Cette partie présente les technologies de capteurs utilisés pour permettre au drone de naviguer de façon autonome ainsi que d'obtenir les mesures nécessaires à notre étude. Je vais mettre en avant les choix matériels, l'algorithme de fusion de données utilisé puis les méthodes permettant de modéliser le drone. Afin de gagner en endurance avec les technologies actuelles, l'équipe désirerait se servir de l'énergie disponible dans l'environnement du drone, c'est-à-dire les ascendances thermiques, qui est un très bon moyen de prendre de l'altitude à moindre coût.

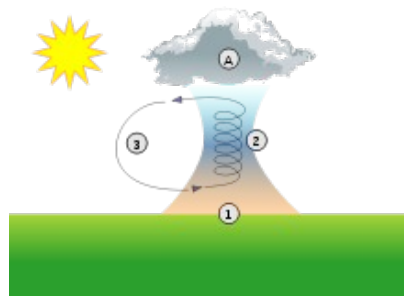


Figure 7 : Ascendance thermique

Afin d'arriver à détecter une ascendance, il est important de pouvoir connaître la direction et la force du vent. Nous nous sommes dirigés vers une solution dite « bas coût » pour l'aspect matériel qui nécessite principalement deux capteurs, un tube Pitot classique 1D et une sonde d'incidence (ces capteurs sont détaillés par la suite). Par ailleurs, une partie logicielle a été nécessaire, en plus de l'acquisition des données de vol, celui-ci possède un estimateur de vent nous permettant de reconstruire les vitesses air et les vents. En effet la sonde Pitot 1D nous apporte comme information le module de la vitesse air, il nous faut donc utiliser un système capable de retrouver le vecteur dans son état d'origine.

Ce n'est pas la seule solution, une sonde (appelé tube Pitot 3D) fut utilisée pour un projet avec Météo France. Elle permettrait d'obtenir exactement ce que l'on recherche : vitesse et direction du vent donc ne nécessiterait pas d'algorithmes de fusion de données. Cependant cette technologie n'a pas été retenue pour plusieurs raisons :

- coût élevé ;
- calibration difficile ;
- encombrement.

De plus, les résultats que nous obtiendrons nous permettront de mettre en confrontation les deux solutions et d'en déceler les défauts et qualités.

1. PRÉSENTATION ET MODÉLISATION DES CAPTEURS

Centrale à inertie (IMU)



Figure 8 : Exemple de centrale à inertie

Ce capteur est constitué de trois gyromètres et de trois accéléromètres. Les gyromètres sont des capteurs capables de mesurer la vitesse angulaire dans les trois composantes : lacet, roulis et tangage (un pour chaque composante). Les accéléromètres mesurent, ce que l'on appelle la force spécifique dans les trois composantes du vecteur x, y et z (comme pour le gyromètre il y en a un pour chaque composante) ; la force spécifique n'est pas exactement l'accélération, comme le nom du capteur peut nous faire penser. En effet cette force est en réalité la somme des forces extérieures (sauf la gravitation) divisées par la masse.

De façon simplifiée voici les équations qui permettent de connaître la vitesse et la position du système à partir de la centrale à inertie :

$$v(t+dt)=v(t)+\gamma(t)dt \quad x(t+dt)=x(t)+v(t)dt$$

v : la vitesse à l'instant t x : la position à l'instant t γ : l'accélération
g : l'accélération à l'instant t t : le temps

On utilise également un magnétomètre en complément de l'IMU pour reconstruire le cap du drone. Ce capteur nous renseigne sur le nord magnétique, on peut donc calculer la différence d'angle entre celui-ci et l'attitude du drone (lacet, roulis et tangage).

La sonde d'incidence (AOA)

Cette sonde permet de connaître l'angle entre la trajectoire et l'axe de l'avion. Sur des avions de ligne, par exemple, cela permet de savoir quel est leur angle d'attaque pour ne pas décrocher.

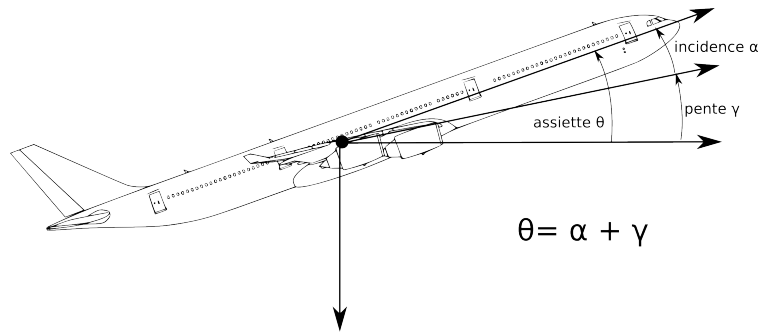


Figure 9 : Explication de l'incidence

Cette sonde n'est en réalité qu'une girouette dont on peut récupérer la position (un peu comme un potentiomètre), mais celle-ci est très sensible pour observer de faibles variations d'angle.

Elle nous permet également d'obtenir d'autres informations indirectement : comparer l'angle trouvé par l'estimateur de vent (amélioration du filtre) et retrouver le vecteur de vitesse vertical (w).

En effet il existe une relation entre la vitesse de l'avion et son angle d'attaque, déterminée par l'équation suivante :

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w_k}{u_k}\right)$$

α : Angle d'attaque de l'avion
 w_k : Composante verticale de la vitesse
 u_k : Composante dans le sens de l'avion de la vitesse

Le système ne peut être observable qu'à partir du moment où le drone effectue des manœuvres avec des trajectoires sinusoïdales. Ces manœuvres peuvent être contraignantes dans certains cas, on va donc tenter d'utiliser la valeur d'incidence pour ne plus avoir à faire cela sur la composante verticale (la composante horizontale demandera toujours de réaliser cette manipulation).

Le tube Pitot

Le tube Pitot nous permet d'avoir une information sur la vitesse du système, utilisé principalement en aéronautique, on les observe aussi sur des Formules 1.

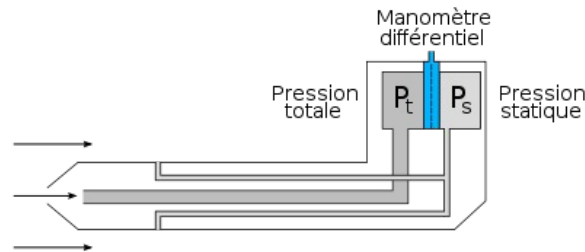


Figure 10 : Schéma d'un tube Pitot 1D

Sur l'image ci-dessus, on peut observer qu'il y a deux informations de pressions acquises par la sonde. P_s est la pression dite statique, autrement dit la pression de l'air ambiant. P_t est la pression dite totale, elle est appelée ainsi, car elle est la somme de la pression statique avec la composante dynamique qui est générée par le déplacement du système. Avec la formule suivante on peut observer la relation qui nous donne la vitesse de l'avion :

$$v = \sqrt{\frac{2(P_t - P_s)}{\rho}}$$

v = vitesse (en m/s) ;
 P_s = pression statique (en Pa) ;
 P_t = pression totale (en Pa) ;
 ρ = masse volumique du fluide (en kg/m³, 1225 pour l'air).

Comme énoncé plus tôt dans cette partie, le tube Pitot nous fournit la norme de la vitesse de l'avion. C'est-à-dire le module des trois composants u , v et w . Voici la relation simplifiée :

$$\begin{bmatrix} U_x \\ V_y \\ W_z \end{bmatrix} = M^{-1} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} W_x \\ W_y \\ W_z \end{bmatrix}$$

Où W_{xyz} sont les composantes du vent, U_x , V_y et W_z la vitesse sol de l'avion, le module du vecteur u , v et w et donnée avec le tube Pitot [8], M la matrice de passage entre le trièdre sol et le trièdre avion (détailler dans la partie 2 de ce chapitre).

Cette relation nous indique qu'avec la vitesse de l'avion et la vitesse au sol il est possible d'isoler les composantes du vent. En effet, celui-ci est considéré comme additif. En théorie, cette relation permettrait d'en déduire les trois composantes du vent, mais dans les faits les mesure étant trop bruités nous sommes obligés d'utiliser un filtre de Kalman afin d'estimer ses composantes.

GPS

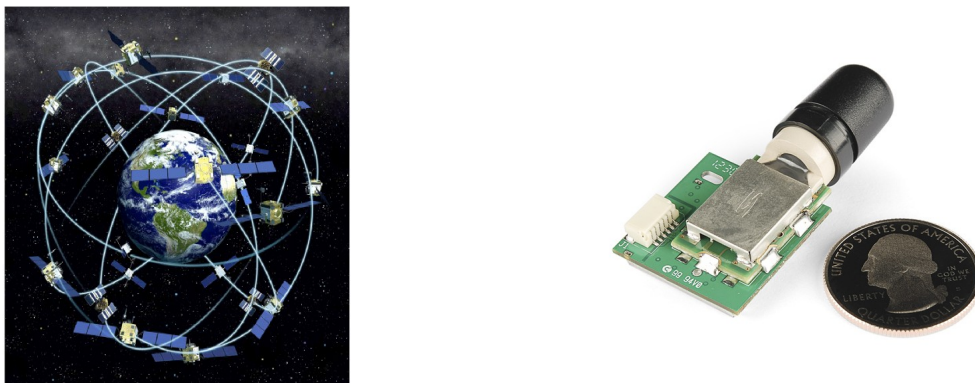


Figure 11 : Constellation de satellites et un capteur GPS

Le GPS nous permet d'avoir des informations sur la position et la vitesse du drone par rapport au sol. La position est obtenue par triangulations via des satellites, en connaissant leurs positions au moment où le signal est émis et par résolution d'un système d'équations on peut trouver la position du récepteur. Il est nécessaire qu'au minimum 4 satellites soient visibles. En effet le système d'équations comporte 4 inconnus (3 pour la position et 1 pour le décalage de l'horloge) et nous avons une équation par satellite.

Baromètre

Ce capteur fonctionne comme le tube Pitot sauf que celui-ci ne mesure que la pression statique. On peut en déduire l'altitude du drone par différence de pression grâce à la relation suivante :

$$p_{alt} = p_{mer} \left(\frac{288 - 0,0065 \text{ alti}}{288} \right)^{5,255}$$

P_{alt} : la pression de l'altitude donnée

P_{mer} : la pression au niveau de la mer (1013,25 hPa)

alti : l'altitude

2. ESTIMATION DES PARAMÈTRES DE VITESSE

Dans cette section je vais vous présenter l'estimateur de vent utilisé pour reconstruire les composantes de la vitesse air et du vecteur vent. Je précise que j'en décris le fonctionnement, mais je n'ai pas développé ce système ; j'ai aidé à obtenir les entrées pour celui-ci.

Pour estimer le vent on utilise un filtre de Kalman plus précisément un Unscented Kalman Filter (UKF) [8], [9]). En entrées l'algorithme lit les commandes "u", ainsi que la sortie du système réel "y" obtenue à partir des mesures produites par les capteurs, ce qui permet de comparer les prédictions du modèle avec le vrai comportement du système (figure 12) [7], [10], [11].

Dans notre cas le vecteur d'entrée "u" est constitué d'un vecteur de commande composé d'accélération et de vitesse angulaire. Par ailleurs les mesures de sorties du système "y" nous sont obtenus à l'aide de la sonde Pitot et du GPS. Pour finir nous nous servons des mesures de l'IMU afin de construire la matrice de passage noté "M" entre le trièdre sol et celui avions. Nous obtenons la relation entre les vitesses via la relation suivante :

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = M \begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_D \end{bmatrix}$$

Ou M est la matrice de passage entre le repère sol et le repère avion, V_{NED} la vitesse dans le repère sol de l'avion (donné par le GPS), et u, v, w la vitesse dans le repère avion.

$$M = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\varphi s\theta c\psi - c\varphi s\psi & s\varphi s\theta s\psi + c\varphi c\psi & s\varphi c\theta \\ c\varphi s\theta c\psi + s\varphi s\psi & c\varphi s\theta s\psi + s\varphi c\psi & c\varphi c\theta \end{bmatrix}$$

S et C respectivement, sinus et cosinus et phi, theta, psi sont les informations fournis par l'IMU

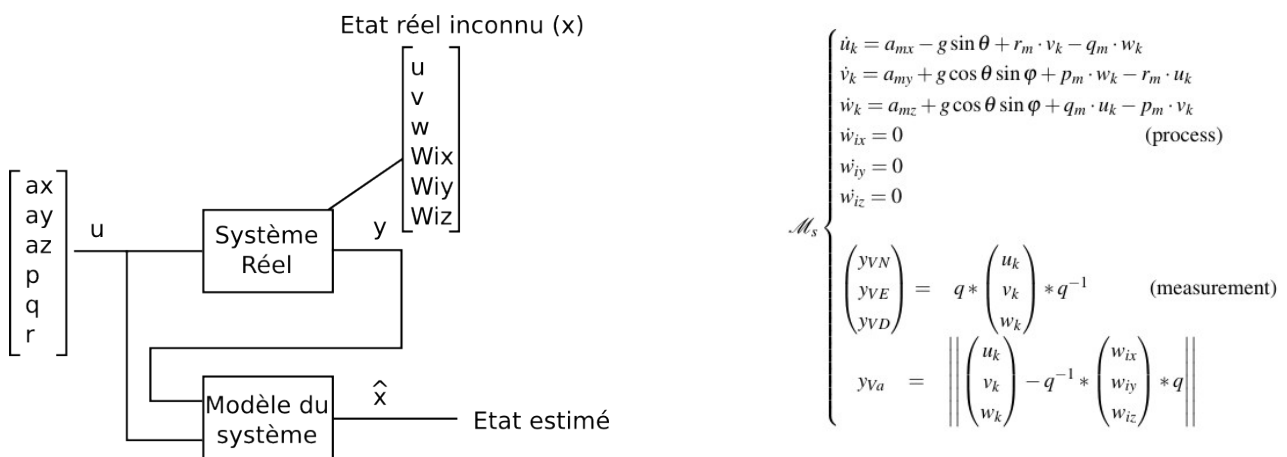


Figure 12 : Représentation schématique et mathématique du système

3. MODÉLISATION AÉRODYNAMIQUE DU DRONE

Nous avons aussi besoin de modéliser l'avion afin de pouvoir, connaître ses performances aérodynamiques. Il nous faut les informations suivantes :

- la polaire de l'avion ;
- l'inertie de l'avion ;
- les caractéristiques intrinsèques du moteur.

La polaire est une courbe qui représente les coefficients de traînée et de portance de l'avion [12]. Normalement, cette courbe est trouvée via des essais en soufflerie, mais nous ne pouvons pas faire cela avec celle de l'ENAC.

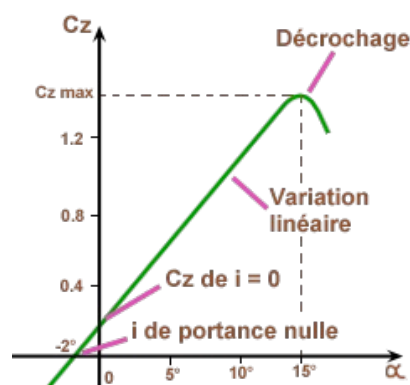


Figure 13 : Coefficient de portance par rapport l'angle d'attaque

Une solution expérimentale consiste à faire planer le drone sur des angles d'assiette différentes jusqu'à observer des phénomènes de décrochage. Pour chaque angle on va déduire les coefficients de portance notée C grâce aux paramètres aérodynamiques de l'avion, sa trajectoire, sa vitesse et son poids.

Pour l'inertie je détaille la procédure (annexe 2) dans la partie II.1.B. Les paramètres du moteur, sont obtenus grâce à plusieurs facteurs, comme sa consommation de courant ou bien sa poussée, je détaille le procédé dans la partie III

II – MISE EN ŒUVRE ET INTÉGRATION DU DRONE

Pour mettre en œuvre les technologies présentées précédemment, j'ai procédé de la manière suivante. Tout d'abord il va falloir « transformer » le motoplaneur en véritable drone. En effet, le laboratoire a acheté un avion télécommandé dans le commerce, mais il n'est pas équipé d'autopilote (ni des capteurs de base pour un drone) cf partie sur les capteurs.



Figure 14 : Solius, un motoplaneur acheté dans le commerce

Après le montage vient la calibration du drone : les gyromètres, les accéléromètres et les gains associés aux commandes des actionneurs. À ce stade il faut encore réaliser quelques vols de tests afin d'ajuster les paramètres, pour enfin pouvoir s'occuper de la partie instrumentation, c'est-à-dire la sonde d'incidence, la tube Pitot pour l'estimation du vent (annexe 1).

Pour finir, il faudra modéliser le drone ; et comme indiqué dans la partie précédente, il est nécessaire de connaître l'inertie autour de chaque axe, la polaire (nous n'avons pas encore de résultats pour celle-ci) et les paramètres du moteur.

1. CONCEPTION ET DÉVELOPPEMENT

A. MONTAGE ET INSTRUMENTATION

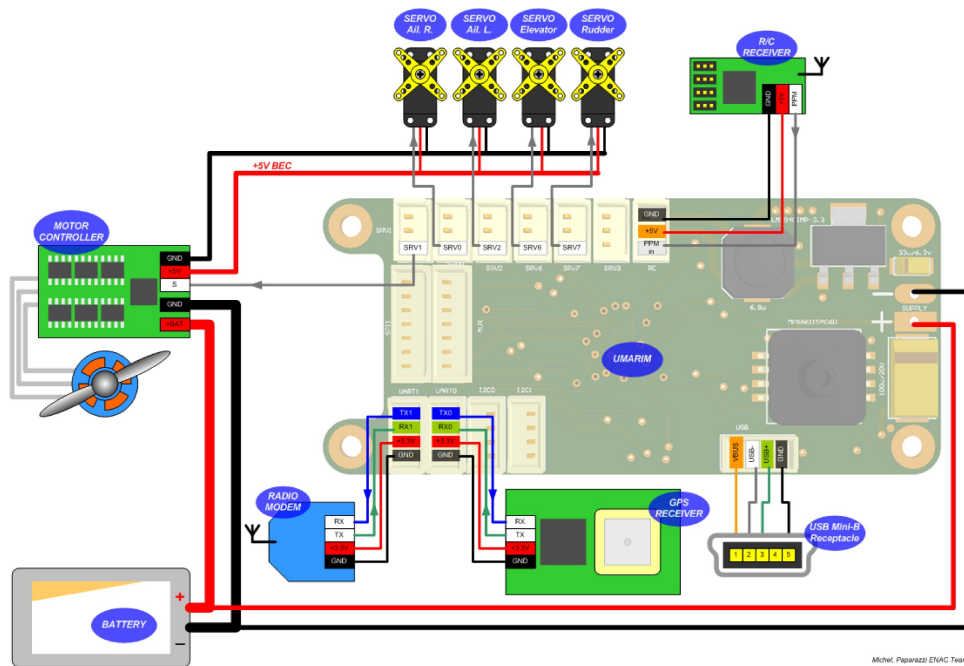


Figure 15 : Schéma de montage d'un drone

Ce schéma représente le minimum que doit posséder un avion pour être considéré comme un drone, nous ne tenons pas compte ici de l'instrumentation (payload²)

La carte au centre est l'autopilote (ce modèle n'est pas celui que j'ai utilisé mais le principe reste le même) dans mon cas, j'ai utilisé un autopilote fait à l'ENAC qui se nomme Apogee

Ensuite, il faut un système de communication, principalement des modules XBee avec un récepteur radio pour le pilotage manuel et la prise en main en cas d'urgence. De plus, le système requiert d'avoir un GPS pour la partie pilotage automatique. Pour finir il faut bien entendu une batterie, un moteur pour l'accélération et des servomoteurs pour la direction.

Une fois le montage réalisé il faut renseigner au système Paparazzi les caractéristiques du drone, c'est-à-dire sur quel port sont connectés les périphériques, les paramètres de calibration, etc. (annexe 4).

2: Charge utile (toutes charges en plus de l'instrumentation de base, exemple : capteur d'incidence)

J'ai dû réaliser plusieurs modèles 3D pour l'instrumentation : le tube Pitot et l'incidence, mais aussi les supports pour l'autopilote et les autres instruments, comme le GPS.

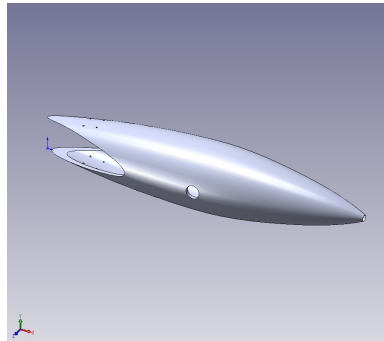


Figure 16 : Modèle 3D du support de l'instrumentation

Sur le côté sera placée la sonde d'incidence, le tube Pitot sur la pointe du support pour être orienté longitudinalement.

J'ai dû aussi développer le driver pour Paparazzi de la sonde d'incidence, car il n'existait pas pour les numériques (annexe 3). Cela consiste à convertir les valeurs acquises sur 12 bits en valeurs d'angle³ et envoyer le résultat sur la télémétrie.

B. MESURE DE L'INERTIE DU DRONE

Pour mesurer l'inertie il faut réalisé une manipulation (annexe 2), cette manipulation, en soi, n'est pas difficile, mais à la vue de la taille du motoplaneur, cela à rendu la tâche plus compliquée. Le but est de suspendre le drone à une hauteur connue "l" par deux fils qui eux sont écartés d'une distance connue "d". Puis on fait osciller le drone sur l'axe désiré en compte le temps entre chacune d'elles, on divise le résultat par le nombre d'oscillations réalisées (pour trouver le temps moyen T d'une période).

Il nous faut également connaître le poids du drone "m", pour pouvoir utiliser les équations suivantes afin d'en déduire l'inertie :

$$r_{yaw} = \frac{T}{4\pi} \sqrt{\frac{g}{l}} d$$

g : la gravité (9,81 m/s²)

T : Période d'une oscillation (seconde)

l : la hauteur du fils (mètre)

d : la distance entre les deux fils (mètre)

m : la masse de l'avion (Kg)

$$I_{yaw} = m r_{yaw}^2$$

3: Source US Digital (<http://www.usdigital.com/products/encoders/absolute/rotary/shaft/ma3>)

Voici les résultats pour le Solius :

[XX] [YY] [ZZ]
i_{Yaw} = 0.2284 0.1115 0.1459

Chaque colonne correspond à une composante, la première autour de x, puis de y et enfin de z, en prenant les valeurs mesurées suivantes :

T = 9.35 5.26 6.4350
l = 3.50 2.27 2.595
g = 981
m = 1.476
d = 0.032

2. INTÉGRATION

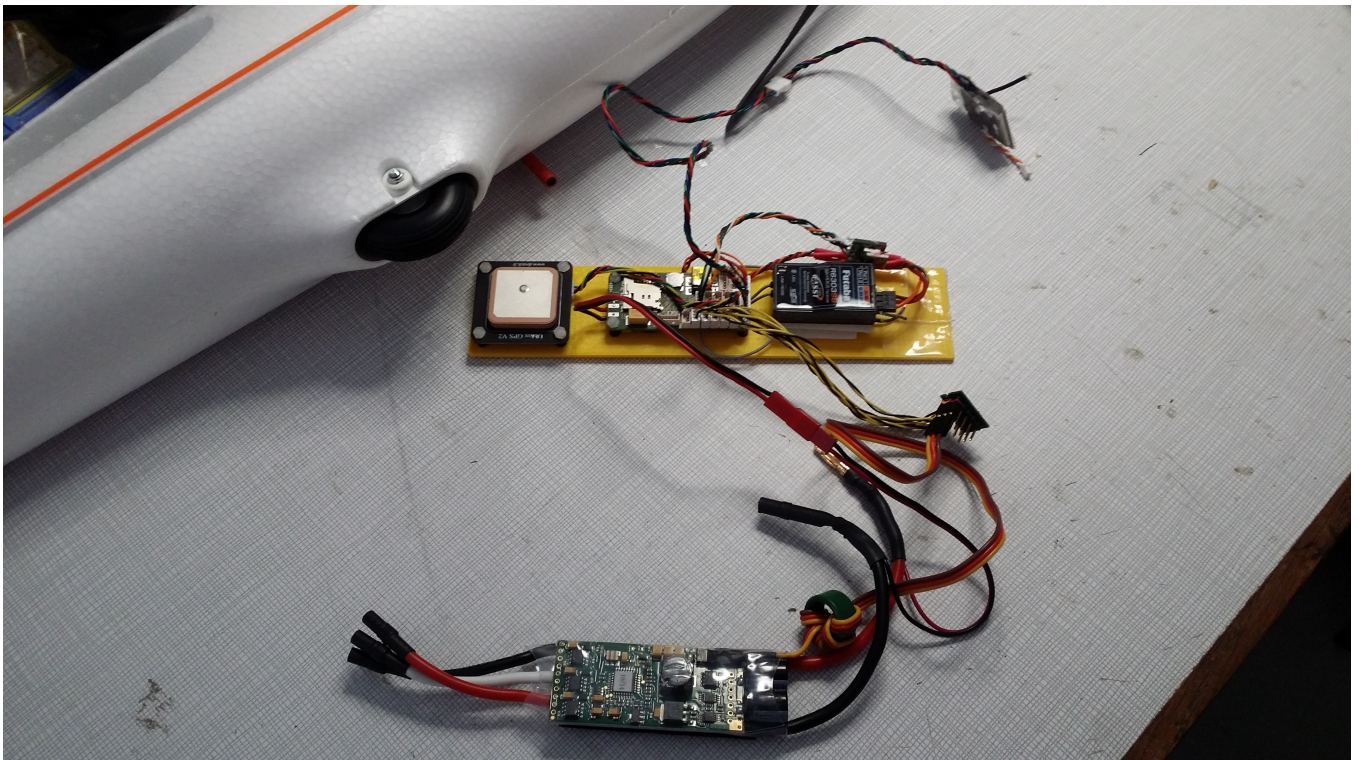


Figure 17 : Système d'autopile du drone

Sur cette image, on peut voir l'autopilote au centre de la plaque, le GPS à gauche et le récepteur radio à droite. Les deux autres cartes connectées sont : en bas, le contrôleur moteur et en haut (petite carte) la carte XBee. Il manque ici les servomoteurs qui sont déjà dans le fuselage. Tout ceci est inséré dans l'avion ce qui a posé un problème pour la réception GPS, j'ai donc déplacé l'antenne dans le nez de l'avion.



Figure 18 : Intégration de l'instrumentation

Cette image met en exergue les instruments nécessaires à la mission, communément appelé « payload ». On y voit ici le support imprimé en 3D réalisé sous Solidworks ainsi que les deux capteurs en question : la sonde d'incidence avec son drapeau imprimé également, et le tube Pitot à la pointe du support.

Le tout a été placé sur l'aile du drone, bien que ce ne soit pas le meilleur endroit car celle-ci est très souple et peut avoir des répercussions sur l'acquisition des données. De plus, les capteurs sont loin de l'autopilote et ceci pose problème au niveau des longueurs des connectiques (électrique et la pression d'air pour le cas du tube Pitot). Cependant nous n'avons pas eu le choix, le moteur se situe à l'avant la carte électronique qui le contrôle crée des perturbations électriques qui peuvent gêner au bon fonctionnement de certains capteurs. De plus, l'hélice en tournant génère des perturbations dans l'air environnant ; ce qui impacterait l'acquisition des données du tube Pitot et de la sonde d'incidence.

Faute d'entrée/sortie suffisante pour pouvoir faire l'acquisition de tous les capteurs nous nous sommes servis d'un second autopilote utilisé seulement pour l'acquisition. Elle ne commande donc pas les actionneurs et a simplement le rôle de « log » dans un fichier sur sa carte SD des données capturées en ligne (annexe 4).



Figure 19 : Le Solius intégré totalement

L'image ci-dessus présente le drone une fois terminé. Sur l'aile gauche on y voit l'instrumentation (Pitot et sonde d'incidence), dans le nez de l'avion il y a le GPS et les cartes pour l'acquisition des données. On peut aussi constater le moteur sur l'avant, comme expliquer précédemment.

De manière générale pour pallier aux problèmes liés aux perturbations dus au moteur, les drones plus « professionnels » possèdent l'hélice à l'arrière, ils sont donc propulsés. Le Solius est utilisé pour réaliser une preuve de concept. Bien que ce ne soit pas la meilleure cellule pour cette mission elle comporte des intérêts : elle peut planer et n'oblige pas le laboratoire à construire sa propre cellule, car ceci prend un temps relativement long. Ce ne sera donc pas la cellule utilisée en finalité pour la mission.

3. RÉSULTATS

Après plusieurs vols d'essai concluant nous avons donc pu enregistrer des données en vols et tout d'abord, voici les résultats à propos de l'incidence.

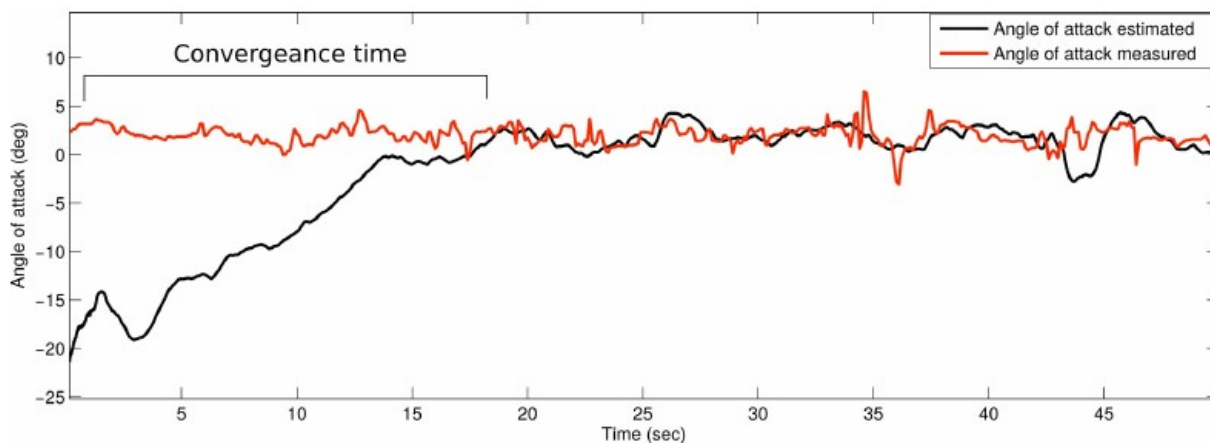


Figure 20 : Angle d'attaque estimé par rapport la mesure

On peut voir que par moments l'estimation et la valeur mesurée sont très similaires, à part durant le temps de convergence, cependant nous observons des décalages lors de certaines manœuvres (non visible sur ce graphe) comme lors de virages. En effet l'avion étant souple les vibrations se font ressentir dans les mesures.

Pour observer le comportement du capteur en vol nous avons placé une caméra sur l'aile au niveau du corps du drone (annexe 5). Nous avons remarqué que la sonde se comporte globalement bien, mais cela nous confirme qu'elle est sensible aux vibrations de l'avion et aux déformations de l'aile. Ce qui n'est pas dramatique en ligne droite ou dans les cas où il y a très peu de variation de cap, mais entraîne de fortes erreurs lors de grands virages par exemple. Cependant on peut globalement être satisfait des résultats.

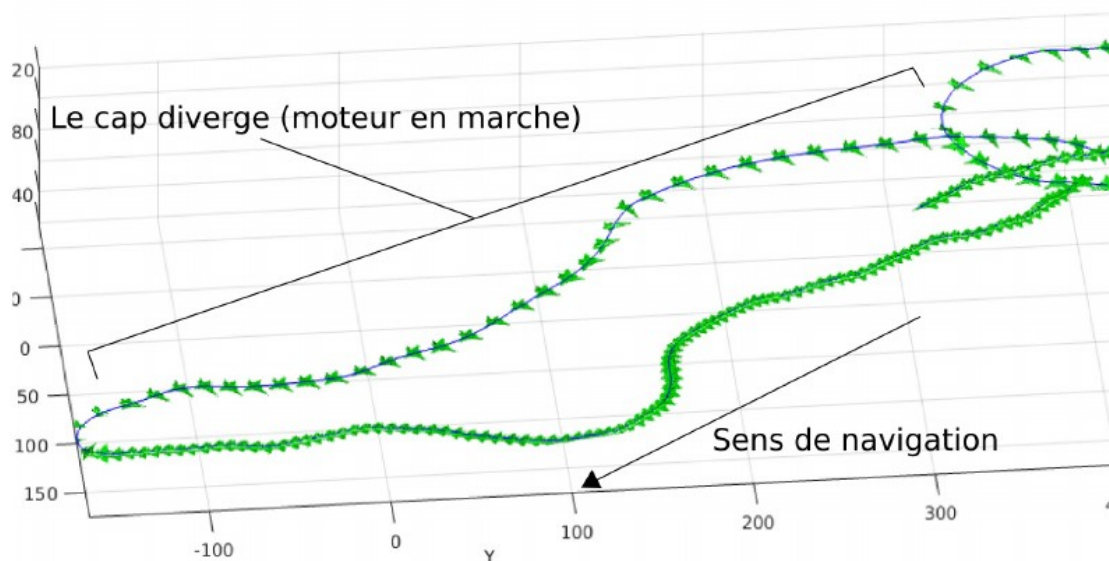


Figure 21 : Résultats de l'estimation du cap de l'avion

Nous avons aussi des données relatives au cap de l'avion donné par l'estimateur. Dans l'image le drone a commencé par plané puis remet le moteur en marche. On constate que dans la première phase le cap est parfait et suit le sens de navigation, puis le moteur se remet en marche et on observe une divergence du cap.

La cause était que le magnétomètre, utilisé pour trouver cap, était trop près du contrôleur moteur. Ceci a faussé les résultats quand celui-ci était en marche. Nous avons donc dû le décaler dans un endroit loin des perturbations électromagnétiques.

Pour le moment nous n'avons pas plus de résultats mais cela devrait arriver dans les jours qui suivent. En effet, maintenant que le Solius est opérationnel nous allons (durant les deux derniers moi de mon stage) réalisé de nouveaux vols d'essai.

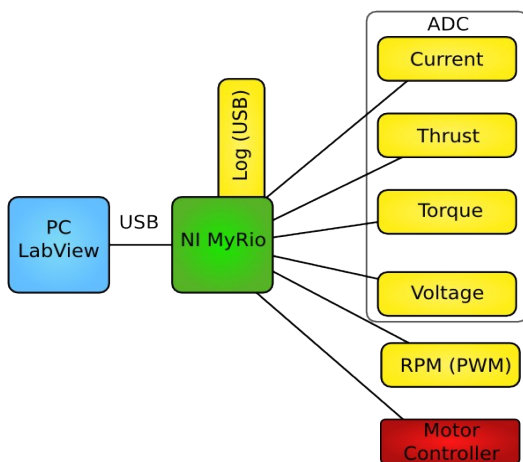
III – MISE EN ŒUVRE DU BANC D'ESSAI

J'ai dû mettre en œuvre un système capable, pour un moteur donné, de réaliser une batterie de tests afin d'en déterminer son efficacité. Ce système sera utilisé en soufflerie.

J'avais à disposition une carte MyRio programmable via le logiciel LabView ainsi que divers capteurs. Cependant, on n'avait pas de moyen efficace de trouver la vitesse du moteur, nous avons donc conçu un capteur capable de compter la vitesse dite électrique du moteur.

1. CONCEPTION

Dans un premier temps voici la liste des capteurs présents sur ce banc d'essais :



- un tube Pitot pour connaître la vitesse du vent de la soufflerie ;
- deux capteurs de force pour calculer le moment de torsion et la poussée du moteur ;
- un capteur de courant ;
- un capteur de tension ;
- un capteur de vitesse (que j'ai dû concevoir).

Figure 22 : Schéma du banc de test moteur

ADC signifie Convertisseur Analogique Numérique, car ces capteurs retournent des valeurs analogiques non exploitables comme telles, elles sont donc numérisées.

Le tout est connecté à une carte National Instrument MyRio, programmé via le logiciel Labview qui permet de faire du prototypage en programmant via des blocs.

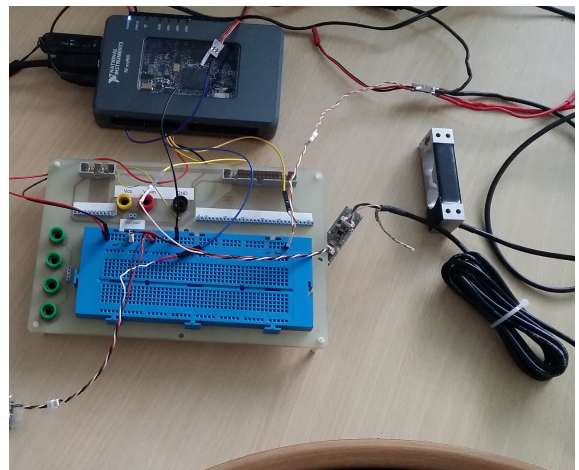
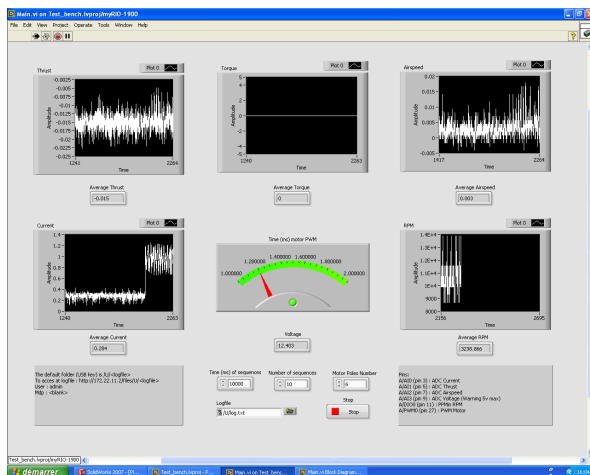


Figure 23 : Interface sous Labview avec une partie du montage de test

J'ai en premier lieu créé le capteur pour nous renseigner sur la vitesse électrique ; cette vitesse est un signal carré de période variable et de rapport cyclique⁴ toujours égal à 50 %. (modulation de fréquence). Le nombre de front montant par seconde nous indique le nombre d'impulsions électriques envoyées au moteur, sachant qu'un moteur brushless⁵ tourne via des pôles magnétiques alimentés successivement pour réaliser une révolution mécanique complète. Chaque impulsion va donc produire un décalage du moteur d'un pôle, il est facile de déduire ensuite le nombre de tours « mécanique », qui est égal au nombre d'impulsion divisée par le nombre de pôles du moteur en question.

J'ai également fait un sonde de tension (un pont diviseur de tension) ; le principe est simple, la carte MyRion ne supporte pas plus de 10 volts et le moteur consomme 12 volts, pour pouvoir tout de même capturer cette information j'ai mis deux résistances en séries afin de respecter la relation suivante :

$$V_s = \frac{R_1}{R_1 + R_2} V_e \quad \text{Ou } V_s \text{ et la tension désirée, } R_1 \text{ et } R_2 \text{ les résistances et } V_e \text{ la tension d'entrée.}$$

Dans mon cas j'ai un rapport de 0,3125 car $R_1 = 10\text{k}\Omega$ et $R_2 = 22\text{k}\Omega$ (figure 24).

4: Rapport entre le temps à l'état haut et la période

5: Moteur sans balais

Afin d'avoir un capteur plus efficace, j'ai décidé de faire le schéma à l'aide d'un logiciel d'électronique (Kicad) afin, ensuite, de pouvoir en concevoir le PCB (Printed Circuit Board ou Circuit Imprimé).

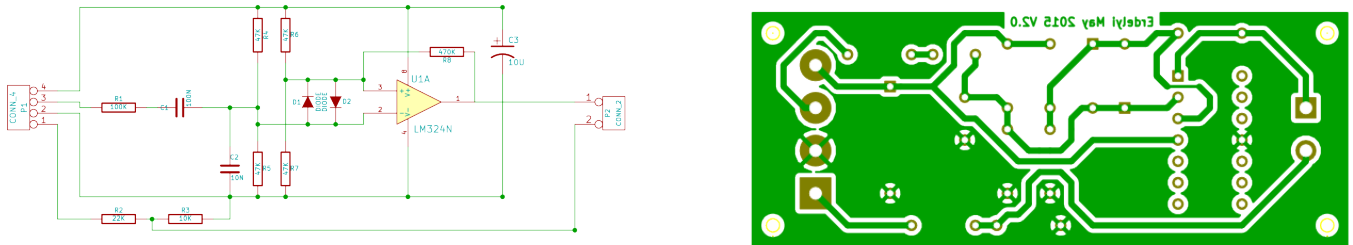


Figure 24 : Schéma électrique et PCB de la sonde RPM et tension

Sous Labview j'ai créé le driver pour ma sonde ; un VI (Virtual Instrument⁶) qui fonctionne de la façon suivante : pour chaque front montant du signal sur une broche donnée, le driver va « compte » le temps entre le précédent front et le courant, on peut ainsi déduire la période.

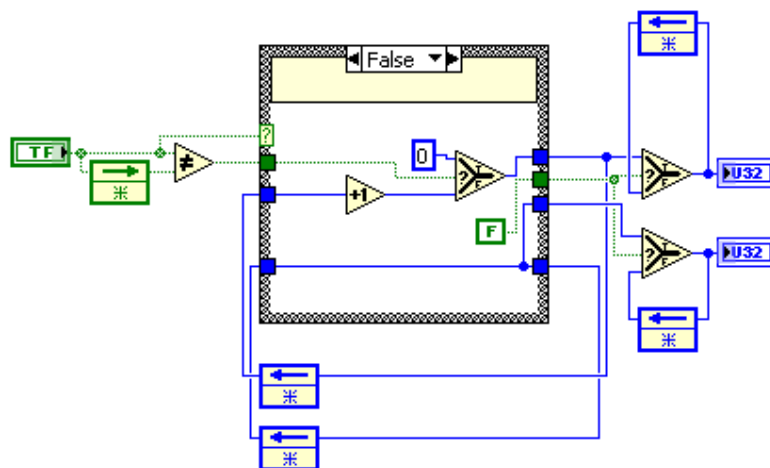


Figure 25 : Exemple de programmation graphique utilisé dans LabView

Une fois la sonde terminée, j'ai connecté les autres capteurs et testé les entrées / sorties, ensuite j'ai dû concevoir la partie « automatisation » du processus. On désire faire varier la vitesse sur plusieurs paliers d'une durée fixe. Sur chacun palier (et pour chaque capteur) on calcule la moyenne des données acquises, puis on les sauvegarde dans un fichier sur une clef USB connectée.

6 : C'est le nom donné aux modules crée dans LabView

Sur l'interface graphique on peut, suivant les besoins, modifier le nombre de palier et/ou la durée. Il est important de préciser que nous prenons soin d'attendre une seconde au début de chaque palier, en effet à chaque changement de vitesses le système génère des pics de courant qui fausseraient la moyenne sur cette composante.

J'ai bien entendu créé une partie commande du moteur qui nécessite un signal PWM⁸ d'une période de 20 millisecondes, mais d'un rapport cyclique⁹ variable allant d'une milliseconde (vitesse nulle), à deux millisecondes (vitesse max). Le banc d'essais n'est pas encore terminé au moment où ce rapport a été écrit, donc la partie intégration n'est pas terminée et la calibration pas réalisée, cependant mon stage n'est pas non plus arrivé à son terme.

CONCLUSION

Pour conclure je vais vous parler de mes impressions sur ce stage et de ce que j'en ai retenu et ce qu'il m'a apporté, puis je finirai par un bilan plus technique sur les objectifs remplis.

1. BILAN DU STAGE

Un drone capable de faire des mesures des conditions aérologiques locales a été développé tout au long de ce rapport ainsi que le début du développement d'un banc d'essai moteur.

Pour cela j'ai équipé un motoplaneur de capteurs afin qu'il puisse voler de manière autonome et réalisée sa mission ; l'électronique minimale de tous drones : autopilote, GPS, module de communication XBee et radio, IMU et baromètre. À ce stade j'ai pu ensuite équiper les capteurs nécessaires à la mission : le tube Pitot et la sonde d'incidence, qui nous aide à la reconstruction des vents locaux.

J'ai aussi aidé à la modélisation du drone en réalisant la procédure afin de déduire l'inertie du drone.

Après quelques essais nous avons pu observer les résultats donnés par l'estimateur (UKF), ils sont globalement bons malgré quelques erreurs dans certaines configurations comme lors de virages. Ceci est probablement dû, entre autres, à la souplesse des ailes de la cellule choisie.

Dans la seconde partie j'ai commencé à développer un banc d'essais moteurs pour pouvoir en extraire les performances. Je lui ai équipé de capteurs permettant d'obtenir beaucoup d'informations : tube Pitot, capteur d'effort en torsion et en poussée, capteur de vitesse, de courant et de tension.

La mission qui m'a été donnée est dans les temps. En effet l'intégration du drone est complète et le Solius vole correctement, on peut récupérer des données et donc commencer à tester la faisabilité du projet. Même si le banc d'essai n'est pas terminé, le temps qu'il me reste durant mon stage est suffisant, en effet au moment de l'écriture de ce rapport mon stage n'est pas terminé.

2. BILAN PERSONNEL

Ce stage m'a apporté beaucoup sur bien des aspects. En effet, en plus d'avoir pu mettre en application des concepts vus en cours, j'ai découvert la fabrication des drones ainsi que leurs exploitations.

J'ai donc pu voir l'aspect intégration, matériel et logiciel ; assemblage des divers capteurs et actionneurs puis, création des drivers et intégration dans Paparazzi de l'avion ainsi monté.

De plus j'ai dû effectuer des petites tâches annexes rattachées au projet, comme la mise au point du capteur de vitesse, qui m'a permis d'en apprendre davantage sur le développement et la fabrication des cartes électroniques, en utilisant Kicad en en réalisant la carte dans le laboratoire.

J'ai appris aussi à manipuler des logiciels de CAO (Solidworks) ainsi que des imprimantes 3D pour faire des prototypes rapidement.

Pour finir je peux dire que cette expérience fut très enrichissante afin de mieux comprendre les processus de développement dans un projet de grande envergure, aussi bien pour le projet Paparazzi que pour le projet Skyscanner, et les différents niveaux d'intégration.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] C. E. Corrigan, G. C. Roberts, M. V. Ramana, D. Kim, et V. Ramanathan, « Capturing vertical profiles of aerosols and black carbon over the Indian Ocean using autonomous unmanned aerial vehicles », *Atmospheric Chem. Phys.*, vol. 8, n° 3, p. 737-747, févr. 2008.
- [2] G. J. Holland, P. J. Webster, J. A. Curry, G. Tyrell, D. Gauntlett, G. Brett, J. Becker, R. Hoag, et W. Vaglienti, « The Aerosonde Robotic Aircraft : A New Paradigm for Environmental Observations », *Bull. Am. Meteorol. Soc.*, vol. 82, n° 5, p. 889-901, mai 2001.
- [3] J. A. Diaz, D. Pieri, C. R. Arkin, E. Gore, T. P. Griffin, M. Fladeland, G. Bland, C. Soto, Y. Madrigal, D. Castillo, E. Rojas, et S. Achí, « Utilization of in situ airborne MS-based instrumentation for the study of gaseous emissions at active volcanoes », *Int. J. Mass Spectrom.*, vol. 295, n° 3, p. 105-112, août 2010.
- [4] MARK B. E, « Autonomous Dynamic Soaring Platform for Distributed Mobile Sensor Arrays ».
- [5] N. R. J. Lawrance et S. Sukkarieh, « A guidance and control strategy for dynamic soaring with a gliding UAV », in *IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2009. ICRA '09*, 2009, p. 3632-3637.
- [6] C. K. Patel et I. M. Kroo, *26th INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES THEORETICAL AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF ENERGY EXTRACTION FROM ATMOSPHERIC TURBULENCE Abstract.*
- [7] J. W. Langelaan, N. Alley, et J. Neidhoefer, « Wind Field Estimation for Small Unmanned Aerial Vehicles », *J. Guid. Control Dyn.*, vol. 34, n° 4, p. 1016-1030, 2011.
- [8] S. Sarkka, « On Unscented Kalman Filtering for State Estimation of Continuous-Time Nonlinear Systems », *IEEE Trans. Autom. Control*, vol. 52, n° 9, p. 1631-1641, sept. 2007.
- [9] J.-P. Condomines, C. Seren, et G. Hattenberger, « Pi-Invariant Unscented Kalman Filter for sensor fusion », in *2014 IEEE 53rd Annual Conference on Decision and Control (CDC)*, 2014, p. 1035-1040.
- [10] M. B. Rhudy, Y. Gu, et H. Chao, « Wind Field Velocity and Acceleration Estimation Using a Small UAV », in *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [11] A. Cho, J. Kim, S. Lee, et C. Kee, « Wind Estimation and Airspeed Calibration using a UAV with a Single-Antenna GPS Receiver and Pitot Tube », *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 47, n° 1, p. 109-117, janv. 2011.
- [12] D. Edwards, « Performance Testing of RNR's SBXC Using a Piccolo Autopilot ». 2007.