

République Algérienne Démocratique et populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la recherche scientifique
Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales
Université de Blida 1, Saad Dahleb



I.A.E.S

ETUDE ET REALISATION D'UN SYSTEME DE STABILISATION DE LA CAMERA D'UN DRONE

MEMOIRE DE MASTER

En Aéronautique
Spécialité : Avionique

Présenté par :

HAKEMI Mostapha Benchikh

GHEBALOU Mohamed Sofiane

Encadré par :

Mr Hacine BENCHOUBANE

SEPTEMBRE 2014

Dédicaces



À LA MÉMOIRE DE MON DÉFUNT PÈRE MR GHEBALOU ABDALLAH.

À MA MAMAN, QUE J'ADORE, QUI A TOUJOURS ÉTÉ LA PREMIÈRE À ME SOUTENIR DANS LES MOMENTS LES PLUS DIFFICILES DE LA VIE ET AUSSI LA PREMIÈRE À PARTAGER MA JOIE, ET À QUI JE DOIS TOUT.

À MON ALLIÉ POUR LA VIE, MON FRÈRE MEHDI, ET À MES TROIS ADORABLE PETITES NIÈCES.

À MR RAMDANE MOHAMED ET SON ÉPOUSE DE NOUS AVOIR INDÉNIABLEMENT SOUTENUS LORS ET APRÈS LE DÉCÈS DE MON DÉFUNT PÈRE. TOUTE MA PROFONDE RECONNAISSANCE.

À MA TANTE MME HAMOUDA AMEL D'AVOIR TOUJOURS ÉTÉ À MON ÉCOUTE, ET DE M'AVOIR TOUJOURS CONSIDÉRÉ COMME SON PROPRE FILS. MÊME SI SA RENDAIT LES GOSSÉS JALOUX, JE NE SAIS D'AILLEURS PAS S'ILS LE SONT TOUJOURS (RIRE).

Avec un énorme plaisir, un cœur ouvert et une immense joie que je dédie ce travail à mes très chers parents Ahmed & Dalila qui m'ont soutenu tout au long de ma vie ainsi à mon frère Amine et mes sœurs Warda et Khadidja Ainsi que son époux EL-Hadi. Et en particulier à mon binôme Sofiane et mes amis « EL-Hadj, Fazil, Cherif, Kamel, Bilal, Fakhr-eddine, Geant, Redouane, Sarah, Houria, ... »

A toute personne qui m'ont encouragé ou aidé au long de mes études.

Remerciements

Nous tenons également à remercier les membres de notre jury pour avoir présider la soutenance de notre thèse, pour leurs questions pertinentes sur nos travaux et pour leurs remarques sur ce manuscrit.

Tout d'abord nous exprimons toute notre gratitude à Mr Benchoubane Hacine, Maître de conférences à l'Université Saad Dahleb de Blida, pour nous avoir accueillis, encadrés et formés tout au long de cette thèse. Cette première expérience de la recherche que vous nous avez permis de vivre, a comblé nos attentes et nous pousse à continuer dans cette voie.

Nous remercions professeur ABABOU Amina de nous avoir chaleureusement accueillis chez elle et de nous avoir aidés dans la rédaction de la thèse avec ses précieux conseils.

Nous remercions Mme Nacera MELLAH de nous avoir achetés l'instrumentation, et pour son extraordinaire dévouement pour nous.

Merci à Chikhi Lazhar et à Chikhi Fatah d'avoir accepté de rapporter sur notre thèse. Nous les remercions également pour les nombreuses remarques et suggestions qui nous ont permis d'affiner notre travail et qui me permettront de le prolonger.

Nous remercions également nos amis : Ainseur Lotfi, Latreche Azzedine, Mehdi Foudia, Ait-Ahmed Nabil, Lamrani imene et Manel Derradj de s'être toujours surpassés pour nous.

Nous remercions vivement notre patrie l'ALGERIE de nous avoir permis de faire des études et de nous avoir instruit. Notre pensée va également vers tous nos professeurs, qui, chacun dans son rôle, dans une période de notre vie, donné le plus escompté, Ce plus qui nous a permet aujourd'hui de présenter une thèse de master.

En fin cette thèse est le résultat d'échanges, de discussions et de collaborations. Nous remercions donc toutes les personnes qui ont contribué de près ou loin à ce travail.

Résumé / Abstract / ملخص

أطروحة الماستر هذه تتناول تصميم وانجاز نظام استقرار لآلة تصوير على متن طائرات بدون طيار، و لهذا، قمنا أولاً بعرض نوع الطائرات بدون طيار المستعملة في هذا المشروع، ثم قمنا ببرمجة نظام الي من خلال لوحة تحكم لمختلف أجهزة الالتقاط و التنفيذ، وفي الأخير قمنا بصناعة الجزء الميكانيكي لهذا النظام و ثبتناه على متن الطائرة المستعملة.

Cette thèse de master traite l'étude et la réalisation d'un system de stabilisation d'une caméra à bord d'un drone, pour cela, nous avons d'abord fait une présentation sur le drone utilise, ensuite nous avons commandé avec une carte de commande l'instrumentation en terme de capteurs et d'actionneurs, et enfin nous avons fait la réalisation avec un Gimbal installer sur le drone.

This master thesis focuses on the design and construction of stabilizing a camera on a drone. For this purpose, we decided to start by a presentation on the drone used in our research. Then we used a card control to command the instrumentation in terms of sensors and actuators. We made then our final realization using a gimbal installed on the drone.

Table des matières

Dédicaces	2
Remercîments.....	4
Résumé / Abstract / ملخص	5
Table des matières.....	6
Liste des figures	9
Liste des tableaux	12
Introduction	13
I. CHAPITRE 1 : Généralités sur les drones	15
I.1 Définition de drone.....	16
I.2 Historique	16
I.3 Classification des drones.....	18
I.3.1. Les drones HALE.....	18
I.3.2. Les drones MALE	19
I.3.3. Les drones TUAV	19
I.3.4. Les drones mini UAV	20
I.3.5. Les drones micro UAV	20
I.3.6. Les drones hélicoptères.....	21
I.3.7. Les drones à rotors coaxiaux.....	22
I.3.8. Les rotors coaxiaux carénés.....	23
I.3.9. Les rotors en tandem.....	25
I.3.10. Les drones à rotors engrenant.....	26
I.3.11. Les rotors multiples.....	27
I.3.12. Les rotors à réaction	28
I.3.13. Synthèse.....	28
I.4 Présentation du drone utilisé	29
I.4.1. Caractéristiques du BR-50.....	30

I.4.2.	Structure du BR-50	30
I.5	Présentation du Gimbal	34
II.	CHAPITRE 2 : Instrumentation et commande.....	36
II.1	Représentation d'attitude et Centrale inertielle	37
II.1.1.	Représentation de l'attitude	37
II.1.2.	Les centrales inertielles et leurs mesures.....	42
II.1.3.	Présentation de la centrale inertielle utilisée.....	50
II.2	Actionneurs.....	52
II.2.1.	Généralité sur les moteurs électriques	52
a)	Définition du moteur électrique	52
II.2.2.	Le servomoteur.....	53
II.2.3.	La PWM.....	57
II.3	Carte de commande	60
II.3.1.	Généralités sur Arduino	60
II.3.2.	Communication par liaison série.....	63
III.	CHAPITRE 3 : Réalisation pratique	71
III.1	Les étapes de la programmation	72
III.1.1	Première étape	72
III.1.2	Deuxième étape.....	72
III.2	Asservissement de position.....	73
III.3	Assemblage du Gimbal	73
III.4	Mise en place du Gimbal sur le drone	76
III.6	Essais et discussion	77
III.6.1	Premier essai : une inclinaison selon l'axe de tangage	77
III.6.2	Deuxième essai : une inclinaison selon l'axe de roulis	81
III.6.3	Troisième essai : un couplage entre tangage et roulis.....	84
IV.	Conclusion et perspectives futures	87

- Stabilisation d'un drone.....	88
- Repositionnement d'une antenne à bord d'un avion	88
- Contrôler un hélicoptère selon un seul axe	88
Annexe.....	89
Reference	97

Liste des figures

Figure I-1 : Exemples de drones HALE [4].....	19
Figure I-2 : Exemples de drones MALE[4]	19
Figure I-3 : Exemples de drones TUAV[4].....	20
Figure I-4 : Exemples de mini drones [4].....	20
Figure I-5 : Exemples de micro drones [4]	21
Figure I-6 : Exemples d'hélicoptères à rotor anticouple de queue [4].....	21
Figure I-7 : Exemples de drones hélicoptères [4].....	22
Figure I-8 : Exemples d'hélicoptères à rotors coaxiaux [4].....	22
Figure I-9 : Exemples de drones à rotors coaxiaux à usage interne [4]	23
Figure I-10 : Exemples de drones à rotors coaxiaux à usage externe [4]	23
Figure I-11 : Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène courte [4]	24
Figure I-12 : Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène longue [4]	25
Figure I-13 : Exemples d'hélicoptères à rotors en tandem [4]	25
Figure I-14 : Exemples d'hélicoptères miniatures à rotors en tandem [4].....	26
Figure I-15 : Exemple d'hélicoptère à rotors engrenant [4]	26
Figure I-16 : Exemple d'hélicoptère miniature à rotors engrenants [4]	27
Figure I-17 : Exemples de drones à rotors multiples [4].....	27
Figure I-18 : Exemple de drone à rotors à réaction [4].....	28
Figure I-19 : Exemples de drones insectes [4]	29
Figure I-20 : L'assemblage complet du BR-50 [6].....	29
Figure I-21 : La géométrie du nœe [6].....	31
Figure I-22 : La géométrie du fuselage [6]	31
Figure I-23 : Géométrie de l'aile [6].....	32
Figure I-24 : La Géométrie de l'empennage horizontal [6]	32
Figure I-25 : La Géométrie de l'empennage horizontal et vertical [6].....	33
Figure I-26 : Géométrie de la gouverne de profondeur [6]	33
Figure I-27 : Géométrie de gouverne de direction [6].....	34
Figure I-28 : Exemple d'un Gimbal [7].....	35
Figure II-1 Repères inertiel N et repère mobile B.....	38
Figure II-2 Angles d'Euler d'après [10] (angles de Cardan)	40
Figure II-3 Angles de Cardan, d'après [11]	41
Figure II-4 Composition des trois rotations (angles de Cardan)	41

Figure II-5- (gauche) Principe de l'accéléromètre, (droite) Exemple d'accéléromètre en technologie MEMS ADXL345 implanté dans la centrale d'attitude Razor [16].....	44
Figure II-6 (gauche) Dimension du ITG-3200, (droite) Exemple du gyromètre en technologie MEMS ITG-3200 implanté dans la centrale d'attitude Razor [19].....	46
Figure II-7 (gauche) Champ magnétique terrestre, (droite) Champ magnétique dans le repère NED	48
Figure II-8 Exemple du magnétomètre HMC5883L en technologie MEMS implanté dans la centrale d'attitude Razor [21].....	49
Figure II-9 Centrale Inertielle 9 degrés de liberté Razor [22].....	50
Figure II-10 Voilà une image 3D de vue de l'extérieur et de l'intérieur d'un servomoteur [23].....	54
Figure II-11 moteur + réducteur + roue [23]	54
Figure II-12 Fonctionnement du réducteur [23]	55
Figure II-13 Principe de fonctionnement de l'électronique de commande d'un servomoteur [23].....	57
Figure II-14 Asservissement interne de positions d'un servomoteur.....	57
Figure II-15 Signal PWM [23].....	58
Figure II-16 Le signal de la PWM [23].....	59
Figure II-17 La variation de l'angle de débattement du servomoteur en fonction de la PWM [23].....	59
Figure II-18 Arduino Deumilanove [24].....	62
Figure III-II-19 Arduino Uno [24].....	62
Figure II-20 Arduino Mega [24]	62
Figure II-21 Fenêtre logiciel Arduino	63
Figure II-22 Chronogramme du Protocol Série [23]	64
Figure II-23 La norme RS232 [25].....	65
Figure II-24 Exemple des fonctions de la communication série	66
Figure II-25 Liaison série entre deux Arduino [23]	67
Figure II-26 Liaison spi avec un maitre et trois esclaves [27].....	69
Figure II-27 Exemple d'un programme en mode SPI	70
Figure III-1 Branchement PC - FTDI - Razor IMU	72
Figure III-2 Branchement PC – Arduino Uno.....	72
Figure III-3 La découpe de l'allucobond	73

Figure III-4 Pliage de l'allucobond	74
Figure III-5 Le perçage du cadre de la caméra	74
Figure III-6 La mise en place de la camera sur le servomoteur1	75
Figure III-7 La mise en place du servomoteur1+camera + cadran	75
Figure III-8 la mise en place du cadran avec le servomoteur2	76
Figure III-9 Mise en place du Gimbal sur le drone.	76
Figure III-10 Affichage de la perturbation due à l'angle de cabrage mesuré par la centrale inertielle.....	78
Figure III-11 Réponse du système Gimbal à la perturbation d'un cabrage de 5°	79
Figure III-12 Affichage de la perturbation dus à l'angle de piqué mesuré par la centrale inertielle.	80
Figure III-13 Réponse à la perturbation selon l'axe de tangage de 10°.....	80
Figure III-14 Affichage de la perturbation dus à l'angle de roulis à droite mesurée par la centrale inertielle.....	82
Figure III-15 Réponse du système Gimbal à la perturbation selon l'axe de roulis à droite de 15°	82
Figure III-16 Affichage de la perturbation dus à l'angle de roulis à gauche mesurée par la centrale inertielle.....	83
Figure III-17 Réponse du système Gimbal à la perturbation selon l'axe de roulis de 20°	83
Figure III-18 Affichage de la perturbation sur l'angle de roulis et de tangage mesurée par la centrale inertielle.....	85
Figure III-19 Affichage de la réponse du système Gimbal a la perturbation couplé selon l'axe de tangage et de roulis.....	85

Liste des tableaux

Tableau II-1 Caractéristiques de l'accéléromètre triaxe ADXL345 implanté dans la centrale d'attitude Razor de Sprakfun [16].....	45
Tableau II-2 Caractéristiques du gyromètre implanté dans la centrale d'attitude Razor de Sparkfun [19].....	47
Tableau II-3 - Caractéristiques du magnétomètre HMC5883L implanté dans la centrale d'attitude Razor [21].....	49

Introduction

Ces dix dernières années, les avancées technologiques et les nombreuses applications potentielles ont suscité un intérêt croissant pour la robotique aérienne, donc on assiste à une montée en puissance des expérimentations dans le monde entier. Une nouvelle page de l'histoire dans l'aérospatiale est en train de s'écrire. Les petits véhicules aériens sans pilote ont des applications commerciales évidentes dans l'inspection d'ouvrages d'art comme les ponts, les barrages ou les lignes hautes tensions, l'exploration d'environnements dangereux comme des forêts en feu ou des zones radioactives, les missions militaires de reconnaissance, afin d'accomplir des travaux à risques ou dans des environnements hostiles à l'homme.

Dans la langue française, le mot drone est utilisé pour décrire tout véhicule terrestre, aérien, marin ou sous-marin doté d'une certaine autonomie. Dans ce mémoire de master, la signification anglo-saxonne lui sera cependant préférée et le mot drone représentera uniquement un véhicule aérien autonome.

L'objectif de ce mémoire est d'embarquer un système de stabilité pour l'imagerie aérienne sur les drones pour une meilleure capture. Cette capture est considérée comme l'élément principal de la mission du drone.

Du point de de vue automatique, un système instable est un système inutilisable, et cette définition rejoint parfaitement ce que l'on affirme. Comment pouvons-nous faire des bonnes captures si la caméra n'est pas stabilisée ? Nos captures seront tout simplement inutilisables et donc notre mission ne sera pas accomplie.

Le mémoire est organisé de la manière suivante.

Dans le premier chapitre, nous présenterons la définition d'un drone, les différents types des drones, et une présentation du BR-50 ainsi que sa structure mécanique.

Le deuxième chapitre décrira les différentes cartes utilisées pour la réalisation de notre système de stabilité pour l'image aérienne. Nous présenterons Arduino; la carte Uno et le logiciel de programmation, la centrale inertielle Razor et enfin les moteurs. Nous montrerons les avantages de chaque élément choisis ainsi que ses limites.

Un troisième chapitre est consacré à la réalisation pratique. Nous présenterons dans un premier temps la réalisation du Gimbal, dans un deuxième temps nous appliquerons des perturbations et nous discuterons la réponse du système Gimbal aux perturbations.

Nous aborderons enfin dans la conclusion l'enseignement tiré et les perspectives futures.

I. CHAPITRE 1 : Généralités sur les drones

Dans ce chapitre, nous présenterons dans un premier temps des généralités, définitions et historique sur les drones, les différentes classifications des membres les plus représentatifs de la grande famille drones civils ou militaires. Dans un deuxième temps nous présenterons Le Gimbal qui est défini comme étant un support tournant qui permet à un objet de tourner autour d'un axe unique. Un ensemble de deux cardans, le second étant monté sur le premier avec des axes de pivot orthogonaux, permet à un objet fixé au cardan intérieur de rester immobile (par exemple vertical dans l'animation ci-contre) quel que soit le mouvement de son support

I.1 Définition de drone

Les drones aériens ou UAV (de l'anglais Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilote embarqué et télécommandé qui emporte souvent une charge utile. Capables de mener à bien une mission de façon plus ou moins autonome. Le mot drone est apparu dans la langue française en 1954, il vient de l'anglais signifiant Faux bourdon [1]. Il en existe de toutes les tailles et de toutes les formes. La fonction principale de ces véhicules aériens est d'étendre la vision humaine au-delà de l'horizon naturel, afin d'accomplir des travaux à risques ou dans des environnements hostiles. Les premières applications ont d'ailleurs été mises en œuvre par les militaires pour des missions de surveillance, combat, de transport ou de reconnaissance, sans risque de pertes humaines. Plus récemment, des applications civiles ont fait leur apparition comme la prévention des feux de forêts, l'inspection des ouvrages d'art, la surveillance du trafic autoroutier ou la collecte de données météorologiques. Cependant, l'utilisation des drones civils reste limitée car les drones non militaires ne sont pas encore totalement intégrés dans l'espace aérien civil. En fonction des capacités opérationnelles recherchées, la taille des drones varie sur une échelle allant de quelques centimètres à plusieurs dizaines de mètres, tandis que leur masse fluctue entre quelques grammes pour les plus légers et jusqu'à plusieurs tonnes pour les plus lourds.

I.2 Historique

Le concept naît pendant et après la Première Guerre mondiale, les grands pays aéronautiques (Allemagne, Grande-Bretagne, France et Etats-Unis) se dotent d'avions sans pilotes et télécommandés. Puis l'idée tombe dans l'oubli. Des prototypes d'avions sans pilote radiocommandés ont ainsi vu le jour, avec des tentatives de « torpilles aériennes » télécommandées par télégraphie sans fil et embarquant un gyroscope, mais ce type d'avions n'a jamais été opérationnel sur le terrain. En 1916, au Royaume-Uni, fut conçu l'Aerial Target, un projet d'avion-cible, par l'ingénieur Archibald Low (en). En 1917, aux États-Unis, le projet Hewitt-Sperry automatic airplane des ingénieurs Elmer Ambrose Sperry (en), Lawrence Sperry (en) et Peter Cooper Hewitt (en) se développe.

En France, le 2 juillet 1917 le pilote Max Boucher, fait voler un avion Voisin «sans l'intervention de l'homme» sur 1 km. Au début de l'année 1918, Georges Clemenceau, président de la Commission sénatoriale de l'Armée, lance un projet d'« avions sans pilotes ». Le capitaine Boucher améliore son système de pilotage automatique et le 14 septembre, il fait voler pendant 51 minutes sur un parcours de 100 km un avion Voisin BN3. Le premier drone français stricto sensu a été conçu, réalisé et expérimenté dès 1923 à Étampes par l'ingénieur Maurice Percheron et le capitaine Max Boucher ; mais l'armée française ne trouva pas encore d'intérêt à cette nouvelle technologie.

Le mot « drone » désigne le faux-bourdon. Le nom a été donné par dérision dans les années 1930 au Royaume-Uni à des DH.82 Queen Bee, la version automatisée pour servir d'avions-cibles du De Havilland DH.82 Tiger Moth : leur vol lent et bruyant ressemblait plus à celui du bourdon à la vie éphémère qu'à celui d'une reine abeille (Queen Bee). Le nom est resté et fut repris par l'armée américaine dès 1941. La phase suivante dans les années 1934-1938 fut la construction de prototypes d'avions-cibles autonomes tant au Royaume-Uni qu'aux États-Unis d'Amérique où le Radioplane OQ-2, qui était d'abord un jouet prenant la forme d'avion de taille réduite télé piloté, fut construit à plusieurs exemplaires avant de susciter l'intérêt de l'armée américaine. En 1941, l'US Navy passa commande d'un nouveau modèle baptisé Target Drone Denny 1 (TDD-1), qui fut fabriqué dans une usine à Los Angeles à plus d'un millier d'exemplaires.

L'armée allemande développa à partir de 1938 des recherches sur des vecteurs guidés à distance et prenant la forme de bombes planantes antinavires, de bombes antichar radioguidées et surtout de véhicules à chenilles filoguidés. En 1943 fut par exemple opérationnel le Goliath, d'après le prototype confisqué à Adolphe Kégresse. Les avions sans pilote V1 et le missile V2 allemands de la seconde Guerre mondiale (1939-1945), n'étant ni guidés à distance, ni capables de navigation autonome (à part la chute finale programmée du V1) peuvent-ils être considérés comme des drones ? Plutôt des bombes volantes, mais le V1 à aile droite et pulsoréacteur dorsal a servi de modèle à des avions-cibles (« drone » en anglais). Durant cette guerre, les drones stricto sensu ne sont encore que des expérimentations, bien que le Goliath puisse être commandé à distance par fil.

En 1950, l'armée de l'Air française utilise, comme engins cibles, des avions en fin de vie pilotés par radioguidage. L'armée de Terre demande à la compagnie Nord-

Aviation de construire des engins sans pilotes pour le renseignement photographique. Les drones sont nés. Pendant la guerre du Viet Nam (1959-1975), ils effectuent des dizaines de milliers de missions sans pertes. Leur emploi militaire est généralisé pendant la guerre israélo-arabe du Kippour (1973) [2]. Au cours de celle du Golfe (1991), ils complètent le renseignement d'origine spatiale. De cette expérience, divers types de drones, Predator et Crécérelle notamment, sont déployés au Kosovo (1999) dans des cadres interarmées et interalliés. Ils sont ensuite systématiquement mis en œuvre en Irak, en Afghanistan, dans le cadre de l'opération Atalante contre la piraterie en Somalie et enfin en Libye. En Afrique du Sud, ils sont utilisés depuis 25 ans pour des missions de sécurité intérieure. Au Japon, ils ont trouvé depuis longtemps des applications civiles, comme l'épandage et la surveillance des cultures, et, en 2011, pour la mesure de radioactivité au-dessus de la centrale nucléaire endommagée de Fukushima. La Chine les a employés pour la surveillance des Jeux olympiques de Pékin en 2008 et la Grande-Bretagne a fait de même pour ceux de Londres en 2012. En Russie, ils servent à la recherche des cadavres dans les zones fluviales et aux Etats-Unis pour la surveillance des tempêtes tropicales [3].

I.3 Classification des drones

De caractère récent le développement des drones s'accélère et suscite un intérêt croissant. En effet, les missions qui leur sont dévolues sont très variées. Les drones non armés sont très divers. La classification unique des drones est un exercice impossible à réaliser dans la mesure où chaque pays possède la sienne. De plus, elle peut dépendre de nombreux paramètres comme l'autonomie en vol, l'altitude de vol, la charge utile embarquée, les dimensions, la masse du drone, l'endurance ou la portée[4].

I.3.1. Les drones HALE

Les drones HALE (de l'anglais High Altitude, Long Endurance), ayant une autonomie de plusieurs jours pour certains et évoluant à plus 20 000 mètres d'altitude. La figure I-1 présente les drones RQ-4B Global Hawk, construit par Northrop Grumman, et RQ-170 Sentinel, développé par Lockheed Martin;



(a) RQ-4B Global Hawk



(b) RQ-170 Sentinel

Figure I-1 : Exemples de drones HALE [4]

I.3.2. Les drones MALE

Les drones MALE (de l'anglais Medium Altitude, Long Endurance), ayant une autonomie d'une trentaine d'heures et évoluant entre 5 000 et 15 000 mètres d'altitude. La figure I-2 présente les drones MQ-9 Reaper et MQ-1C Gray Eagle, tous les deux développés par General Atomics;



(a) MQ-9 Reaper



(b) MQ-1C Gray Eagle

Figure I-2 : Exemples de drones MALE[4]

I.3.3. Les drones TUAV

Les drones TUAV (de l'anglais Tactical Unmanned Aerial Vehicles), ayant une autonomie d'une dizaine d'heures et évoluant à moins de 5 000 mètres d'altitude. La figure I-3 présente les drones Hermes 450, construit par Elbit Systems, et RQ-7 Shadow, développé par AAI Corporation;



(a) Hermes 450



(b) RQ-7 Shadow

Figure I-3 : Exemples de drones TUAV[4]

I.3.4. Les drones mini UAV

Les Mini UAV, ayant une autonomie de quelques heures et de dimensions de l'ordre du mètre. La figure I-4 présente les drones Bayraktar, construit par Baykar Makina, et Hovereye, développé par Bertin Technologies;



(a) Bayraktar



(b) Hovereye

Figure I-4 : Exemples de mini drones [4]

I.3.5. Les drones micro UAV

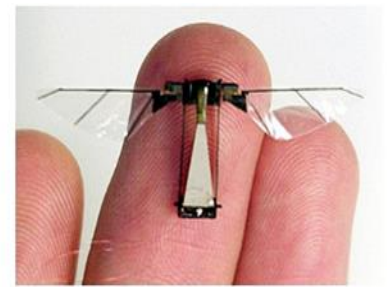
Les Micro UAV, ayant une autonomie d'une trentaine de minutes, une masse inférieure à 500 grammes et pouvant être contenus dans une sphère de 30 centimètres de diamètre. La figure I-5 présente un bref aperçu de ce qui peut être fait en terme de miniaturisation des véhicules aériens, à savoir le drone Wasp, développé par AeroVironment, un drone de la gamme Proxflyer et un drone de type MFI (de l'anglais Micromechanical Flying Insect);



(a) Wasp



(b) Drone Proxflyer



(c) Drone MFI

Figure I-5 : Exemples de micro drones [4]

I.3.6. Les drones hélicoptères

C'est l'architecture à voilure tournante la plus répandue et la mieux maîtrisée. L'hélicoptère est composé d'un rotor principal et d'une poutre à l'arrière du véhicule sur laquelle est monté un rotor anticouple (RAC) de queue. Ce dernier peut être libre ou caréné dans un fenestron pour en augmenter la protection et l'efficacité aérodynamique. Les deux configurations sont visibles sur la figure I-6.



(a) RAC libre



(b) RAC caréné

Figure I-6 : Exemples d'hélicoptères à rotor anticouple de queue [4]

Le retour d'expérience considérable acquis au cours des développements sur les modèles d'hélicoptères grandeur nature a permis de concevoir des drones hélicoptères très rapidement, en anticipant toutes les problématiques répertoriées. D'ailleurs, certains travaux présentent des procédures complètes permettant de construire des drones hélicoptères, depuis la modélisation jusqu'aux essais expérimentaux, en passant par le choix des composants électroniques. Ainsi, de nombreux drones à voilure tournante sont directement inspirés de l'hélicoptère, comme le Camcopter S-100, développé par Schiebel et utilisé par l'armée pour des missions de reconnaissance, ou le RMAX, conçu par Yamaha et utilisé comme moyen d'épandage aérien. Ces deux drones sont visibles à la figure I-7.



(a) RMAX



(b) Camcopter S-100

Figure I-7 : Exemples de drones hélicoptères [4]

I.3.7. Les drones à rotors coaxiaux

Cette configuration est constituée de deux rotors fixés sur le même axe de rotation, mais tournant dans des sens opposés pour annuler les effets de couple. Les hélicoptères à rotors coaxiaux sont donc dépourvus de rotor de queue, les rendant de ce fait plus compacts et par conséquent moins sensibles aux vents transversaux que les hélicoptères classiques. La société russe Kamov, ayant vu les nets avantages de cette configuration de rotors en termes de capacité de levage et de stabilité, s'est spécialisée dans la conception d'hélicoptères à rotors coaxiaux. La figure I-8 montre d'ailleurs deux exemplaires d'hélicoptères issus de leur production.



(a) Ka-27



(b) Ka-50

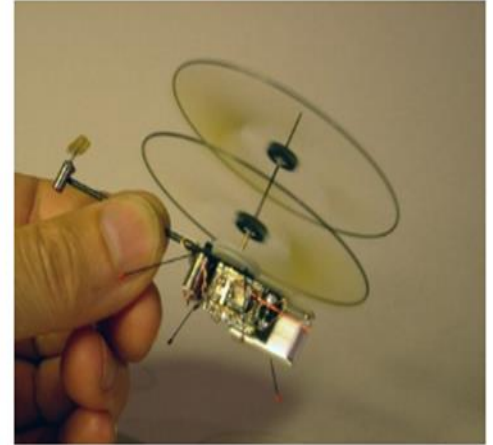
Figure I-8 : Exemples d'hélicoptères à rotors coaxiaux [4]

La stabilité naturelle des architectures à rotors coaxiaux en fait des candidates idéales pour une utilisation dans le monde de l'aéromodélisme. Cet avantage est cependant altéré par une vitesse de déplacement dans le plan horizontal limitée et, en fonction de la taille des engins, à une grande sensibilité au vent. Ces deux éléments contraignent les plus petits des drones à rotors coaxiaux à un usage en intérieur. C'est le cas des drones présentés à la figure I-9, dont l'objectif est d'être les plus petits ou les plus légers possibles tout en gardant certaines performances de vol. Ce qui constitue un défi technique et technologique majeur. Les drones présentés à la figure I-10, quant à eux, sont suffisamment grands et possèdent un système de propulsion

suffisamment puissant pour être utilisés en extérieur. Ainsi, le drone IT180, développé par Infotron, a déjà été utilisé par l'Armée Française en Afghanistan et le Ka-137, conçu par Kamov, est utilisé pour réaliser des mesures biologiques et chimiques dans des zones hostiles à l'Homme.



(a) Dragonfly 53



(b) Drone Proxflyer

Figure I-9 : Exemples de drones à rotors coaxiaux à usage interne [4]



(a) IT180



(b) Ka-137

Figure I-10 : Exemples de drones à rotors coaxiaux à usage externe [4]

I.3.8. Les rotors coaxiaux carénés

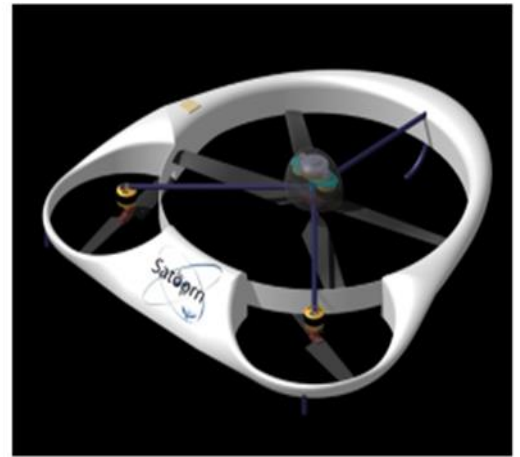
Une alternative intéressante aux rotors coaxiaux consiste à les intégrer dans une carène, les isolant ainsi de l'environnement extérieur. Le véhicule est alors plus résistant aux chocs et quasiment inoffensif pour un opérateur puisque les pales ne sont pas directement accessibles. Cependant, le carénage augmente la masse de la structure, diminuant de ce fait la charge utile pouvant être embarquée. Du point de vue de la qualité de vol, la présence de la carène induit un fort moment cabreur en présence de rafales transverses, ce qui peut déstabiliser le véhicule en vol

stationnaire. Deux architectures mécaniques peuvent être distinguées concernant les drones à rotors coaxiaux carénés.

La première architecture regroupe les appareils à carène courte, c'est-à-dire dont la hauteur est faible par rapport à son diamètre. L'électronique embarquée et la charge utile sont alors réparties dans la carène, autour des rotors. Ainsi certaines architectures, comme celle présentée à la figure I-11(a), ont un rotor secondaire à l'arrière pour assurer le vol de translation, le rotor principal ne servant qu'à la sustentation. Une autre architecture, présentée à la figure I-11(b), comporte deux rotors secondaires permettant au drone de s'incliner et donc de contrôler sa vitesse de translation. Dans tous les cas, le véhicule reste pratiquement à plat lors du vol d'avancement, gardant par conséquent une traînée aérodynamique faible.



(a) Cypher II



(b) Satoorn

Figure I-11 : Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène courte [4]

L'inconvénient de ce type de véhicule reste leur faible tenue aux rafales transverses, pouvant entraîner un fort moment cabreur. Pour en limiter son intensité, il est possible d'ajouter des ailes de stabilisation ou de placer la charge utile en hauteur afin de rehausser le centre de gravité du drone. C'est cette seconde solution qui est le plus souvent employée, comme en atteste la figure I-12. Dans ce cas, les rotors contribuent uniquement à la poussée verticale et à l'orientation en lacet. L'orientation en roulis et en tangage, permettant le vol en translation, est assurée par des déflecteurs placés de façon adéquate dans le flux d'air, sous le drone.



(a) Honeywell



(b) iSTAR



(c) Hovereye

Figure I-12 : Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène longue [4]

I.3.9. Les rotors en tandem

Cette configuration est constituée de deux rotors, généralement de même taille, fixés l'un devant l'autre. Elle est le plus souvent utilisée pour des hélicoptères de grande taille, devant transporter de lourdes charges, car les deux rotors participent à la poussée. La translation et l'orientation de ces appareils sont engendrées en faisant varier l'inclinaison ou la vitesse de rotation des rotors, suivant le comportement souhaité. La figure I-13 présente les hélicoptères à rotors en tandem CH-46 Sea Knight et CH-47 Chinook, développés par Boeing pour le transport de troupes et de matériel.



(a) CH-46 Sea Knight



(b) CH-47 Chinook

Figure I-13 : Exemples d'hélicoptères à rotors en tandem [4]

Cette architecture pourrait être extrêmement intéressante si elle ne possédait pas ces quelques caractéristiques très handicapantes. Le premier défaut vient de la structure imposante du véhicule et de ses rotors, le rendant peu manœuvrable en environnement urbain et sensible aux rafales de vent transverses. Le second inconvénient vient de la transmission entre les deux rotors. Cet organe indispensable est incroyablement complexe car il doit synchroniser la rotation des deux rotors pour qu'ils ne se touchent pas, et cela même en cas de panne d'un des moteurs. Le dernier

élément desservant la configuration à rotors en tandem vient de son aérodynamique. En effet, le rotor situé à l'arrière du véhicule se trouve dans le sillage de celui placé à l'avant et est par conséquent fortement perturbé, réduisant de ce fait son efficacité. Toutefois, l'ampleur de ce problème peut être réduite en augmentant la distance entre les rotors ou en rehaussant l'un des rotors. Toutes ces raisons ont conduit les divers constructeurs aéronautiques à ne pas exploiter la configuration à rotors en tandem pour le développement des drones. Cependant quelques modèles réduits existent, mais seulement pour un usage ludique comme le montre la figure I-14.



Figure I-II-14 : Exemples d'hélicoptères miniatures à rotors en tandem [4]

I.3.10. Les drones à rotors engrenant

Cette configuration est constituée de deux rotors, généralement de même taille, montés sur un axe en forme de V. De cette façon, les rotors, tournant à la même vitesse mais en sens contraire, ne se percutent pas. L'efficacité de cette structure est donc bien meilleure que celle composée de rotors coaxiaux et moins imposante que celle basée sur des rotors en tandem. L'hélicoptère K-MAX, développé par Kaman Aircraft et présenté à la figure I-15,



(a) K-MAX



(b) Rotors du K-MAX

Figure I-15 : Exemple d'hélicoptère à rotors engrenant [4]

Contrairement à ce qui a été avancé dans [5], une version non habitée du K-MAX existe et a déjà effectué plus de 485 sorties, 525 heures de vol et transporté plus

de 725 tonnes de matériel depuis son déploiement en novembre 2011. Il peut tout aussi bien être utilisé pour livrer du matériel dans des zones de combat que pour intervenir dans des situations comportant des risques chimiques, biologiques ou radioactifs. Un modèle réduit opérationnel de l'hélicoptère K-MAX est présenté à la figure I-16.



(a) Vue de profil



(b) Vue de face

Figure I-16 : Exemple d'hélicoptère miniature à rotors engrenants [4]

I.3.11. Les rotors multiples

Les drones à rotors multiples constituent certainement la configuration aéromécanique la plus connue et la plus répandue parmi les véhicules aériens autonomes. Ces appareils sont généralement équipés de quatre rotors, mais il en existe avec six, voire huit rotors comme en atteste la figure I-17. La simplicité mécanique fait de ce type de véhicule une configuration très utilisée pour la réalisation de plateformes expérimentales à coûts réduits.



(a) Quadrotor



(b) Hexarotor



(c) Octorotor

Figure I-17 : Exemples de drones à rotors multiples [4]

Le fonctionnement des drones à rotors multiples est assez particulier. Tout d'abord, afin de compenser le couple de réaction, le sens de rotation des rotors est inversé deux à deux. De plus, les déplacements du véhicule ne se font qu'en manipulant minutieusement les vitesses de rotation des différents rotors. En effet, c'est la différence de portance qui détermine l'inclinaison de l'appareil autour des angles de

roulis et de tangage, permettant alors le vol de translation. De par la très bonne répartition de la portance dans le plan horizontal, les drones à rotors multiples sont particulièrement adaptés aux vols stationnaires et à faibles vitesses. En revanche, cette configuration n'est pas recommandée pour des vols de translation à grandes vitesses, ni pour l'évolution dans des conditions venteuses. De plus, cette configuration de rotors est restreinte aux appareils de petites tailles car l'encombrement des rotors croît avec l'augmentation de la masse du drone.

I.3.12. Les rotors à réaction

L'architecture des drones à rotors à réaction est singulière parmi les véhicules à voilure tournante. En effet dans cette configuration, le rotor principal est mis en rotation par éjection d'air comprimé en bout de pales ou par des propulseurs situés sur le fuselage de l'appareil. C'est cette seconde structure qui est présentée à la figure I-18. Cette technologie est assez prometteuse car, contrairement à un hélicoptère classique, elle ne génère aucun couple de réaction et s'abstient donc de la mise en place d'un dispositif anticouple. L'absence d'articulation au niveau du rotor principal rend difficile les déplacements latéraux de ce type de drones. Ceux-ci sont néanmoins assurés par des impulsions de vitesse de rotation envoyées de façon adéquate aux propulseurs.

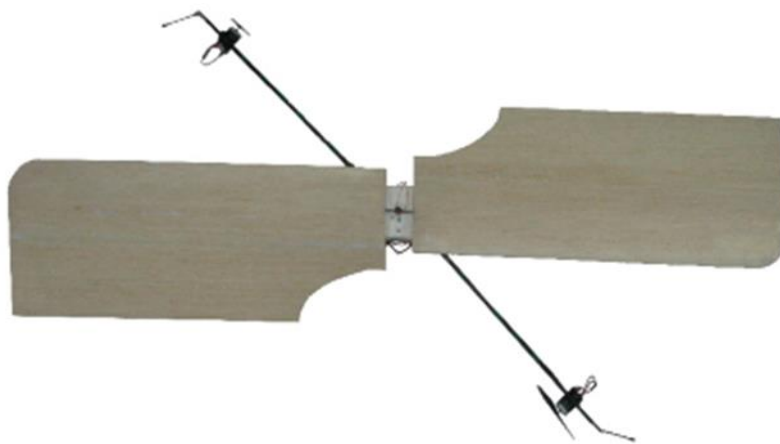


Figure I-18 : Exemple de drone à rotors à réaction [4]

I.3.13. Synthèse

Les différentes architectures aéromécaniques présentées dans cette section sont le reflet de l'évolution du savoir-faire des ingénieurs depuis les débuts des développements concernant les drones à voilure tournante. Ces développements se sont constamment tournés vers la recherche de solutions techniques pour remédier aux problèmes inhérents à l'utilisation d'un rotor. Ces problèmes concernent

l'existence du couple de réaction incitant le véhicule à tourner sur lui-même et la difficulté à combiner le vol stationnaire et le vol de translation, tout en conservant de bonnes performances dans ces deux configurations de vol.

Les développements autour des drones à voilure tournante se poursuivent toujours, principalement vers des objectifs de miniaturisation et d'autonomisation. Les objectifs de miniaturisation tendent à être atteints avec l'essor des drones insectes comme ceux présentés à la figure I-19.



Figure I-19 : Exemples de drones insectes [4]

Les objectifs d'autonomisation, quant à eux, ne peuvent être satisfaits uniquement si le drone est capable de se positionner et de s'orienter seul dans son environnement. C'est cet aspect qui est à présent abordé dans ce manuscrit de thèse, en faisant un tour d'horizon des différents capteurs et outils permettant à un véhicule de se localiser et de se diriger dans un milieu donné.

I.4 Présentation du drone utilisé

Le BR-50 est le fruit d'un projet de conception et de réalisation d'un mini drone qui a été initié en mai 2013 à l'atelier HG CRAFT avec la collaboration de deux étudiants de l'institut d'aéronautique de Blida dans le cadre de la préparation de leur projet de fin d'étude pour l'obtention du diplôme de master en Aéronautique.



Figure I-20 : L'assemblage complet du BR-50 [6].

I.4.1. Caractéristiques du BR-50

- Hauteur maximum d'environ 150 m de son point de départ.
- Vitesse maximale de 22 m/s.
- Vitesse de croisière est de 17.5 m/s.
- Vitesse de flâner est de 13 m/s.
- Vitesse de décrochage 4.77 m/s.
- Vitesse minimale pour la montée est de 14 m/s.
- Endurance plus de 15 min.
- Portée de 3 km.
- Poids moins de 2 kg.

I.4.2. Structure du BR-50

Le Drone BR-50 est un avion fabriquée à partir de mousse de polystyrène extrudé et couverte par le papier kraft.

a) Le fuselage :

Le fuselage est une partie intégrée dans la conception de n'importe quel avion, le fuselage du BR-50 a été suffisamment dimensionné pour pouvoir embarquer le moteur, le réducteur de vitesse, la batterie, les servomoteurs, le système d'imagerie aérienne et d'autres éléments divers. Cependant parce que le fuselage est la plus grande partie qui génère de la traînée dans un aéronef le BR-50 a été conçu avec un fuselage aussi petit et aérodynamique que possible de telle sorte que le fond a été un peu aplati pour réduire le risque de basculement latéraux et endommagement en raison d'atterrissage sur le ventre.

Aussi un orifice d'entrée d'air a été placé sur la face inférieure du nez, avec une sortie à l'écouille arrière pour fournir un refroidissement à la batterie et au régulateur de vitesse.

Le fuselage a un diamètre en coupe transversale de 65mm et d'une longueur de 875 mm comme le montre les figures I-21 et I-22.

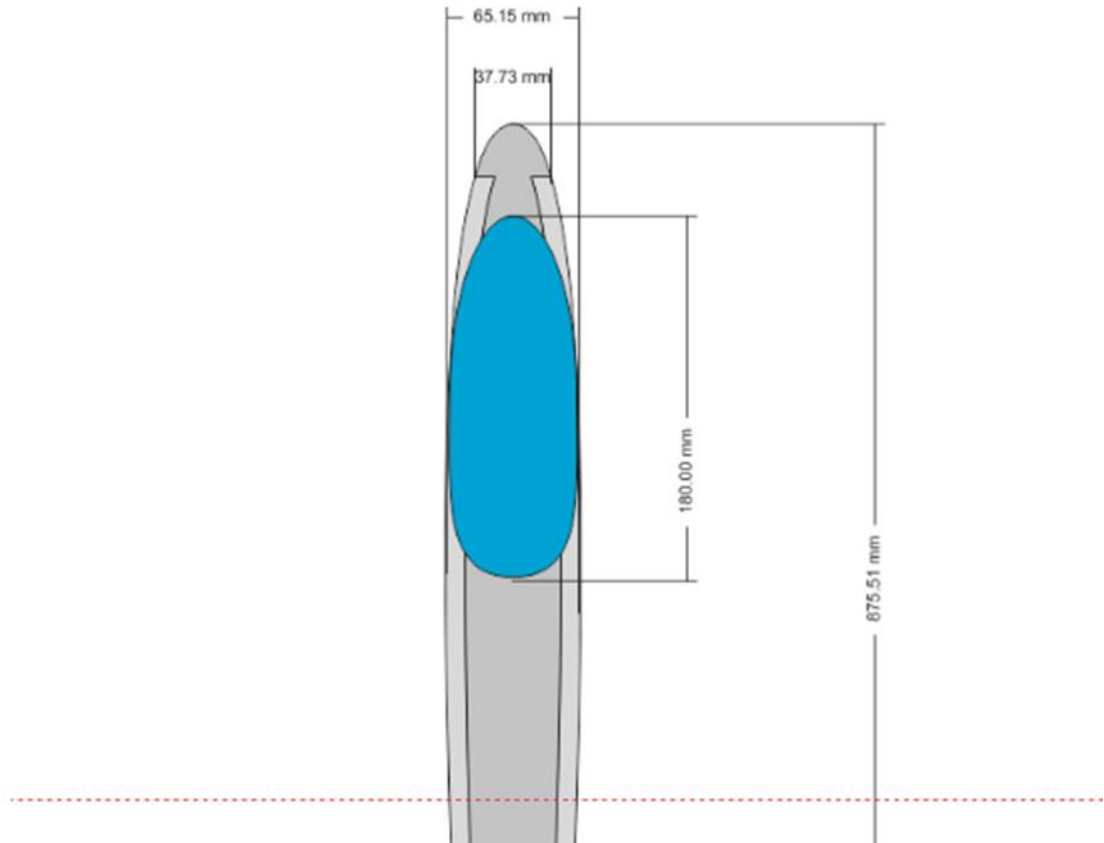


Figure I-21 : La géométrie du nœe [6]

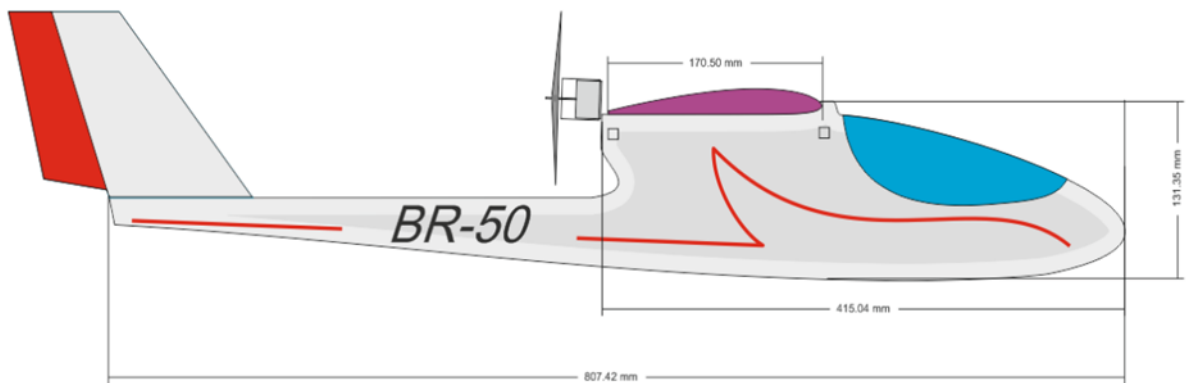


Figure I-22 : La géométrie du fuselage [6]

b) La voilure :

Le BR-50 a été conçu avec une voilure haute et un dièdre de 3.5° , combiné avec le dièdre induit donne un dièdre efficace d'environ 9° afin d'atteindre une grande finesse et un allongement élevé de 8.27 pour réduire la trainée produite par la portance.

L'aile du BR-50 est de forme elliptique de 1.5 m d'envergure, d'une corde à l'emplanture égale à 0.17 m (constante le long de la section) et une corde à l'extrémité égale à 0.15 m, ce qui donne une corde aérodynamique moyenne de 0.165 m et une surface de 0.266 m^2 .

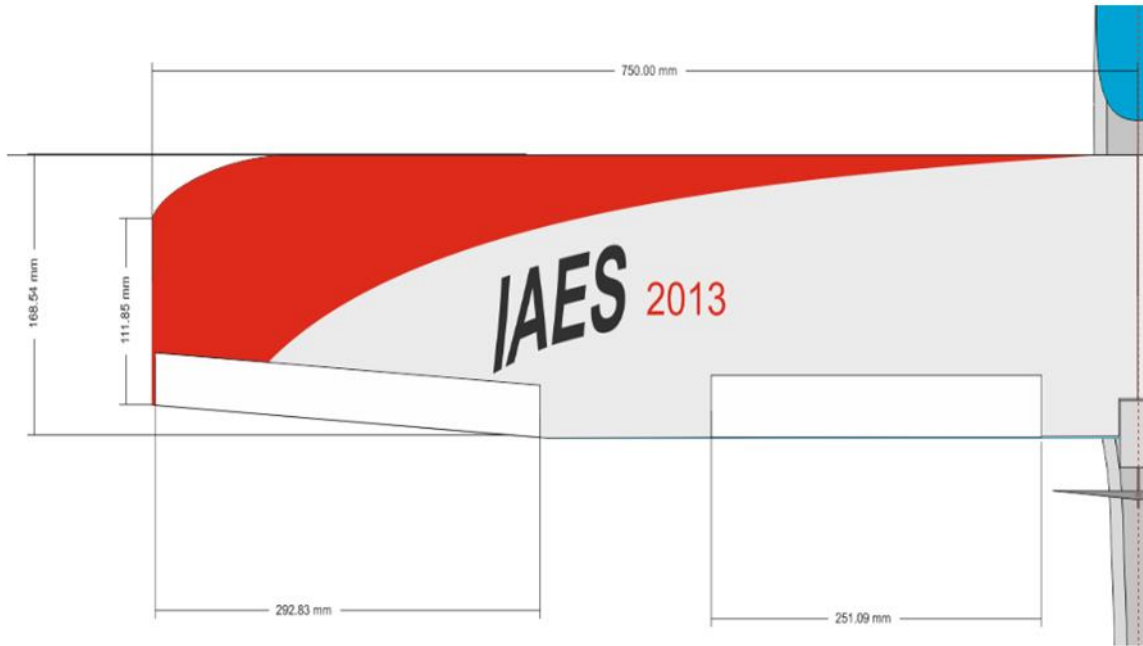


Figure I-23 : Géométrie de l'aile [6]

c) Les empennages

En raison de l'exigence de légèreté pour cet avion le fuselage ne se termine pas jusqu'aux empennages. L'ensemble d'empennage est conçu avec une configuration de queue traditionnelle pour pouvoir être détaché de la rampe.

La configuration des empennages fournit une marge statique d'environ 18 %.

- **Empennage horizontal**

L'empennage horizontal a une corde constante de 100 mm et une portée de 400 mm avec une incidence de 2 °.

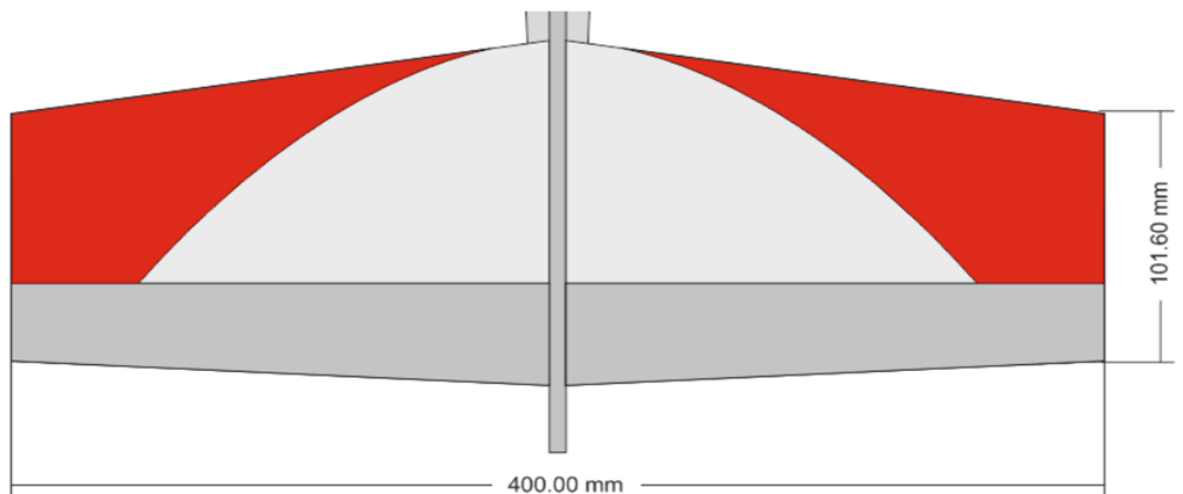


Figure I-24 : La Géométrie de l'empennage horizontal [6]

- **Empennage vertical**

L'empennage vertical est effilé a partir d'une corde à l'emplanture de 165 mm et d'une corde a l'extrémité de 90 mm, d'une hauteur de 124 mm et de flèche distance long en arrière 105 mm.

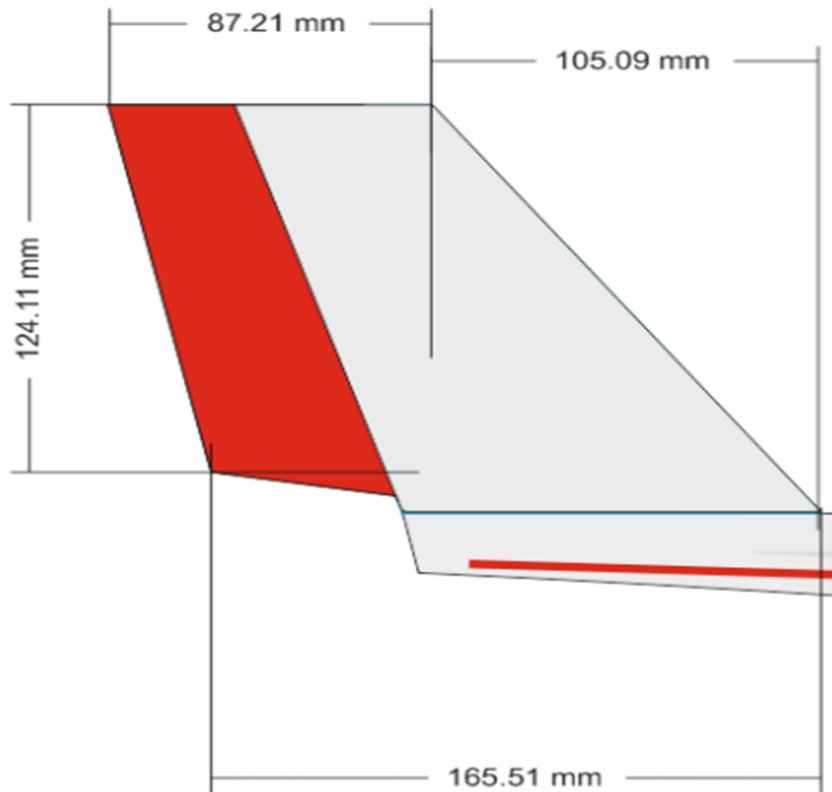


Figure I-25 : La Géométrie de l'empennage horizontal et vertical [6]

d) Les gouvernes

- **Gouverne de profondeur :**

La gouverne de profondeur a une envergure de 200 mm dans le centre de l'empennage horizontal avec 20 % de la longueur de corde pour une bonne maniabilité longitudinal.

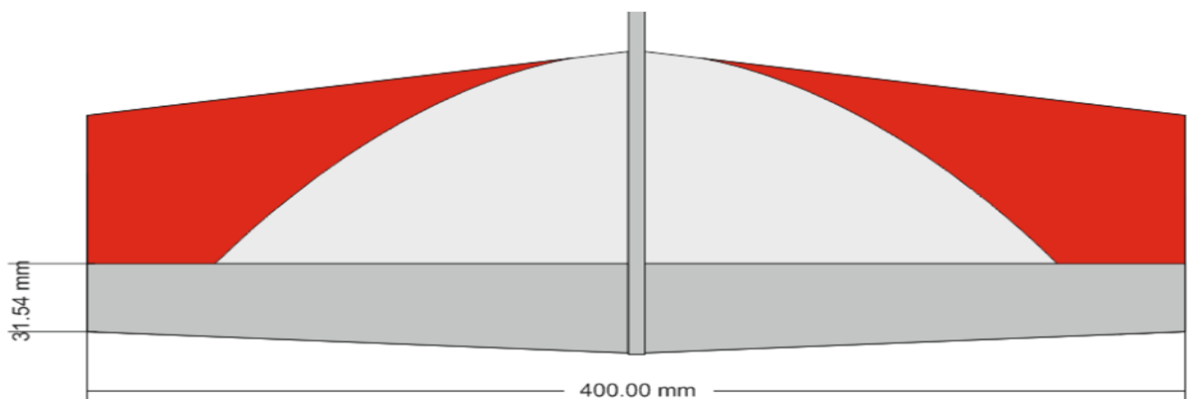


Figure I-26 : Géométrie de la gouverne de profondeur [6]

- **Gouverne de direction**

La gouverne de direction est effilée d'une envergure de 33% de la corde sur toute la hauteur de l'empennage vertical.

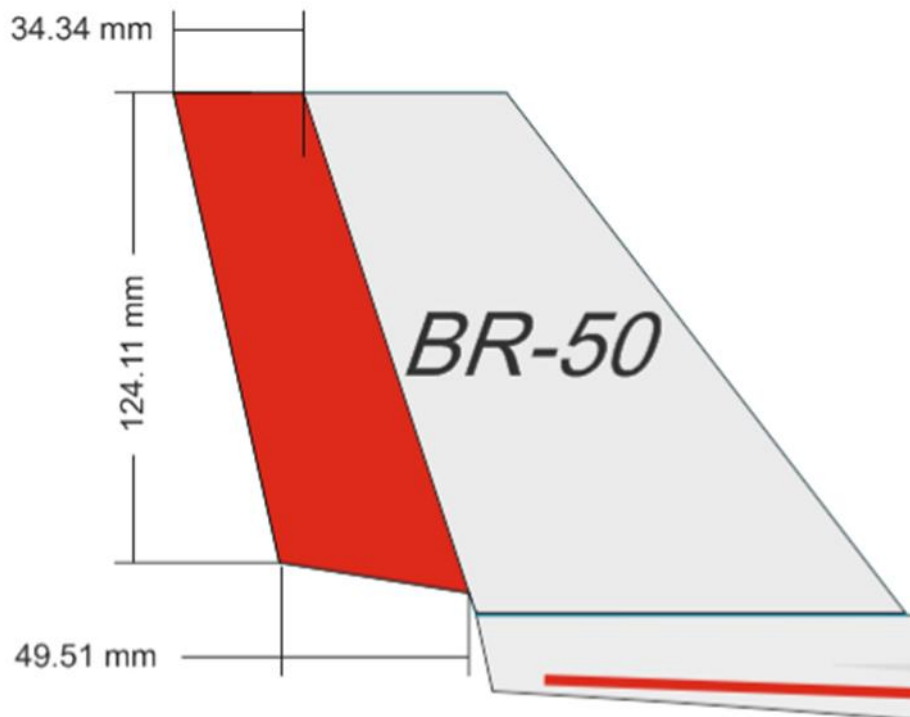


Figure I-27 : Géométrie de gouverne de direction [6]

I.5 Présentation du Gimbal et système de stabilisation

Le Gimbal est une nacelle 2axe qui permet de stabiliser les images de la camera embarqué qui donne une image sans égale, on peut contrôler le « Pitch » autrement dit l'angle d'inclinaison de la caméra et ainsi passé de l'angle 0° à 90° en quelques seconde.

Pour effectuer nos différentes missions, nous avons besoin d'avoir une image la plus stable possible, c'est pour cela qu'aujourd'hui la Technologie à évolué et nous offre des Types de Nacelle « Gyros-Stabilisés » Servo ou Brushless. En d'autres termes, la caméra est fixée à la Nacelles et la carte de stabilisation que nous avons au préalable paramétrer va stabiliser la caméra pour l'horizon (Les compensations qu'effectue la nacelle due aux mouvements du drone et à ces vibrations). La figure suivante montre un exemple de Gimbal pour un Drone multi-rotor



Figure I-I-28 : Exemple d'un Gimbal [7]

Pour stabiliser le Gimbal on a besoin de connaitre à tout instant son orientation dans l'espace. Cela revient à connaitre à tous instant les angles de roulis φ , de tangage θ et de lacet ψ . Dans notre projet seuls les angles de tangage θ et de roulis φ sont nécessaires pour la stabilisation de notre Gimbal. Pour ce qui est de l'angle de lacet ψ , nous considérons que le Gimbal suivra le lacet ψ du drone.

II. CHAPITRE 2 : Instrumentation et commande

Dans le deuxième chapitre nous allons présenter dans un premier temps l'instrumentation en termes de capteurs et actionneurs, ensuite nous présenterons la carte avec laquelle nous allons commander notre instrumentation, c'est à dire la carte de commande.

II.1 Représentation d'attitude et Centrale inertielle

Dans cette section nous rappelons tout d'abord la définition de l'attitude d'un corps rigide dans un espace à trois dimensions ($3D$) et nous donnons différentes paramétrisations de cette attitude. Nous verrons en particulier la représentation qui sera utilisée tout au long de cette étude « les angles de Cardan ». On présente ensuite la centrale d'attitude qui sera utilisée dans ce mémoire. Cette centrale est constituée de trois modalités de mesure, à savoir accéléromètre, magnétomètre et gyromètre. Et nous présenterons le modèle de chacune des mesures de la centrale d'attitude. On donne également des caractéristiques typiques (compte tenu d'une centrale d'attitude disponible dans le commerce)

II.1.1. Représentation de l'attitude

a) Motivation et définition

Tout d'abord, nous définissons ce que l'on entend par attitude (ou orientation) d'un corps rigide dans un espace à trois dimensions ($3D$). Nous donnons en particulier les deux repères qui permettent de mesurer cette orientation du corps rigide. Nous donnons ensuite deux paramétrisations possibles de cette attitude, paramétrisations qui seront utilisées au cours de ce travail.

Quand un objet est dans un espace à trois dimensions, on s'intéresse en général à sa position, ou à sa trajectoire à chaque instant. En pratique, on donne la position de son centre d'inertie G par rapport à un repère fixe de référence noté N . Pourtant, cette position du centre d'inertie G n'est pas suffisante pour décrire pleinement le corps rigide dans l'espace à trois dimensions. L'orientation de cet objet par rapport au repère fixe N constitue un paramètre important. Par exemple, la connaissance de la position du centre de gravité d'un véhicule est insuffisante pour contrôler sa trajectoire; il faut également connaître son orientation.

C'est pourquoi il est nécessaire de définir l'orientation du repère $B(X_b, Y_b, Z_b)$ attaché au centre de gravité du corps rigide par rapport au repère de référence fixe $N(X_n, Y_n, Z_n)$ (voir figure II.1). Un repère de référence classiquement utilisé est le repère inertiel Nord- Est-Bas, noté NED (*North – East – Down*). Il est défini à partir d'un plan tangent à la surface de la terre. Dans ce cas, les vecteurs unitaires (X_n, Y_n, Z_n) coïncident respectivement avec les directions Nord, Est et la pesanteur. Il sera utilisé dans ce document.

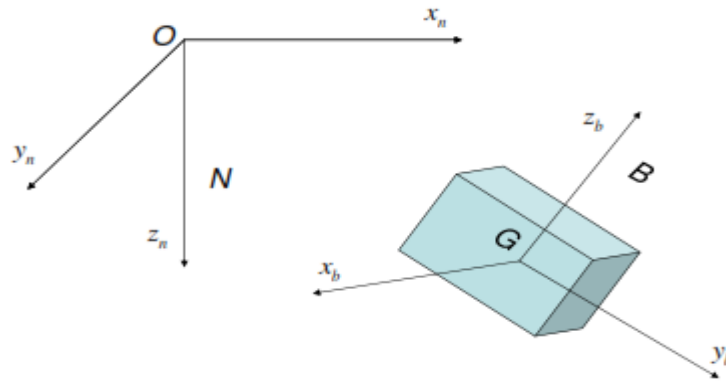


Figure II-1 Repères inertiel N et repère mobile B

Définition 1. L'attitude (ou orientation) d'un corps rigide dans un espace à trois dimensions est caractérisée par les directions des axes du repère B attaché au corps rigide en son centre de gravité, par rapport à un repère fixe N de référence. Les axes du repère B coïncident généralement avec les axes principaux d'inertie du corps rigide.

Dans la représentation de Cardan, il s'agit de déterminer les rotations d'avant en arrière (tangage), de gauche à droite (roulis) et autour d'un axe vertical (lacet) du corps rigide considéré.

b) Représentation de l'attitude

L'attitude d'un corps rigide dans l'espace peut être représentée avec différentes paramétrisations, chacune ayant ses avantages et inconvénients. En conséquence, il est nécessaire, compte tenu de l'application traitée, de choisir une représentation adéquate de l'attitude. Le lecteur est invité à se reporter à l'article [8] qui donne une vue d'ensemble de ces représentations. On résume ci-dessous les principales représentations d'attitude, qui seront utilisées dans le cadre de notre travail: les angles de Cardan.

Soient \vec{b} et \vec{r} les coordonnées d'un vecteur \vec{x} exprimé dans B et N respectivement. Le vecteur \vec{b} peut-être écrit en termes du vecteur \vec{r} en utilisant la matrice de rotation C . Soit $\vec{e} = [e_1 \ e_2 \ e_3]^T$ un vecteur unitaire colinéaire à l'axe de rotation L autour duquel B est tourné d'un angle β afin de coïncider avec N . En conséquence, \vec{b} est obtenu par :

$$\vec{b} = \cos \beta \vec{r} + (1 - \cos \beta) \vec{e} \vec{e}^T \vec{r} - \sin \beta \vec{e} \times \vec{r} \quad (\text{II.1})$$

L'équation (1.1) permet de rappeler la définition suivante.

Définition 2. (Rotation simple [9]). Le mouvement d'un système de coordonnées B par rapport à un système de coordonnées N est appelé rotation simple

de B à N s'il existe une droite L, appelée axe de rotation, dont l'orientation par rapport à B et N reste inchangée entre le début et la fin du mouvement.

En représentation matricielle, les coordonnées des vecteurs \vec{b} et \vec{r} sont liées par :

$$\vec{b} = C \cdot \vec{r} \quad (II.2)$$

où la matrice C est un opérateur qui prend un vecteur fixe \vec{r} exprimé dans N et l'exprime dans B. De l'équation (1.1), on déduit que :

$$C = \cos\beta I_3 + (1 - \cos\beta) \vec{e} \vec{e}^T - \sin\beta [\vec{e}^\times] \quad (II.3)$$

où I_3 représente la matrice identité de dimension 3×3 et $[\vec{e}^\times]$ représente un tenseur anti-symétrique associé au vecteur $\vec{\xi} = (\xi_1 \ \xi_2 \ \xi_3)^T$, donné par :

$$[\vec{\xi}^\times] = \begin{pmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \\ \xi_3 \end{pmatrix}^T = \begin{pmatrix} 0 & \xi_3 & -\xi_2 \\ -\xi_3 & 0 & \xi_1 \\ \xi_2 & -\xi_1 & 0 \end{pmatrix} \quad (II.4)$$

La matrice $C \in R^{3 \times 3}$ transforme complètement l'orientation du repère mobile B par rapport au repère inertiel N et elle permet de faire la transformation de coordonnées d'un vecteur d'un système de coordonnées à l'autre. Cette matrice est appelée matrice de cosinus directeurs, matrice de rotation, matrice de passage ou encore matrice d'attitude.

c) Propriétés de la matrice de rotation

La matrice de rotation C n'est pas quelconque, elle appartient au sous-espace des matrices orthogonales de dimension trois, dénoté $S0(3)$. Elle est définie par :

$$S0(3) = \{C \mid C \in R^{3 \times 3}, C^T C = I_3, \det(C) = 1\} \quad (II.5)$$

Chaque élément c_{ij} est un cosinus directeur, tel que :

$$C = \begin{pmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{pmatrix} \quad (II.6)$$

Notons :

$$c_1 = \begin{pmatrix} c_{11} \\ c_{21} \\ c_{31} \end{pmatrix}, \quad c_2 = \begin{pmatrix} c_{12} \\ c_{22} \\ c_{32} \end{pmatrix}, \quad c_3 = \begin{pmatrix} c_{13} \\ c_{23} \\ c_{33} \end{pmatrix} \quad (II.7)$$

On a donc

$$C = (c_1 \ c_2 \ c_3) \quad (II.8)$$

où

$$c_i^T c_i = 1 \text{ et } c_i^T c_j = 0 \ \forall i \neq j \quad (II.9)$$

d) Vitesse de rotation

Si le repère B tourne par rapport au repère N avec une vitesse angulaire $\vec{\omega} = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ mesurée dans B , la matrice C sera fonction du temps $C(t)$. La relation entre l'attitude du corps et la vitesse angulaire $\vec{\omega}$ est exprimée par :

$$C(t) = [\vec{\omega}^\times] \cdot C(t) \tag{II.10}$$

L'équation précédente est connue sous le nom d' « équation cinématique »; elle est par exemple utilisée dans les systèmes de navigation.

e) Angles de Cadran

L'orientation d'un corps rigide dans un espace à trois dimensions peut être caractérisée par trois angles qui permettent de passer du repère de référence N au repère du corps rigide B . Le passage de N à B est réalisé via trois rotations successives R_1, R_2, R_3 d'angles φ, θ, ψ respectivement, autour de trois axes \vec{n}_1, \vec{n}_2 et \vec{n}_3 respectivement. [8] montre qu'il existe 12 combinaisons possibles de ces axes de rotation. Par exemple, la plus connue est la suite de rotations $3 \ -1 \ -3$ qui correspond aux angles classiques d'Euler : on part du repère $(Ox_0y_0z_0)$, on tourne autour de l'axe Oz_0 (le troisième axe du repère $(Ox_0y_0z_0)$) d'un angle φ et on obtient $(Ouvz_0)$; on tourne ensuite autour de Ou (le premier axe du repère $Ouvz_0$) d'un angle θ et on trouve le repère $(Ouv'Z)$; enfin on applique une rotation d'angle ψ d'axe OZ (le troisième axe du repère $(Ouv'Z)$) qui amène le repère $(Ouv'Z)$ en $(OXYZ)$. [8] définit 6 jeux de rotation "symétriques" (par exemple $1 \ -2 \ -1, 3 \ -1 \ -3$, etc.) et 6 jeux antisymétriques (par exemple $3 \ -2 \ -2, 3 \ -2 \ -1$, etc.) Ces derniers constituent l'ensemble des jeux de type "Cardan", le plus classique étant celui correspondant à $3 \ -2 \ -1$.

Dans notre travail, nous utiliserons les angles de Cardan $3 \ -2 \ -1$, le passage d'un repère à l'autre s'effectuant en trois étapes (cf. figures II-2, II-3 et II-4) :

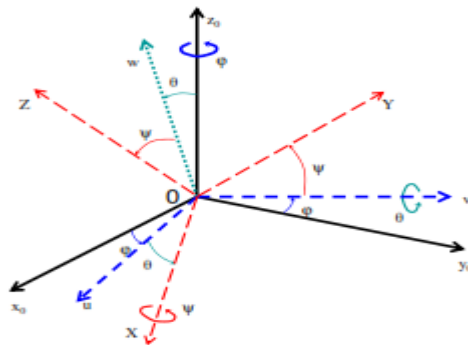


Figure II-2 Angles d'Euler d'après [10] (angles de Cardan)

- la rotation φ , autour de l'axe Oz_0 , transforme $(Ox_0y_0z_0)$ en $(Ouvz_0)$.
- la rotation θ , autour de l'axe Ov , fait passer $(Ouvz_0)$ en $(OXvw)$.
- la rotation ψ , autour de l'axe OX , transforme $(OXvw)$ en $(OXYZ)$. Ce dernier repère est lié au corps rigide.

Les angles satisfont les conditions suivantes :

$$\begin{cases} -\pi/2 \leq \varphi \leq \pi/2 \text{ (roulis)} \\ -\pi \leq \theta \leq \pi \text{ (tangage)} \\ -\pi \leq \psi \leq \pi \text{ (lacet)} \end{cases} \quad (II.11)$$

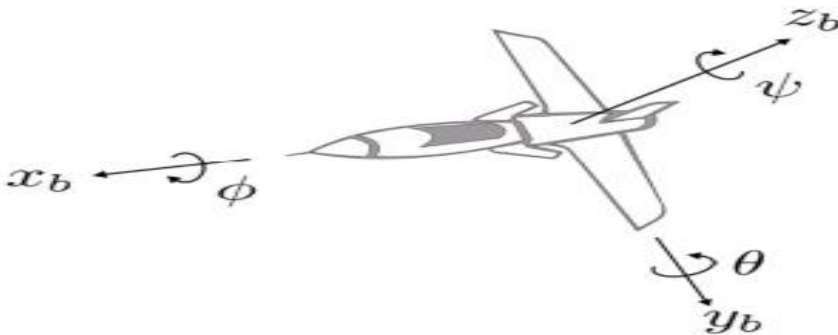


Figure II-3 Angles de Cardan, d'après [11]

Le passage des coordonnées d'un vecteur \vec{r} exprimé dans le repère $(Ox_0y_0z_0)$ à \vec{b} exprimé dans $(OXYZ)$ s'effectue via le produit de trois matrices de rotation :

$$c = c_{X,\theta} * c_{v,\varphi} * c_{Z_0,\psi}$$

$$c = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\psi & \sin\psi \\ 0 & -\sin\psi & \cos\psi \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos\varphi & \sin\varphi & 0 \\ -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (II.12)$$

$X_0 \xrightarrow{\psi} u \xrightarrow{\theta} X \xrightarrow{\varphi} X$
 $Y_0 \xrightarrow{\psi} v \xrightarrow{\theta} v \xrightarrow{\varphi} Y$
 $Z_0 \xrightarrow{\psi} Z_0 \xrightarrow{\theta} w \xrightarrow{\varphi} Z$

Figure II-4 Composition des trois rotations (angles de Cardan)

Ce qui donne

$$c = \begin{pmatrix} \cos\varphi\cos\theta & \sin\varphi\cos\theta & -\sin\theta \\ -\sin\varphi\cos\psi + \cos\varphi\sin\theta\sin\psi & \cos\varphi\cos\psi + \sin\varphi\sin\theta\sin\psi & \cos\theta\sin\psi \\ \sin\varphi\sin\psi + \cos\varphi\sin\theta\cos\psi & \sin\varphi\sin\theta\cos\psi - \cos\varphi\sin\psi & \cos\theta\cos\psi \end{pmatrix} \quad (II.13)$$

Le problème de cette représentation est l'existence de singularités : une même attitude dans l'espace peut être obtenue pour certains cas par une infinité de composition de rotations. Si l'angle $\theta = \pm\pi/2$, le repère de la troisième rotation est identique à celui de la première rotation. On est alors en présence de ce qui est appelé

dans la littérature le Gimbal lock. De plus, cette singularité géométrique apparaît dans l'équation cinématique associée :

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \tan\theta\sin\varphi & \tan\theta\cos\varphi \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \frac{\sin\varphi}{\cos\theta} & \frac{\cos\varphi}{\cos\theta} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} \quad (II.14)$$

où $\vec{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ est la vitesse angulaire du corps rigide mesurée dans le système de coordonnées B , par rapport au système de coordonnées N .

Cette singularité peut être évitée si la plage d'orientation du corps rigide dans l'espace est limitée. Par conséquent, cette représentation peut être utilisée pour des applications pour lesquelles compte tenu des contraintes physiques, le phénomène de "Gimbal lock" n'est pas rencontré (par exemple, commande de certains robots manipulateurs ou aéronautique).

II.1.2. Les centrales inertielles et leurs mesures

Les centrales inertielles, ou IMU (de l'anglais Inertial Measurement Unit), sont des systèmes de navigation composés de trois accéléromètres et de trois gyroscopes permettant de mesurer l'accélération non gravitationnelle d'un véhicule ainsi que sa vitesse de rotation. Par intégration de ces mesures, ces instruments sont théoriquement capables de déterminer la vitesse linéaire, la position et l'orientation d'un mobile, relativement à une situation initiale. La plupart des véhicules terrestres, marins et aériens en sont donc équipés en complément du système de positionnement par satellites. Deux architectures de centrales inertielles existent dans la littérature : les centrales à plateforme stabilisée, ou INS (de l'anglais Inertial Navigation System), et les centrales à plateforme liée, ou IRS (de l'anglais Inertial Reference System). Dans les centrales à plateforme stabilisée, les accéléromètres sont asservis en position par les gyroscopes, ce qui permet de les maintenir alignés avec les axes orthogonaux de l'espace. En revanche, dans les centrales à plateforme liée, les accéléromètres sont fixes par rapport au véhicule, les informations obtenues avec les gyroscopes permettent alors d'effectuer un changement de repères [12].

a) Technologie des capteurs utilisé (MEMS)

Les types de capteurs que nous utiliserons dépendront de l'application visée, en particulier, du caractère "quasi-statique" du mouvement, notion que nous définirons ci-après. Un estimateur d'attitude ou un observateur d'attitude est utilisé pour agréger l'information fournie par ces différentes modalités de mesure. Dans notre étude, une IMU est un capteur qui contient un triaxe de gyromètres, un triaxe d'accéléromètres et

un triaxe de magnétomètres. Grâce à l'intégration des composants sur silicium, ces capteurs peuvent être intégrés dans un même composant électronique; on a alors un capteur MEMS (Micro-Electro-Mechanical System).

b) Définition d'un MEMS

La définition académique classique d'un MEMS regroupe trois composantes. Il faut que les dimensions des éléments mécaniques principaux se situent entre 1 *mm* et 1 μm . Il est nécessaire que les parties mécaniques et électroniques soient regroupées dans un même packaging, même si ce sont deux dies distincts (méthode hybride). Dans certains cas, les fondeurs regroupent aussi les deux composants sur un même die (méthode dite monolithique). Enfin, ils doivent être produits en utilisant les méthodes de fabrication typiquement utilisées pour les circuits intégrés des puces électroniques, tels que la photolithographie [13].

c) Caractéristiques d'un MEMS

Un MicroElectroMechanical System [14] exploite une technologie très fine. En effet, les MEMS sont formés de composants dont la taille est comprise entre 1 et 100 micromètres, pour former des objets dont les dimensions se situent entre 10 micromètre et 1 millimètre. En général, ils sont formés d'un microprocesseur qui traite les données et d'une multitude de micro capteurs pour les recueillir. L'étude de leur fonctionnement est assez complexe, dans la mesure où, à cette échelle, tout n'obéit pas aux lois de la physique classique.

d) Application des MEMS

Les MEMS servent essentiellement à faire des capteurs. Voici quelques applications pratiques de la technologie MEMS :

- Têtes d'impression des imprimantes jet d'encre.
- Accéléromètre.
- Gyroscopes.
- Magnétomètre.
- Capteurs de pression.
- Pilotage de micro miroirs sur vidéoprojecteur.
- Commutation optique pour les télécommunications.
- Biocapteur, chémorécepteurs.

Dans la suite de ce document, nous nous intéresserons plus en profondeur aux accéléromètres et gyroscopes, qui nous sont tout particulièrement utiles dans notre domaine d'étude.

e) Accéléromètre

Un accéléromètre [15] est un capteur qui, fixé sur un mobile, permet de mesurer l'accélération de ce dernier. Dans son principe physique, un accéléromètre peut être vu comme une masse M attachée à un ressort qui est lui-même attaché à un repère fixe (voir la figure II.5).

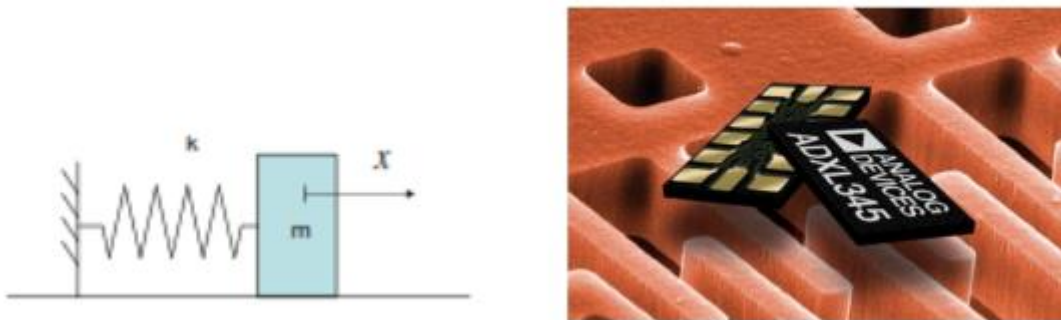


Figure II-5- (gauche) Principe de l'accéléromètre, (droite) Exemple d'accéléromètre en technologie MEMS ADXL345 implanté dans la centrale d'attitude Razor [16]

Le principe de tout accéléromètre est le suivant : on a $F = m.a$ où F est la force, M la masse d'épreuve et \vec{a} l'accélération. D'après la loi fondamentale de la dynamique, nous avons $F = ma = -kx$. Donc, en observant le déplacement x , il est possible d'en déduire l'accélération $a = \frac{-kx}{m}$. Donc une mesure de l'accélération consiste en réalité à mesurer le déplacement de la masse sismique attachée au ressort.

Remarque 1. \vec{a} est un vecteur colinéaire à l'axis de coordonnées Ox . Il faut donc utiliser un accéléromètre tri-axes pour un mouvement dans un espace à trois dimensions. Dans ce cas, le capteur est également sensible au champ de gravité \vec{g} .

Les principaux paramètres d'un accéléromètre sont l'étendue de mesure généralement donnée en g (où g est l'accélération de la pesanteur au niveau de la mer pour une latitude de 45° , $g = 9.80665m/s^2$), la bande passante (Hz), la sensibilité (mV/g), la gamme de température d'utilisation ($^\circ C$), la précision, la masse du capteur, le nombre d'axes (1 à 3 axes), la construction mécanique, l'électronique intégrée. La principale raison de bruit existant dans la mesure fournie par un accéléromètre est due

au mouvement Brownien. Le bruit résultant TNEA (Total Noise Equivalent Accélération) est donné en $m/s^2/\sqrt{Hz}$.

Différents accéléromètres intégrés sont disponibles sur le marché. Leurs caractéristiques dépendent de leur technologie et de leur procédé de fabrication. Différents types de transducteurs peuvent être utilisés pour la construction des accéléromètres. Les plus utilisés sont à détection piézoélectrique, à détection capacitive, à jauge de contrainte/extensométrie, à poutre vibrante, à ondes de surface et à détection optique [17]. Les caractéristiques de l'accéléromètre intégré dans la centrale inertielle 9 DOF Razor IMU de chez Sparkfun et qui sera utilisé dans notre étude sont résumés dans le tableau II.1.

Paramètres	Caractéristiques
Etendue de mesure	$\pm 16g$
Bande passante	6.25 _ 3200 Hz
Output résolution	13 bits
Température de fonctionnement	-40 _ + 85 °c
Bruit (X et Y)	< 1.0LSB rms
Bruit (Z)	< 1.5 LSB rms

Tableau II-1 Caractéristiques de l'accéléromètre triaxe ADXL345 implanté dans la centrale d'attitude Razor de Sprakfun [16]

Modèle de mesure de l'accéléromètre. Le signal de sortie d'un accéléromètre est modélisé par :

$$b_A = (\vec{a} - \vec{g}) + \vec{\eta}_A \tag{II.15}$$

où \vec{g} est le champ de gravité, \vec{a} est l'accélération propre et $\vec{\eta}_A$ est le bruit de mesure. Si les trois accéléromètres sont montés en triaxe orthogonal avec leurs axes sensibles qui coïncident avec les principaux axes d'inertie du solide, le vecteur de mesure de l'accéléromètre triaxe est donné par :

$$\vec{b}_A = C \cdot \vec{r}_A + \vec{\eta}_A \tag{II.16}$$

où $\vec{r}_A = (\vec{a} - \vec{g})$, $\vec{g} = [0 \ 0 \ g]^T$ et $\vec{a} \in R^3$ représentent respectivement les vecteurs de gravité et d'accélération propre du corps, donnés dans le système de coordonnées inertiel N . $\vec{\eta}_A \in R^3$ est le vecteur de bruits de mesure, supposés indépendants, blancs et gaussiens, à moyenne nulle. La matrice C est la matrice de rotation associée aux angles de Cardan.

Remarque 2. Si l'accélération propre \vec{a} est faible par rapport à la gravité, $\|\vec{a}\| \ll \|\vec{g}\|$, les mesures des accéléromètres donnent une projection du vecteur de gravité dans le repère attaché au corps rigide B . En conséquence,

$$\vec{r}_A \approx \vec{g} \text{ et } b_A = -C \cdot \vec{g} + \vec{\eta}_A \quad (\text{II.16})$$

Notons qu'en pratique $\vec{\eta}_A$ contient la somme du vecteur des bruits de mesure et des perturbations induites par des vibrations ou des accélérations parasites. Le vecteur $\vec{\eta}_A$ ne peut plus alors être considéré comme un vecteur de bruits blancs et gaussiens.

Remarque 3. On normalise habituellement le vecteur de gravité par g , et on obtient $\vec{g} = [0 \ 0 \ g]^T / \|\vec{g}\| = [0 \ 0 \ 1]^T$. Les mesures fournies par les accéléromètres seront données en g .

Remarque 4. Pour simplifier l'équation (II.16), le signe négatif de cette équation est transformé dans les composantes de vecteur b_A (les accéléromètres).

f) Gyromètre

Un gyromètre est un capteur qui permet d'effectuer une mesure de la vitesse angulaire. Les phénomènes physiques utilisés pour réaliser ce type de capteurs sont essentiellement les propriétés inertielles de la matière [18]. Notons qu'en français, on distingue le gyroscope qui donne une information sur la position angulaire et le gyromètre. Les gyromètres utilisent généralement plusieurs éléments vibrants qui produisent des signaux sinusoïdaux identiques et d'amplitude constante lorsque le capteur est au repos. Lorsque celui-ci est soumis à un mouvement de rotation, les forces de Coriolis induisent une variation de l'amplitude de ces signaux. Les principales caractéristiques d'un gyromètre sont la résolution, le biais, la sortie à vitesse nulle ZRO (Zero-Rate Output) et le facteur d'échelle.

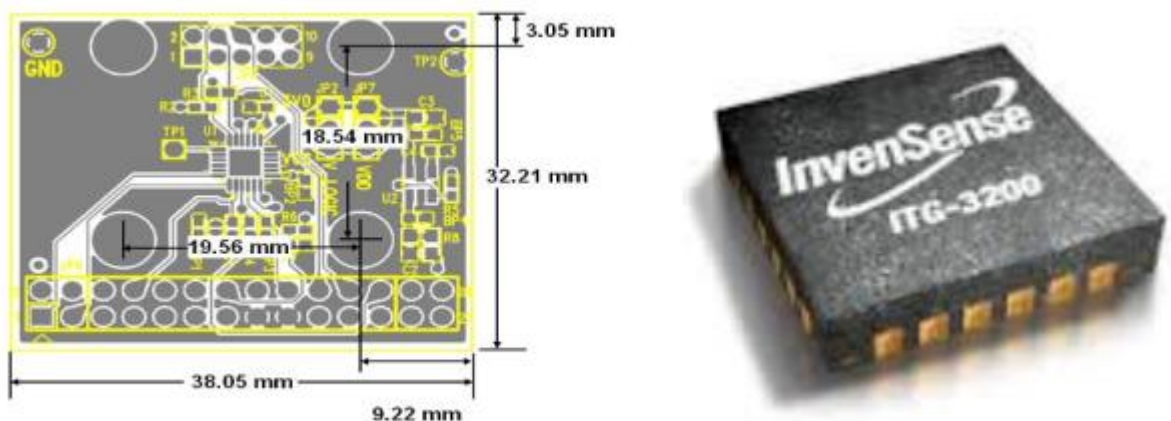


Figure II-6 (gauche) Dimension du ITG-3200, (droite) Exemple du gyromètre en technologie MEMS ITG-3200 implanté dans la centrale d'attitude Razor [19]

Le tableau 2.2 donne les caractéristiques des gyromètres ITG-3200 utilisés dans la centrale inertielle Razor IMU de chez Sparkfun qui sera utilisée lors de nos expérimentations.

Paramètres	caractéristiques
Etendue de mesure	$\pm 2,000^\circ/sec$
Bande passante	400 kHz
Output résolution	16 bits
Alimentation	2.1v _ 3.6v

Tableau II-2 Caractéristiques du gyromètre implanté dans la centrale d'attitude Razor de Sparkfun [19]

Modèle de mesure du gyromètre Le signal de sortie du gyromètre est modélisé par la somme de trois grandeurs:

$$\omega_G = \omega + \nu + \eta_G \tag{II.17}$$

où ω est la vitesse réelle de rotation, ν est une fonction lentement variable dans le temps (biais lentement variable) et η_G est un bruit blanc.

La dynamique du biais ν est traditionnellement modélisée par un processus de Gauss- Markov [26] décrit par :

$$\dot{\nu} = -\frac{1}{T} \nu + \eta_\nu \tag{II.18}$$

Si trois gyromètres sont montés en triaxe orthogonal dans un solide, tels que leurs axes sensibles coïncidents avec les axes principaux d'inertie du solide, la sortie des gyromètres et l'évolution du biais deviennent :

$$\vec{\omega}_G = \vec{\omega} + \vec{\nu} + \vec{\eta}_G \tag{II.19}$$

$$\dot{\vec{\nu}} = -T^{-1} \vec{\nu} + \vec{\eta}_\nu \tag{II.20}$$

où les composantes des vecteur $\vec{\eta}_G$ et $\vec{\eta}_\nu \in R^3$ sont supposées être des bruits blancs gaussiens et $T = \tau I_3$ est une matrice diagonale de constantes de temps. En intégrant l'équation cinématique (II.19) à partir d'une condition initiale, il est possible d'obtenir la variation de l'attitude au cours du temps. Si les sorties des gyromètres sont entachées de biais, celui-ci doit être estimé afin de limiter la dérive de l'angle obtenu par intégration.

Remarque5. Notons que pour les capteurs récents et pour une utilisation de quelques heures en continu, la dérive $\vec{\nu}$ peut être négligée.

g) Magnétomètre

Parmi les instruments de navigation qui permettent de s'orienter par rapport à un système de référence absolu, nous trouvons le compas magnétique. Cet instrument utilise le champ magnétique terrestre comme référence. En conséquence, il permet de

suivre le cap [20]. Le champ magnétique terrestre trouve son origine au centre de la terre où les atomes du magma portés à haute température (5000°C) sont "dépouillés" d'une partie de leurs électrons et sont donc ionisés. A la surface de la terre, le champ magnétique varie d'un lieu à l'autre. Cette variation est à l'origine des mouvements de l'aiguille de la boussole lorsque l'on se déplace. Le Champ Géomagnétique International de Référence (IGRF) et le Modèle Magnétique Mondial (WMM) sont les deux modèles les plus utilisés pour modéliser le champ magnétique, notamment pour la navigation. Ils donnent le champ magnétique en un lieu donné, et ce champ peut être considéré constant dans cette zone. Les composantes du champ magnétique terrestre (voir la figure II.7 (gauche)) sont :

\vec{B}_h , la composante horizontale du champ magnétique.

\vec{B}_z , la composante verticale du champ magnétique. Par convention, \vec{B} est positif vers le bas.

Le champ magnétique \vec{B}_M est la résultante. Sa norme représente l'intensité totale du champ magnétique. La composante horizontale \vec{B}_h s'annule aux pôles magnétiques. L'angle I formé par \vec{B}_M et le plan horizontal est appelé l'inclinaison magnétique. Cet angle augmente lorsqu'on se rapproche des pôles. L'angle D entre la direction du pôle nord géographique et du pôle nord magnétique est appelé déclinaison. Dans ce document, le champ magnétique est modélisé par le vecteur $\vec{r}_M = [T_{M_x} \ 0 \ T_{M_z}]^T$ dans le repère NED (voir la figure II.7 (droite)). La variation d'orientation du champ magnétique terrestre dans un système de coordonnées mobile peut être déterminée à partir de l'évolution des trois composantes cartésiennes du champ dans ce système de coordonnées.



Figure II-7 (gauche) Champ magnétique terrestre, (droite) Champ magnétique dans le repère NED

Il existe plusieurs méthodes de mesure des champs magnétiques et différents types de capteurs magnétiques ont été développés. En pratique, les capteurs à effets magnéto résistifs répondent au cahier des charges des applications embarquées en raison de leur performance, de leur faible coût, de leur petite taille et leur facilité de mise en œuvre. Le tableau II.3 résume les caractéristiques du magnétomètre HMC5883L implanté dans la centrale d'attitude Razor de chez Sparkfun [21] et qui sera utilisée dans ce rapport.

Paramètres	Caractéristiques
Etendue de mesure	$\pm 8 Gauss$
Bande passante	75 _ 160Hz
Température de fonctionnement	-30 _ + 85 °c
Période de mesure	6 ms
Sensitivité (Gain)	23 _ 1370 LSb/gauss

Tableau II-3 - Caractéristiques du magnétomètre HMC5883L implanté dans la centrale d'attitude Razor [21]

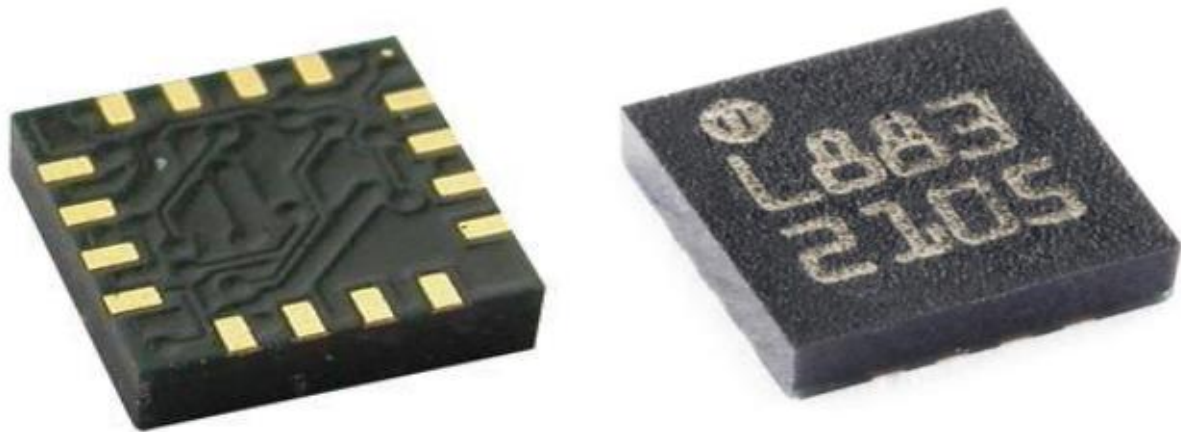


Figure II-8 Exemple du magnétomètre HMC5883L en technologie MEMS implanté dans la centrale d'attitude Razor [21]

Modèle de mesure pour le magnétomètre Le signal de sortie d'un magnétomètre est modélisé par la somme d'une projection du champ magnétique terrestre \vec{r}_M dans le repère B et un terme de bruit η_M considéré blanc et gaussien à moyenne nulle. Si trois magnétomètres sont montés en triaxe orthogonal, la sortie du magnétomètre triaxe dans le système de coordonnées mobile B peut être écrit sous la forme d'un vecteur de mesures :

$$b_M = C \cdot \vec{r}_M + \vec{\eta}_M \quad (II.21)$$

La matrice C est la matrice de rotation associée aux angles de Cardan. De plus, dans notre cas, le vecteur de champ magnétique correspond à un angle d'inclinaison $I = 60^\circ$. Sa valeur normalisée est $\vec{r}_M = [r_{M_x} \quad 0 \quad r_{M_z}]^T = [\frac{1}{2} \quad 0 \quad \frac{\sqrt{3}}{2}]^T$.

II.1.3. Présentation de la centrale inertielle utilisée

Depuis les années 1950, il existe de nombreuses applications des centrales d'attitude (IMU - Inertial Measurement Unit) dans les domaines aussi variés que l'aéronautique, l'aérospatiale, la commande et la robotique. Ces applications nécessitent généralement l'estimation de l'attitude d'un corps rigide. Il existe plusieurs systèmes d'estimation d'attitude (optique, IMU, Ultra Large Bande, GPS, etc.), chaque système ayant ses avantages et inconvénients, et étant dédié à un domaine d'applications.

Nous nous intéressons ici à une IMU de neuf degrés de liberté (9 DOF Razor IMU) qui contient différentes modalités de mesure, typiquement, des accéléromètres (A), des gyromètres et des magnétomètres (M).

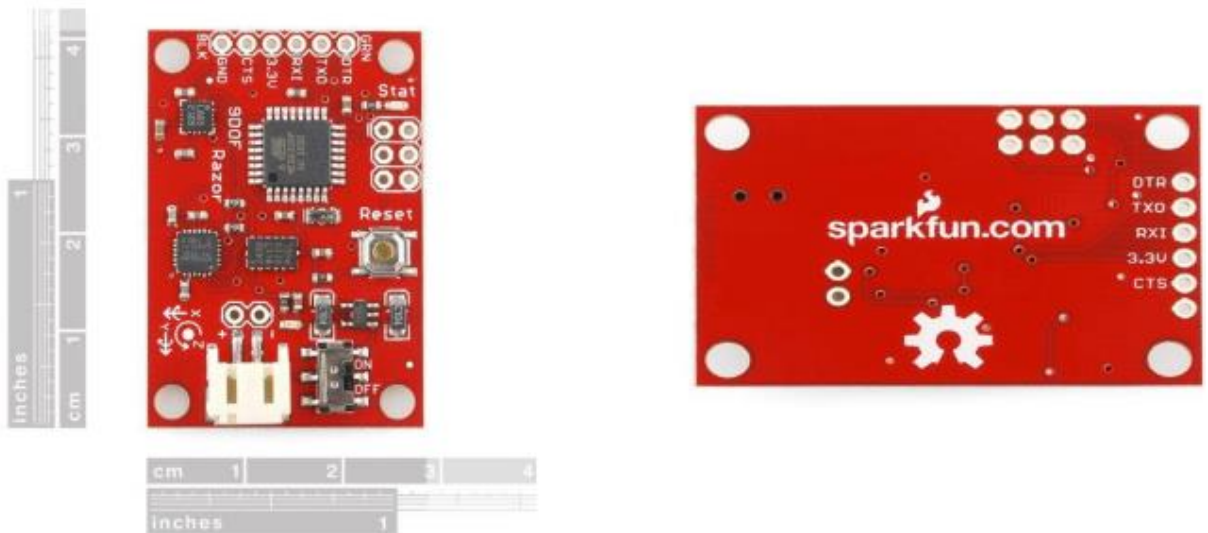


Figure II-9 Centrale Inertielle 9 degrés de liberté Razor [22]

a) Caractéristiques

La centrale inertielle Razor [22] est à :

- 9 degrés de liberté sur une seule carte plate:
 - ITG-3200 - trois axes à sortie numérique gyroscope.
 - ADXL345 - résolution 13 bits, $\pm 16 g$, trois axes accéléromètre.

- HMC5883L - triple-axe, magnétomètre numérique.
- Sorties de tous les capteurs sont traitées par ATmega328 embarqué et envoyées via un flux de données série.
- Autorun menu de fonctions et de l'aide intégrée dans le firmware exemple.
- Broches de sortie correspondent avec FTDI Basic Breakout, Bluetooth Mate, Explorateur XBee.
- Entrée 3.5 – 16VDC.
- Commutateur de commande ON-OFF et bouton de réinitialisation.
- Dimensions: 1.1 "x 1.6" (28 x 41mm).

b) Modèle des mesures de la centrale d'attitude

L'objet de notre travail est d'estimer l'attitude d'un corps rigide mobile à partir :

- { d'un magnétomètre triaxe.
- { d'un accéléromètre triaxe.
- { d'un gyromètre triaxe.

En utilisant les modèles précédents, nous obtenons :

$$\begin{cases} \vec{b}_M = C \cdot \vec{r}_M + \vec{\eta}_M \\ \vec{b}_A = C \cdot \vec{g} + \vec{\eta}_A \\ \vec{\omega}_G = \vec{\omega} + \vec{\eta}_G \end{cases} \quad (II.22)$$

où $g = [0 \ 0 \ 1]^T$, $\vec{r}_M = [\frac{1}{2} \ 0 \ \frac{\sqrt{3}}{2}]^T$, $\vec{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$. En utilisant les

angles de Cardan pour représenter l'attitude, on a :

$$\left\{ \begin{array}{l} C = C(\varphi, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} \cos\varphi\cos\theta & \sin\varphi\cos\theta & -\sin\theta \\ -\sin\varphi\cos\theta + \cos\varphi\sin\theta\sin\psi & \cos\varphi\cos\psi + \sin\varphi\sin\theta\sin\psi & \cos\theta\sin\psi \\ \sin\varphi\sin\psi + \cos\varphi\sin\theta\cos\psi & \sin\varphi\sin\theta\cos\psi - \cos\varphi\sin\psi & \cos\theta\cos\psi \end{pmatrix} \\ \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \tan\theta\sin\varphi & \tan\theta\cos\varphi \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \frac{\sin\varphi}{\cos\theta} & \frac{\cos\varphi}{\cos\theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} \end{array} \right. \quad (II.23)$$

Notre problème d'estimation de l'attitude se résume donc à l'estimation des 3 angles de Cardan à partir du système d'équations (II.22)-(II.23). Les grandeurs (mesures et paramètres à estimer) sont représentées par des intervalles. Ce choix permet en outre de prendre en compte facilement des perturbations magnétiques ou de petites accélérations propres eu les incluant dans le modèle de bruit.

Nous avons exposé dans la première partie de l'instrumentation le capteur utilisé. Les données de ce capteur vont être exploitées comme signal de commande

de l'actionneur. La partie suivante est dédiée à présenter des généralités sur les actionneurs.

II.2 Actionneurs

Un actionneur converti une énergie qui lui ait fournie en une autre énergie, si bien sûr ce dernier reçoit un ordre de la partie commande. il existe des actionneurs hydraulique ou pneumatique qui génèrent un mouvement à partir d'une énergie mécanique, comme il existe des actionneurs qui génèrent un mouvement à partir de l'énergie électrique (lampe, électroaimant, moteur électrique). Nous nous intéressant dans cette partie d'instrumentation au moteur électrique.

II.2.1. Généralité sur les moteurs électriques

a) Définition du moteur électrique

Un moteur électrique est un dispositif transformant une énergie non-mécanique (électrique) en une énergie mécanique ou travail.

b) Avantages et inconvénients des moteurs électriques

Après étude théorique et expérimentation des trois types des moteurs utilisés en modélisme, nous allons brièvement élaborer les avantages et les inconvénients de chaque moteur.

- **Moteur à courant continue**
 - Avantage:
 - ✓ une très bonne précision
 - Inconvénients :
 - ✓ le couple est relativement faible
 - ✓ ne maintient pas la position
- **Moteur pas à pas**
 - Avantage :
 - ✓ très bonne précision et maintient la position
 - Inconvénients :
 - ✓ un couple très faible
- **Servomoteur**
 - Avantage :
 - ✓ il est équipé d'un réducteur intégré, ce qui permet d'augmenter le couple.
 - ✓ Il maintient la position

- Inconvénients :
 - ✓ pas une très grande précision comparée au moteur pas à pas.

II.2.2. Le servomoteur

a) Le choix du servomoteur

Pour stabiliser une caméra à bord d'un drone il faut un moteur qui permet de maintenir la position et bien sûr d'avoir le couple nécessaire pour le faire. Et pour cela, le servomoteur est le meilleur pour accomplir cette mission.

b) Les types de servomoteurs

- ✓ La plupart du temps, la sortie se positionne entre 0° et 180°.
- ✓ La sortie peut débattre sur 90° seulement.
- ✓ La sortie fait un tour complet (360°).
- ✓ La sortie peut faire plusieurs tours, on définit cette propriété par SERVOTREUIL.
- ✓ La sortie qui fait plusieurs tours sans limite, on appelle ça servomoteur à rotation continue [23].

c) Les différentes applications des servomoteurs

- ✓ piloter le safran d'un bateau.
- ✓ actionner le gouvernail d'un avion.
- ✓ Actionner les roues d'une voiture téléguidée.

d) Composition d'un servomoteur

• Composition visible

- ✓ 3 fils (deux pour l'alimentation, et un pour recevoir le signal de commande).
- ✓ L'axe de rotation sur lequel est monté un accessoire en plastique ou en métal.
- ✓ Le boîtier qui le protège.

• Composition interne

- ✓ Un Moteur à courant continu.
- ✓ Un capteur de position de l'angle d'orientation de l'axe (souvent un potentiomètre).
- ✓ Une carte électronique pour le contrôle de la position de l'axe et le pilotage du moteur à courant continu.

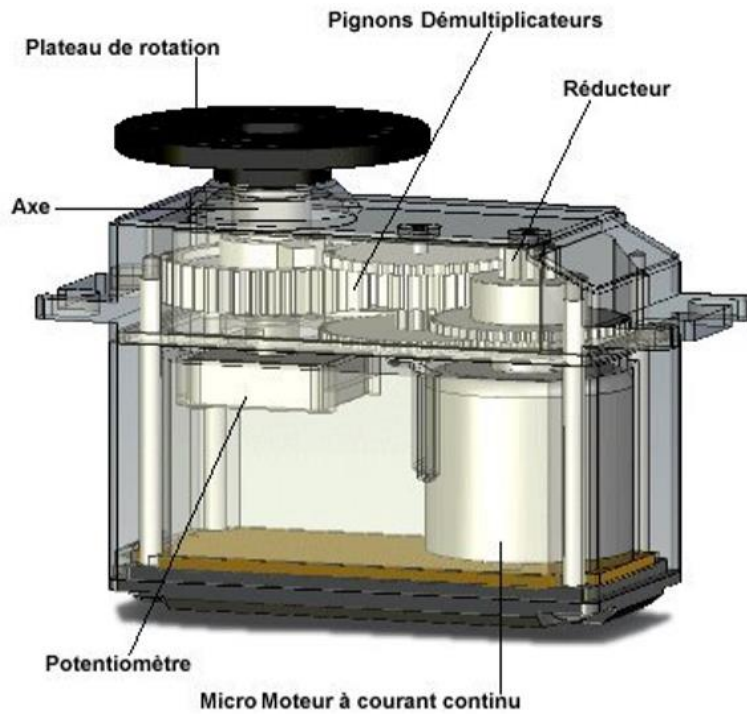


Figure II-10 Voilà une image 3D de vue de l'extérieur et de l'intérieur d'un servomoteur [23]

➤ **Principe du réducteur**

Un réducteur est un ensemble composé d'engrenages qui permet de réduire la vitesse de rotation de l'axe du moteur tout en augmentant le couple de sortie. Sur l'image suivante, extraite du site de l'Académie d'Aix Marseille, on peut observer un ensemble moteur + réducteur + roue :



Figure II-11 moteur + réducteur + roue [23]

La règle qui régit son fonctionnement indique qu'entre deux engrenages la puissance est conservée (aux pertes près qui sont dues au frottement des engrenages entre eux) Et comme la puissance mécanique est dépendante du couple et de la

vitesse (partie suivante), on peut facilement passer de l'un à l'autre. Reprenons notre roue faisant 5cm de diamètre. Mettez en contact contre elle une grande roue de 10cm de diamètre (deux fois plus grande). Lorsque la petite roue fait un tour, elle va entraîner la deuxième roue plus grande qui va faire... un demi-tour. Oui car le périmètre de la grande roue est deux fois plus grand que celui de la petite. Lorsque la petite parcourt 0,157m en faisant un tour sur elle-même, la grande parcourt elle aussi cette distance mais en ne faisant qu'un demi-tour sur elle-même.

Deux roues en contact, la petite entraîne la grande dont le diamètre est deux fois plus grand que la petite (gauche). Le point vert et jaune sert à repérer la rotation de chaque roue. Lorsque la petite roue fait un demi-tour, la grande roue fait un quart de tour (droite). Si elle fait un tour complet, la grande roue ne fera qu'un demi-tour. Ce que l'on ne voit pas sur mon dessin, c'est le couple. Hors, ce que vous ne savez peut-être pas, c'est que l'axe de la grande roue bénéficie en fait de deux fois plus de couple que celui de la petite. Car les réducteurs ont pour propriété, je le disais, de modifier le couple de sortie et la vitesse. Et ce selon la relation suivante qui donne le rapport de réduction :

$$R = \omega_{entree} / \omega_{sortie} = C_{sortie} / C_{entree}$$

Avec :

ω_{entree} : la vitesse de rotation de l'axe du moteur en entrée du réducteur.

ω_{sortie} : la vitesse de rotation de l'axe du moteur en sortie du réducteur.

C_{sortie} : couple exercé par l'axe de sortie du réducteur.

C_{entree} couple exercé par l'axe du moteur, en entrée du réducteur.

Un réducteur s'apparente donc à un système qui modifie deux grandeurs qui sont liées : le couple et la vitesse. On peut schématiser le fonctionnement d'un réducteur de la manière suivante :

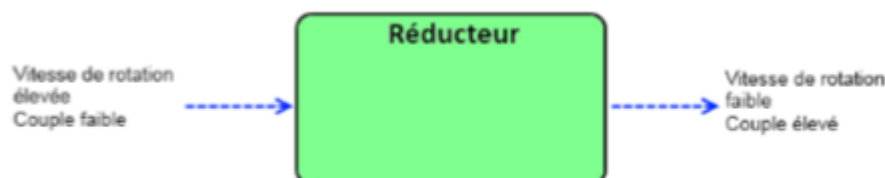


Figure II-12 Fonctionnement du réducteur [23]

Après avoir justifié notre choix pour l'utilisation des servomoteurs, nous allons passer à la PWM, car c'est elle qui va positionner le bras du servomoteur. Nous allons dans un premier temps définir des généralités sur la PWM, ensuite nous expliquerons comment elle peut être appliquée avec les servomoteurs.

e) Electronique d'asservissement du Servomoteur

- **Définition**

L'asservissement est un moyen de Gérer une consigne de régulation selon une commande d'entrée. Par exemple le servomoteur, on l'alimente et on lui envoie un signal de commande qui permet de définir à quel angle va se positionner le bras du servomoteur, ce dernier va s'exécuter. Si on essaye de forcer sur le bras du servomoteur, le servomoteur va faire en sorte de toujours garder la position de son bras à l'angle de la consigne. Même si on fait changer l'angle du bras en forçant dessus, lorsqu'on relâche le bras, il va immédiatement reprendre sa position initiale (celle défini grâce au signal de commande) Pour pouvoir réaliser le maintien de la position d'une manière correcte, le servomoteur, utilise une électronique de commande.

On peut la nommer électronique d'asservissement car c'est elle qui va gérer le bras du servomoteur. Cette électronique est constituée d'une zone de comparaison qui compare la position du bras du servomoteur au signal de commande.

Le deuxième élément qui constitue cette électronique, c'est le capteur de position du bras. Ce capteur n'est autre qu'un potentiomètre couplé à l'axe du moteur. La mesure de la position au point milieu de ce potentiomètre permet d'obtenir une tension image de l'angle d'orientation du bras. Cette position est ensuite comparée, à la consigne (signal de commande) qui est transmise au servomoteur. Après une rapide comparaison entre la consigne et valeur réelle de position du bras, l'électronique de commande du servomoteur va appliquer une correction si le bras n'est pas orienté à l'angle imposé par la consigne.

- **Principe de fonctionnement**

La consigne donnée par l'utilisateur (dans notre cas il va s'agir du signal envoyé par la carte Arduino), est comparée par rapport à la position réelle de l'axe du moteur. Ainsi, s'il y a une différence d'angle entre la consigne et l'angle mesuré par le

capteur (le potentiomètre qui est fixé sur l'axe du servomoteur) eh bien le comparateur va commander le moteur et le faire tourner jusqu'à ce que cette différence s'annule.

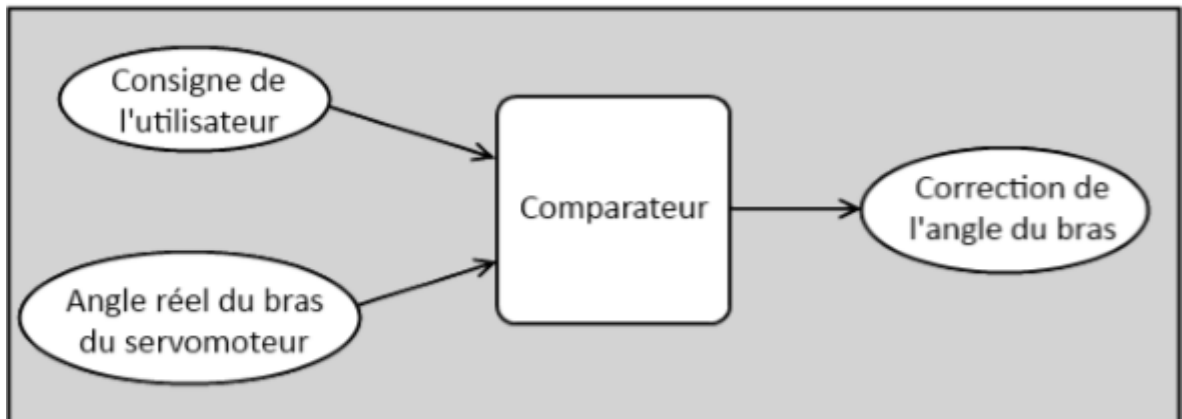


Figure II-13 Principe de fonctionnement de l'électronique de commande d'un servomoteur [23]

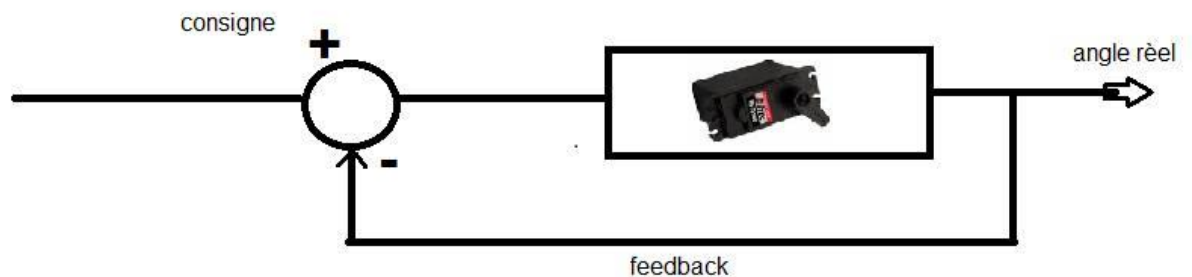


Figure II-14 Asservissement interne de positions d'un servomoteur

II.2.3. La PWM

a) Généralités sur la PWM

- **Définition**

La PWM est définie par Pulse Width Modulation et en français cela donne Modulation à Largeur d'Impulsion. Elle est un signal numérique à fréquence fixe et a un rapport cyclique variable. C'est une technique couramment utilisée pour synthétiser des signaux continus à l'aide de circuits à fonctionnement tout ou rien, ou plus généralement à états discrets.

Le principe général est qu'en appliquant une succession d'états discrets pendant des durées bien choisies, on peut obtenir en moyenne sur une certaine durée n'importe quelle valeur intermédiaire.

- **Le rapport cyclique**

Le rapport cyclique, un mot bien particulier pour désigner le fait que le niveau logique 1 peut ne pas durer le même temps que le niveau logique 0. C'est avec ça

que tout repose le principe de la PWM. C'est-à-dire que la PWM est un signal de fréquence fixe qui a un rapport cyclique qui varie avec le temps suivant « les ordres qu'elle reçoit ». Le rapport cyclique est mesuré en pour cent (%), plus le pourcentage est élevé, plus le niveau logique 1 est présent dans la période et moins le niveau logique 0 l'est. Et inversement, le rapport cyclique du signal est donc le pourcentage de temps de la période durant lequel le signal est au niveau logique 1.

Voici une image extraite de la documentation officielle Arduino :

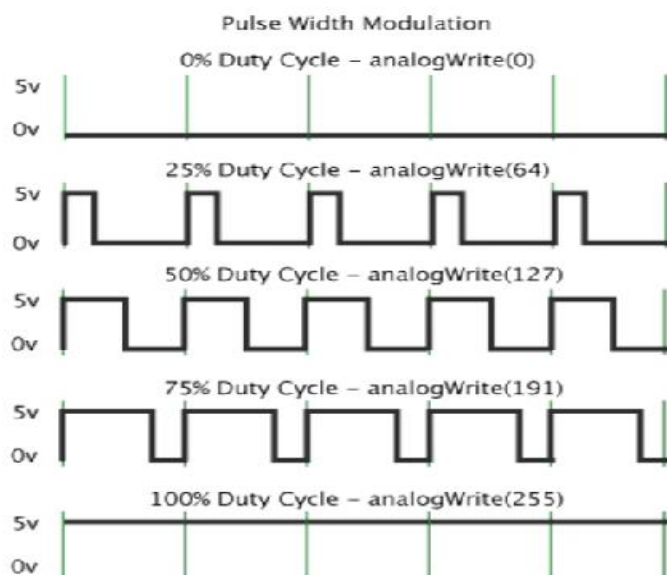


Figure II-15 Signal PWM [23]

- **Les broches de la PWM**

Sur la carte Arduino, on dispose de 6 broches qui soient compatibles avec la génération d'une PWM. Elles sont repérées par le symbole tilde ~. Voici les broches générant une PWM : 3, 5, 6, 9, 10 et 11.

b) Signal de commande de la PWM sur les servomoteurs

La consigne envoyée au servomoteur n'est autre qu'un signal électronique de type PWM. Il dispose cependant de deux caractéristiques indispensables pour que le servomoteur puisse comprendre ce qu'on lui demande.

À savoir : Une fréquence fixe de valeur 50Hz et d'une durée d'état HAUT elle aussi fixée à certaines limites. Nous allons étudier l'affaire. Certains sites de modélisme font état d'un nom pour ce signal : une PPM pour Pulse Position Modulation.

- **La Fréquence fixe :**

Le signal que nous allons devoir générer doit avoir une fréquence de 50 Hz. Autrement dit, le temps séparant deux fronts montants est de 20 ms. la formule qui donne la relation entre la fréquence (F) et le temps de la période du signal (T) : $F=1/T$.

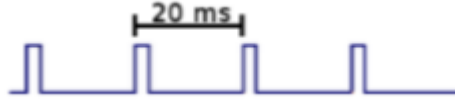


Figure II-16 Le signal de la PWM [23]

- **La durée de l'état haut**

Cette durée est ce qui compose l'essentiel du signal. Car c'est selon elle que le servomoteur va savoir comment positionner son bras à un angle précis. Un signal ayant une durée d'état HAUT très faible donnera un angle à 0° , le même signal avec une durée d'état HAUT plus grande donnera un angle au maximum de ce que peut admettre le servomoteur. Ce dernier est limité entre une valeur de 1ms au minimum et au maximum de 2ms (ce sont bien des millisecondes puisque l'on parle de durée en temps) pour les servomoteurs standards. Voici le schéma :

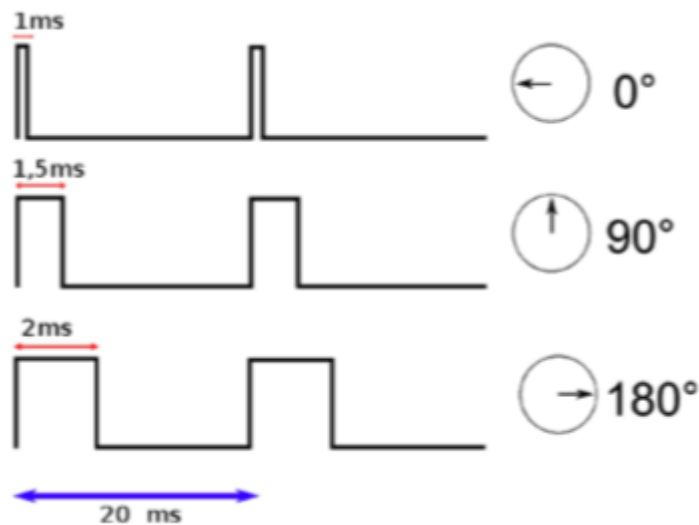


Figure II-17 La variation de l'angle de débattement du servomoteur en fonction de la PWM [23]

On remarque que la durée de l'état HAUT fixe la position du bras du servomoteur à un angle déterminé. Pour par exemple un angle de 45° , il va être compris entre 1ms et 1,5ms. À 1,25ms précisément. Après, c'est un rapport qui utilise une relation très simple, le calcul ne pose aucun problème. Tous les angles compris dans la limite de débattement du bras du servomoteur sont possibles et configurables grâce à ce fameux état HAUT.

Nous avons présenté dans ces deux parties l'instrumentation utilisée. Maintenant nous aurons besoin d'exploiter les données de la centrale inertielle et d'envoyer les ordres à notre actionneur. Pour cela nous avons besoin d'une carte qui va gérer tout cela. Nous allons présenter dans la partie suivante la carte de commande, une carte très importante.

II.3 Carte de commande

Pour notre signal de commande, il existe des microcontrôleurs tels que le pic et d'autres cartes de commande. Nous, nous avons choisi de travailler avec la carte Arduino, nous allons la présenter et justifier notre choix pour cette carte.

II.3.1. Généralités sur Arduino

a) Présentation Arduino

Arduino est un projet créé par une équipe de développeurs, composée de six individus : Massimo Banzi, David Cuartielles, Tom Igoe, Gianluca Martino, David Mellis et Nicholas Zambetti. Cette équipe a créé le "système Arduino". C'est un outil qui va permettre aux débutants, amateurs ou professionnels de créer des systèmes électroniques plus ou moins complexes [24].

b) Objectifs et utilités de la carte Arduino :

Le système Arduino, nous donne la possibilité de fusionner la programmation avec l'électronique. L'électronique programmée présente plusieurs avantages qui sont :

- a) elle simplifie grandement les schémas électroniques et par conséquent,
- b) le coût de la réalisation
- c) la charge de travail à la conception d'une carte électronique.

c) Applications :

Le système Arduino nous permet de réaliser un grand nombre de choses, qui ont une application dans tous les domaines .L'utilisation de l'Arduino est gigantesque. Exemples, on peut :

- contrôler les appareils domestiques
- fabriquer votre propre robot
- faire un jeu de lumières

- communiquer avec l'ordinateur
- télécommander un appareil mobile (modélisme) etc.

d) Avantages d'Arduino :

Il existe pourtant dans le commerce, une multitude de plateformes qui permettent de faire la même chose, notamment les microcontrôleurs « PIC » du fabricant Microchip etc. cependant Arduino est plus performant en matière de :

- **Le prix**

En vue des performances qu'elles offrent, les cartes Arduino sont relativement peu coûteuses.

- **La liberté**

Cette particularité définit de façon assez concise l'esprit de l'Arduino. Cette dernière constitue en elle-même en deux parties :

- ✓ Le logiciel : gratuit et open source, développé en Java, dont la simplicité d'utilisation relève du savoir cliquer sur la souris.
- ✓ Le matériel : cartes électroniques Arduino dont les schémas sont en libre circulation sur internet.

Cette liberté a une condition : le nom « Arduino » ne doit être employé que pour les cartes « officielles ». En somme, il est interdit de fabriquer une carte sur le modèle Arduino et lui assigner le nom « Arduino ».

Les cartes non officielles, peuvent être achetées acheter sur Internet et sont pour la quasi-totalité compatibles avec les cartes officielles Arduino.

- **Compatibilité**

Le logiciel, tout comme la carte, est compatible sous les plateformes les plus courantes (Windows, Linux et Mac), contrairement aux autres outils de programmation du commerce qui ne sont, en général, compatibles qu'avec Windows.

e) Les outils Arduino

ARDUINO est composé de deux choses principales, qui sont : le matériel et le logiciel. Ces deux outils réunis, il nous sera possible de faire n'importe quelle réalisation !

- **Le matériel**

Il s'agit d'une carte électronique basée autour d'un microcontrôleur Atmega du fabricant Atmel, dont le prix est relativement bas pour l'étendue possible des applications. Il existe plusieurs types de carte Arduino, nous allons vous présenter ci-dessus les cartes les plus susceptibles d'être utilisées dans notre projet :



Figure III-II-19 Arduino Uno [24]



Figure II-18 Arduino Duemilanove [24]

- ✓ **La carte Uno et Duemilanove :**

Nous avons choisi la carte portant le nom de « Uno » ou « Duemilanove ». Ces deux versions sont presque identiques.

- ✓ **Arduino Mega**

La carte Arduino Mega est une autre carte qui offre toutes les fonctionnalités des précédentes, mais avec des options en plus. On retrouve notamment un nombre d'entrées et de sorties plus importants ainsi que plusieurs liaisons séries. En revanche, le prix est plus élevé : plus de 50 € !



Figure II-20 Arduino Mega [24]

- **Le logiciel**

Le logiciel va nous permettre de programmer la carte Arduino. Il nous offre une multitude de fonctionnalités. La figure II.21 à quoi il ressemble :

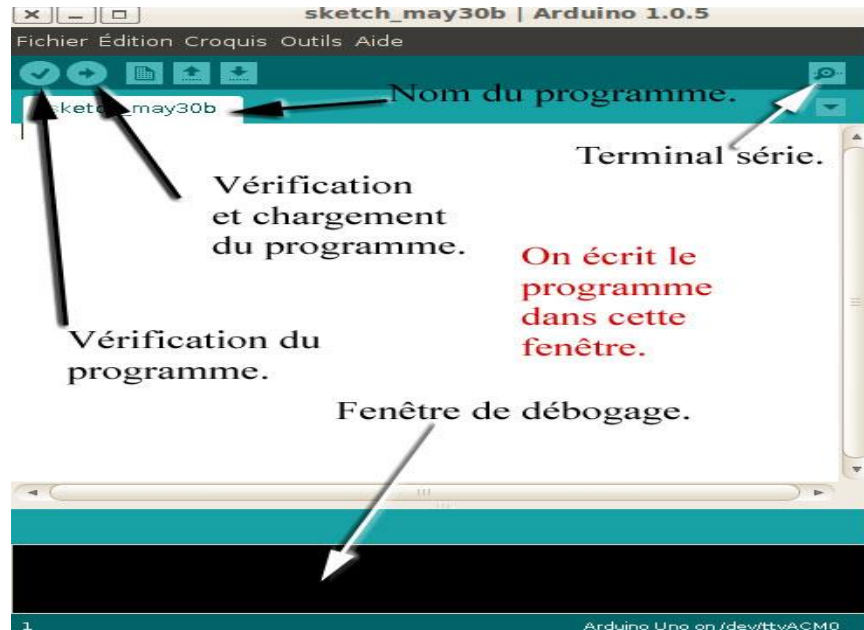


Figure II-21 Fenêtre logiciel Arduino

II.3.2. Communication par liaison série

Pour communiquer les données entre notre ordinateur et la carte de commande Arduino, La voie série permet de communiquer de manière directe et unique entre deux supports. Nous allons présenter dans cette partie d'abord la liaison série pour communiquer entre l'ordinateur et la carte de commande, ensuite nous présenterons le Protocol de communication SPI qui nous a servi de communiquer la centrale inertielle avec la carte de commande (Arduino).

a) Fonctionnement de la communication série

- **Les données**

Premièrement, on va voir sous quelle forme sont envoyées les données. Oui, car le but de la liaison série est bien de permettre l'échange de données entre deux dispositifs. Nous allons prendre l'exemple de la lettre 'P' majuscule. Voilà, ce sera la donnée que nous transmettrons. A rappeler que chaque lettre du clavier peut se coder avec des chiffres ou des chiffres et des lettres ? Ces codes sont définis selon la table ASCII. En haut à gauche de la table ASCII, on observe la ligne : "Code en base..." et là vous avez : 10, 8, 16, 2. Respectivement, ce sont les bases décimale (10), octale (8), hexadécimale (16) et binaire (2). Nous, ce qui va nous intéresser, c'est la base binaire. Oui car le binaire est une succession de 0 et de 1, qui sont en fait des états logiques, tel que LOW (0) et HIGH (1). En sortie du microcontrôleur de la carte Arduino, ces états se traduisent par une tension de 0V pour l'état logique LOW et une tension de 5V pour un état logique HIGH. Ces états sont ce qu'on appelle des bits. Un bit est

donc la traduction d'un état logique (bit à 0 pour un état logique LOW ; bit à 1 pour un état logique HIGH). Revenons à La lettre 'P'. Elle se traduit, en binaire, par la succession de 1 et 0, comme ceci : 01010000. Il y a donc 8 bits accolés les uns aux autres. On appelle cela un octet. En informatique, un octet, c'est comme un mot pour nous. D'ailleurs, quand on parle de mots transmis sur une liaison, on parle d'octets.

- **Le Protocole**

Dans le Protocole de la communication série, les données sont transmises à l'envers, donc les données de la lettre P sont transmises comme suit 00001010. A noter qu'il y a un bit de START '0' avant de transmettre les données et un bit de stop '1' après transmission des données.

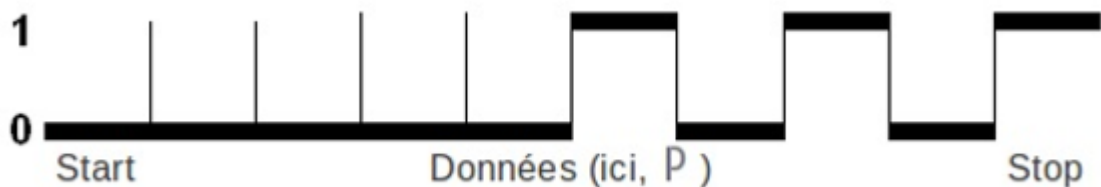


Figure II-22 Chronogramme du Protocole Série [23]

On ne voit pas sur ce chronogramme, mais l'échelle des abscisses est en unité de temps (ici ce sont des bits, la durée d'émission d'un bit dépendant de la vitesse de transmission) et l'échelle des ordonnées est en Volt (enfin, ici, on représente l'état des bits : 1 ou 0)

- **La norme RS232**

Le microcontrôleur sur la carte Arduino n'utilise que des tensions de 0 et 5V (sauf pour ses entrées analogiques), or, la norme RS232 nous impose les conditions suivantes :

Le NL1 doit être une tension comprise entre -3V et -25V Le NL0 doit être une tension comprise entre +3V et +25V.

Le MSB et le LSB sont les bits de poids fort (Most Significant Bit) et de poids faible (Less Significant Bit). En fait, lorsqu'on lit 0001010 (donc 'P'), le bit LSB est celui qui est tout à droite, tandis que le MSB est celui tout à gauche.

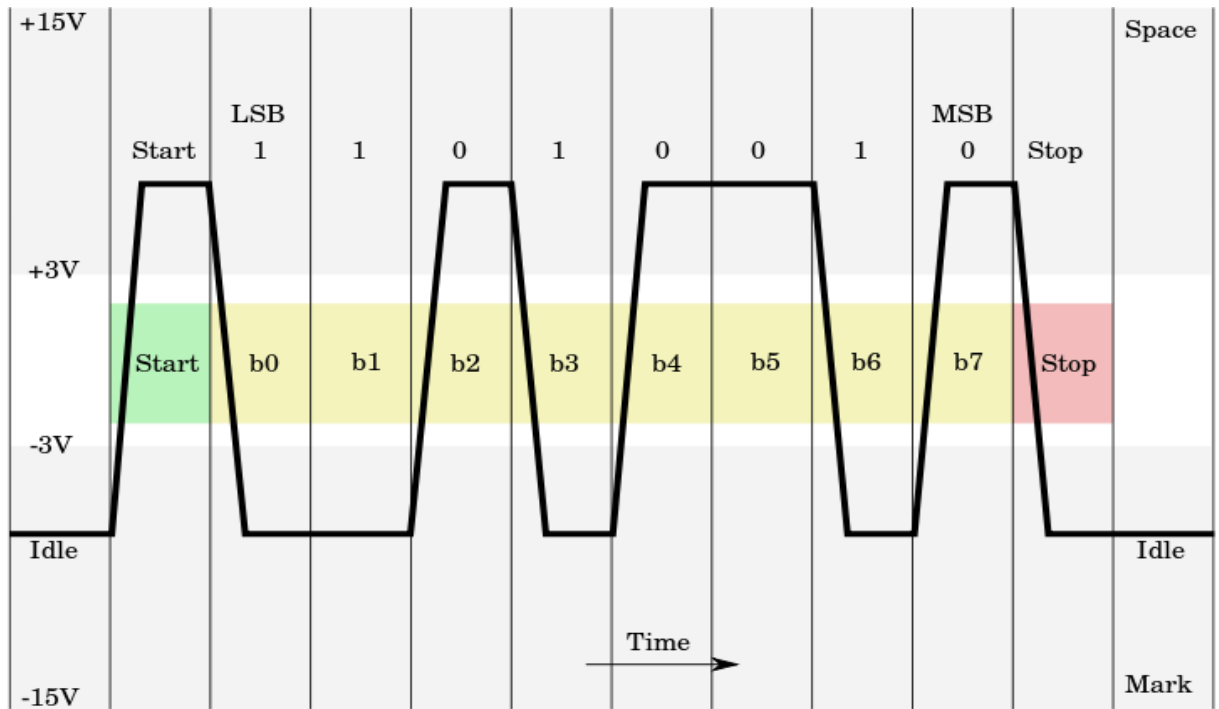


Figure II-23 La norme RS232 [25]

- **La vitesse de communication**

Quand on va utiliser la voie série, on va définir la vitesse à laquelle sont transférées les données. En effet, comme les bits sont transmis un par un, la liaison série envoie les données en un temps prédéfini. Par exemple, on pourra envoyer une totalité de 9600 bits par secondes (9600 bps). Avec cette liaison, on peut envoyer entre 75 et 115200 bits par secondes ! Ce sera à nous de définir cette vitesse.

Il faut faire attention de ne pas confondre les bps (bits par seconde) et les bauds

b) Protocole de communication série

- **Définition du protocole de communication**

En informatique, lorsque l'on parle de protocole de communication, il s'agit de règles prédéfinies pour un type de communication. Ici ce sera le type liaison série, et le type SPI. Il est nécessaire que les deux dispositifs (carte de commande Arduino et l'ordinateur) puissent s'interfacer, donc "parler le même langage". C'est la liaison série. Et pour que la carte de commande communique avec la centrale inertielle, on a utilisé le Protocol SPI.

- **La communication par le Protocole liaison Série**

- ✓ **Les types de liaison série**

Le premier type est la liaison **simplex**. Les données circulent dans un seul sens, c'est-à-dire de l'émetteur vers le récepteur. Ce genre de liaison est utile lorsque les données n'ont pas besoin de circuler dans les deux sens (par exemple de votre ordinateur vers l'imprimante ou de la souris vers l'ordinateur...). [26]

Le deuxième est la liaison **half-duplex**. En fait, c'est un peu lorsque l'on communique à quelqu'un avec un talkie-walkie. L'un parle pendant que l'autre écoute [23].


Le dernier est la liaison **full-duplex**. Là, c'est un peu comme le téléphone, chacun peut parler et écouter en même temps ce que l'autre dit. Avec Arduino, c'est de ce type de communication que nous disposons. Ce qui est bien pratique afin d'éviter d'attendre que l'on ait réceptionné ce que l'ordinateur envoie pour ensuite lui émettre des données.

- ✓ **Le support de liaison**

Tout comme notre téléphone ou notre télécommande, pour communiquer, les appareils ont besoin d'un support de transmission. Par exemple, un fil électrique, une liaison infrarouge ou hertzienne.

- ✓ **La liaison série de l'ordinateur avec la carte de commande**

La liaison série entre la carte Arduino et l'ordinateur est établie à travers le port USB. En fait, ce port USB n'est pas utilisé avec le protocole USB, mais avec celui de la liaison série ! Ceci est donc géré par la carte Arduino et il n'y a rien à paramétrer.

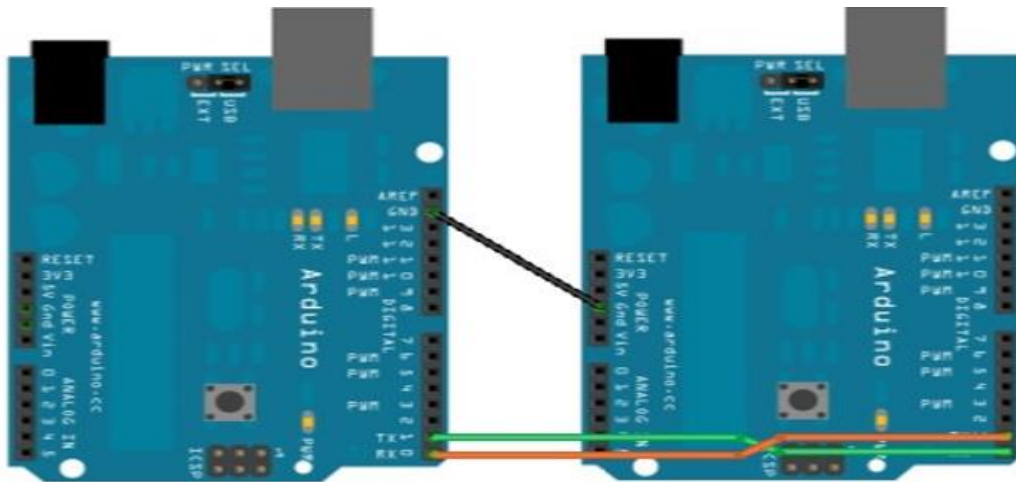


```
sketch_sep11b | Arduino 1.5.6-r2
Fichier Édition Croquis Outils Aide
sketch_sep11b $
1 void setup()
2 {
3   Serial.begin(9600);
4   //création de l'objet Serial
5   //établissement d'une nouvelle communication serie
6   Serial.print("angle de tangage ");
7   /*envoi de la chaine "angle de tangage",une sorte
8   de commentaire pour ne pas se perdre dans l'affichage*/
9   Serial.println(pitch);
10  /*puis une deuxième fonction,elle envoie le
11  contenu d'une variable*/
12  /*on aura lors de l'affichage final le nom qui définit
13  la variable grace a la premiere fonction,
14  et le contenu de la variable grace a la deuxième fonction*/
```

Figure II-24 Exemple des fonctions de la communication série

✓ La liaison série de entre deux avec la carte de commande

Pour relier deux cartes Arduino en liaison série, rien de plus simple ! En effet, il suffit de connecter les broches Tx et Rx ensemble, de cette manière :



*Sur la première carte : Tx en vert ; Rx en orange
Sur la deuxième, c'est inversé !*

Figure II-25 Liaison série entre deux Arduino [23]

✓ Adaptation de niveaux logiques

La transmission par voie série se fait, bien entendu, par voie électrique. Cependant, les niveaux électriques (les tensions) ne sont pas les mêmes du côté de l'ordinateur ou du côté de Arduino. En effet, l'ordinateur utilise des tensions entre -12V et +12V (moyenne) alors que Arduino utilise pour sa part des tensions de 0 ou +5V.

Comme dit ci-dessus, l'ordinateur utilise des niveaux de -12V à +12V (de manière habituelle, mais ils sont en réalité entre -3/-24V et +3/+24V). Et dans ce petit monde, tout est à l'envers. Les niveaux "positifs" représentent un état bas (un '0' logique), alors qu'un niveau haut (le '1' logique) est représenté par les tensions négatives.

En électronique, et donc dans le cas de l'Arduino, on n'aime pas trop les tensions élevées et/ou négatives. En revanche, on apprécie énormément les tensions de 0V ou 5V (que l'on appelle niveau "TTL"). Pour que les deux composants puissent communiquer, on effectue une "adaptation de niveau", que l'on va étudier (rapidement) maintenant.

Afin de faire cette conversion, un composant est placé entre les deux supports. Le but de ce composant sera de faire l'adaptation afin que tout le monde se comprenne. Dans le cas de l'Arduino, c'est un cas un peu particulier puisque ce même composant sert aussi à émuler une voie série. Ainsi, lorsqu'on branche la carte sur

notre USB d'ordinateur, ce dernier détecte automatiquement un nouvel appareil avec lequel il est possible de communiquer par voie série.

✓ **La fonction qui permet de réaliser la liaison série**

c) Protocole SPI

La voie série n'est pas le seul moyen de communication existant sur Arduino. En effet, il existe une multitude de types de connexion, natives ou non et plus ou moins difficiles à mettre en place. On citera par exemple :

I²C, qui est une communication de type "Maître/Esclave" et est intégré nativement à Arduino grâce à la librairie "Wire".

De manière native, il y a aussi la librairie "SPI" qui permet d'utiliser la communication du même nom.

Pour communiquer entre la centrale inertielle et la carte de commande Arduino, nous avons utilisé le Protocol SPI.

• **Définition**

Une liaison **SPI** (pour **Serial Peripheral Interface**) est un bus de données série synchrone baptisé ainsi par Motorola, qui opère en mode Full-duplex. Les circuits communiquent selon un schéma maître-esclaves, où le maître s'occupe totalement de la communication. Plusieurs esclaves peuvent coexister sur un même bus, dans ce cas, la sélection du destinataire se fait par une ligne dédiée entre le maître et l'esclave appelée *chip select*.

• **Interface**

Le bus SPI utilise 4 signaux logiques :

- **SCLK** — Serial Clock, Horloge (généralisé par le maître)
- **MOSI** — Master Output, Slave Input (généralisé par le maître)
- **MISO** — Master Input, Slave Output (généralisé par l'esclave)
- **SS** — Slave Select, Actif à l'état bas (généralisé par le maître)

Il existe d'autres noms qui sont souvent utilisés :

- SCK — Horloge (généralisé par le maître)
- SDI, DI, SI — Serial Data IN
- SDO, DO, SO — Serial Data OUT
- nCS, CS, nSS, STE — SS

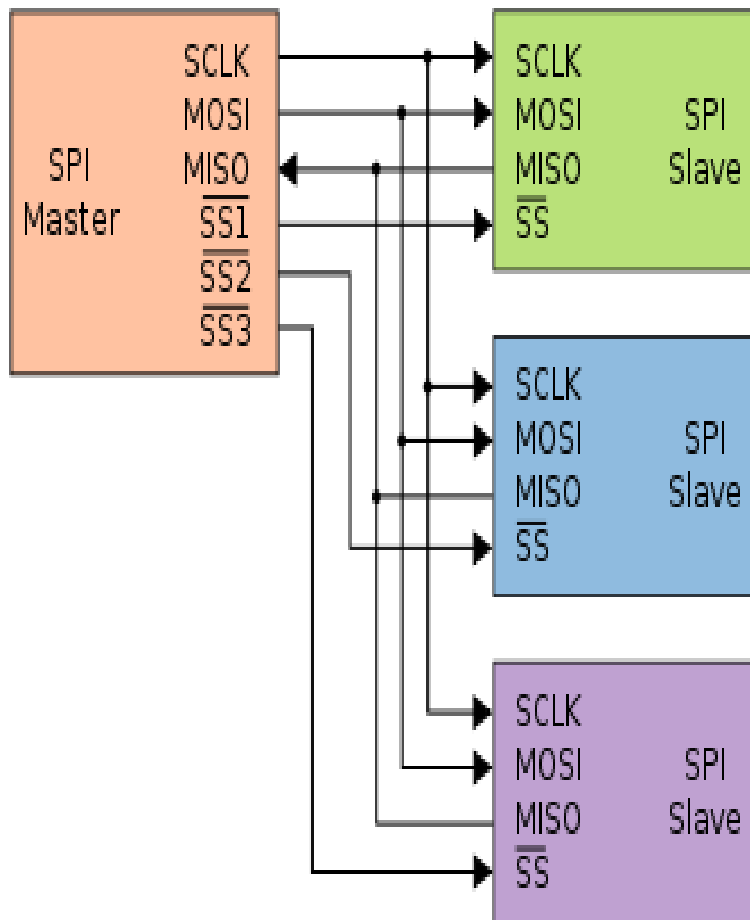


Figure II-26 Liaison spi avec un maître et trois esclaves [27]

- **Fonctionnement**

Une transmission SPI typique est une communication simultanée entre un maître et un esclave :

Le maître génère l'horloge et sélectionne l'esclave avec qui il veut communiquer par l'utilisation du signal SS

L'esclave répond aux requêtes du maître

À chaque coup d'horloge le maître et l'esclave s'échangent un bit. Après huit coups d'horloges le maître a transmis un octet à l'esclave et vice versa. La vitesse de l'horloge est réglée selon des caractéristiques propres aux périphériques. La figure II-26 montre un programme de fonctionnement en mode SPI

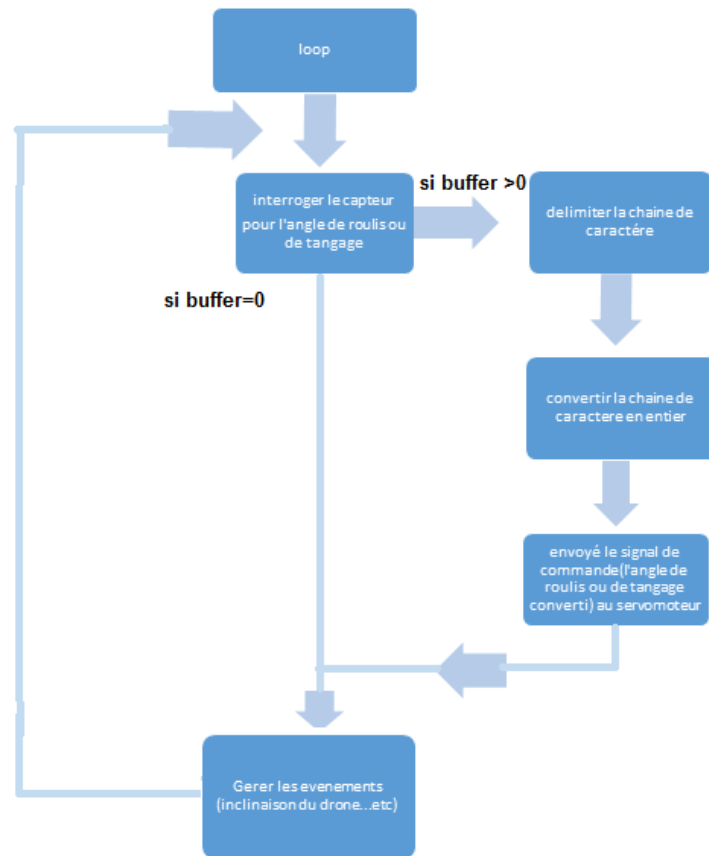


Figure II-27 Organigramme de la carte de commande

III. CHAPITRE 3 : Réalisation pratique

La réalisation pratique est désormais le cœur de notre travail, et donc ce chapitre est le meilleur moyen pour évaluer le fonctionnement de notre réalisation.

Nous allons parler dans un premier temps de la programmation et les branchements qui sont une partie importante de notre travail, Aussi nous présenterons la réalisation et l'embarquement du Gimbal enfin nous allons discuter les résultats obtenus lors des essais de la stabilisation de la caméra au bord du drone.

III.1 Les étapes de la programmation

III.1.1 Première étape

On a fait la programmation de la central inertiel à l'aide du FTDI sur le logiciel ARDUINO afin qu'elle puisse mesurer les angles de tangage, lacet, et roulis.

L'affichage sur Le PC de cette première étape peut se faire par liaison série sur le moniteur série mais les données jusqu'à présent sont qu'observable et non exploitable. La figure montre le branchement PC-FTDI-CENTRALE INERTIELLE

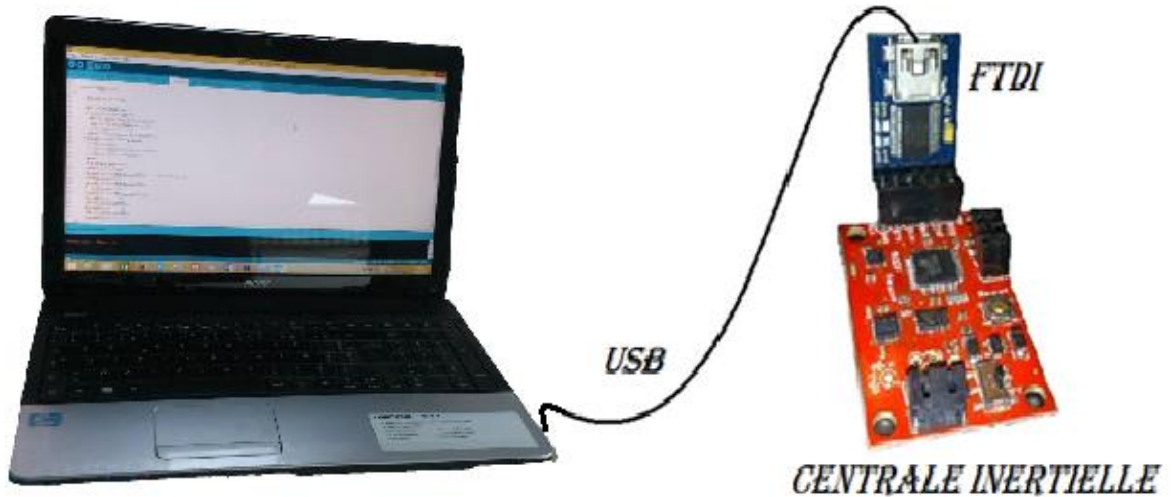


Figure III-1 Branchement PC - FTDI - Razor IMU

III.1.2 Deuxième étape

On fait la programmation de la carte de commande Arduino l'aide du Protocol de communication série afin de pouvoir exploiter les données mesuré par la centrale inertielle et commandé l'actionneur.

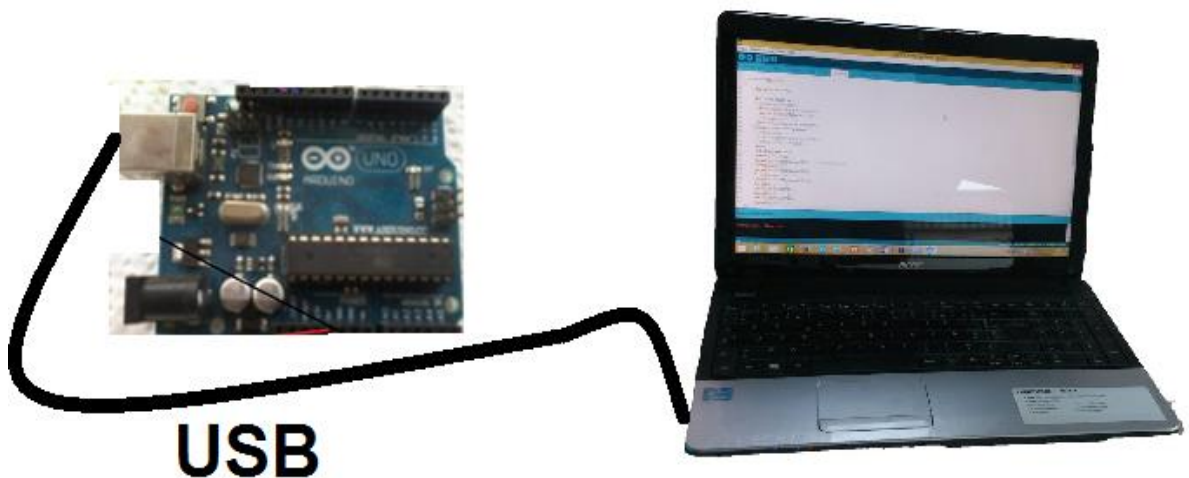
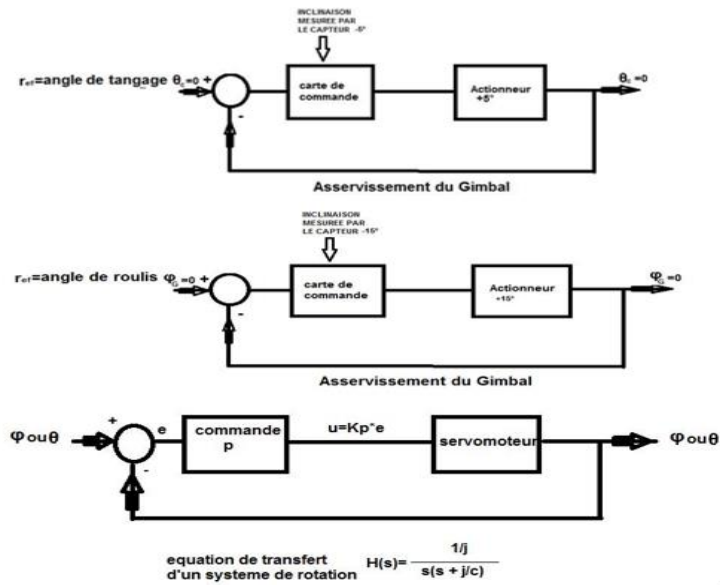


Figure III-2 Branchement PC – Arduino Uno

III.2 Asservissement de position

L'asservissement de position d'un système de rotation est défini comme suit :
 La figure montre l'asservissement d'un système de rotation.



Le système possède un intégrateur naturel, une commande proportionnelle est suffisante.

III.3 Assemblage du Gimbal

Dans cette première partie de la réalisation du Gimbal, nous avons découpé l'allucobond pour loger le servomoteur1 comme le montre la figure III-3



Figure III-3 La découpe de l'allucobond

Dans cette deuxième partie de la réalisation, nous avons enlevé à l'aide d'une meule une bande de la partie supérieure du support servomoteur1 pour permettre son pliage comme, c'est illustré dans la figure III-4



Figure III-4 Pliage de l'allucobond

Dans la troisième partie de la réalisation, nous avons percé un trou sur le cadre de la caméra afin de la relié au servomoteur1. la figure III-5 montre le trou percé sur le cadre de la caméra.



Figure III-5 Le perçage du cadre de la caméra

Le perçage terminé, nous avons relié la caméra au servomoteur1, ce dernier est destiné à contrôler le mouvement sur l'axe de roulis. La figure III-6 montre la mise en place de la caméra sur le servomoteur1.

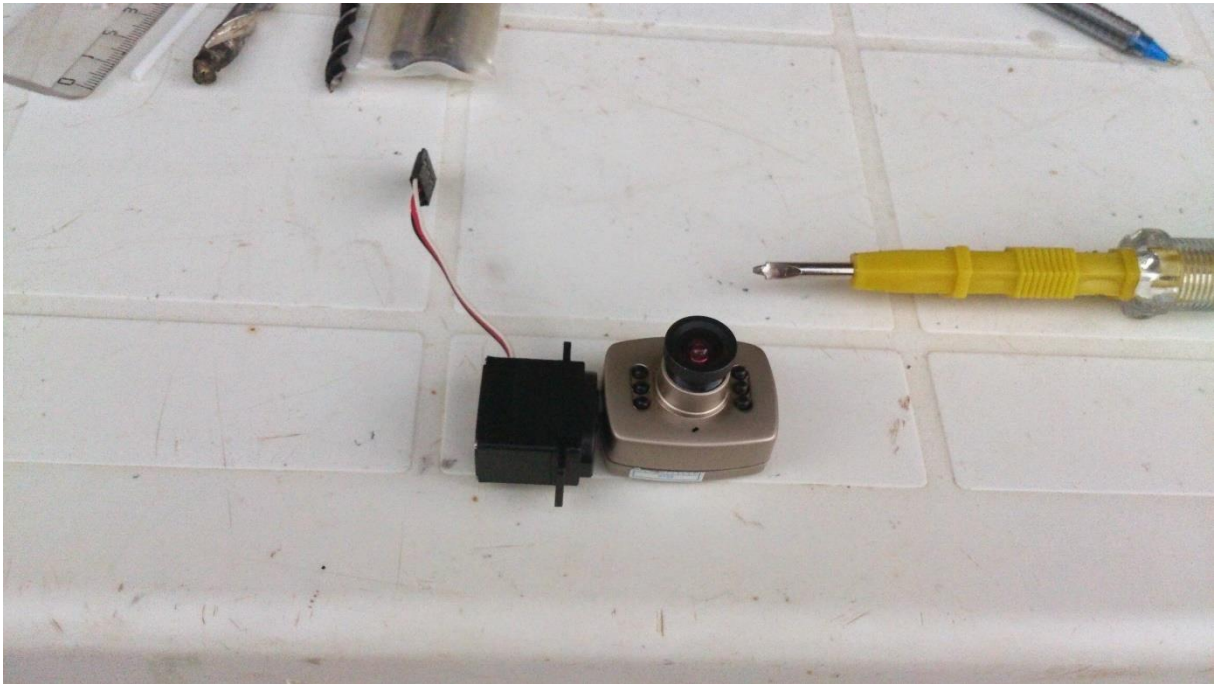


Figure III-6 La mise en place de la camera sur le servomoteur1

Après avoir relié la caméra au servomoteur, nous avons monté ces derniers sur le cadran d'allucobond que nous avons découpé dans la première étape de cette réalisation comme le montre la figure III-7.



Figure III-7 La mise en place du servomoteur1+camera + cadran

Enfin, nous avons fixé le système (servomoteur1+camera+cadran) sur le servomoteur2, ce dernier est destiné à contrôler le mouvement sur l'axe de roulis

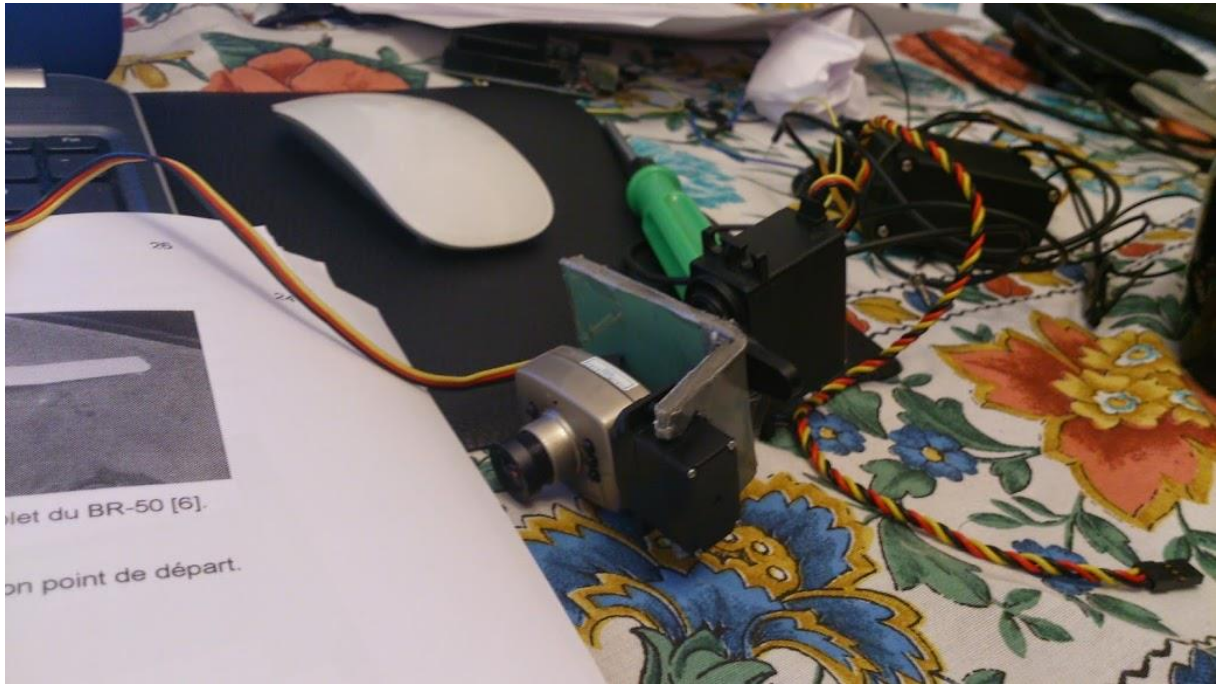


Figure III-8 la mise en place du cadran avec le servomoteur2

III.4 Mise en place du Gimbal sur le drone

Nous avons installé le Gimbal au drone à l'aide des attaches en plastique sur la partie inférieure du fuselage. D'autres parts, nous avons embarqué la centrale inertielle sur le drone pour mesurer l'angle de tangage et de roulis afin d'exploiter ces données et faire varier le débattement des servomoteurs à l'aide de la carte de commande (Arduino Uno), c'est-à-dire stabilisé le Gimbal contenant la caméra.



Figure III-9 Mise en place du Gimbal sur le drone.

Nous avons fixé la centrale inertielle a bord du drone dans zone dédiée à l'embarquement des composants comme le montre la figure III-10



Figure III-10 L'emplacement de la centrale inertielle a bord du BR-50

III.5 Essais et discussion

Dans cette partie de d'essais et discussion, nous allons faire des essais d'inclinaison du drone selon l'axe de tangage et de roulis (faire des perturbation selon l'axe de tangage et de roulis), et si le Gimbal reprend sa position initiale selon ces deux axes, ça voudra dire que la stabilisation est réalisée selon ces mêmes axes.

Concernant l'axe de lacet, nous n'allons pas faire de stabilisation du Gimbal sur cet axe parce que nous considérons que la caméra suit le lacet du drone et n'as donc pas besoin d'être stabilisé.


III.6.1 Premier essai : une inclinaison selon l'axe de tangage

a) Constatation visuel

- Nous avons cabré le drone d'un angle de 5° , le Gimbal contenant la caméra a piqué d'un angle de 5° .
- Nous avons ensuite piqué le drone d'un angle de 10° , le Gimbal contenant la caméra a cabré d'un angle de 15° .

b) Explication technique

- Après avoir appliqué une perturbation de -5° selon l'axe de tangage, La centrale inertielle embarquée sur le drone a mesuré cette variation par rapport à son point de référence selon l'axe de tangage. La figure III-10 montre l'affichage de la perturbation due à l'angle de cabrage mesuré par la centrale inertielle. Grâce au programme Arduino réalisé, le servomoteur1 fait un débattement de 5° . c'est à dire le système Gimbal revient à son point d'équilibre. La figure III-11 montre la Réponse du système Gimbal a la perturbation.
- Après avoir appliqué une perturbation de 10° selon l'axe de tangage, La centrale inertielle embarquée sur le drone a mesuré cette variation par rapport à son point de référence selon l'axe de tangage. La figure III-12 montre l'affichage de la perturbation due à un angle de piquage de 10° . Grâce au programme Arduino réalisé, le servomoteur1 fait un débattement de -5° a 10° afin de remettre le système Gimbal a son point d'équilibre selon l'axe de tangage. c'est-à-dire le système Gimbal fait un cabrage de 15° ($5^\circ + 10^\circ$). la figure III-13 montre la réponse du système Gimbal a la perturbation due à un piquage de 10° .



```
!angle de tangage-5.08
!angle de tangage-5.04
!angle de tangage-5.08
!angle de tangage-5.11
!angle de tangage-5.11
!angle de tangage-5.06
!angle de tangage-5.07
!angle de tangage-5.17
```

Défilement automatique

Figure III-11 Affichage de la perturbation due à l'angle de cabrage mesuré par la centrale inertielle

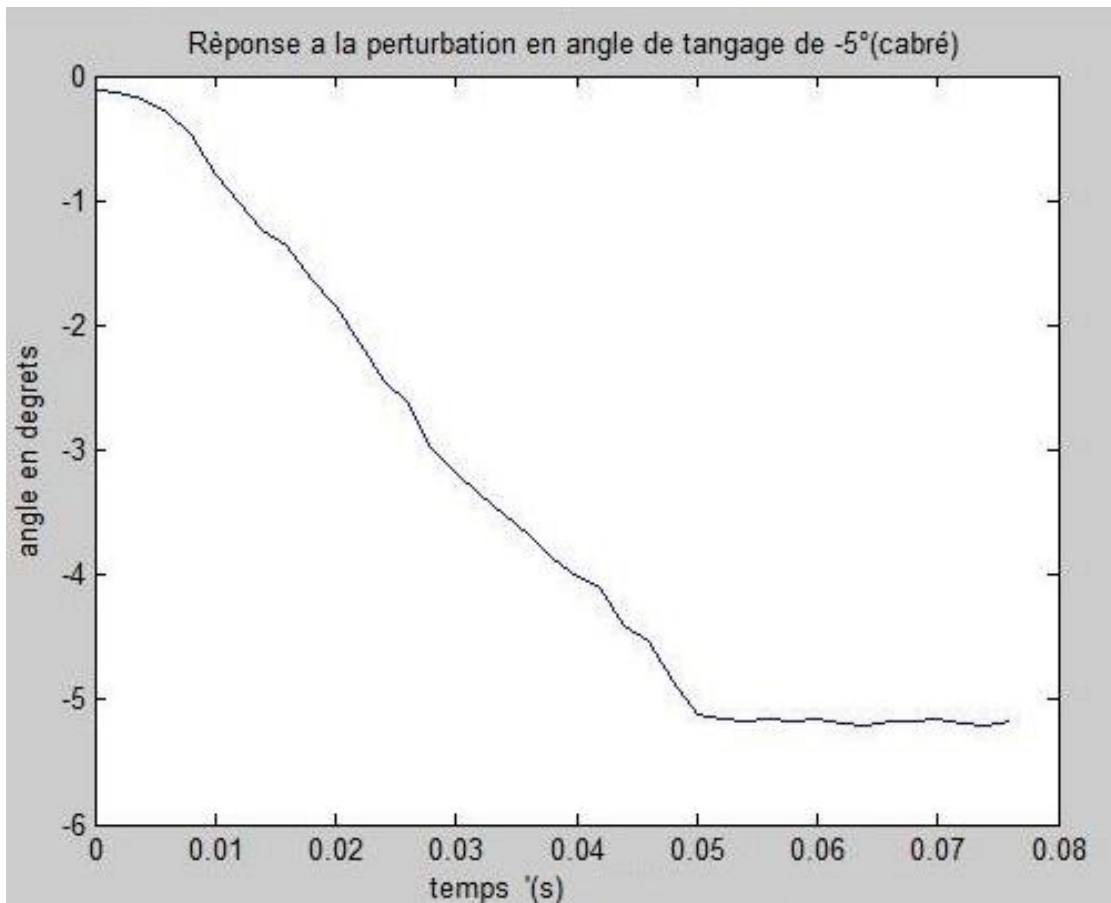


Figure III-12 Réponse du système Gimbal à la perturbation d'un cabrage de 5°

Nous remarquons qu'après la perturbation du système Gimbal de -5° selon l'axe de tangage, le système Gimbal est revenu à son point d'équilibre après 0.08 seconde. Comme nous remarquons aussi l'absence de dépassement.

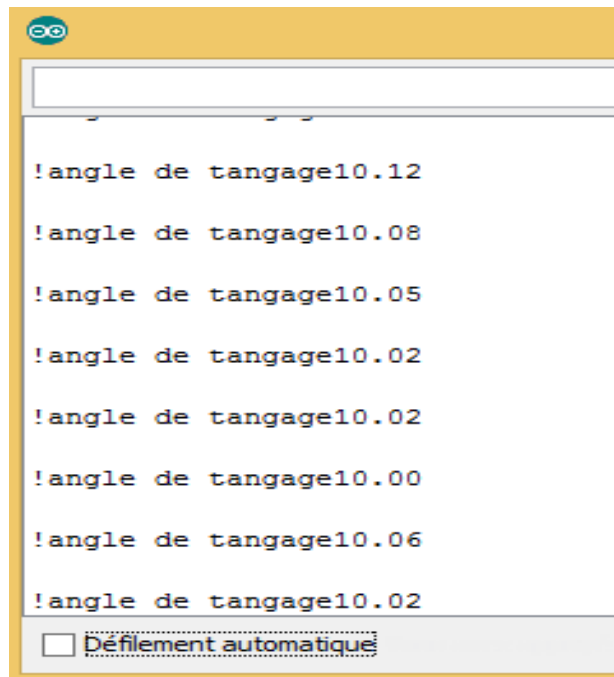


Figure III-13 Affichage de la perturbation dus à l'angle de piqué mesuré par la centrale inertielle.

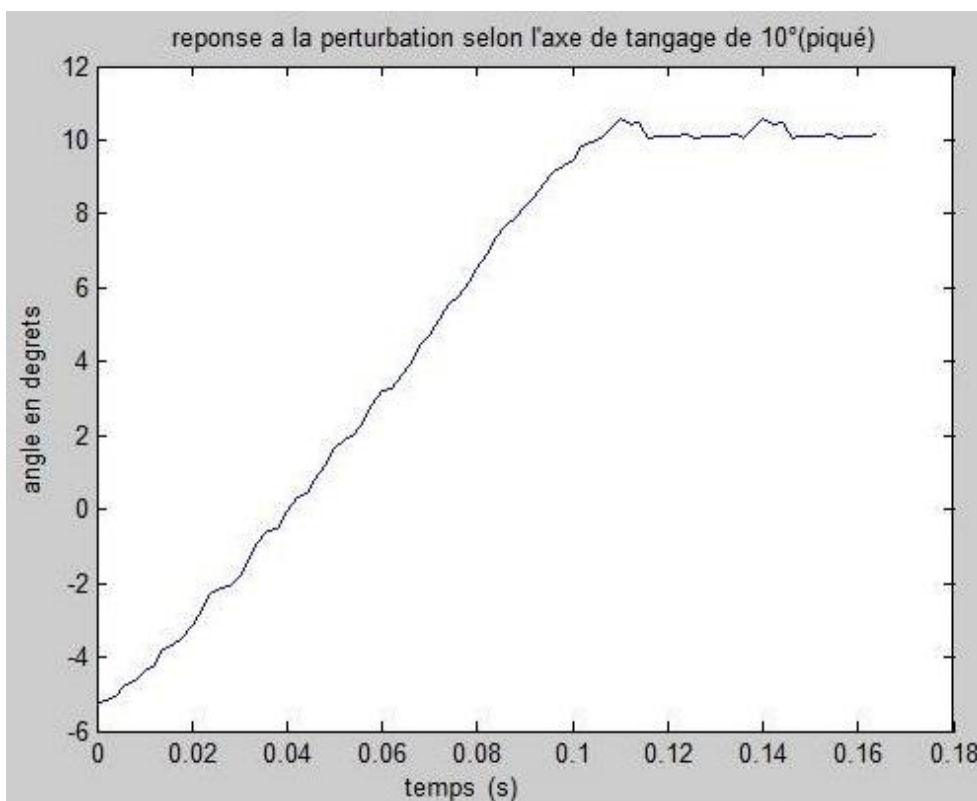


Figure III-14 Réponse à la perturbation selon l'axe de tangage de 10°

Nous remarquons qu'après la perturbation du système Gimbal de 10° selon l'axe de tangage, le système Gimbal est revenu à son point d'équilibre après 0.18

seconde que nous le considérons un très bon temps de réponse dans notre travail. Aussi nous remarquons un légers dépassement qui est du à la saturation de la carte de commande Arduino Uno,.

c) Conclusion

La donnée de la centrale inertielle (inclinaison de -5° et de 10° selon l'axe de tangage) a été exploitée, et a été utilisé comme le signal de commande du servomoteur.

La stabilisation selon l'axe de tangage a été réalisée avec succès et donc le Gimbal est stable selon l'axe de tangage.

III.6.2 Deuxième essai : une inclinaison selon l'axe de roulis

a) Constatation visuel

- Nous avons fait un roulis à droite sur le drone d'un angle de 15° , le Gimbal contenant la caméra a fait un roulis à gauche d'un angle de 15° .
- Nous avons fait un roulis à gauche sur le drone d'un angle de 20° , le Gimbal contenant la caméra a fait un roulis à droite d'un angle de 35° .

b) Explication technique

- Après avoir appliqué une perturbation de -15° selon l'axe de roulis, La centrale inertielle embarquée sur le drone a mesuré cette variation par rapport à son point de référence selon l'axe de roulis. la figure III-14 montre l'affichage de la perturbation due à l'angle de roulis à droite mesurée par la centrale inertielle. Grace au programme Arduino mis en place, le servomoteur2 fait un débattement de 15° , c'est-à-dire le système Gimbal reviens a son point d'équilibre. la figure III-15 montre la Réponse du système Gimbal à la perturbation dus à l'inclinaison du drone selon l'axe de roulis (-15°).
- Après avoir appliqué une perturbation de 20° selon l'axe de roulis, La centrale inertielle embarquée sur le drone a mesuré cette variation par rapport à son point de référence selon l'axe de roulis. La figure III-16 montre l'affichage de la perturbation dus à l'angle de roulis à gauche mesurée par la centrale inertielle. Grace au programme Arduino mis en place, le servomoteur2 fait un débattement de -15° à 20° afin de remettre le Gimbal a son point d'équilibre selon l'angle de roulis, c'est-à-dire le système Gimbal fait un roulis de 35° ($15^\circ + 20^\circ$) à droite pour se stabilisé. La figure III-17 montre la réponse du système Gimbal à la perturbation dus à une inclinaison du drone d'un roulis à gauche de 20° .

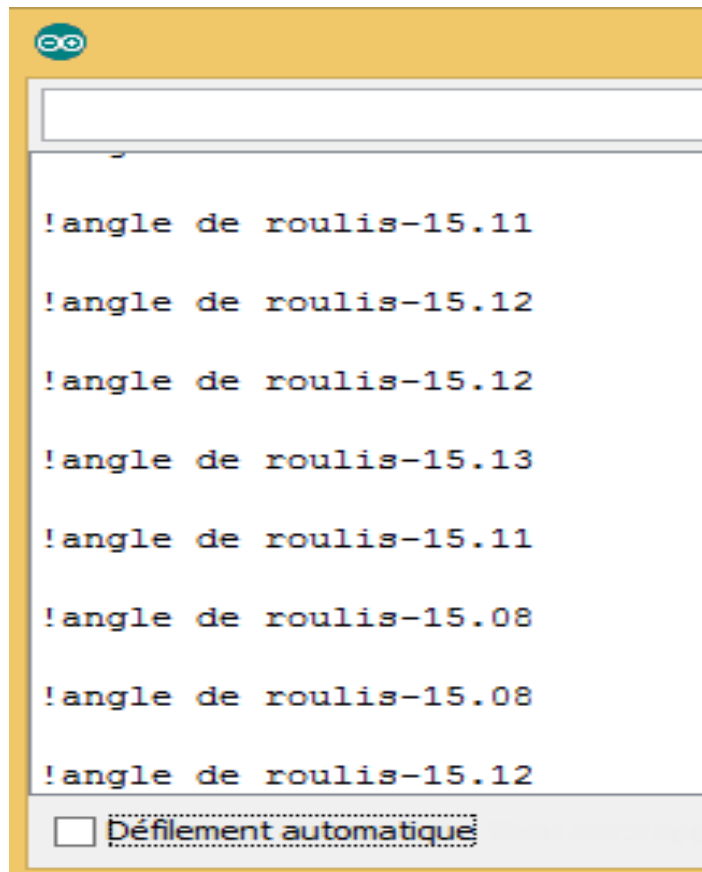


Figure III-15 Affichage de la perturbation dus à l'angle de roulis à droite mesurée par la centrale inertielle

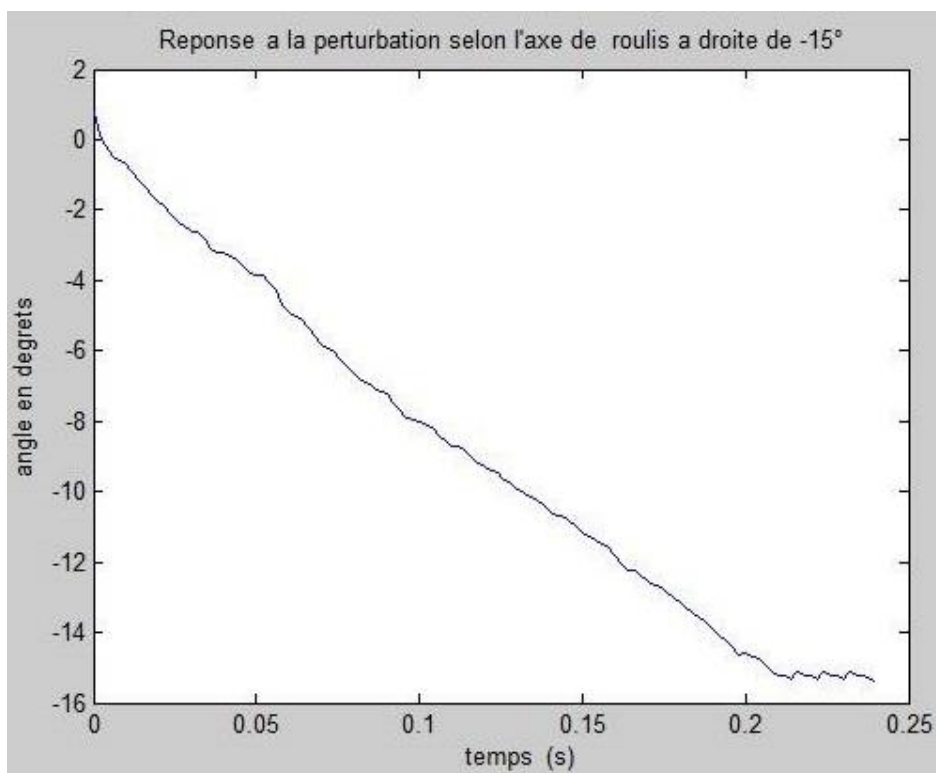


Figure III-16 Réponse du système Gimbal à la perturbation selon l'axe de roulis à droite de 15°

Nous remarquons qu'après la perturbation du système Gimbal de -15° selon l'axe de roulis, le système Gimbal est revenu à son point d'équilibre après 0.25 seconde.

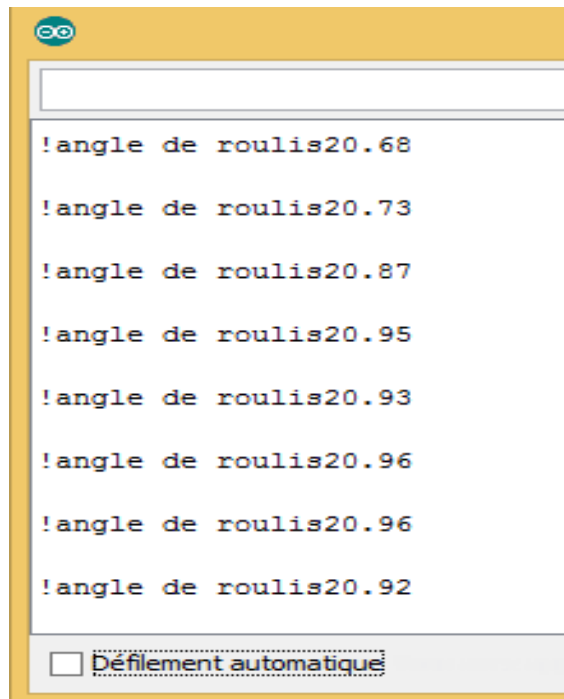


Figure III-17 Affichage de la perturbation dus à l'angle de roulis à gauche mesurée par la centrale inertielle

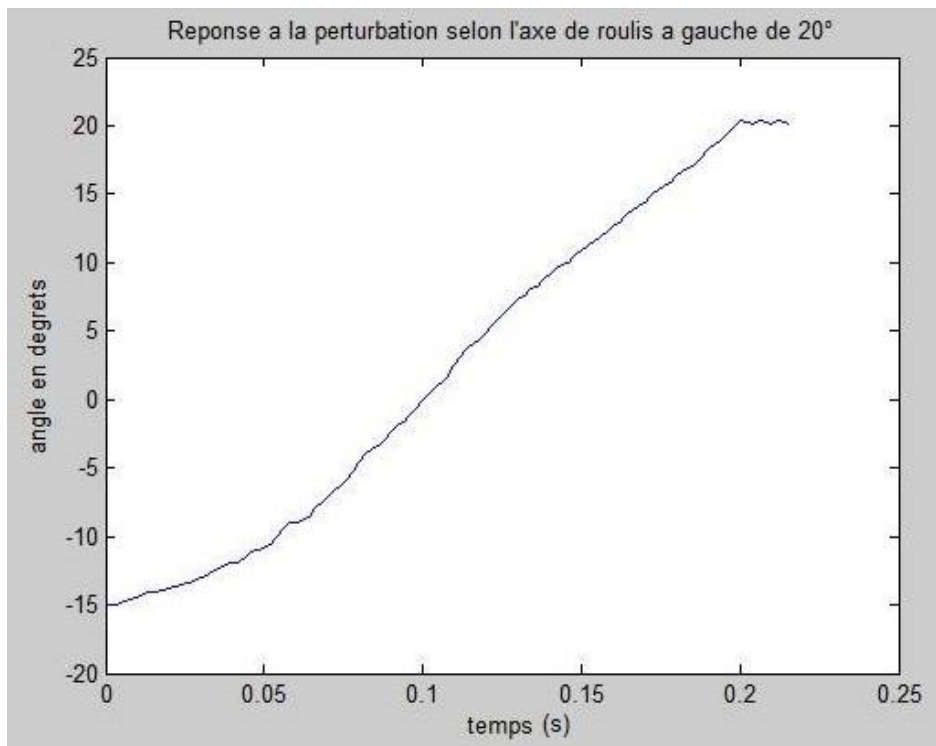


Figure III-18 Réponse du système Gimbal à la perturbation selon l'axe de roulis de 20°

Nous remarquons qu'après la perturbation du système Gimbal de 20° selon l'axe de tangage, le système Gimbal est revenu à son point d'équilibre après 0.25 seconde.

c) Conclusion

La donnée de la centrale inertielle (inclinaison de -15° et de 20° selon l'axe de roulis) a été exploitée, et a été utilisé comme le signal de commande du servomoteur.

La stabilisation selon l'axe de roulis a été réalisée avec succès et donc le système gimbal est stable selon l'axe de roulis.

III.6.3 Troisième essai : un couplage entre tangage et roulis

a) Constatation visuel

Nous avons cabré le drone d'un angle de 5° suivi d'un roulis à droite d'un angle de 15° , le Gimbal contenant la caméra a piqué d'un angle de 5° avec un roulis à gauche d'un angle de 15° .

b) Explication technique

La centrale inertielle a enregistré une variation de -5° selon l'axe de tangage et -15° selon l'axe de roulis par rapport à son point de référence.

La figure III-18 montre l'affichage de la perturbation sur l'axe de tangage et de roulis mesurée par la centrale inertielle. Grace au programme Arduino réalisé, le servomoteur1 fait un débattement de -5° suivant l'axe de tangage et le servomoteur2 fait un débattement de -15° selon l'axe de roulis Afin de remettre le Gimbal a son point d'équilibre selon les deux axes.la figure III-19 montre l'affichage de la réponse du système Gimbal a la perturbation couplé selon l'axe de tangage et de roulis.

```

!angle de roulis-15.23
angle de tangage-5.72

!angle de roulis-15.13
angle de tangage-5.75

!angle de roulis-15.12
angle de tangage-5.77

!angle de roulis-15.06
angle de tangage-5.69

!angle de roulis-15.04
angle de tangage-5.64

!angle de roulis-15.05
 Défilement automatique
    
```

Figure III-19 Affichage de la perturbation sur l'angle de roulis et de tangage mesurée par la centrale inertielle.

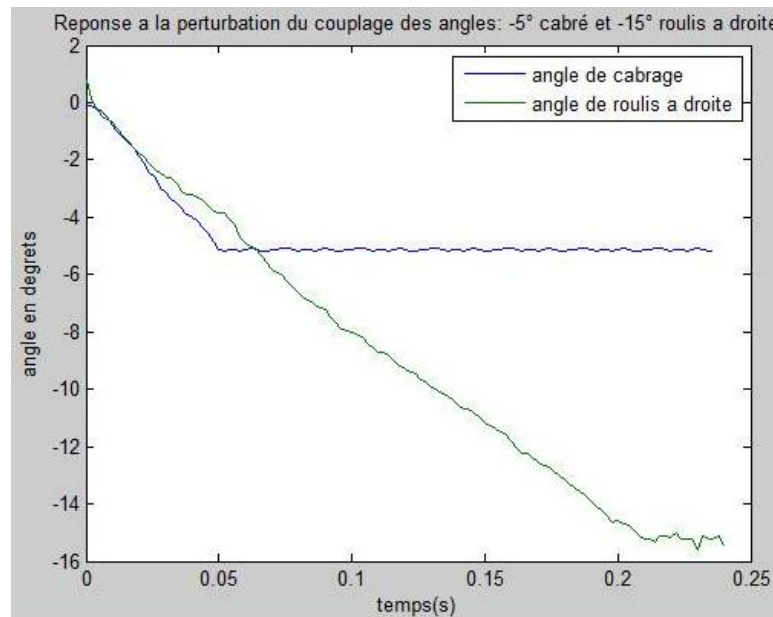


Figure III-20 Affichage de la réponse du système Gimbal a la perturbation couplé selon l'axe de tangage et de roulis.

Nous remarquons qu'après la perturbation du système Gimbal de -5° selon l'axe de tangage et de -15° selon l'axe de roulis. Le système Gimbal est revenu à son point d'équilibre après 0.05 seconde selon l'axe de tangage et après 0.23 seconde selon l'axe de roulis. Et nous avons remarqué un dépassement

c) Conclusion

Les données de la centrale inertielle (inclinaison de -5° selon l'axe de tangage et -15° selon l'angle de roulis) a été exploitée, et a été utilisé comme le signal de commande du servomoteur. La stabilisation en même temps selon l'axe de tangage et de roulis a été réalisée, et donc le Gimbal est stable selon l'axe de roulis et celui de tangage.

Donc quel que soit l'inclinaison du drone, la caméra est stabilisée.

IV. Conclusion et perspectives futures

Nous nous sommes lancé dans les systèmes embarqués, une spécialité très passionnante où nous avons beaucoup appris, une spécialité qui nous a permis de toucher au monde réel, en d'autres termes de passer de la théorie à la pratique (deux mondes bien différents).

L'objectif de ce mémoire a été L'embarquement d'un système de stabilité pour l'imagerie aérienne sur les drones.

Tout d'abord, la carte de commande (Arduino Uno) choisie a été satisfaisante, vu que notre instrumentation a été commandée avec succès ; les données de notre capteur (centrale inertielle) ont été correctement exploitées et ensuite utilisées comme signale de commande pour les actionneurs (servomoteurs).

Ensuite, les protocoles de communications utilisés nous ont permis de communiquer aussi bien entre la carte de commande et le capteur ainsi qu'entre la carte de commande et l'ordinateur.

En outre, l'instrumentation en termes de centrale inertielle et d'actionneur utilisés est satisfaisante pour notre réalisation ; la précision de la centrale inertielle est de $\pm 1^\circ$, quant au servomoteur, son système interne d'asservissement, nous a été très utile.

Par ailleurs, la réalisation du système Gimbal, le système mécanique qui réunit toute l'instrumentation nécessaire pour la stabilisation de la caméra et la mettre en œuvre est réalisé.

Enfin l'objectif de notre mémoire qui est l'embarquement d'un système de stabilité pour l'imagerie aérienne sur le drone a été atteint.

Même si notre objectif a été atteint, le monde de la robotique reste très vaste et ses applications sont nombreuses. Nous allons présenter pour terminer, quelques perspectives futures qui nous semblent utiles.

- Stabilisation d'un drone

La stabilisation d'un drone pourra se faire à condition de :

1) Améliorez la commande PID, c'est-à-dire alors, une commande proportionnel pour stabiliser le GIMBAL est suffisante car le GIMBAL est installer lui-même sur un drone, et on ne peut imaginer des vibrations a haute fréquences du drone au point où le GIMBAL ne pourra pas suivre et sera en déphasage avec le drone. si jamais le drone vibrera à haute fréquence, il faut savoir que c'est la stabilité du drone qui devrais être remise en question.

Une bonne commande PID permettra de stabilisé le drone, il ne faudra surtout pas tomber dans les effets yoyo, car sa mènera au crash.

2) Avoir le modèle mathématique du drone, sur lequel la commande PID sera appliquée.

- Identification d'un drone pour faire le modèle mathématique :

Faire l'identification d'un drone pour avoir son modèle mathématique est une perspectifs très importante à faire. Car avoir le modèle mathématique du drone est une avancée considérable pour le stabilisé.

- Repositionnement d'une antenne à bord d'un avion

Le même principe pourra être mis en place(le moteur tourne pour repositionner l'antenne afin que cette dernière puisse communiquer avec le sol), seulement, c'est les données qui vont changer.

- Controller un hélicoptère selon un seul axe

C'est une perspectif très faisable, et c'est un bon pas en avant, avant d'essayer la stabilisation du drone. Sa donnera une sorte de pendule Controller.

Annexe

Annexe 1 plan BH-50

Annexe

Annexe 3 Documentation technique des composants de la centrale inertielle

Reference

[3] Rapport d'information n° 215 (2005-2006) de M. Philippe NOGRIX et Mme Maryse BERGÉ-LAVIGNE, fait au nom de la commission des affaires étrangères, déposé le 22 février 2006

[8] M.D. Shuster. A survey of attitude representations. The Journal of the Astronautical Sciences, 41 :439 517, 1993.

[9] N.Hoang Van, Estimation d'attitude et diagnostic d'une centrale d'attitude par des outils ensemblistes. Thèse de Doctorat, Université de GRENOBLE, France, 2011.

[11] J.F. Guerrero-Castellanos, Estimation de l'attitude et commande bornée en attitude d'un corps : Application à un mini hélicoptère à quatre rotors. PhD thesis, Université Joseph Fourier-Grenoble I, France, 2008.

[12] M. J. Aldon, Capteurs et Méthodes pour la Localisation des Robots Mobiles , Techniques de l'Ingénieur, S7852, 2001.

[4] D.Adrien, Stratégies de Commande pour la Navigation Autonome d'un Drone Projectile Miniature. Thèse de Doctorat, Université de Lorraine, France, 2013.

[5] A. Koehl, Modélisation, Observation et Commande d'un Drone Miniature à Birotor Co- axial. Thèse de Doctorat, Université de Lorraine, France, 2012.

[6] R.Ratni, M.Boudine, Conception et Réalisation d'un mini drone BR-50 pour l'agriculture. Mémoire de Master, Institut d'Aéronautique de Blida, Algérie, 2013.

[7] <http://www.droneshop.com/combo-s900-a2-z15-gh4>

[10] Wikipédia([http://fr.wikipedia.org/wiki/Angles d'Euler](http://fr.wikipedia.org/wiki/Angles_d'Euler)). Angle d'Euler.

[13](MEMS:le monde microscopique)

<http://www.tomshardware.fr/articles/MEMS,2-811.html>

[14]<http://www.techniques-ingenieur.fr/www.sndl1.arn.dz/base-documentaire/genie-industriel-th6/capteurs-et-methodes-de-mesure-42419210/capteurs-mems-r431/>

[15]<http://fr.wikipedia.org/wiki/Acc%C3%A9l%C3%A9rom%C3%A8tre>

[16]<https://www.sparkfun.com/datasheets/Sensors/Accelerometer/ADXL345.pdf>

[17] S. Beeby, G. Ensell, M. Kraft, and N. White. MEMS Mechanical Sensors. Artech House, Inc, 2004.

[18]wikipedia (<http://en.wikipedia.org/wiki/Gyroscope>). Rate gyro.

Référence

- [19] <https://cdn.sparkfun.com/datasheets/Sensors/Gyros/3-Axis/EB-ITG-3200-00-01.1.pdf>
- [20] wikipedia (<http://en.wikipedia.org/wiki/Magnetometer>). Magnetometers.
- [21] <http://dlnmh9ip6v2uc.cloudfront.net/datasheets/Sensors/Magneto/HMC5883L-FDS.pdf>
- [22] <https://www.sparkfun.com/products/10736>
- [23] Arduino pour bien commencer en électronique et en programmation
Par Astalaseven, Eskimon et olyte.
- [24] <http://arduino.cc/>
- [25] http://fr.wikipedia.org/wiki/RS-232#mediaviewer/File:Rs232_oscilloscope_trace.svg
- [26] <http://www.commentcamarche.net/contents/1131-transmission-de-donnees-les-modes-de-transmission>
- [27] http://fr.wikipedia.org/wiki/Serial_Peripheral_Interface
- [1] <http://fr.wikipedia.org/wiki/Drone>
- [2] Mieux connaître les drones.
http://www.onera.fr/sites/default/files/ressources_documentaires/cours-exposes-conf/mieux-connaître-les-drones.pdf