

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

وزارة التعليم العالي و البحث العلمي

Université Mohamed Boudiaf de M'sila

Faculté de Technologie

Département de Génie Electrique

Master 2 : Robotique Professionnel

(UE Découverte 3.1 - Crédits : 1, Coefficients : 1)

Support de cours :

Robotique aérienne

Rédigé et organisé par l'enseignant : **Dr. Khatir KHETTAB**

'MCA' au département de Génie Electrique

2021-2022

Avant-propos

Cet ouvrage intitulé : *Robotique aériennes*, est une matière découverte s'adresse aux étudiants en 2^{ième} année Master *Robotique professionnel*. Son objectif est de donner au lecteur un outil lui permettant de travailler de manière autonome à l'aide de questions détaillées et progressives, et d'une construction pas à pas des programmes.

Ce support principalement est dédié aux étudiants de 2^{ème} année Master options : Robotique professionnel, ce support de cours s'articule autour des objectifs déferents comme :

- **Généralités sur les DRONES** : La recherche dans le domaine des drones fait appel à plusieurs disciplines scientifiques à savoir l'aérodynamique, la mécanique, l'électronique, l'automatique, la communication..., etc.
- **Classification des drones et leurs applications,**
- **Technologie des Capteurs pour les Drones,**
- **Technique de commande d'un Drone,**
- **Modélisation Commande des drones : Cas des Quadrotors.**

Ce polycopié, a pour but de présenter un cours sur les robotiques aériennes : les drones, classification, domaine d'application, modélisation et commande. Il est destiné aux ingénieurs, physiciens, mathématiciens ainsi qu'aux étudiants en 2^{ème} année Master Electronique, Automatique et Electrotechnique.

Le contenu de ce support de cours se décompose principalement en cinq chapitres sur les applications civiles et militaires des Drones, leurs modélisations et leurs commandes linéaires et non linéaires. Pour atteindre ces objectifs nous proposons une approche pédagogique pour participer à la formation des concepteurs en génie électrique (Automatique-Robotique), en les dotant d'outils méthodologiques, mais plus encore en les mettant dans un état d'esprit propice aux fonction de connaissances et conceptions, caractérisé par la volonté de maîtriser au lieu de subir.

Table des matières

CHAPITRE 1 :

Généralités sur les Drones

| | |
|-------------------------------------|---|
| 1.1 Généralités sur les DRONES..... | 3 |
| 1.2 Drone..... | 4 |
| 1.2.1. Domaine d'application | 5 |
| 1.3. Quadrotor [3] | 6 |

CHAPITRE 2 :

Les DRONES : Classifications et Applications

| | |
|--|----|
| 2.1. Définition d'un drone : | 9 |
| 1.3 Quelques configurations des UAV..... | 10 |
| 1.3.1. Classification selon la taille..... | 10 |
| 2.3. Classification selon le mode de propulsion | 11 |
| (a) Drones monorotors..... | 13 |
| (b) Drones birotors | 13 |
| (c) Drones trirotors | 15 |
| (d) Drones Quadrotors | 15 |
| 2.4. Premiers Quadrotors : | 18 |
| 2.5. Travaux de recherche récents sur les Quadrotors : | 20 |
| 2.6. Application : Constitution du drone X4 | 25 |
| 2.7. Eléments constituant l'électronique embarquée :..... | 26 |
| a). Carte intelligente | 27 |

CHAPITRE 3

Technologie des Capteurs pour les Drones

| | |
|--|----|
| 3.1. Instrumentation et Capteurs..... | 28 |
| 3.2. Etude sur les événements GPS /DGPS | 28 |
| 3.3 Navigation inertielle hybridée | 30 |
| 3.4. Système de positionnement global (GPS): | 31 |
| 3.5. Unité de mesure inertielle (IMU) | 31 |
| 3.6. Caméras et tout autre capteur de vision,..... | 33 |

| | |
|--|----|
| 3.7. Propulseurs..... | 34 |
| 3.7.1. Moteur BRUSHLESS | 34 |
| 3.7.2. Les Hélices | 35 |
| 3.8. Technologie des capteurs pour la localisation des drones :..... | 35 |
| 3.8.1 Capteurs Proprioceptifs..... | 36 |
| a). Accéléromètres | 36 |
| b). Gyroscopes..... | 36 |
| d). Centrales inertielles (IMU : Inertiel Measurement Unit) | 36 |
| 3.8.2. Capteurs Extéroceptifs | 37 |
| a). Compas magnétiques | 37 |
| b). Gyrocompas | 37 |
| c). Localisation sur balises (GPS : Global Positioning System)..... | 37 |
| d). Capteurs télémétriques..... | 38 |
| e). Caméra | 38 |
| 3.9. Conclusion | 39 |

CHAPITRE 4 :

Modélisation et principes de commande des Drones : Cas des Quadrotors

| | |
|--|-----------|
| 4.1. Introduction..... | 40 |
| 4.2 L'hélicoptère octorotor coaxial | 40 |
| 4.2.1 Description | 40 |
| 4.2.2 Possibilités de vol de l'octorotor coaxial | 41 |
| 4.2.3 Synthèse du modèle à six degrés de liberté..... | 42 |
| 4.3 Modèle mathématique du quadrotor | 43 |
| 4.5. Modèle cinématique et dynamique de l'orientation | 48 |
| 4.6. Représentation d'état du quadrotor | 51 |
| 4.7 Technique de commande d'un Drone..... | 53 |
| 4.7.2. Techniques de commande linéaires (commande classique PID) : | 54 |
| 4.7.3 Techniques de commande non linéaires :..... | 56 |
| a). Principe de la commande par backstepping | 56 |
| 4.7.4 Stabilité..... | 58 |
| b). Commande par mode glissant..... | 58 |
| c) Principe de modes glissants d'ordre supérieur | 62 |
| 4.8. Conclusion | 62 |
| Conclusion générale..... | 63 |
| Annexe | 63 |
| Reference | 70 |

CHAPITRE 1 :

Généralités sur les Drones

1.1 Généralités sur les DRONES

L'évolution de la commande automatique a ouvert la voie à plusieurs applications comme la surveillance des grandes infrastructures telles que les lignes haute tension, les barrages et les ouvrages d'art. Dans l'environnement, ces UAV peuvent être très utiles pour la détection des zones contaminées avec des agents radioactifs, chimiques ou biologiques, la mesure de la pollution de l'air, la surveillance des forêts..., etc. Les premières recherches dans le domaine des UAV datent de la seconde guerre mondiale, les premiers appareils conçus avaient des dynamiques et des dimensions proches de celles des avions et ils volaient à une très haute altitude.

La recherche dans le domaine des drones fait appel à plusieurs disciplines scientifiques à savoir l'aérodynamique, la mécanique, l'électronique, l'automatique, la communication..., etc.

Le travail présenté dans ce rapport s'inscrit dans le cadre de la modélisation et le développement des lois de commandes pour des UAV au sein du « Laboratoire de Développement des Entraînements Electrique LDEE » de l'université d'USTO. Le but attendu est d'abord de déterminer un modèle compatible décrivant la dynamique du drone type quatre hélices et d'arriver enfin à concevoir des commandes robustes réalisables, qui permettent au drone quadrotor nommé par la suite « X4 » la poursuite d'une trajectoire de référence désirée quelque soit les perturbations externes qu'il peut subir.

Le choix de ce type de drone est justifié particulièrement par la simplicité de son architecture ainsi que sa dynamique qui représente un problème de commande très attractive. Cela revient de la non-linéarité du modèle et qu'il est sous-actionnée (le nombre d'entrée du système est inférieur au nombre de degré de liberté). D'autre part, une représentation complète de son comportement dynamique dans tous ses modes de vol n'existe pas. Ceci est dû au fait que sa dynamique complexe résulte principalement, de la nature variable des forces aérodynamiques dans les différentes conditions de vol.

1.2 Drone :

Un Drone ou UAV (Unmanned Aerial Vehicle) est un aéronef sans pilote humain à bord qui utilise les forces aérodynamiques pour produire un vol vertical. Il peut être piloté à distance, autonome ou semi autonome [2]. Il est susceptible d'emporter différentes charges utiles, le rendant capable d'effectuer des tâches spécifiques, pendant une durée de vol qui peut varier en fonction de ses capacités.

Le mot drone qui signifie *bourdon ou bourdonnement*, est communément employé en Français en référence au bruit que font certains d'entre eux en volant. Son utilisation a d'abord été connue dans les applications militaires, comme la surveillance et la reconnaissance et comme plateforme de désignation de cible ou comme arme. Puis, plusieurs applications civiles sont devenues concurrentes, notamment dans l'observation des phénomènes naturels (Avalanches, volcans...), la pulvérisation des pesticides sur les surfaces agricoles, la surveillance de l'environnement (exemple : mesures de la pollution) et des réseaux routiers, la maintenance des infrastructures...etc [1, 15].

Aujourd'hui, plusieurs modèles d'UAVs sont disponibles suivant leurs domaines d'application et la mission accordée. Parmi ces modèles, il y a les UAVs à ailes fixes, les UAVs à ailes battantes et les aéronefs à décollage et atterrissage vertical (à voilures tournantes) '*VTOL : Vertical Take off and Landing* ', sur lesquelles nous focalisons notre intérêt.

Le drone est un système complexe non linéaire à plusieurs variables, instable notamment en mode de vol, et représente une dynamique fortement couplée.

1.2.1. Domaine d'application

Le domaine des drones (*Unmanned Aerial Vehicule - UAV*) est en constante évolution depuis les débuts de l'aviation. À l'origine, les recherches dans ce domaine étaient principalement motivées par des applications militaires (*Valavanis, 2007*). En effet, les drones étaient, et demeurent aujourd'hui, la meilleure solution pour éviter la perte de pilotes lors de missions dangereuses. Cependant, compte tenu des complexités additionnelles inhérentes aux drones, le développement de ce domaine s'est effectué plus lentement que pour les systèmes avec pilote.

L'apparition de capteurs de plus en plus précis, l'augmentation constante de la puissance de calcul des processeurs ainsi que l'avancement des connaissances dans le domaine de l'aéronautique ont permis à cette tendance de s'inverser. En effet, le domaine des drones croît de manière exponentielle depuis le début des années 80 (*Newcome, 2004*).

L'utilisation de drones est désormais monnaie courante dans plusieurs domaines d'applications telles que l'arpentage, la surveillance de pipeline et la photographie aérienne (*Austin, 2010*). Aussi, les drones sont désormais très connus du public spécialement depuis l'intensification de l'utilisation de drones militaires, tels que le désormais célèbre Predator, par l'armée américaine.

Compte tenu du potentiel énorme des drones pour des applications civiles, un très grand nombre de compagnies concevant des drones civils sont apparues depuis les années 90 telles que, par exemple, Aeryon Labs et Aerodreams. En effet, pour la même application, les drones civils sont typiquement beaucoup moins volumineux que des véhicules avec pilote.

Ceci permet de réduire drastiquement le coût de carburant, de fabrication, d'opération ainsi que de maintenance des appareils. Par ailleurs, l'apparition de capteurs bon marché, la multiplication de communautés hébergées sur internet portant sur les drones légers ainsi que l'apparition de projets à code libre sont des facteurs qui ont rendu accessible le domaine des drones à une très grande partie de la population.

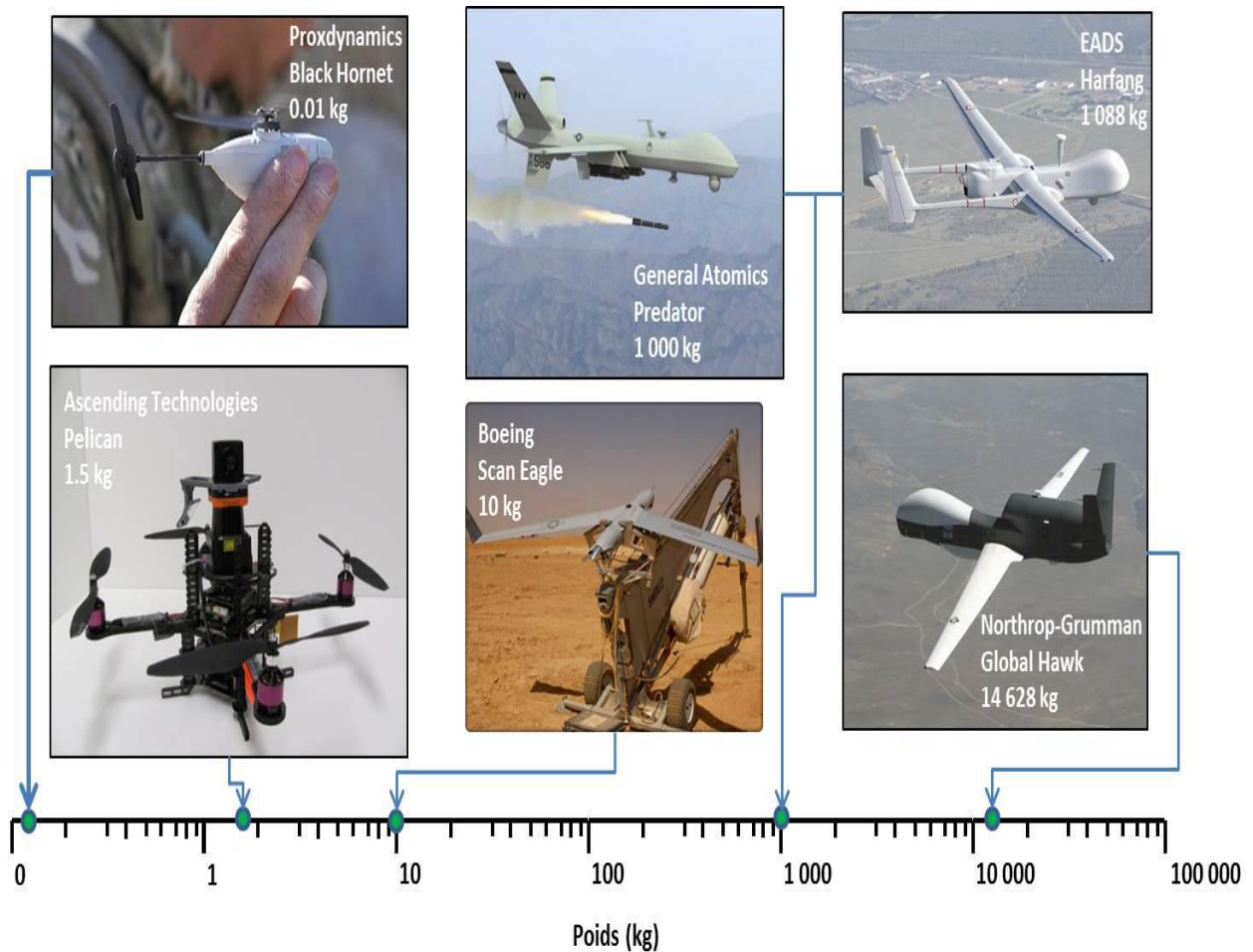


Figure 1.1 Différents modèles de drones classés par poids

Adaptée de Wikipédia (2014) [3]

1.3. Quadrotor [3]

Le Quadrotor est un aéronef faisant partie de la famille des hélicoptères, plus particulièrement de la famille des Multi-rotors. Le quadrotor possède plusieurs caractéristiques (simplicité mécanique, décollage/atterrissage vertical, vol stationnaire, agilité) qui lui procurent plusieurs avantages opérationnels par rapport à d'autres types d'appareils. Cependant, ces caractéristiques proviennent de la dynamique hautement non linéaire, couplée et sous-actionnée du quadrotor, ce qui le rend impossible à commander sans l'action d'un contrôleur.

Cette information propose donc de concevoir un contrôleur permettant d'asservir précisément la position du quadrotor dans l'espace. Ce contrôleur pourra ensuite être utilisé pour effectuer des missions autonomes à l'aide d'un quadrotor.

Le quadrotor, dont le contrôle fait l'objet de cette discussion, fait partie de la famille des hélicoptères, plus particulièrement de la famille des appareils multiroteurs. Comme son nom l'indique, il s'agit d'un appareil qui possède quatre moteurs construits en forme de croix. La Figure 1.2 présente un prototype de quadrotor construit par le club scientifique Dronolab de l'École de technologie supérieure (ÉTS)-Canada.



Figure 1.2 Quadrotor du club étudiant Dronolab de l'ÉTS en vol

Tirée de Dronolab (2014) [3]

Comparativement à l'hélicoptère conventionnel où le contrôle de l'appareil est effectué en changeant l'angle d'incidence du rotor principal, le quadrotor est contrôlé par la variation de vitesse entre les différents moteurs. Ceci simplifie grandement la fabrication de ce type d'appareil en éliminant les pièces mécaniquement complexes constituant notamment le système de propulsion. Malgré ces différences mécaniques, le quadrotor conserve toutes les caractéristiques d'un hélicoptère conventionnel, ce qui lui permet d'être rapidement et facilement déployé sur une multitude de terrains.

Il peut également effectuer des vols dans des environnements restreints tels que des bâtiments et maintenir un vol stationnaire.

Les avantages et les désavantages du quadrotor sont résumés par le Tableau suivant :

Tableau 1.1 Résumé des avantages et des désavantages du quadrotor [3]

| Avantages | Désavantages |
|---------------------------------|--|
| Décollage/Atterrissage vertical | Naturellement instable |
| Vol stationnaire | Dynamique couplée |
| Simple mécaniquement | Système sous-actionné |
| Agile | Petit rayon d'action (≈ 1 à 3 km) |
| Petite taille | Faible autonomie (≈ 10 à 30 min) |

Une multitude de tâches peuvent être envisageables pour un appareil ayant les caractéristiques précédentes, telles que :

- l'inspection de bâtiments, plantations, structures, lignes électrique, pipelines...;
- opération de déminage;
- exploration de lieux difficiles d'accès ou dangereux;
- arpentage;
- localisation de feux de forêt;
- photographie aérienne.

CHAPITRE 2 :

Les DRONES : Classifications et Applications

2.1. Définition d'un drone :

Un Drone ou UAV (Unmanned Aerial Vehicle) est un aéronef sans pilote humain à bord qui utilise les forces aérodynamiques pour produire un vol vertical. Il peut être piloté à distance, autonome ou semi autonome [2].

Il est susceptible d'emporter différentes charges utiles, le rendant capable d'effectuer des tâches spécifiques, pendant une durée de vol qui peut varier en fonction de ses capacités. Le mot drone qui signifie bourdon ou bourdonnement, est communément employé en Français en référence au bruit que font certains d'entre eux en volant. Son utilisation a d'abord été connue dans les applications militaires, comme la surveillance et la reconnaissance et comme plateforme de désignation de cible ou comme arme. Puis, plusieurs applications civiles sont devenues concurrentes, notamment dans l'observation des phénomènes naturels (Avalanches, volcans...), la pulvérisation des pesticides sur les surfaces agricoles, la surveillance de l'environnement (exemple : mesures de la pollution) et des réseaux routiers, la maintenance des infrastructures...etc [1].

Aujourd'hui, plusieurs modèles d'UAVs sont disponibles suivant leurs domaines d'application et la mission accordée. Parmi ces modèles il y a :

- Les UAVs à ailes fixes,
- Les UAVs à ailes battantes,
- Les aéronefs à décollage et atterrissage vertical (à voilures tournantes) 'VTOL : Vertical Take off and Landing ', sur lesquelles nous focalisons notre intérêt.

I.3 Quelques configurations des UAV

Il n'existe pas une seule façon de classer les drones, car ils peuvent être répartis selon plusieurs critères : autonomie, portée, altitude, mission, systèmes de contrôles, dimension, mode de propulsion, etc. ... Par exemple en Australie, ils sont répartis selon leurs masses, lourdes ou légères, par contre les Américains les classent selon leurs tailles [3].

I.3.1. Classification selon la taille

- **Micros drones** : Les micros drones ne signifient pas qu'ils ont une taille micrométrique, mais ce sont des drones ayant des tailles variant du centimètre à quelques dizaines de centimètres (figure 2.1). Ce type de drones se caractérise par une faible charge et dégradation de performances de vol en présence du vent.



Figure 2.1 Micro drones (Black Window et Wasp)

- **Minis drones** : Ce sont des drones légers et de taille petite, leur poids est de quelques kilogrammes et d'envergure allant jusqu'à 1, 2 mètres (figure 2.2).



Figure 2.2 Drones portables, Evolution (BAI Aerosystem), et DO-MAV (EADS-Dornier).

1. **Male** : Medium Altitude Long Endurance: se sont des drones volants à moyenne altitude et de grande autonomie. Ce type de drones peut embarquer des armes, et de ce fait leur taille est comparable aux avions traditionnels.
2. **Hale** : High Altitude Long Endurance : ce sont des drones volants à haute altitude et de grande autonomie et envergure. Ce type de drones est très utilisé dans le domaine de communication.

2.3. Classification selon le mode de propulsion :

- **Voilures fixes:** Sont des drones utilisant les ailes fixes dans leur mode de déplacement (figure 2.3).



Figure 2.3 Premiers drones utilisés pendant la guerre de Golfe

- **Ailes battantes**

Les ailes battantes constituent un système de propulsion alternatif pour les mini et micro-aéronefs. Les battements d'ailes reproduisent le vol des oiseaux ou des insectes de plus en plus fidèlement. En France le laboratoire Femto de Besançon et la Société Silmach travaillent sur un projet de libellule artificielle d'une centaine de grammes, voir figure (figure 2.4).



Figure 2.4 Libellule artificielle

- **Voilures tournantes VTOL**

Ce sont des UAVs qui font un décollage et atterrissage vertical, ils ont plusieurs avantages par rapport aux aéronefs à ailes fixes. Ils sont capables d'effectuer un vol stationnaire à basse vitesse et à faible altitude, ce qui est très utile dans les applications de surveillance et de poursuite et permet de fournir des informations détaillées sur les secteurs surveillés. De même, la possibilité du décollage et l'atterrissage vertical de ces UAVs permet leur utilisation dans n'importe quel terrain, à l'opposition des aéronefs à ailes fixes, qui nécessitent des pistes préparées pour leur décollage et leur atterrissage. En plus, ils peuvent effectuer des mouvements dans n'importe quelle direction dans leur plan latéral [3, 15]. Il existe plusieurs configurations de ces aéronefs (VTOL).

(a) Drones Monorotors

Les drones monorotors sont caractérisés par l'utilisation d'un seul rotor comme actionneur principal. Dans cette catégorie on trouve l'avion appelé 3D (figure 2.5). Ces avions ont un moteur puissant qui permet un décollage vertical et des ailerons d'une grande surface pour assurer la maniabilité de l'appareil. Ces avions mono rotor se développent de plus en plus car ils offrent l'avantage de pouvoir voler comme un avion normal, ce qui donne la possibilité de se déplacer rapidement de manière très économique en termes d'énergie [3].



Figure 2.5. Avion 3D.

(b) Drones birotors

Il existe plusieurs types de configurations à deux rotors tels que l'hélicoptère classique composé d'un rotor principal et d'un rotor en queue (figure 2.6 (a)). Il existe aussi les appareils possédant deux rotors sur le même axe tournant dans des sens opposés comme l'Hover-Eye réalisé et commercialisé par Bertrin technologie (figure I.6 (b)), et le drone d'une mécanique birotor coaxial contrarotatif à pas variable développé par l'équipe AURYON (figure I.6 (c)) [3].



(a)



(b)



(c)

Figure1.6 L'hélicoptère Yamaha air max (a), Hovereye de bertrin technologie (b) et Auryon (c).

suit : Deux rotors de même axe tournent dans le sens horaire tandis que les deux autres tournent dans le sens inverse. Ses mouvements possibles sont le **Gaz** (montée ou descente verticale), le **Roulis** ou **Tangage** qui est une orientation que prend le quadrotor, et le **Lacet** qui est une rotation du quadrotor autour de lui-même.

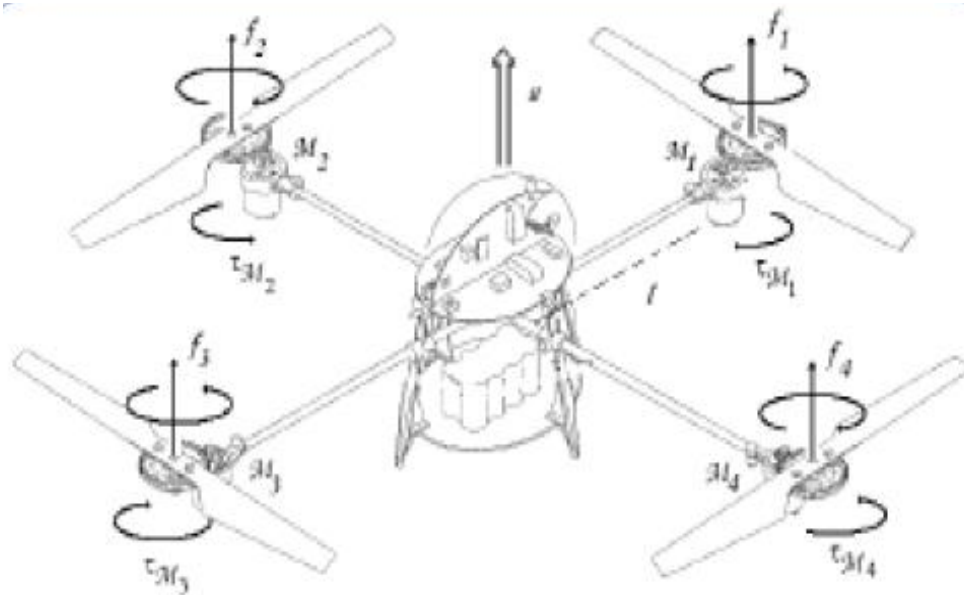


Figure 2.8 Le Quadrotor (Quatre-rotors)

Son mouvement est contrôlé par la variation de vitesse de chaque rotor pour changer la force de portance et le couple créé par chacun. Donc il est important que l'on puisse varier rapidement la vitesse de rotation des moteurs. Pour cela il convient d'utiliser des pales très légères et des rapports de réduction relativement grands. Deux rotors du même axe, tournent dans le sens horaire alors que les deux autres tournent dans le sens antihoraire.

En considérant que les quatre moteurs tournent à la même vitesse et que tous les éléments sont identiques (hélices, dimensions, équilibre des masses), le quadrotor est théoriquement en vol stationnaire (stable sur ses 3 axes). A une vitesse égale des quatre hélices, les couples de rotation générés par une paire de moteurs du même axe s'annulent. Le quadrotor vole à plat et ne tourne pas sur son axe central.

Pour faire monter ou descendre le quadrotor, il faut augmenter ou diminuer la puissance des quatre moteurs. Comme tous les rotors tournent à la même vitesse, il n'y a pas de rotation horizontale.

Pour obtenir un mouvement de translation selon l'axe X ou Y il suffit de réaliser un roulis ou un tangage en augmentant la vitesse d'un moteur et en diminuant celle du moteur du même axe avec la même quantité pour conserver la portance intacte (figure 1.9(a) et figure 1.9(b)).

Pour le mouvement du lacet (rotation sur lui-même), il faut augmenter la vitesse d'une paire de moteur et diminuer d'autant celle de l'autre paire.

Le sens de mouvement du lacet dépendra du sens de rotation qu'on aura choisi pour les paires de moteurs (figure 1.9(c)).

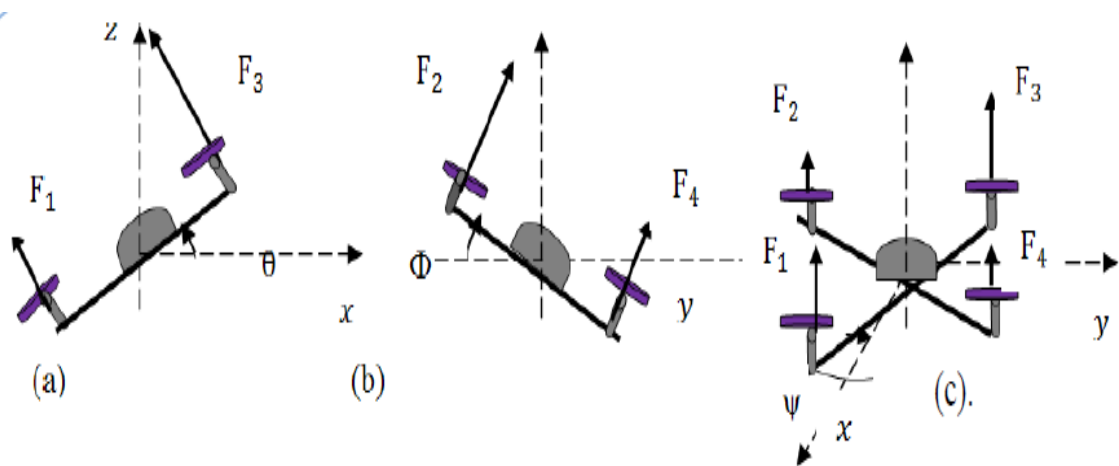


Figure 2.9 : Tangage (a), Roulis (b) et Lacet (c).

L'étude particulièrement est basée sur le quadrotor parce que sa conception offre de réels avantages par rapport à d'autres configurations d'hélicoptères et ouvre de nombreuses perspectives :

- Leurs tailles réduites et leur manoeuvrabilité permettent de voler dans des environnements fermés (Indoor) ou ouvert (Outdoor) et près des obstacles, à l'opposition des hélicoptères conventionnels.
- La simplicité de la mécanique du quadrotor facilite sa maintenance.
- Aucun embrayage n'est exigé entre le moteur et le rotor et aucune exigence n'est donnée sur l'angle d'attaque des rotors.
- Quatre petits rotors remplacent le grand rotor de l'hélicoptère ce qui réduit énormément l'énergie cinétique stockée et minimise les dégâts en cas d'accidents.

2.4. Premiers Quadrotors :

Le premier quadrotor était le *Gyroplane n°1 « Breguet-Richet »*, conçu par les frères scientifiques français Louis et Jaque Breguet en collaboration avec le professeur Charles Richet en 1907 (figure 1.10).

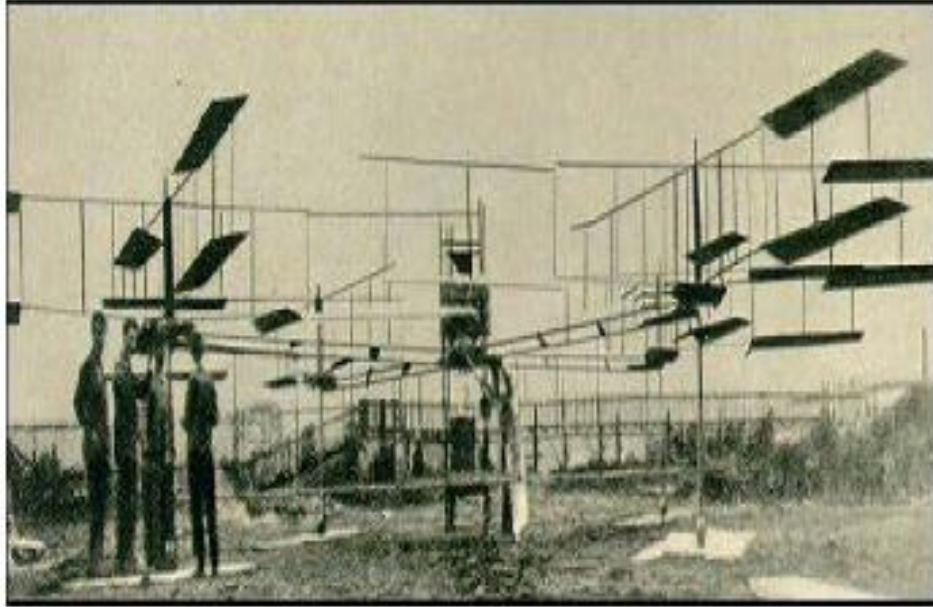


Figure 2.10. Bréguet Richet Gyroplane 1907.

Le décollage du "Gyroplane n° 1" a eu lieu le 24 août 1907. Le "Gyroplane" de 578kg réussit tout de même à décoller de 60 centimètres au-dessus du sol, son "vol" fut cependant si instable que quatre hommes furent nécessaires pour le tenir. Néanmoins, l'académie française des sciences accepta de valoriser cet essai comme le premier décollage motorisé à la verticale d'un homme.

En 1920, Etienne *Oemichen* a commencé ses expériences dans la conception des aéronefs à voilures tournantes. Six modèles ont été conçus par ce jeune ingénieur de la compagnie Peugeot. Parmi lesquels nous constatons un grand quadrotor de 800kg construit en 1922, avec quatre rotors de diamètre (2 x 7.60 mètres + 2 x 6.40 mètres) et huit hélices tournées par un seul moteur Gnome Rhône de 135kw (Figure1.11). Ce quadrotor a montré un degré considérable de stabilité et de contrôlabilité. En 1924, Oemichen a fait un premier vol réussi de 360 mètres et plus de mille tests de vol ont été effectués au cours des années 20.

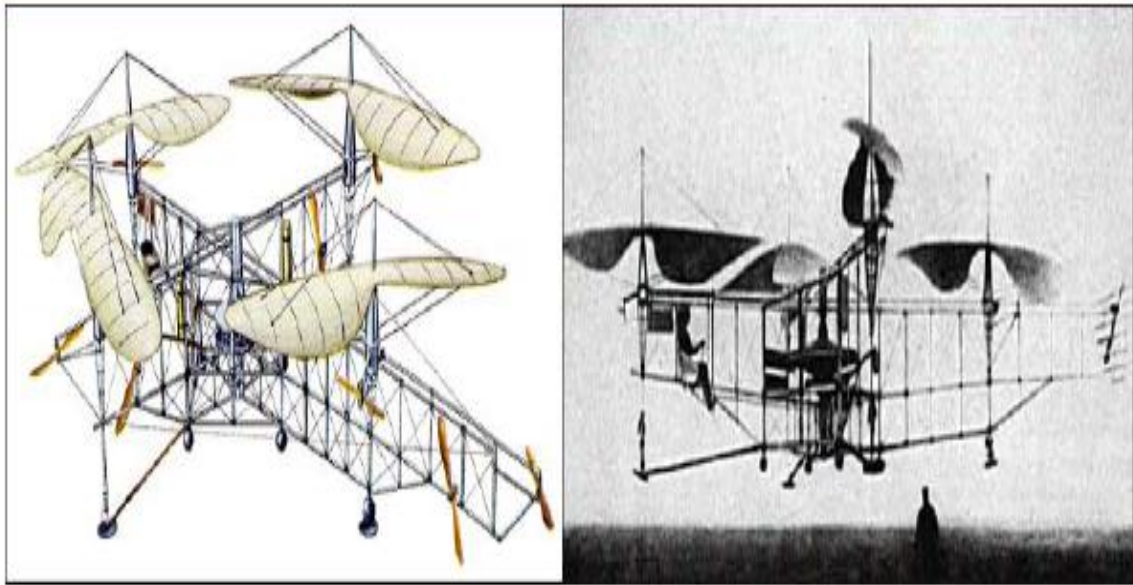


Figure 2.11 Oemichen 1920.

Une autre plateforme à vol vertical été construit pour le service aérien de l'armée américaine à Dayton, Ohio en 1921 par les ingénieurs George de Bothezat et Ivan Jerome . C'était une structure en croix de 1678Kg portant six hélices de diamètre 8.1 mètres sur chaque axe de longueur 9m. Plus de 100 essais de vols ont été exécutés sur ce grand quadrotor, mais la commande en vol était très difficile et le prototype n'a pas répondu aux exigences d'exécution de l'armée américaine (Figure 2.12).

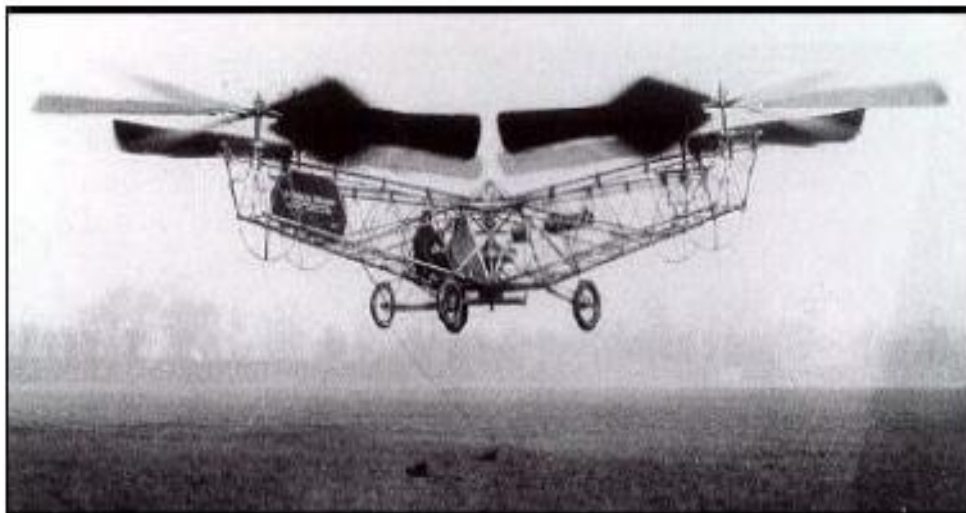


Figure 2.12 Le Quadrotor de Bothezat 1922.

Dans les années 50, Amityville (New York), Convertawings a construit un quadrotor disposant de rotors de diamètre 5.92 mètres et des ailes pour générer une portance vers l'avant. Deux moteurs « Continental » de 90CV ont été utilisés et le véhicule a été commandé en changeant la poussée fournie par chaque rotor. Le quadrotor de Convertawings a été piloté avec succès, mais la production a été arrêtée en raison d'un manque d'intérêt commercial pour cet avion, (Figure 1.13).



Figure 2.13 Convertawings Model A 1956.

2.5. Travaux de recherche récents sur les Quadrotors :

Au fil du temps et grâce à l'avancement des techniques de production et l'innovation connu dans la *technologie des capteurs et des calculateurs numériques*, qui tend particulièrement vers la miniaturisation et la haute précision, une nouvelle génération de quadrotors a vu le jour.

Cette nouvelle génération englobe des prototypes conçus pour être des véhicules aériens sans pilote (Unmanned Aerial Vehicle, UAV). Ces drones sont équipés d'une électronique de commande et des capteurs pour assurer leur autonomie et leur stabilité. Par conséquent, le problème de la commande de cette nouvelle génération d'UAV a connu un énorme progrès et de nouveaux axes de recherches ont été créés pour résoudre cette problématique.

Le nombre de projets portant sur le problème de la conception et la commande des quadrotors ne cesse d'augmenter. Ils existent des projets qui portent sur le problème de la modélisation et la commande en se basant sur des plateformes commerciales comme le Draganflyer, HMX4, UFO4, ...etc. *L'objectif est de doter (تزوید) ces quadrotors avec plus de capteurs et d'intelligence pour réaliser un certain degré d'autonomie.* Tandis que d'autres projets ont abordé le problème de conception et à ce niveau réside un grand compromis entre la conception et la commande.

- **Projet Mesicopter (1999-2001) :** Le Mesicopter, appelé également « Meso-Scale » est un nano quadrotor électrique de 1.5 centimètre d'envergure, (Figure 1.14). Ce quadrotor est capable de voler en portant sa propre alimentation fournit par des batteries miniatures et porte des capteurs dédiés à la recherche atmosphérique ou l'exploration planétaire.



Figure 2.14 Le Mesicopter.

- **Projet STARMAC 2007 :** STARMAC (Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi-Agent Control), un autre projet très intéressant qui étudie la commande multi – agents à l'université de Stanford d'Aéronautique et d'Astronautique, USA.

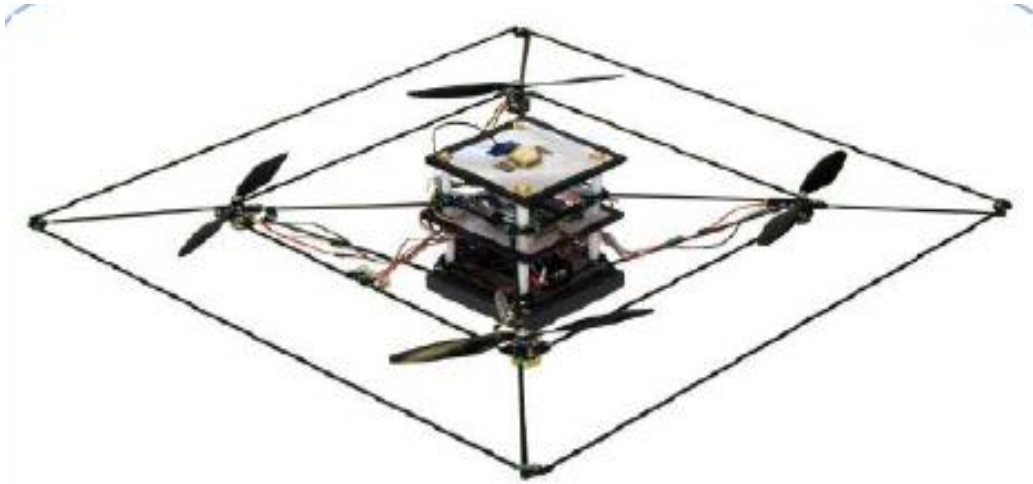


Figure 2.15 Le Quadrotor STARMACII

Les quadrotors conçus pour ce projet (figure 1.15) sont des plateformes autonomes dédiés pour des applications « Outdoor » idéales pour valider de nouveaux algorithmes de coordination multi- véhicules et répondent aux exigences suivantes :

- Une manoeuvre simple et sûr, quelque soit le milieu (interne ou externe) ;
- Une commande de position et de suivi de trajectoire en une pleine autonomie ;
- L'utilisation de plusieurs capteurs pour la perception de l'environnement ;
- La communication avec d'autres plateformes et avec une station au sol ;
- L'implémentation temps réel des algorithmes de coordination multi-véhicules, sur des calculateurs embarqués ;

Le projet OS4 (2003-2007) : Au Laboratoire des Systèmes Autonomes (ASL) de l'Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, EPFL, Suisse, de nombreux projets ont étudié des Hélicoptères existants dans le commerce.

Dans ce projet, l'équipe a travaillé simultanément sur les aspects de la conception et de la commande. Ceci a permet de simplifier la commande par changement de conception et vice versa (figure 1.16).






Figure 2.16. Le Quadrotor OS4.

Le quadrotor OS4 inclut tous les dispositifs nécessaires de l'avionique et d'énergie pour un vol entièrement autonome. Il comporte :

- Une unité de mesure inertielle 3DM-GX1 comme capteur d'altitude ;
- Un capteur de position basé sur la vision utilisant une caméra CCD miniature, embarquée et une marque au sol ;
- Cinq capteurs à ultrason SRF10 Ultrasonic Ranger sont utilisés, quatre pour l'évitement des obstacles et un pour la mesure de l'altitude ;
- Un ordinateur embarqué Geode1200, de vitesse 266Mhz et 128M de RAM est utilisé pour l'implémentation temps réel des lois de commande;

Le tableau ci-dessous résume les projets les plus réputés concernant la conception des quadrotor :

Tableau 2. 1 Quelques projets sur les Quadrotors.

| Projets | Université | Plateforme |
|-----------------------------------|--|--|
| Le X4-Flyer [41] | Université National Australienne |  |
| Le X4-Flyer [42] | CEA France |  |
| Le Quadrotor du projet Quentin | Ecole Pour l'Informatique et Techniques Avancées France |  |
| Le Quadrotor Scott [36] | Université de Pennsylvanie USA |  |
| Le Draganflyer [20] | l'université de Stanford |  |

2.6. Application : Constitution du drone X4

Afin de mettre en œuvre la commande d'un système donné, les états et les propriétés de son environnement interne et externe doivent être connues. En d'autres termes, les paramètres importants pour la commande doivent être surveillés et rétroagis au système. Pour établir les exigences de la commande, le drone X4 est constitué de deux parties, une partie électronique (l'électronique embarquée) et une partie mécanique (les propulseurs) (figure 1.17), (figure 1.18).

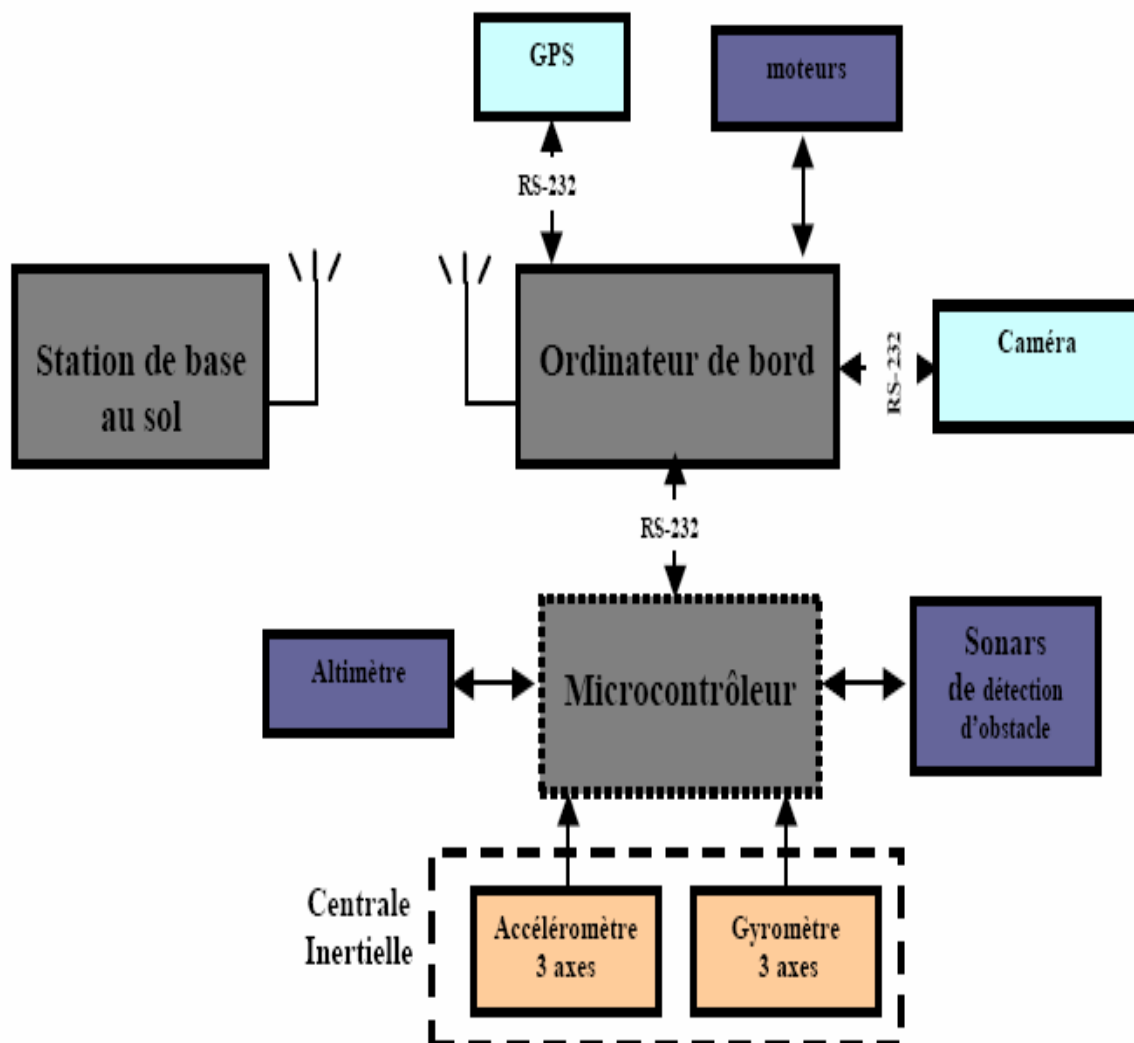


Figure 2.17 Schéma des interconnexions des systèmes embarqués.

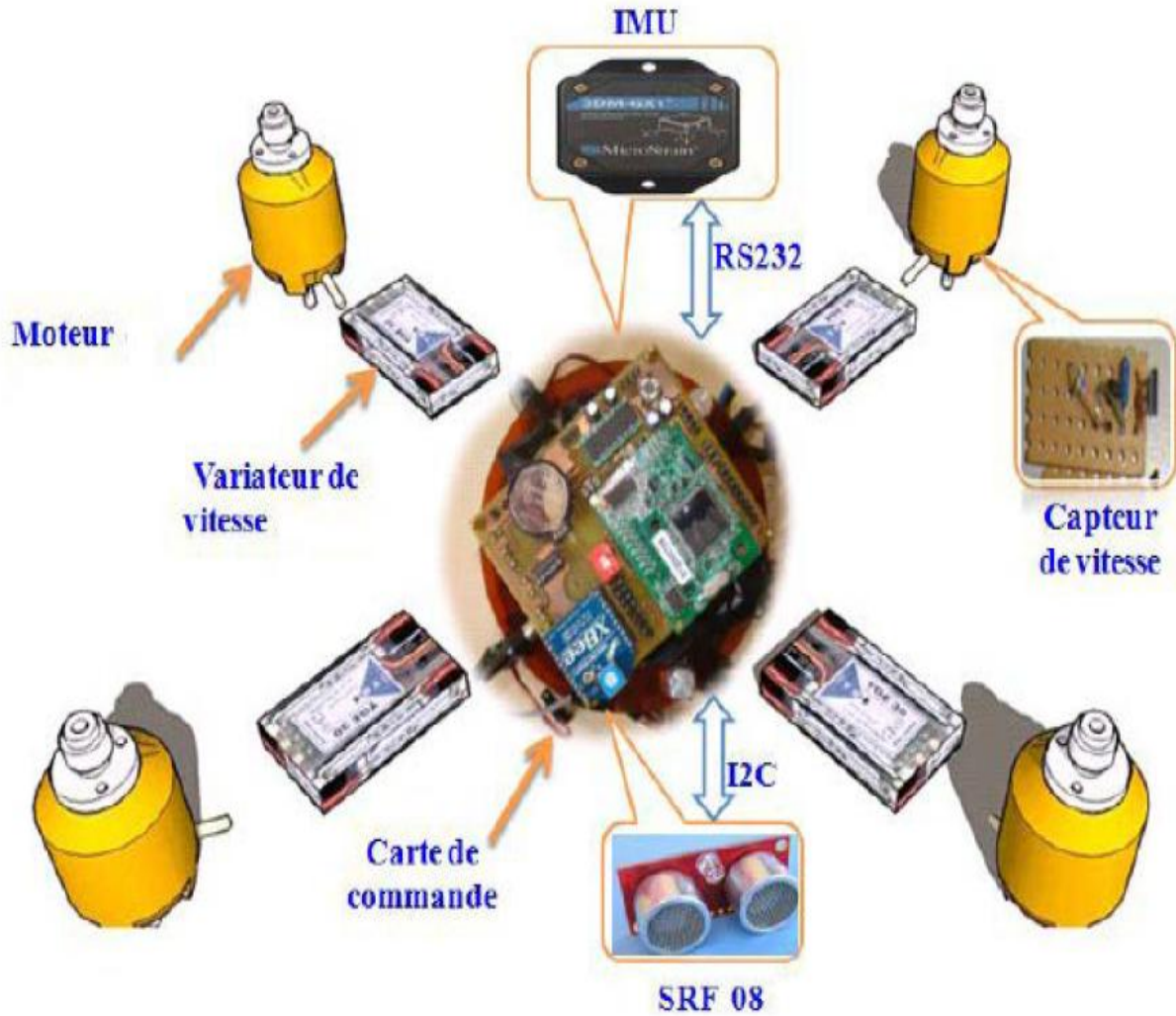


Figure 2.18 Schéma descriptif du système assemblé.

2.7. Eléments constituant l'électronique embarquée :

Les batteries : L'autonomie de tout engin est directement liée à l'énergie qu'il peut avoir, donc à la qualité de la batterie dont il est pourvu (figure 1.19). Le développement des batteries ne cesse de nous étonner de plus en plus légères, de plus en plus autonomes; donc une contribution importante au développement des drones.



Figure 2.19 Différents types de batteries

a). Carte intelligente

Un ordinateur de bord qui est une simple carte intelligente permettant de gérer l'ensemble du système. La carte intelligente peut être à base d'un micro processeur, micro contrôleur, DSPic ou DSP. Elle peut être comparée au cerveau du *Drone* qui génère des commandes aux propulseurs après le traitement de l'ensemble des capteurs embarqués sur la machine sauf la caméra qui transmet ses données images à la base au sol, où elles sont traitées (figure 1.20).



Figure 2.20 Carte intelligente

CHAPITRE 3

Technologie des Capteurs pour les Drones

3.1. Instrumentation et Capteurs

Des capteurs spécifiques pour différents environnements d'observation doivent être utilisés, Par exemple, pour la navigation d'un aéronef, une connaissance précise de son orientation et sa position est nécessaire. Ces informations peuvent être délivrées par :

- Un **GPS** (Global Positioning System).
- L'unité de mesure inertielle (**IMU**) est composée d'**Accéléromètres**, **Gyroscopes** et **Magnétomètres** à trois axes :
 - o **Les Gyroscopes** sont utilisés pour mesurer le taux de variation sur la rotation autour d'un axe
 - o Alors que les *accéléromètres* sont utilisés pour mesurer des accélérations linéaires du système.

A cet ensemble de capteurs s'ajoutent d'autres types de capteurs pour la détection du champ magnétique terrestre qui sert au calcul de la direction et d'altitude (Figure 3.1 c).

Comme capteur de proximité, les sonars et les altimètres sont largement utilisés en plus des infrarouges. Cet ensemble de capteur donne l'information sur la proximité d'un obstacle ainsi que la position d'une cible (Figure 3.1 a).

3.2. Etude sur les événements GPS /DGPS (Differential Global Positioning System)

Le système GPS (Global Positioning System) est un système de positionnement par satellites conçu initialement pour des applications militaires. Son utilisation pour des applications civiles (géodésie, localisation de mobiles, etc.) est actuellement en plein essor.

Ce système comporte 24 satellites répartis de telle sorte qu'en tout point du globe, on peut en observer simultanément 4 à 8, avec une élévation d'au moins 15°.

Pour le positionnement absolu, le mobile à localiser est muni d'un récepteur qui mesure sa distance par rapport à plusieurs satellites. Chaque satellite envoie un message qui permet de calculer ses coordonnées spatiales dans un repère terrestre à l'instant de l'observation. La distance entre le satellite et le récepteur est estimée à partir du temps mis par le signal du satellite pour atteindre le récepteur.

En pratique, l'information redondante de 8 à 11 satellites permet un positionnement avec une erreur allant de quelques mètres à 20 m, suivant le code utilisé (civil ou militaire), la qualité des éphémérides, etc.

Pour obtenir des précisions meilleures, il faut utiliser un mode de positionnement relatif, c'est à dire la position d'un récepteur GPS par rapport à un autre récepteur GPS. C'est ce qu'on appelle le GPS différentiel ou DGPS, et la précision est réduite aux centimètres.



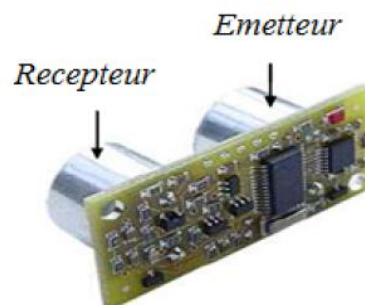
(a)



(b)



(c)



(d)

Figure 3.1. Centrale inertielle (IMU) (a), camera (b), GPS (c) et capteur à ultrason (d).

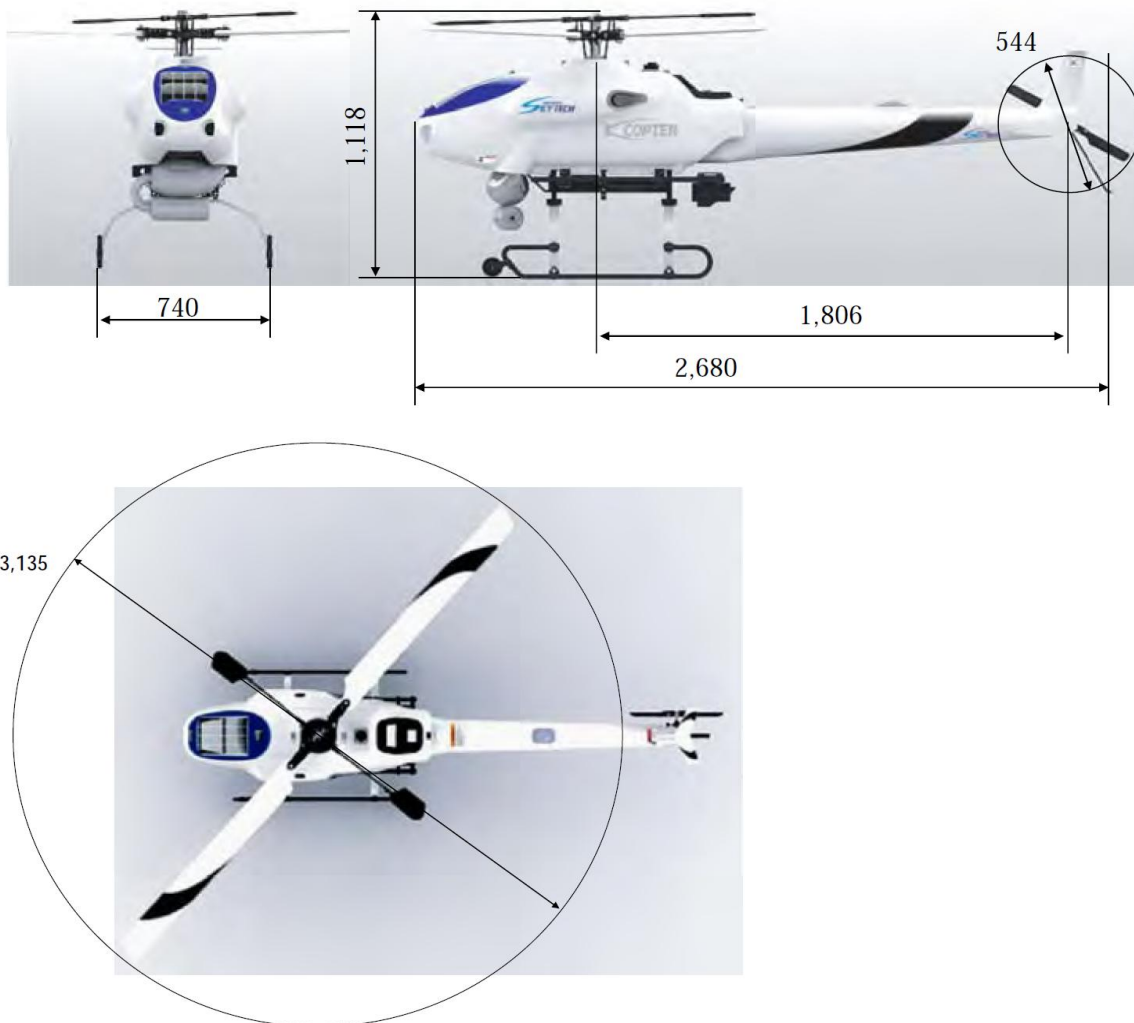


Figure 3.2. Front, left, top view of Oneseen X-Copter 1 with key dimensions

3.3 Navigation inertielle hybridée

La navigation inertielle hybridée consiste à prédire la position du véhicule par intégration des gyromètres et des accéléromètres et à recalibrer cette prédiction par des capteurs extéroceptifs.

L'hybridation la plus fréquente sur les avions est l'hybridation baro-GPS. Une telle hybridation permet de tirer parti de la bonne précision à court terme de la position prédite par la centrale inertielle, et de la précision long terme du GPS. Elle permet en outre d'assurer une continuité de la mesure de position lorsque le GPS est momentanément indisponible.

L'hybridation est généralement réalisée par les techniques optimales de filtrage de Kalman étendu.

3.4. Système de positionnement global (GPS):

Le GPS est un système de navigation par satellite développé par les États-Unis d'Amérique au ministère de la Défense au début des années 1970. Initialement, il a été développé comme un système militaire pour répondre aux besoins militaires américains, et il est disponible pour les civils depuis 1995. Le GPS se compose, normalement, d'une constellation de 24 satellites opérationnels qui sont placés de telle sorte qu'à n'importe quel endroit sur le Globe un peut observer simultanément de quatre à huit satellites.

Connaître la distance d'un satellite place l'objet à localiser quelque part sur une surface sphérique centrée sur le satellite. Connaître les distances de deux satellites place cet objet quelque part le long d'un cercle qui se trouve entre les deux satellites, voir figure 3.3.

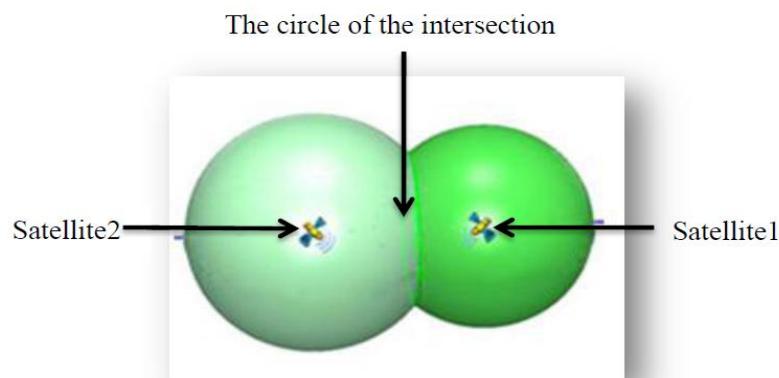


Figure 3.3. Méthode d'extraction de position GPS

3.5. Unité de mesure inertielle (IMU) - Une unité de mesure inertielle, ou IMU, est un appareil électronique qui mesure et signale la vitesse, l'orientation et les forces gravitationnelles d'un engin. Le terme IMU est largement utilisé pour désigner un système contenant un accéléromètre à trois axes et un gyroscope à trois axes. Certaines IMU contiennent également un magnétomètre à trois axes et/ou un GPS pour améliorer la précision de l'estimation de l'attitude et de la position.

Drones portables - La charge utile essentielle d'un tel mini drone est une caméra vidéo dont l'image est retransmise en continu à la station sol. Avec un rayon d'action de quelques kilomètres, l'objectif d'un mini drone est d'aller voir « de l'autre côté de la colline » soit en étant piloté comme un modèle réduit standard soit de manière autonome en suivant une mission préprogrammé (une suite de waypoints), la navigation étant effectuée grâce à un positionnement GPS. Dans cette catégorie, le DO-MAV d'EADS-Dornier mesure 42 cm d'envergure pour un poids de 500g. Il peut être mis en œuvre par un opérateur unique.

Micro drones - Toujours avec des objectifs au départ militaires, la miniaturisation des UAVs a été poursuivie. Pionnière dans le domaine dès les années 80 avec son Pointer, un avion de 4 kg avec 1 kg de charge utile, la société Aero-Vironment a construit un drone de 42 g, le Black Widow (figure 3.4) équipé d'une caméra et capable de naviguer de manière autonome (GPS) avec une autonomie de 30mn. Mis à part la performance technologique.

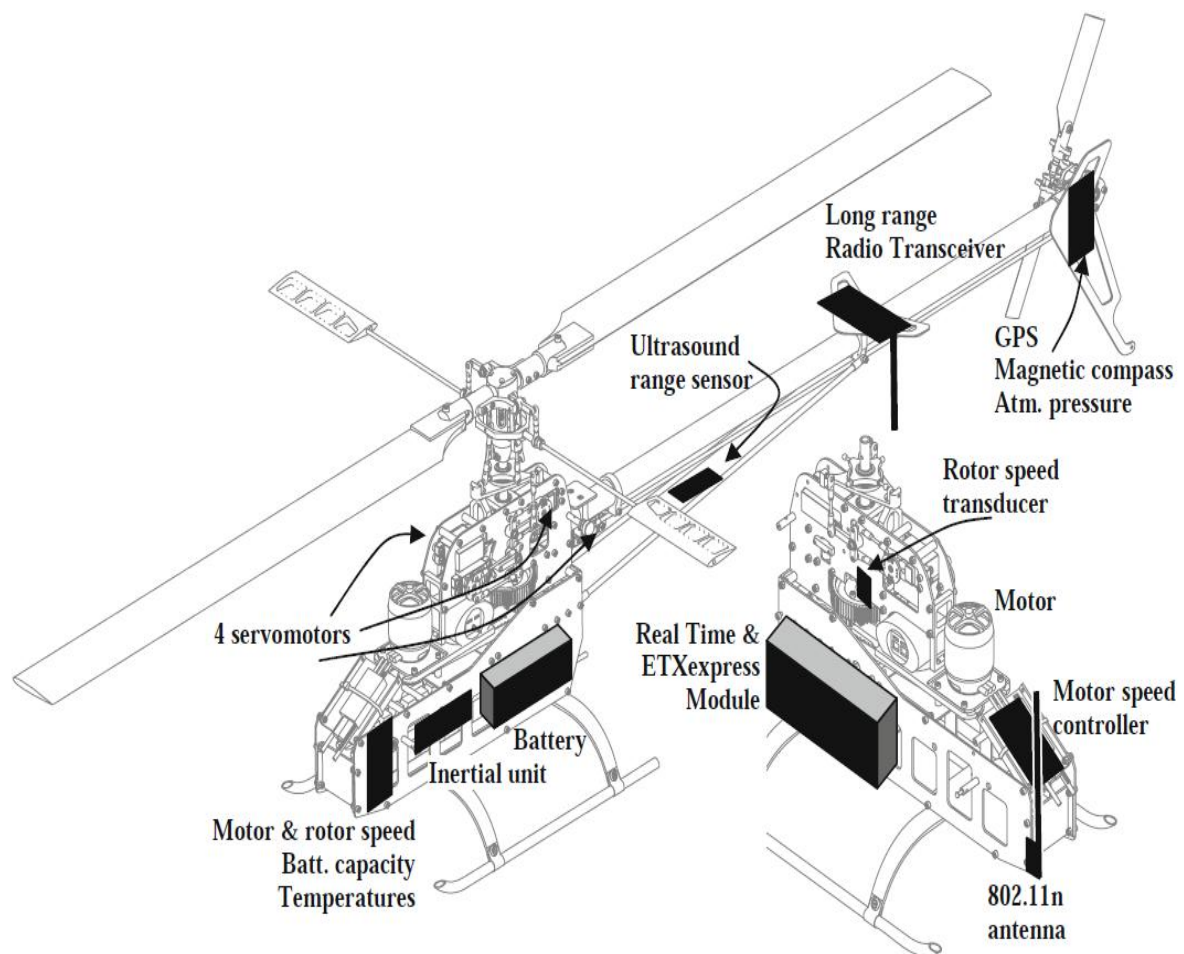


Figure 3.4. Placement des différents modules électroniques sur l'hélicoptère

L'intérêt d'une telle miniaturisation qui d'une part réduit la charge utile à quelques grammes et dont les performances de vol sont forcément très dégradées en présence de vent.

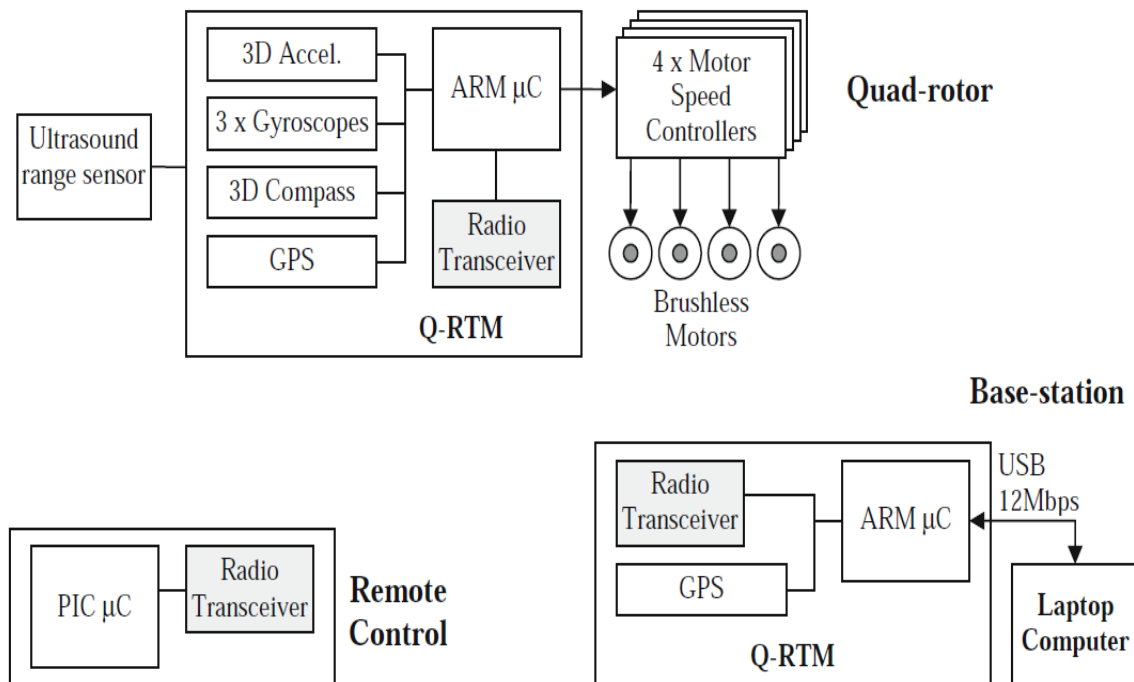


Figure 3.5. Le système électronique pour l'hélicoptère quadri-rotor

3.6. Caméras et capteurs de vision

Sont utilisés essentiellement pour estimer les positions relatives des cibles, comme les sites au sol et les véhicules terrestres. Cependant, les systèmes de vision ne sont pas aussi rapides ni aussi fiables que d'autres capteurs et nécessitent un temps de calcul plus important et ils sont très sensibles au changement d'éclairage (Figure 3.6. b).



Figure 3.6. Capteur à ultrasons(a). Caméra(b). Central inertielle(c).

3.7. Propulseurs

Les propulseurs du drone X4 sont composés d'un moteur à courant continu de type Brushless (figure 3.7. a), un variateur (figure 3.7. c) et une hélice (figure 3.7. b). Ils représentent les actionneurs de notre engin.

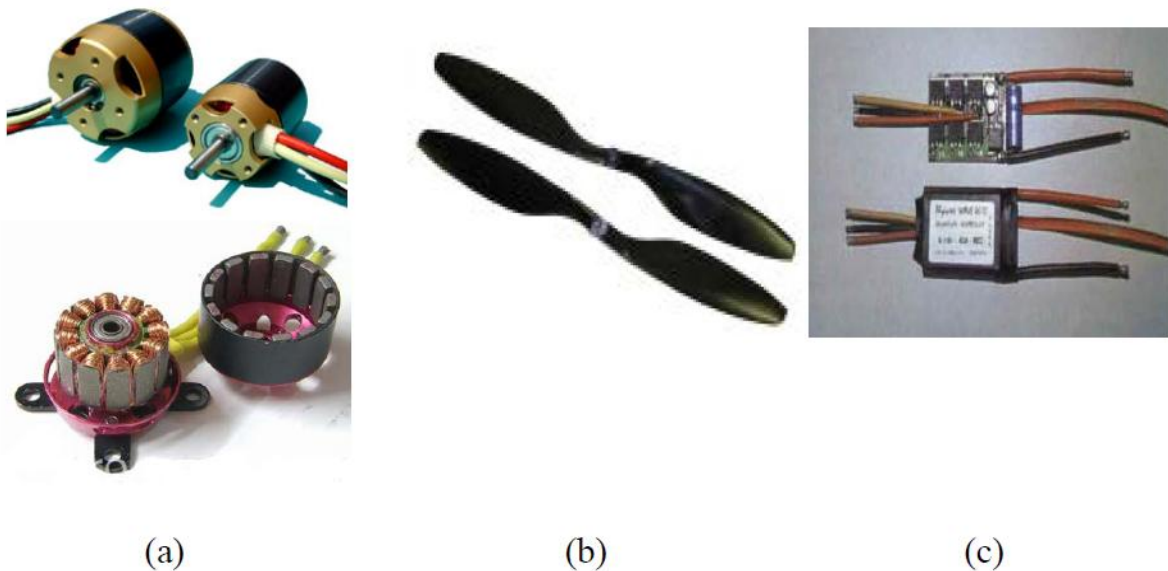


Figure 3.7. Actionneur : Moteur *Brushless* (a), une paire d'hélices (b) et variateur (c).

3.7.1. Moteur BRUSHLESS

Le drone X4 est équipé de quatre moteurs BRUSHLESS dits BLDC (Brushless Direct Current). Ce sont des moteurs de type synchrone sans balais ni collecteurs. Pour nos moteurs la cage constitue le rotor (à aimants permanents) et le stator est formé des bobinages (figure 3.7. a).

Avantages

Les machines à courant continu sans balais (*Moteur BRUSHLESS*) présentent de nombreux avantages par rapport aux moteurs à courant continu classique:

- L'entretien est bien moindre puisqu'il n'y pas d'usure (تآكل) de contacts mobiles (pas de balais).
- Le comportement thermique est le meilleur puisqu'il n'a pas de frottement et son rotor est externe, donc on aura un fort refroidissement.
- L'inertie du rotor est moindre (pas de collecteur).
- Plus grande durée de vie.
- Pas de vibrations, d'étincelles et de frottement.
- Moins de bruit et de chute de tension.
- Gamme de vitesse plus élevée.
- Optimum.
- Couple important.

Inconvénients :

- Nécessité d'un bon variateur.
- Risque de mauvais démarrage ou de coupures.
- Plus cher.

3.7.2. Les Hélices

Le drone X4 fonctionne avec le même principe que les hélicoptères, ceci implique que les hélices des propulseurs doivent supporter tout le poids du drone et ainsi être capable de produire la poussée nécessaire au fonctionnement du drone (figure 3.7.b).

D'autre part, les pales utilisées dans la fabrication du X4 ont une forme vrillée leur procurant un bon rendement au niveau de la poussée, donc une économie au niveau de l'énergie.

3.8. Technologie des capteurs pour la localisation des drones :

Les véhicules aériens sans pilote sont équipés de plusieurs instruments et capteurs permettant leur localisation et l'acquisition des différentes grandeurs nécessaires à la mise en œuvre de leur système de commande et de décision. Ces capteurs sont habituellement classés en deux familles [13, 14] :

1. Les capteurs proprioceptifs mesurent le déplacement du drone entre deux instants. L'intégration de leurs mesures permet d'estimer la situation courante du véhicule relativement à sa situation initiale. Ces capteurs donnent des résultats qui se dégradent avec le temps. Il faut donc leur adjoindre un système permettant de recalibrer périodiquement la situation absolue du véhicule.

2. Les capteurs extéroceptifs mesurent la situation absolue du drone par observation de points de repère naturels (amers visuels) ou artificiels (balises, satellites...) dont la situation est connue dans un référentiel attaché à l'environnement. Ces capteurs peuvent être utilisés tout au long du parcours soit pour mesurer en permanence la situation absolue du mobile, soit pour recalibrer périodiquement la navigation à l'estime. Ils peuvent intervenir également pour assurer la sécurité du véhicule (perception de l'environnement proche, contrôle de l'attitude de la plate-forme) et pour construire en ligne un modèle de l'environnement exploré.

3.8.1 Capteurs Proprioceptifs

a). Accéléromètres

Les accéléromètres peuvent être utilisés pour déterminer la position du véhicule par double intégration. C'est le principe de la navigation inertielle. Leurs mesures ne sont pas encore suffisamment précises pour être directement exploitées en navigation.

Dans le cas de véhicules qui ont une accélération faible par rapport à la gravité, les accéléromètres peuvent être utilisés pour fournir la direction de la gravité. Ils fonctionnent alors comme des inclinomètres [5, 14].

b). Gyroscopes

Un gyroscope est un appareil permettant d'effectuer une mesure de la rotation absolue de son boîtier. On retrouve deux types les gyroscopes mécaniques et les gyroscopes à laser (fibres optiques). Il faut tenir compte de la dérive des mesures au cours du temps et effectuer régulièrement des recalages absolus (on ne les utilise pas seuls, mais en composants intégrés de centrales inertielles).

d). Centrales inertielle (IMU : Inertiel Measurement Unit)

Une centrale inertielle (IMU) est un système complet, composé au minimum de 3 accéléromètres et de 3 gyroscopes permettant de mesurer les composantes selon les 3 axes de l'accélération non gravitationnelle et de la vitesse instantanée de rotation du véhicule par rapport à un référentiel inertielle (qui est confondu avec le repère terrestre dans la plupart des cas). Les centrales inertielle sont des systèmes complexes et chers.

Elles intègrent une électronique permettant de corriger les données capteurs : compensation de l'accélération au niveau de la mesure des gyroscopes, auto-compensation en température, orthogonalisation des axes de mesures, etc. On distingue deux types principaux de centrales inertielle : les centrales strap-down et les centrales à plate forme stabilisées [5].

3.8.2. Capteurs Extéroceptifs

a). Compas magnétiques

Le compas magnétique, appelé aussi magnétomètre, indique la direction du nord magnétique. Généralement, la déclinaison magnétique est compensée pour que le capteur délivre en permanence une mesure absolue du capteur par rapport à la direction du nord géographique. L'inconvénient majeur de ces capteurs est leur perturbation par les masses magnétiques environnantes ainsi que par les champs magnétiques parasites, induits par la proximité de moteurs électriques par exemple [5].

b). Gyrocompas

Le premier effet des gyroscopes est la permanence de l'axe de rotation de la toupie dans une direction donnée, ce qui permet de les utiliser comme indicateurs de direction à condition que leur dérive soit la plus faible possible. Plus lourds et plus onéreux que les compas magnétiques, mais insensibles aux perturbations magnétiques, les gyrocompas constituent une solution intéressante pour les drones de grande taille [5].

c). Localisation sur balises (GPS : Global Positioning System)

Le système GPS est un système de positionnement par satellites conçu initialement pour des applications militaires. Son utilisation pour des applications civiles (géodésie, localisation de mobiles, etc.) est actuellement en plein essor [5].

Ce système comporte 24 satellites répartis de telle sorte qu'en tout point du globe, on peut en observer simultanément 4 à 8, avec une élévation d'au moins 15°. Pour le positionnement absolu, le mobile à localiser est muni d'un récepteur qui mesure sa distance par rapport à plusieurs satellites. Chaque satellite envoie un message qui permet de calculer ses coordonnées spatiales dans un repère terrestre à l'instant de l'observation.

La distance entre le satellite et le récepteur est estimée à partir du temps mis par le signal du satellite pour atteindre le récepteur.

En pratique, l'information redondante de 4 à 8 satellites permet un positionnement avec une erreur allant de quelques mètres à 20 m, suivant le code utilisé (civil ou militaire), la qualité des éphémérides, etc.

Pour obtenir des précisions meilleures, il faut utiliser un mode de positionnement relatif, c'est à dire la position d'un récepteur GPS par rapport à un autre récepteur GPS. C'est ce qu'on appelle le GPS différentiel ou DGPS, et la précision est réduite aux centimètres.

d). Capteurs télémétriques

Cette catégorie regroupe les capteurs permettant d'acquérir des mesures sur l'environnement qui les entoure. Leur principe est toujours le même : le télémètre émet un signal qui lui est renvoyé par l'obstacle le plus proche dans la direction d'émission. L'écart de temps entre le signal émis et le signal reçu permet de retrouver la distance à l'obstacle. Mais ils diffèrent par la nature des signaux qu'ils émettent (acoustiques, optiques,...). On distingue ainsi :

1. Les télémètres à ultrasons
2. Les télémètres laser à balayage
3. Les télémètres radars Ultra-Large-Bande

e). Caméra

La caméra vidéo est un des capteurs extéroceptifs les plus performants, qui fournit une information particulièrement riche sur l'environnement. Elle permet de transmettre les images vues par le drone, vers l'opérateur au sol. Dans certains cas, on traite les informations transmises par la caméra sur un PC au sol via une carte d'acquisition d'images pour déterminer la position de l'engin, pour faire du suivi de trajectoire, ou bien pour la détection d'obstacles.

3.9. Conclusion

La définition des drones et son historique est présentée dans cette partie, ensuite un bref aperçu sur quelques types d'*UAVs* existant. On constate que la configuration « Quadrotor » adoptée a connu un grand intérêt dans cette dernière décennie, que ce soit à l'échelle scientifique au niveau des universités et les unités de recherche ou à l'échelle commerciale. Cela est essentiellement dû aux avancées croissantes des technologies d'instrumentation et des calculateurs et aux avantages qu'offre le Quadrotor par rapport aux autres modèles d'*UAVs*. Le principe de fonctionnement du quadrotor et les mouvements de base qu'il peut effectuer ont également été notés.

Les fortes contraintes de coûts dans l'industrie imposeront toujours l'utilisation de capteurs moins chers. Pour cela une fusion de données est nécessaire afin de réduire le nombre de capteurs et améliorer la qualité de l'information et donc une navigation complète autonome.

Dans ce qui suit, nous traiterons du problème de modélisation du drone, dans un formalisme newtonien.

CHAPITRE 4 :

Modélisation et principes de commande des Drones :

Cas des Quadrotors

4.1. Introduction

En automatique, la modélisation constitue une étape importante pour la commande des systèmes dynamiques. En effet, il existe deux façons d'élaborer les relations d'entrées/sorties d'un système : le modèle de connaissance et le modèle de représentation ; le premier est obtenu en utilisant les lois de la physique tandis que le deuxième est obtenu en utilisant les techniques d'identification en se basant sur des observations effectuées sur les entrées et les sorties du système.

Le quadrotor est classé dans la catégorie des systèmes volants les plus complexes vu le nombre d'effets physiques qui affectent sa dynamique à savoir les effets aérodynamiques, la gravité, les effets gyroscopiques, les frottements et le moment d'inertie.

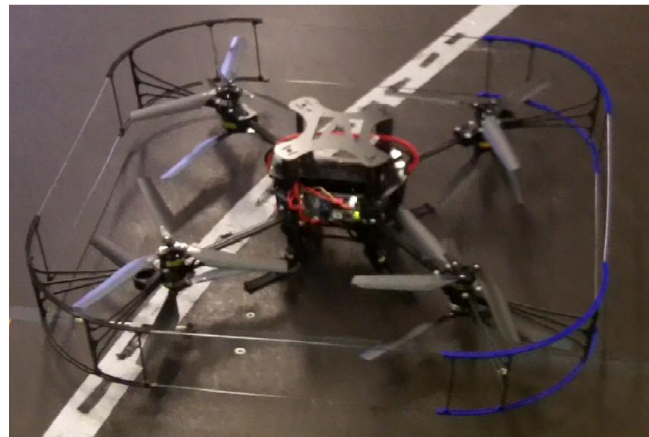
Pour le cas d'un quadrotor, qui est le sujet de notre application, il faut tout d'abord comprendre les mouvements que peut effectuer cet engin et établir son modèle cinématique et dynamique approprié et qui décrit fidèlement son comportement, ceci est primordial non seulement pour la conception du contrôleur lui-même mais aussi pour s'assurer que les simulations faites pour l'objet volant reflètent un comportement aussi proche qu'aurait le système réel.

Cette étude consiste d'abord à attribuer au drone un modèle représentatif qui reflète sa dynamique de translation et celle de rotation, en négligeant les forces aérodynamiques et les effets gyroscopiques. Ce modèle a été élaboré en utilisant la méthode Newtonienne afin d'établir après, une commande non linéaire performante.

4.2 L'hélicoptère octorotor coaxial

4.2.1 Description

La configuration de l'octorotor coaxial est similaire à celle d'un Quadrirotor avec deux moteurs coaxiaux tournant en sens inverse aux extrémités de chaque bras (figure 4.1.a et b). Elle présente des avantages par rapport à la configuration classique en étoile en termes de stabilité et de taille. Un octorotor classique a besoin de plus de quatre bras, en outre, ces bras doivent être plus longs de façon à garantir un espacement adéquat entre les rotors.



(a)

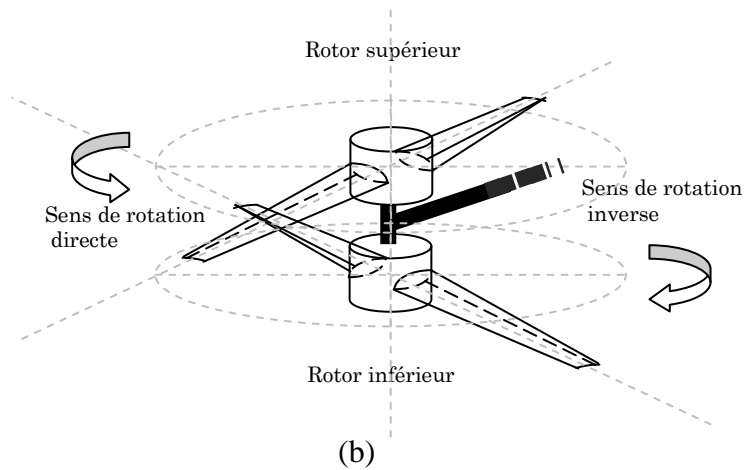
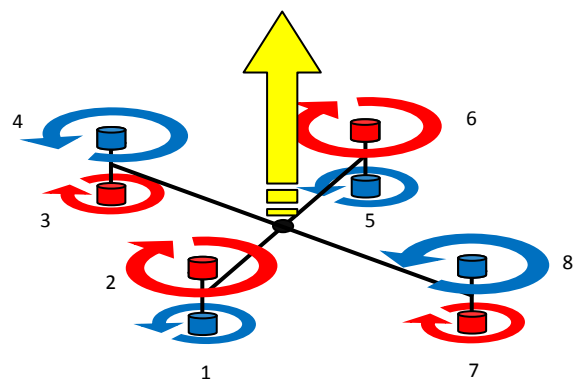


Figure 4.1. Exemple d'un hélicoptère octorotor coaxial [7].

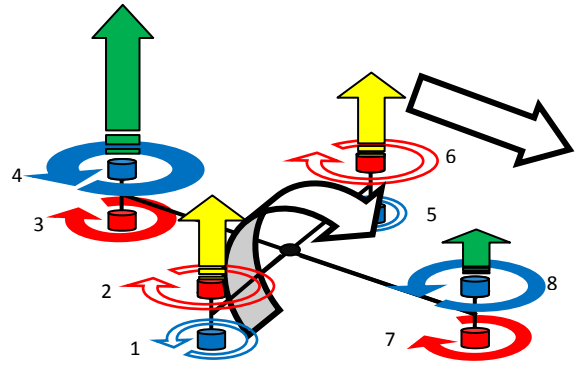
4.2.2 Possibilités de vol de l'ocotorotor coaxial

Les mouvements possibles du l'ocotorotor coaxial sont présentés par :

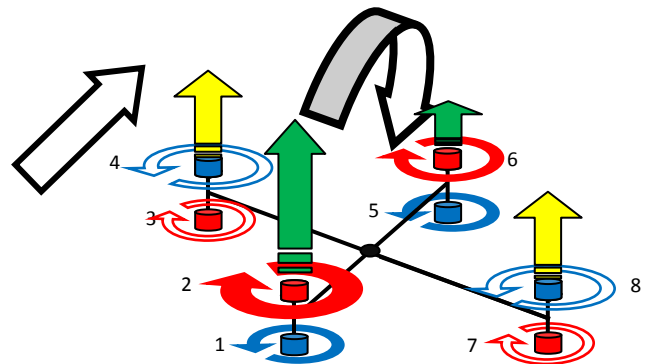
- Le mouvement vertical (Sustentation) s'obtient de la contribution des quatre rotors coaxiaux au même temps.



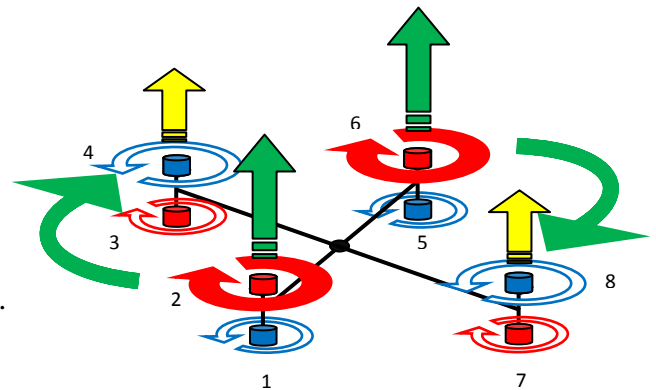
- Le déplacement, suivant l'axe X, se produit suite à une rotation autour de l'axe Y ; cette dernière se crée à cause de la différence de portance des rotors coaxiaux (4,3)-(8,7) (**Tangage θ**).



- Le déplacement suivant l'axe Y se produit suite à une rotation autour de l'axe X, cette dernière se crée à cause de la différence de portance des rotors coaxiaux (2,1)-(6,5) (**Roulis ϕ**).



- Le mouvement en lacet nécessite que deux rotors coaxiaux du même axe tournent dans un sens tandis que les deux autres dans l'autre sens ; Cette dernière se crée à cause de la différence de couple des rotors coaxiaux (**Lacet ψ**).



4.3.3 Synthèse du modèle à six degrés de liberté

Pour étudier le mouvement de l'ocotorotor coaxial, on utilise deux repères (figure 4.2) :

Le repère E(X, Y, Z) lié à la terre et supposé galiléen, le repère B(x, y, z) lié au corps du l'ocotorotor coaxial.

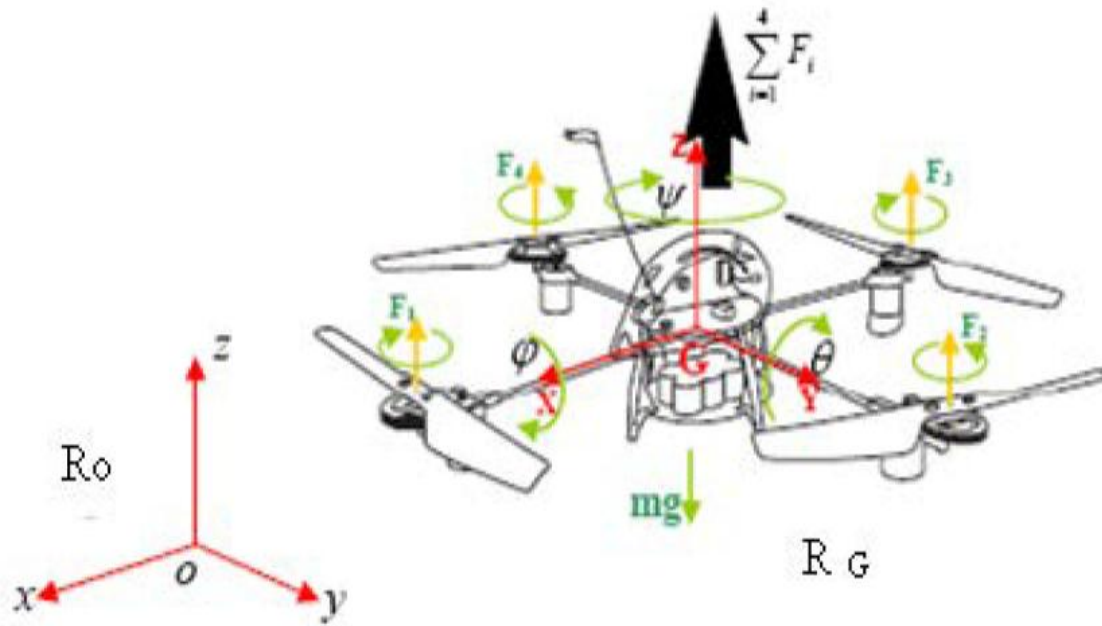


Figure 4.2.1 Quadrotor et ses coordonnées spatiales

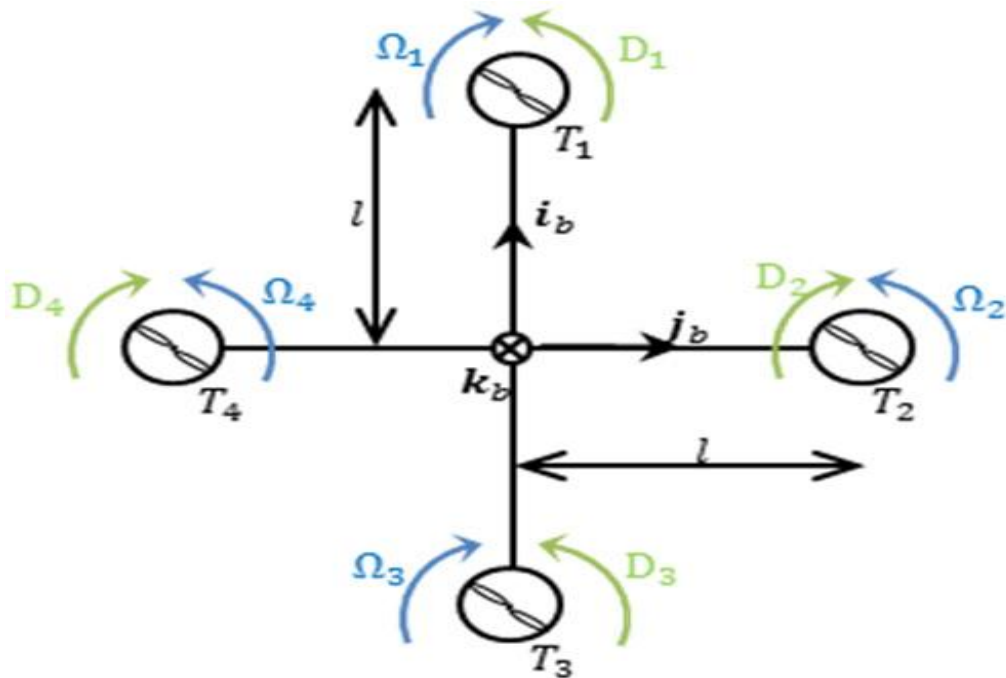


Figure 4.2.2. Identification du sens de rotation des moteurs

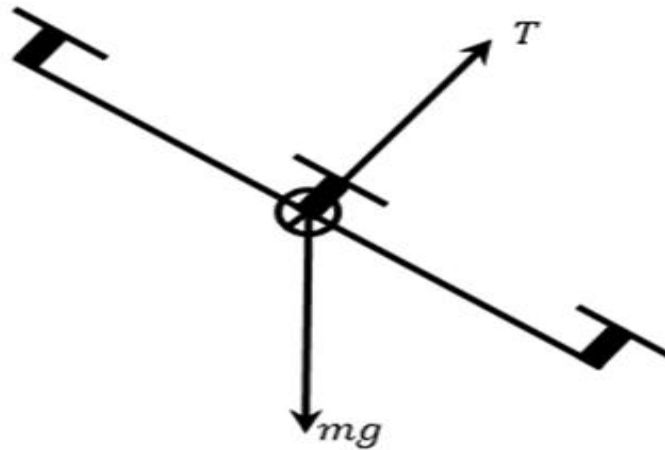


Figure 4.3 Diagramme des forces

En se basant sur les équations (2.23) et (2.27), nous pouvons écrire la somme des forces : appliquées au quadrotor, exprimée dans f ainsi

$$f = R^T mg \cdot k - Tk$$

Où, $k=[0 \ 0 \ 1]^T$ est un vecteur unitaire et T est la force totale de poussée telle que :

$$T = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$

F : La force de portance appliquée au quadrotor ; c'est la résultante des forces de poussée générée par les quatre rotors telle que :

$$F = \sum_{i=1}^4 F_i$$

Sachant que : $F(i= 1, 2, 3,4)$ est la force de sustentation de chaque rotor (projetée dans le repère attaché au corps (\mathcal{R}_G)), tel que :

$$F_i = b\omega_i^2$$

- ❖ b : la constante de portance dépendant des propriétés aérodynamiques des hélices, leur nombre et de la densité de l'air.
- ❖ ω_i : la vitesse de rotation du rotor en question (vitesse de l'hélice).

$$FR_{\Psi\theta\phi} e_3 = \begin{pmatrix} C_\phi S_\theta C_\Psi + S_\phi S_\Psi \\ C_\phi S_\theta S_\Psi - S_\phi C_\Psi \\ C_\phi C_\theta \end{pmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i$$

Remplaçons dans l'équation (2.14) par les expressions ainsi calculées, il s'en suit :

$$\ddot{\xi} = \begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{pmatrix} = \frac{1}{m} \begin{pmatrix} C_\phi S_\theta C_\Psi + S_\phi S_\Psi \\ C_\phi S_\theta S_\Psi - S_\phi C_\Psi \\ C_\phi C_\theta \end{pmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix}$$

Par conséquent, les trois équations décrivant la dynamique de translation sont données par :

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} (C_\phi S_\theta C_\Psi + S_\phi S_\Psi) U_1 \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (C_\phi S_\theta S_\Psi - S_\phi C_\Psi) U_1 \\ \ddot{z} = -g + \frac{1}{m} (C_\theta C_\phi) U_1 \end{cases}$$

Etant donné que :

$$U_1 = \sum_{i=1}^4 F_i = b(w_1^2 + w_2^2 + w_3^2 + w_4^2).$$

Un point dans l'espace peut être défini par des coordonnées cartésiennes, cylindriques ou sphériques. En générale le système choisi est le système cartésien permettant de désigner une rotation par les angles d'Euler.

L'étude du mouvement d'un drone évoluant dans l'espace, requiert la connaissance de sa position et de son orientation. Cette localisation nécessite le choix d'au moins deux repères : local et global qui sont initialement confondus. Le repère local $\mathbf{R}_G = \{G, X, Y, Z\}$ est attaché au centre de masse G du véhicule. Le centre de masse est situé dans l'intersection des deux barres. Chaque barre porte deux moteurs. Les équipements comme par exemple les capteurs, les cartes des contrôleurs, etc..., sont placés proches du centre de masse G. le repère inertiel fixe lié à la terre (figure 4.4) est défini par $\mathbf{R}_o = \{O, x, y, z\}$.

Le quadrotor est un robot volant à six degré de liberté, **trois translations** (X, Y, Z) et **trois rotations** (ϕ, θ, ψ).

- Les translations du quadrotor sont les coordonnées cartésiennes (X, Y, Z) du centre de masse G dans le repère inertiel.
- Les rotations du quadrotor sont décrites par trois rotations consécutives à travers trois angles qui s'appellent les angles d'Euler, et ce, en utilisant la séquence d'axe $z - y - x$ (utilisée par la communauté aéronautique).

Les angles s'appellent alors **Roulis** autour de l'axe x , **Tangage** autour de l'axe y et **Lacet** autour de l'axe z . Dans cette partie, cette séquence est utilisée vu qu'elle est la plus adaptée par la plupart de centrales inertielles existantes sur le marché. Pour cet ensemble particulier d'angles d'Euler, l'orientation du système de référence attaché au quadrotor X, Y, Z par rapport au système de référence inertiel lié à la terre x, y, z est décrite suivant la combinaison des trois rotations consécutives suivantes (figure 4.4) :

- Une rotation autour de l'axe z d'un angle ψ avec : $-\pi < \psi < \pi$
- Une rotation autour de l'axe y d'un angle θ avec : $-\pi/2 < \theta < \pi/2$
- Une rotation autour de l'axe x d'un angle ϕ avec : $-\pi/2 < \phi < \pi/2$

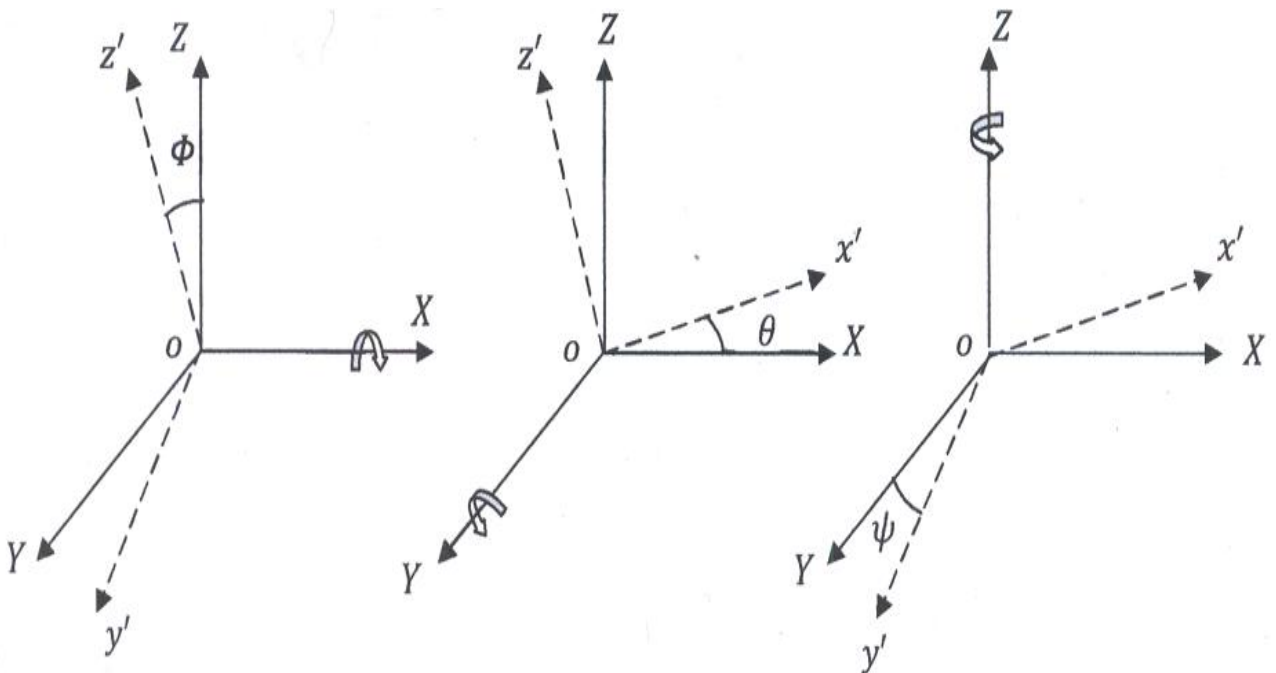


Figure 4.4. Rotation suivant *le roulis, le tangage et le lacet*

Les matrices relatives à ces transformations sont :

$$\text{Rot}(x, \phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}, \quad \text{Rot}(y, \theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}$$

4.5. Modèle cinématique et dynamique de l'orientation

Le modèle cinématique et dynamique du mouvement de la rotation est donné par :

$$\begin{cases} \dot{R}_{\Psi\theta\phi} = R_{\Psi\theta\phi} \Omega \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \times J\Omega + \tau_f + \tau_g \end{cases}$$

$(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ et décrites dans le repère inertiel telles que :

$$\Omega = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \dot{\phi} \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + \text{Rot}(x, \phi) \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix} + \text{Rot}(x, \phi)\text{Rot}(y, \theta) \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{pmatrix}$$

Posons :

$$M = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -S_\theta \\ 0 & C_\phi & S_\phi C_\theta \\ 0 & -S_\phi & C_\phi C_\theta \end{pmatrix}$$

Alors Ω aura pour expression :

$$\Omega = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = M \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -S_\theta \\ 0 & C_\phi & S_\phi C_\theta \\ 0 & -S_\phi & C_\phi C_\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} - S_\theta \dot{\psi} \\ C_\phi \dot{\theta} + C_\theta S_\phi \dot{\psi} \\ -S_\phi \dot{\theta} + C_\theta C_\phi \dot{\psi} \end{pmatrix}$$

Remarque :

La plupart des cas étudiés dans la littérature travaillent avec un modèle simplifié du quadrotor.

On considère :

$$\left\{ \begin{array}{l} \Omega = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \\ \dot{\Omega} = \begin{pmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{pmatrix} \end{array} \right.$$

J est la matrice d'inertie diagonale donnée par :

$$J = \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{pmatrix}$$

- τ_g est l'ensemble des couples dus à l'effet gyroscopique, ces couples gyroscopiques sont produits par la rotation des pales du quadrotor, ils s'expriment par :

$$\tau_g = \sum_{i=1}^4 \Omega \wedge J_r W_i$$

Où : J_r est l'inertie du rotor et $W_i = [0 \ 0 \ (-1)^{i+1} w_i]^T$ (w_i : la vitesse de rotation d'un rotor).
En développant l'expression (2.27) on trouve :

$$\tau_g = \begin{pmatrix} -J_r \dot{\theta} (-w_1 + w_2 - w_3 + w_4) \\ J_r \dot{\phi} (-w_1 + w_2 - w_3 + w_4) \\ 0 \end{pmatrix}$$

- τ_f représente le vecteur des moments développés par l'hélicoptère dans son propre repère, il est donné par :

$$\tau_f = \begin{pmatrix} d(F_4 - F_2) \\ d(F_3 - F_1) \\ (M_1 - M_2 + M_3 - M_4) \end{pmatrix}$$

Avec :

- d est la distance entre le centre de masse du quadrotor et l'axe de rotation du rotor.
- M_i ($i= 1, 2, 3,4$) est le couple de la traînée généré par chaque rotor et qui oppose la rotation

des pales (dû à la résistance de l'air) tel que :

$$M_i = k_d w_i^2$$

- k_d : étant le coefficient aérodynamique de trainée dépendant des propriétés aérodynamiques des hélices, leur nombre et de la densité de l'air.
- Le terme $\Omega \times (J\Omega)$ est donné par :

$$\Omega \times (J\Omega) = \begin{pmatrix} (I_{zz} - I_{yy})\dot{\theta}\dot{\psi} \\ (I_{xx} - I_{zz})\dot{\phi}\dot{\psi} \\ (I_{yy} - I_{xx})\dot{\phi}\dot{\theta} \end{pmatrix}$$

Alors, les équations de la dynamique de l'orientation peuvent être exprimées par :

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{1}{I_{xx}} [(I_{yy} - I_{zz}) \dot{\theta}\dot{\psi} + J_r \dot{\theta}\bar{\Omega} + U_2] \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{I_{yy}} [(I_{zz} - I_{xx}) \dot{\phi}\dot{\psi} + J_r \dot{\phi}\bar{\Omega} + U_3] \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{I_{zz}} [(I_{xx} - I_{yy}) \dot{\phi}\dot{\theta} + U_4] \end{cases}$$

Où :

$$\bar{\Omega} = (w_1 - w_2 + w_3 - w_4)$$

$$U_2 = d(F_4 - F_2)$$

$$U_3 = d(F_3 - F_1)$$

$$U_4 = k_d(w_1^2 - w_2^2 + w_3^2 - w_4^2) = (M_1 - M_2 + M_3 - M_4)$$

A signaler que U_1, U_2, U_3 et U_4 sont les entrées de commande du système qui s'écrivent en fonction des vitesses des quatre rotors comme suit :

$$\begin{pmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -b & 0 & b \\ -b & 0 & b & 0 \\ k_d & -k_d & k_d & -k_d \end{pmatrix} \begin{pmatrix} w_1^2 \\ w_2^2 \\ w_3^2 \\ w_4^2 \end{pmatrix}$$

En conséquence, et après l'annulation de J_r (inertie du moteur) due à sa faible valeur (négligeable), le modèle dynamique complet qui régit la dynamique du quadrotor :

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = \frac{1}{m} (C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi) U_1 \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi) U_1 \\ \ddot{z} = -g + \frac{1}{m} (C_\theta C_\phi) U_1 \\ \ddot{\phi} = \frac{1}{I_{xx}} [(I_{yy} - I_{zz}) \dot{\theta} \dot{\psi} + U_2] \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{I_{yy}} [(I_{zz} - I_{xx}) \dot{\phi} \dot{\psi} + U_3] \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{I_{zz}} [(I_{xx} - I_{yy}) \dot{\phi} \dot{\theta} + U_4] \end{array} \right.$$

4.6. Représentation d'état du quadrotor

Le modèle précédant peut être réécrit dans l'espace d'état sous la forme $\dot{x} = F(x) + G(x, U)$ en considérant $x = (x_1, \dots, x_{12})^T$ comme vecteur d'état du système.

Soit :

$$X = (\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi} \ z \ \dot{z} \ x \ \dot{x} \ y \ \dot{y})^T$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + b_1 U_2 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = a_3 x_2 x_6 + b_2 U_3 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = a_5 x_2 x_4 + b_3 U_4 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = -g + a_6 C x_4 C x_2 U_1 \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = a_6 (C x_1 S x_3 C x_5 + S x_1 S x_5) U_1 \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = a_6 (S x_1 S x_3 C x_5 - C x_1 S x_5) U_1 \end{array} \right.$$

Avec :

$$a_1 = \frac{1}{I_{xx}} (I_{yy} - I_{zz}) ; a_2 = \frac{J_r}{I_{xx}} ; a_3 = \frac{1}{I_{yy}} (I_{zz} - I_{xx}) ;$$

$$a_4 = -\frac{J_r}{I_{yy}} ; a_5 = \frac{1}{I_{zz}} (I_{xx} - I_{yy}) ; a_6 = \frac{1}{m}$$

$$b_1 = \frac{d}{I_{xx}} ; b_2 = \frac{d}{I_{yy}} ; b_3 = \frac{1}{I_{zz}}$$

On remarque bien, que les angles d'Euler, et leurs dérivées temporelles sont indépendants des composantes de translation, contrairement aux translations qui dépendent des angles d'Euler.

On pourra donc diviser notre système, en deux sous-systèmes :

- Sous-système des rotations angulaires.
- Sous-système des Translations linéaires.

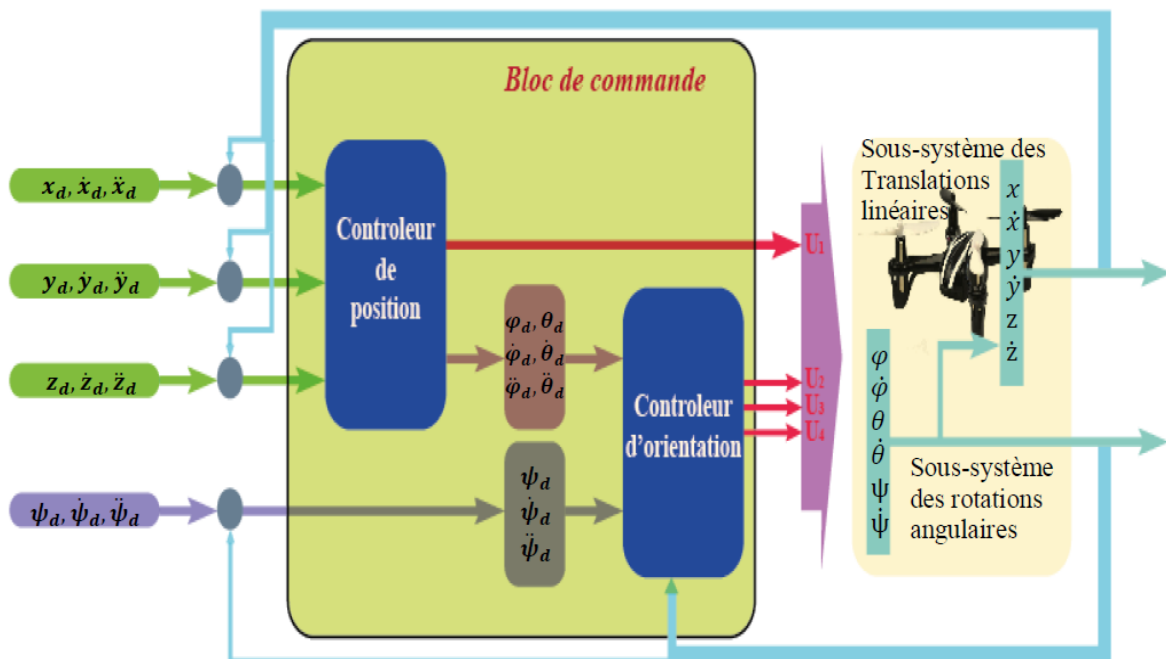


Figure 4.5. Rotation angulaire, et translation linéaire.

Le formalisme de Newton, permettant d'établir un système d'équations différentielles, est exploité pour obtenir le modèle dynamique du simulateur d'hélicoptère à deux degrés de liberté type birotor TRMS.

Le modèle obtenu est de type non linéaire et fortement couplé. Comme pour un drone à six degrés de liberté type octo-rotor, le modèle dynamique obtenu à partir du formalisme de Newton-Euler a montré la nature couplée, complexe, non linéaire, multi-variable et sous-actionné de ce système. Les modèles ainsi obtenus seront utilisés ultérieurement pour développer les différentes lois de commande.

L'élaboration d'un modèle mathématique de la dynamique du vol d'un quadri-rotor est une tâche difficile. Nous avons procédé à sa modélisation en utilisant le formalisme Newton-Euler, après avoir posé quelques hypothèses simplificatrices. Le modèle développé dans ce chapitre tiens compte de tous les phénomènes agissants sur le quadri-rotor.

Nous avons établi un modèle non linéaire qui montre la nature couplée et complexe de ce système. Nous avons aussi remarqué que le système est sous actionné.

4.7 Technique de commande d'un Drone

4.7.1. Introduction

Les travaux de recherche effectués, par différents groupes de recherche et universités dans le monde, ont montré que la configuration du quadrotor est meilleure que celle de l'hélicoptère pour les applications UAV.

Plusieurs architectures et techniques de contrôle ont été développées sur cette plateforme et un contrôleur PD peut lui fournir une stabilité suffisante [17].

Un grand nombre de travaux de recherche ont été effectués sur le développement des techniques de commande sur les quadrotors. Nous présentons ici les techniques utilisées dans la littérature :

1. Commande basée sur le théorème de Lyapunov : Cette technique a permis de démontrer que le quadrotor est asymptotiquement stable sous certaines conditions [14], [18], [19].
2. Le contrôleur PID : cette commande classique n'a aucune exigence sur les paramètres du modèle commandé et elle est simple à mettre en œuvre selon [20].
4. La commande adaptative : les techniques de commande adaptative offrent de bonnes performances, notamment avec les dynamiques non modélisables et l'incertitude des paramètres [21] ;
5. La commande LQR : Cette loi de commande a donné de bons résultats dans la stabilisation d'attitude du quadrotor OS4 dans les travaux de S .Bouabdallah et André Noth. Ces résultats ont été comparés avec ceux obtenus par le contrôleur PID [20].

6. L'approche Backstepping : de meilleurs résultats ont été obtenus avec cette technique de commande non linéaire. La convergence des états internes du quadrotor a été garantie quelque soit les états initiaux. Cette technique de commande a été renforcée par la suite dans les travaux de [14] par l'ajout de l'action intégrale. Cette approche a été validée sur OS4 dans diverses expériences de vol.

7. La commande « Dynamic Feedback »: cette technique a été appliquée dans quelques projets sur le quadrotor. L'objectif est de transformer le système en boucle fermée en sous systèmes linéaires, contrôlables et découplés [21], [22].

8. La Commande par Vision : cette technique est basée sur la commande visuelle utilisant soit une caméra miniature embarquée à bord du quadrotor, ou une caméra externe [23].

D'autres techniques de commande en été implémentés pour la commande des quadrotor parmi lesquelles on peut citer : la logique floue, les réseaux de neurones [24], et l'apprentissage par renforcement dans la stabilisation et la navigation du quadrotor [21].

4.7.2. Techniques de commande linéaires (commande classique PID) :

Des approches de commandes linéaires telles que les correcteurs PID peuvent alors être utilisés. Cette démarche a été adoptée dans plusieurs travaux antérieurs. Par exemple dans [9], la commande d'un hélicoptère Yamaha R-50 a été considérée en utilisant pour chacune des boucles (mouvement longitudinal, mouvement latéral, altitude et lacet) un correcteur de type (PID).

L'élaboration des lois de commandes linéaires pour contrôler le mouvement d'un hélicoptère pose de nombreux problèmes car les modèles linéaires simplifiés sont généralement loin de la réalité du système physique. Le modèle dynamique complet d'un hélicoptère engendre en réalité des incertitudes qui constituent des erreurs de la dynamique par rapport au modèle linéaire et, par conséquent, rend l'élaboration de lois de commandes linéaires très difficile. Donc la meilleure solution est de synthétiser des commandes non linéaires basées sur une modélisation complète du système physique.

La stratégie de commande par PID (Proportionnel-Intégral-Dérivé) est certainement l'approche la plus intuitive et la plus simple à embarquer sur un processeur.

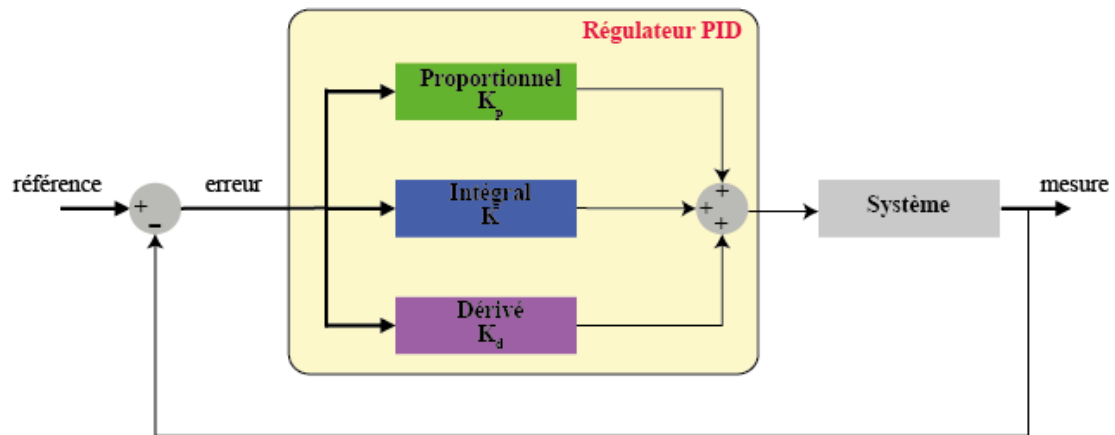


Figure 4.6. Structure de commande par PID

- **Action proportionnelle :**

$$C(t) = K_p \cdot \varepsilon(t)$$

- **Action intégrale :**

$$C(t) = K_i \cdot \int_0^t \varepsilon(t) \cdot dt$$

- **Action dérivée :**

$$C(t) = K_d \cdot \frac{d\varepsilon(t)}{dt}$$

- **Action proportionnelle-intégrale-dérivée (PID) :**

En vertu de ce qui a été dit précédemment, Un régulateur PID est obtenu par l'association de ces trois actions et il remplit essentiellement les trois fonctions suivantes :

- Fonction proportionnelle donne un système plus précis, plus rapide
- Fonction intégrateur élimine l'erreur statique.
- Fonction dérivée accélère la correction

$$U = K_p \cdot e(t) + K_i \cdot \int_0^t e(t) \cdot dt + K_d \cdot \left(\frac{de(t)}{dt} \right)$$

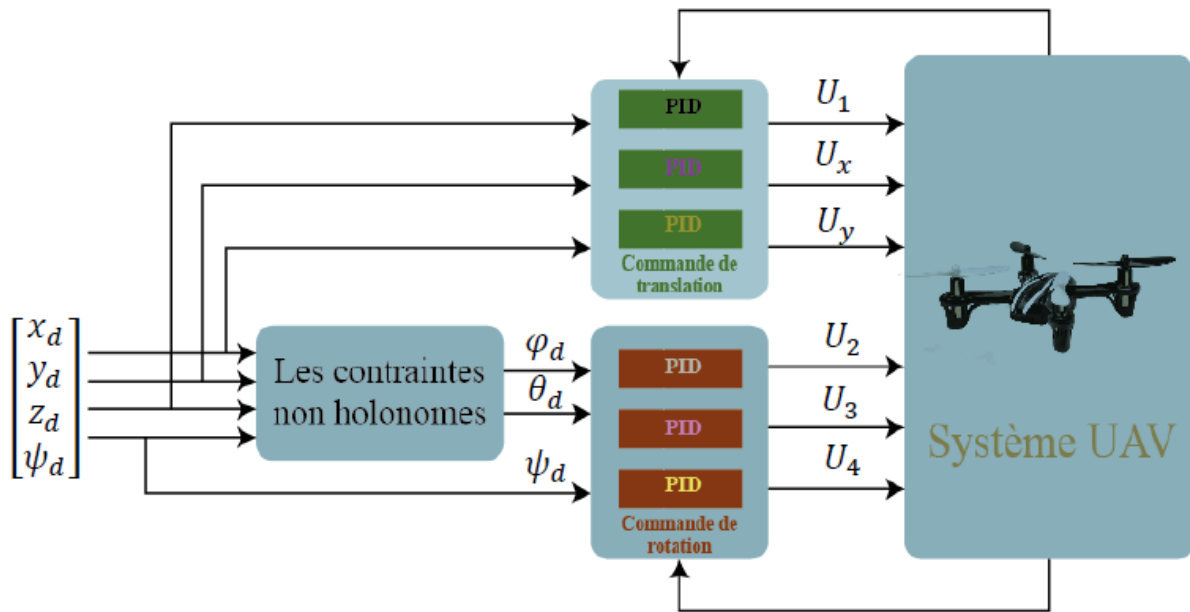


Figure 4.7. Schéma synoptique de commande par PID

On présente brièvement le principe de fonctionnement d'un régulateur PID puis nous avons conçu plusieurs régulateur PID pour la commande de notre système.

4.7.3 Techniques de commande non linéaires :

Les conceptions de contrôleurs non linéaires sont généralement basées sur la notion de la linéarisation de la boucle fermée du modèle non linéaire [10] [11]. L'idée est de transformer la dynamique non-linéaire en forme linéaire en utilisant le retour d'état.

a). Principe de la commande par backstepping [28]

L'objectif de cette technique par backstepping est de calculer en plusieurs étapes une loi de commande qui assure la stabilité globale du système.

Le backstepping est une méthode bien adaptée pour la dynamique du quadrotor, car celle-ci peut directement être exprimée sous une forme permettant la conception de ce type de contrôleur. Cette particularité rend le backstepping très populaire dans la littérature.

La commande par Backstepping est une loi de commande pour les systèmes non linéaires basée sur le théorème de Lyapunov. Elle s'applique sur des systèmes de la forme cascade triangulaire. Chaque état du système de commande l'état précédent et s'appelle '*Commande Virtuelle*', jusqu'au le dernier état qui est commandé par la commande réelle.

Cette loi de commande se présente sous forme d'un algorithme récursif, les étapes de Calcul sont programmées par Matlab pour valider les résultats de la commande proposée.

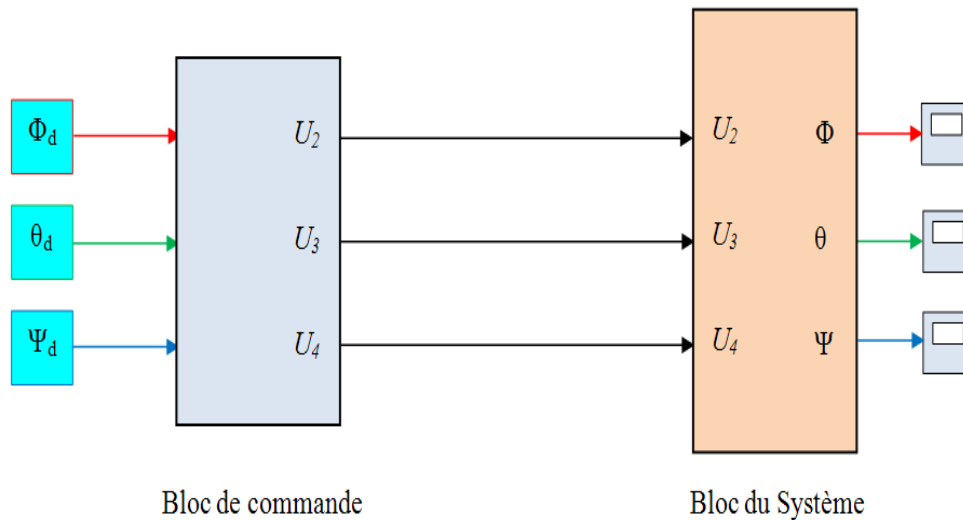


Figure 4.8. Schéma bloc de commande

L'ensemble des contrôleurs backstepping proposés dans la littérature fait face à la même problématique qui lui est inhérente. En effet, puisque la dynamique du quadrotor est complexe, il existe toujours une étape où la dérivation des contrôles virtuels devient analytiquement trop complexe. Les principales solutions pour résoudre ce problème sont soit de calculer numériquement la dérivée (Madani et Benallegue, 2006), l'estimer à l'aide d'un algorithme basé sur un mode glissant d'ordre 2 (Madani et Benallegue, 2006, 2007) ou d'utiliser un filtre numérique (Jian, Thomas *et al.*, 2012).

Cette revue de littérature nous a permis de présenter une grande variété de projets portant sur les quadrotors ainsi que la majorité des techniques de contrôle utilisée pour asservir ce type d'appareil. Celle-ci nous a également permis d'identifier la méthode de contrôle choisie pour ce mémoire : soit le backstepping.

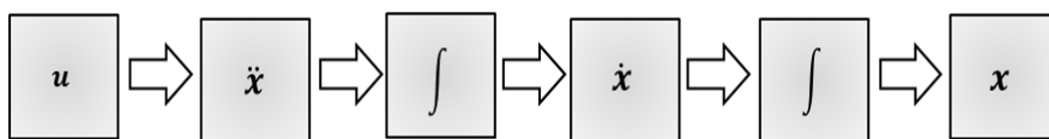


Figure 4.9 Chaîne de contrôle typique d'un système mécanique

le backstepping utilise la relation cinématique entre les états pour simplifier la conception du contrôleur en l'effectuant par construction. On commence la conception du contrôleur au niveau de l'état que l'on désire commander et on remonte (« backstep ») la chaîne d'intégrateurs de telle sorte que la vitesse commande la position, l'accélération commande la vitesse et l'entrée de contrôle commande l'accélération.

Stabilité

La stabilisation des erreurs est obtenue en introduisant une entrée de commande virtuelle.

On considère tout d'abord le modèle dynamique réduit présenté précédemment, Nous définissons la fonction de LYAPUNOV comme suit :

Un système ISS est un système de la forme $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(t, \mathbf{x}, \mathbf{u})$ dont l'origine est uniformément asymptotiquement stable lorsque l'entrée \mathbf{u} est nulle et dont l'état est borné pour toutes entrées bornées appliquées à celui-ci, tel que :

$$\|\mathbf{x}(t)\| \leq \beta(\mathbf{x}(t_0), t_0 - t) + \gamma \left(\sup_{t_0 \leq \tau \leq t} \|\mathbf{u}(\tau)\| \right), \quad \forall t > t_0$$

La stabilité ISS nous permet non seulement de conclure que l'origine du système est stable, soit que l'état est borné, mais également de connaître la valeur de cette borne, puisqu'elle dépend de la grandeur de la perturbation. Une autre caractéristique essentielle de ce type de stabilité c'est qu'il assure la stabilité asymptotique de l'origine face à une perturbation bornée décroissante asymptotiquement vers zéro.

b). Commande par mode glissant

L'idée de base de la commande par mode glissant est premièrement d'attirer les états du système vers une surface de glissement convenablement choisi, puis de concevoir une loi de commande stabilisante qui pourra maintenir le système sur cette surface. En résumé, une commande par mode glissant est divisée en trois parties [28] :

- ✓ Choix des surfaces de glissement.
- ✓ Définition des conditions d'existence et de convergence du régime glissant.
- ✓ Détermination de la loi de commande.

Plusieurs auteurs ont réussi à développer un contrôleur par mode glissant (« Sliding mode control ») pour le quadrotor (Xu et Özgüner, 2006; Waslander, Hoffmann et al., 2005; Sharifi, Mirzaei et al. 2010; Bouabdallah et al., 2007). Les auteurs utilisent, soit la dynamique complète du quadrotor ou optent pour un modèle simplifié. Dans tous les cas cependant, la présence de l'effet de commutation inhérente au contrôleur par mode glissant affecte la dynamique générale du quadrotor. La stratégie des différents auteurs est de diminuer cet effet nuisible à l'implémentation du contrôleur en utilisant des variantes de la fonction signe, telles qu'une fonction de forme sigmoïde ou une fonction de type saturation.

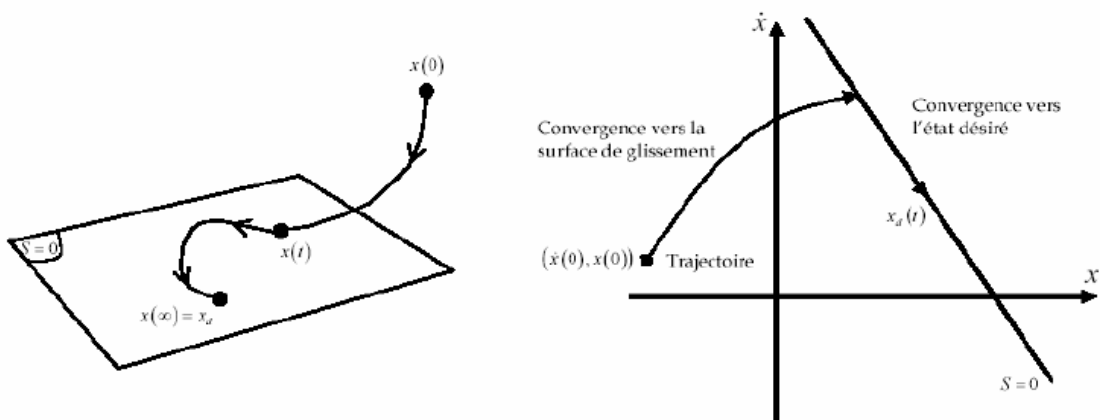


Figure 4.10 Mode de glissement

Les deux composantes de la commande sont : $U = U_{equivalente} + U_{attractive}$

Les surfaces de glissement sont bien définies et bien choisies.

L'ordre de glissement caractérise en particulier le degré de continuité des dynamiques du système au voisinage de la surface de glissement et correspond au nombre de dérivées continues de la variable à contraindre. Pour cela, des algorithmes de commande capables de générer des régimes glissants de tout ordre doivent être synthétisés.

L'objectif est de construire des lois de commande par mode glissant afin de résoudre le problème de poursuite de trajectoires pour les drones en présence d'incertitudes tout en réduisant au maximum le phénomène de chattering.

b.1. Choix des surfaces de glissement

En général, la forme de la surface dans le plan de phase est présentée par [28] :

$$S(e) = \left(\frac{\partial}{\partial t} + \lambda \right)^{r-1} e$$

$$e = x - x_d = [e \ \dot{e} \ \dots \ e^{(r-1)}]^T$$

b.2. Condition de glissement

Soit le système dynamique non linéaire décrit par l'équation d'état suivante :

$$\frac{dx}{dt} = f(x, t) + g(x, t)U$$

La fonction de Lyapunov est choisie de façon à décroître dans le temps. L'idée est de trouver une commande qui assure cette décroissance en rendant négative la dérivée de la fonction de Lyapunov.

$$V(x) = \frac{1}{2} S^2(x)$$

$$\dot{V}(x) = S(x)\dot{S}(x) < 0$$

Calcul de la commande

Les deux composants de la commande sont :

$$U = U_{eq} + U_s$$

Différentes structures de la commande par mode de glissement

Etant un cas particulier de la commande à structure variable, la commande par mode glissant (CMG) a été largement utilisée dans la littérature. Ce succès est dû à sa simplicité de mise en œuvre et à sa robustesse vis-à-vis des variations paramétriques et des perturbations externes. La conception de cette commande est basée sur trois étapes dont la première consiste à choisir la surface de glissement qui représente la dynamique désirée. La deuxième établit la condition d'existence du mode de glissement (attractivité) et la dernière étape détermine la loi de commande qui aura pour rôle de garantir le maintien et le glissement le long des trajectoires du système sur cette surface.

Les processus physiques sont le plus souvent non linéaires, mal définis et ont des paramètres variables. Par exemple, dans le cas des robots, les équations dynamiques sont non linéaires, couplées, et les paramètres intervenant dans leur description dépendent de la charge. D'autre part, un modèle mathématique n'est rien d'autre qu'une représentation approximative de la réalité physique.

La commande par mode glissant permet de répondre à ce problème, cette robustesse se fera au déterminent des performances. De plus, la surface de glissement définie dans le formalisme, réduit l'ordre du système en boucle fermée, ce qui ne permet pas dans certains cas, d'imposer au système un mode de stabilisation [32].

Dans les systèmes à structure variable utilisant la commande par mode de glissement, on peut trouver trois configurations de base pour la synthèse des différentes commandes. La première correspond à la structure la plus simple où la commutation a lieu au niveau de l'organe de commande lui-même. On l'appellera, structure par commutation au niveau de l'organe de commande. La deuxième structure fait intervenir la commutation au niveau d'une contre-réaction d'état. Enfin, la dernière structure est une structure par commutation au niveau de l'organe de commande avec ajout de la " commande équivalente " [1,3,14,32].

Dans la suite de cette thèse, nous retenons la dernière structure :

1. Structure par commutation au niveau de l'organe de commande

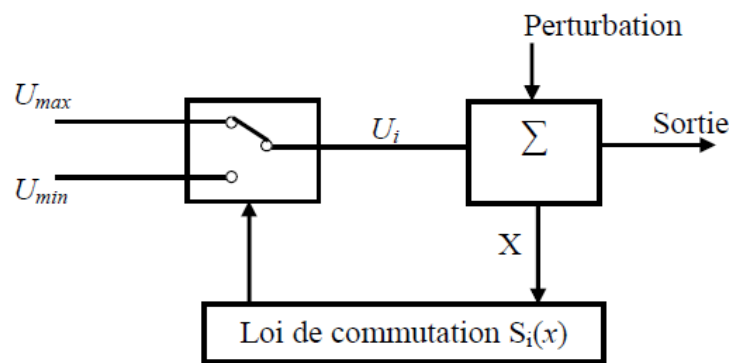


Figure 4.11. Structure par commutation au niveau de l'organe de commande

2. Structure par commutation au niveau d'une contre réaction d'état :

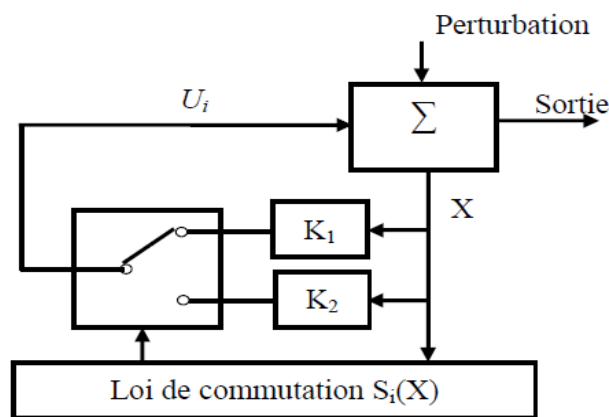


Figure 4.12 Structure par commutation au niveau d'une contre réaction d'état :

3. Structure de régulation avec ajout de la commande équivalente

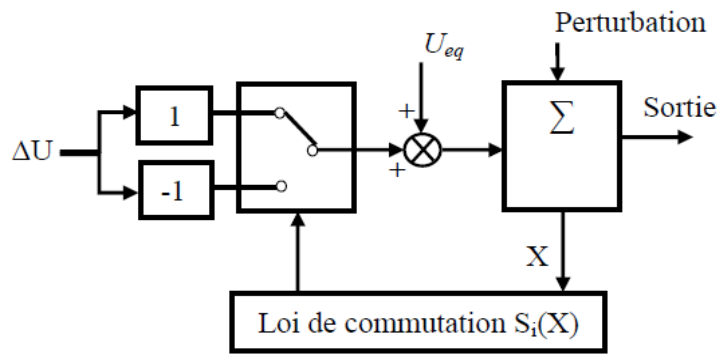


Figure 4.13. Structure de régulation avec ajout de la commande équivalente

c) Principe de modes glissants d'ordre supérieur

L'apparition du phénomène de chattering au niveau de la commande est un inconvénient majeur de la commande par mode glissant d'ordre simple. Ce phénomène en pratique provoque une usure relativement rapide des organes de commande du processus. Afin de remédier à cet inconvénient, l'idée de déplacer la discontinuité due à l'élément de commutation de la loi de commande en régime glissant vers les dérivées d'ordre supérieur de la commande a été envisagée dans plusieurs travaux de recherche. Le concept de mode glissant d'ordre supérieur a été introduit dans les années 80 par *M. Levantovsky* et *M. Emelyanov*. Contrairement au régime glissant du premier ordre, ce type de lois de commande est caractérisé par une commande discontinue qui agit sur les dérivées d'ordre supérieur de la variable de glissement au lieu de la première dérivée. Le phénomène de chattering est ainsi repoussé sur les dérivées d'ordre supérieur [1,3,14].

Conclusion

Dans cette partie après avoir présenté la modélisation et les principes de la commande par backstepping et par mode glissant simple, la méthode de synthèse d'une loi de commande par mode glissant est abordée en utilisant des surfaces de glissement non linéaires, ensuite nous avons considéré la commande par mode glissant d'ordre deux. Pour mettre en œuvre ce type d'algorithmes de commande, on propose une surface de glissement non linéaire [3,14]. On évalue les performances de commande des algorithmes développés en considérant la commande de deux systèmes de complexité différente.

Annexe

Etudes des événements GPS :

Contrôle en translation

Ce point nous semble essentiel pour la bonne suite du projet et diverses solutions, en vue de maintenir le quadri-rotor à une position fixe, sont envisageables :

- **Contrôle par télécommande** : bien que ne répondant plus à la problématique du projet en supprimant la fonctionnalité autonome de l'engin, le contrôle en translation au moyen d'une télécommande est la manière la plus simple de maintenir le quadri-rotor dans une zone donnée. Déjà implémenté dans l'algorithme, ce contrôle nécessite une personne tenant la manette, et donner des consignes inverses aux directions vers lesquelles le quadri-rotor translate.
- **Détection d'obstacles** : ceci est une solution qui permet de donner une certaine autonomie au quadrirotor, d'une manière relativement aisée. L'idée est de placer un ou plusieurs capteurs (ultrasons, ...) sur le quadri-rotor, et empêcherai ce dernier de toucher des obstacles, en commandant le quadrirotor dans le sens opposé. C'est en fait une méthode qui permet de s'abstenir de la personne qui pilote l'engin via la manette, mais cela ne permet toujours pas de le maintenir à une position fixe.
- **Webcam et LEDs** : un système composé de LEDs placés sur le quadri-rotor et d'une webcam associée à un poste de travail permettrait cette fois-ci de maintenir le quadri-rotor à une position fixe, sans intervention humaine. Malheureusement, bien que cela ne soit pas bien compliqué à mettre en place, le quadri-rotor n'est alors plus autonome. En effet, un ordinateur doit en permanence être à ses côtés, et si l'engin volant sort du champ de vision de la webcam, il semble impossible de le retrouver à sa position initiale.
- **Ajout d'un GPS** : une technique couramment employée dans l'asservissement en position de drones est l'emploi d'un GPS. Il permet de connaître la position absolue sur la terre, et autorise donc une autonomie totale de l'engin. Aussi, la position d'un tel système est très limité (dizaine de mètres) et n'est utilisable qu'en extérieur. Cela peut tout de même être une piste à explorer, en association à une centrale inertielle plus évoluée.
- **Ajout d'une caméra** : voici la technique qui semble la plus adaptée au projet, mais en contrepartie, elle est également la plus compliquée à mettre en place. Elle consiste à doter le quadri-rotor d'une caméra vidéo, d'acquérir les images, et d'en analyser le contenu, afin de déterminer l'environnement (murs, sol, plafond, obstacles). Serait alors possible de maintenir le quadri-rotor à une distance fixe et déterminée entre deux murs par exemple, et de ce fait, est utilisable en intérieur. Mais ce système nous semble assez complexe à mettre en oeuvre, et pourrait même occuper cinq semaines de projet à lui seul, et pourquoi pas, ferait un bon sujet en majeure Signaux et Télécommunications.

Table 3 Specification of X-Copter 1 (Fig. 2)

| | |
|-------------|---|
| Model | Oneseen Skytech X-Copter1 |
| Dimensions | Width: 0.74 m Length: 2.680m/3.645m (main rotor included) Height:1.18m Main rotor diameter: 3.135 m Tail rotor diameter: 0.544 m |
| Weight | Empty weight: 83 kg Payload: 30kg |
| Engine | Rotary engine, 4-cycle Cylinder volume: 294 cc Power: 38HP/49HP Max Water-cooled with radiator Fuel: gasoline:lubricant mixture (50:1 ratio) Fuel tank volume : 10 liters Electric starter Onboard generator (12V, 8A) |
| Flying time | 60~90 minutes depending on the load and flight conditions |
| Avionics | Navigation: DGPS-aided INS GPS: NovAtel OEM V-2 IMU: Inertial Science ISIS IMU Flight Computer: PC104 Pentium III 400MHz Communication: Microhard radio modem (900 MHz) Onboard status indicator light and control panel |
| Autonomy | Attitude stabilization Waypoint navigation with automatic take-off and landing Airspeed-sensitive spraying Automatic collision-free path generation and tracking |

Table 1 Laboratories with development UAV helicopters

| University | Hardware and sensors | Software |
|---|--|---|
| Massachusetts Institute of Technology [24–26] | X-Cell 60 Helicopter ISIS-IMU (100 Hz & 0.02 deg/min drift) Honeywell HPB200A Altimeter (2 ft accuracy) Superstar GPS (1 Hz) | QNX Operating System 13-state extended Kalman filter (state estimation) LQR based control |
| Carnegie Mellon University [26–29] | Yamaha R-Max Helicopter Litton LN-200 IMU (400 Hz) Novatel RT-2 DGPS (2 cm accuracy) KVH-100 flux-gate compass (5 Hz) Yamaha laser altimeter | VxWorks Operating System 13-state extended Kalman filter (state estimation) Control based on PD and H_∞ control |
| Stanford University [30, 31] | XCell Tempest 91 Helicopter Microstrain 3DM-GX1 (100 Hz) Novatel RT-2 DGPS (2 cm accuracy) DragonFly2 cameras (position est.) | Undisclosed Operating System 12-state extended Kalman filter (state estimation) Differential Dynamic Programming Extension of Linear Quadratic Regulator |
| Georgia Institute of Technology [32–34] | Yamaha R-50 Helicopter ISIS-IMU (100 Hz & 0.02 deg/min drift) Novatel RT-2 DGPS with 2 cm accuracy Radar and Sonar Altimeters HMR-2300 triaxial magnetometers | OS: QNX, VxWorks, Linux Real-time CORBA Object Request Broker Arch. 17-state extended Kalman filter Neural networks control (Feedback linearization) |
| University of California Berkeley [35, 36] | Yamaha R-Max & Maxi Joker Boeing DQI-NP INS/GPS system Novatel Millen RT-2 DGPS (2 cm accuracy) | VxWorks Operating System No state estimation (provided by sensor) Reinforcement Learning control |
| University of Southern California [37, 38] | Bergen twin Industrial Helicopter ISIS IMU (100 Hz & 0.02 deg/min drift) Novatel RT-2 DGPS (2 cm accuracy) TCM2–50 triaxial magnetometer Laser altimeter (10 cm accuracy, 10 Hz) | Linux Operating System 16-state Kalman filter (state estimation) Decoupled PID based control |
| CSIRO [26, 39] | X-Cell 60 Helicopter Custom embedded IMU with compass (76 Hz) Ublox GPS with WAAS (2 m accuracy) Stereo vision for height estimation | LynxOS Operating System Velocity estimation using vision 2×7 -state extended Kalman filters Complimentary filters PID based control |
| JPL [40, 41] | Bergen Industrial Helicopter NovAtel OEM4 DGPS ISIS IMU (2 cm accuracy) MDL ILM200A laser altimeter TCM2 compass | QNX real-time OS Behavior based and H_∞ control Extended Kalman filter (state estimation) Image-based motion estimates |

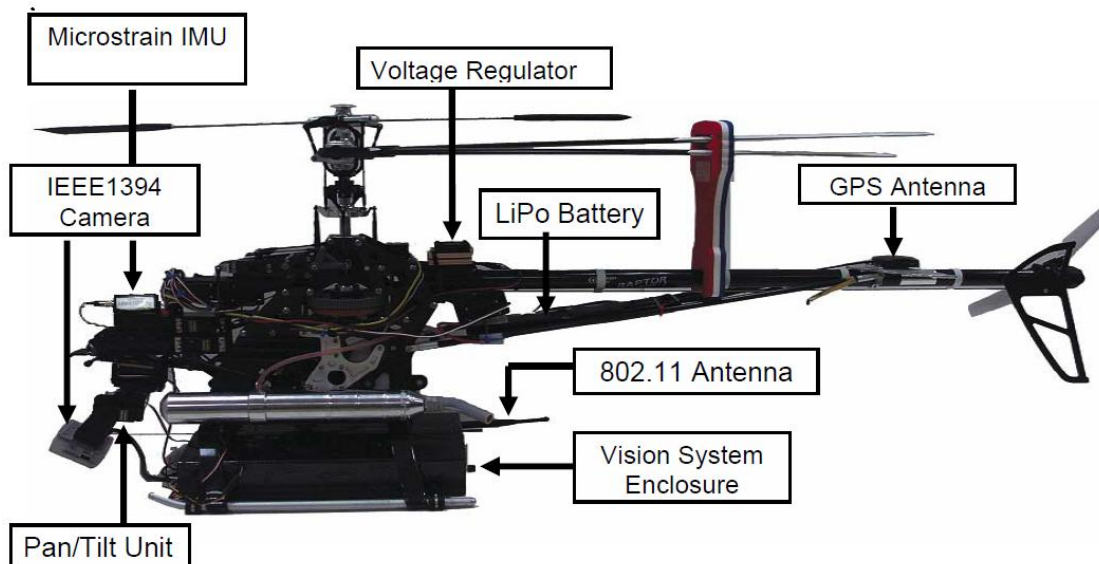
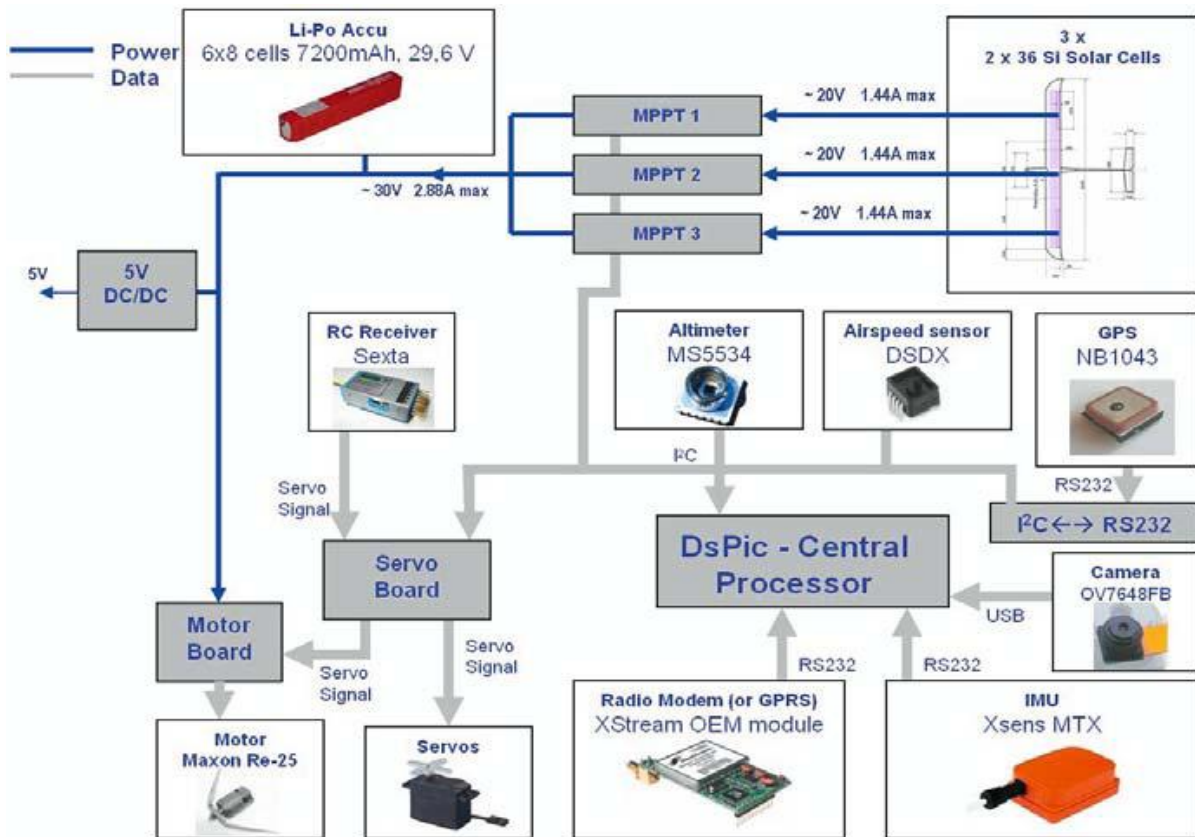
- Novatel Superstar 2 GPS receiver (5 Hz, 5 V model)
- Microbotics Servo/Safety Controller (SSC)
- Thunderpower 11.1 V 4.2Ah LiPo Battery
- Intel Pro 2200 802.11B/G Mini-PCI wireless card
- URG-04LX Hokuyo laser range finder
- IVC-200G 4channel frame grabber
- 120 Watt picoPSU-120 Power supply
- Sony FCB-EX980S module camera

Quelque types du GPS :

- COTS GPS receiver.
- GPS Novatel Superstar II de 10 Hz
- NovAtel OEM-4 Differential GPS (5 Hz, 5 vol model).
- GPS NB1043
- NovAtel RT-2 GPS receiver (1 Hz)
- Motorola M12+ GPS Receiver
- RXM-SG GPS
- Fastrax UP500 GPS Receiver

Choix d'un GPS [7]

| GPS receiver | | |
|----------------------|--|---|
| Receiver type | 50 channels, GPS, L1 Frequency, C/A Code SBAS: WAAS, EGNOS, MSAS, GAGAN | |
| Position accuracy | 2m / 2.5m 5m | CEP (Hor. accuracy) w. / w.o. SBAS SEP (Vertical accuracy) |
| Velocity Accuracy | 0.1 m/s | |
| Course Accuracy | 0.5° | |
| Tracking sensitivity | - 160 dB | User selectable |
| Time to first fix | < 1s / < 29 s | Hot start / Cold start |
| Operational limits | ≤ 4g | Max dynamics |
| | 50 000 m | Max altitude |
| | 500 m/s | Max velocity |



(a) Raptor 90 SE – V1

<http://www.rfsolutions.co.uk/>

Module GPS avec antenne intégré (Fastrax UP500 GPS Receive)

Lien : <http://radiospares-fr.rs-online.com/web/p/gps/6722810/>

Fichier : 0900766b80d64665.pdf

Photos



Caractéristiques :

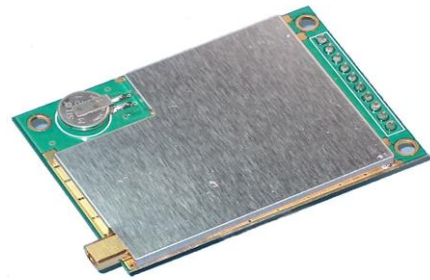
| | |
|--------------------------------------|---|
| Receiver | GPS L1 C/A-code, SPS |
| Channels | 32 channels |
| Update rate | 1 Hz default (fix rate configurable up to 5Hz) |
| Acquisition Sensitivity (Cold start) | -146dBm (1) |
| Re-acquisition Sensitivity | -155dBm (1) |
| Navigation Sensitivity | -159dBm (1) |
| Tracking Sensitivity | -159dBm (1) |
| Supply voltage, VDD | +3.0V...+5.5V |
| Back up supply voltage, BU | +1.5V...+5.5V |
| Power consumption, VDD | 90 mW typical @ 3.0V |
| Power consumption, BU | 10 uW typical @ 3.0V (during battery backup state). Current at BU pin may peak up to 100uA in full operating state. |
| Operating temperature range | -40°C...+85°C (2) |
| Serial port protocol | Port 0: NMEA |
| Serial data format | 8 bits, no parity, 1 stop bit |
| Serial data speed (default) | NMEA: 9600 baud |
| I/O signal levels | CMOS compatible: low state: 0.0...0.4V; high state: 0.7...3.3V. (3) |
| I/O sink/source capability | +/- 2 mA max. |
| PPS output | +/- 1us accuracy |

Module GPS avec antenne externe (Récepteur GPS 65 canaux -161dBm)

<http://radiospares-fr.rs-online.com/web/p/gps/7043297/>

0900766b80df9548.pdf

Photos



Caractéristiques :

| Parameter | Specification |
|--------------------|--|
| | 65 Channels |
| Receiver Type | GPS L1 frequency, C/A Code |
| Time-To-First-Fix | Cold Start (Autonomous) 29s (Average, under open sky) |
| | Warm Start (Autonomous) 5s (Average, under open sky) |
| | Hot Start (Autonomous) 1s (Average, under open sky) |
| Sensitivity | Tracking & Navigation -161 dBm |
| | Reacquisition -161 dBm |
| | Cold Start (Autonomous) -145 dBm |
| Accuracy | Autonomous 2.5 m CEP |
| | Velocity 0.1 m/sec (without aid) |
| | Time 300 ns |
| | RMS 30 ns |
| | 99% <60 ns |
| | Compensated ⁵ 15 ns |
| Max Update Rate | Supports 1 / 2 / 4 / 5 / 8 / 10 Hz update rate (1Hz default) |
| Velocity Accuracy | 0.1m/s |
| Heading Accuracy | 0.5 degrees |
| Dynamics | □ 4 G (39.2 m/sec) |
| Operational Limits | Velocity 515 m/s (1000 knots) |
| | Altitude <18000 meters |
| | (COCOM limit, either may be exceeded but not both) |
| RF connector | MMCX |
| Serial Interface | 3.3V LVTTTL level, 10 pin 2mm male header |
| Datum | Default WGS-84 User definable |
| Input Voltage | 3.3V -5V DC +/-10% |
| Input Current | ~36 mA tracking |
| Dimension | 43L x 31W x 6H (mm) |
| Weight | 10g |

Références

- [1] K.M.Zemalache, "Commande d'un système sous-actionné : Application à un drone à Quatre Hélices " Thèse de Doctorat, Université d'Evry Val d'Essonne, France.
- [2] C.A. Patel, « Building a Test Bed for mini Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with protective Shroud », a thesis submitted to the department of Mechanical Engineering and the faculty of the Graduate School of Wichita State University in partial fulfilment of the requirements for the degree of Master of science, July 2006.
- [3] Guillaume CHARLAND-ARCAND, "Contrôle Non Linéaire Par Backstepping D'un Hélicoptère De Type Quadrotor Pour Des Applications Autonomes", Mémoire Présenté A L'école De Technologie Supérieure L'obtention De La Maîtrise En Génie Electrique, QUÉBEC - 2014.
- [5] J.M. Pflimlin, " Commande d'un mini drone à hélice carénée : De la stabilisation dans le vent à la navigation autonome ", Thèse de doctorat, Ecole Doctorale Systèmes de Toulouse, France, 2006.
- [6] A. P. Duchon. Maze navigation using optical flow. In P. Maes, M. Mataric, J.-A. Meyer, J. Pollack, and S. Wilson, editors, From Animals to Animats 4, Proceedings of the International Conference on Simulation of Adaptive Behavior, pages 224–232, Cambridge, MA, 1996. MIT Press/Bradford Books.
- [7] Zhang P., Gu J., Milios E. E. and Huynh P., "Navigation with IMU/GPS/Digital Compass with Unscented Kalman Filter", Proceedings, IEEE International Conference on Mechatronics & Automation, 2005.
- [8] Phillips R. E., and Schmidt G. T., System Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation, Volume 207 of AGARD Lecture Series 207, Chapter GPS/INS Integration, 0.1–0.18, NASA Center for Aerospace Information, 1996.
- [9] Vik B., and Fossen T., "A Nonlinear Observer for GPS and INS Integration", Proceedings, 40th IEEE Conference on Decision and Control, 2001.
- [10] Bulusu N., Heidemann J., Estrin D., "GPS-less Low Cost Outdoor Localization for Very Small Devices", Proceedings, 21st International Conference on Distributed Computing Systems, Phoenix, AZ, 2001.
- [11] Luiz C., Grocholsky B., Keller J. F., Kumar V., Taylor C. J., "Experiments in Multirobot Air-Ground Coordination", Proceedings, IEEE International Conference on Robotics and Automation, New Orleans, LA, 2004.
- [12] Document : IG500NUM.11, Revision : 11 - Mar 18, 2011 " IG-500N GPS Aided AHRS User Manual ", SBG Systems 92500 Rueil Malmaison France.
- [13] C.A. Patel, "Building a Test Bed for mini Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with protective Shroud", Master of Science thesis, Graduate School of Wichita, USA, 2006.
- [14] H.Bouadi, «Synthèse de lois de commande stabilisantes pour unUAV type Quadrotor étude et application », Thèse de Magister, Ecole Militaire Polytechnique,2007.
- [15] Zeghlache Samir, "Commande non linéaire d'un appareil à vol vertical", Thèse de doctorat, université de M'sila 2014.

- [16] H. Khebbache “Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires Application : Système UAV de type Quadrirotor“, universite Ferhat Abbas de Setif, 2012.
- [17]: H. Bouadi, M. Bouchoucha, and M. Tadjine “Sliding Mode Control based on Backstepping Approach for an UAV Type-Quadrotor” World Academy of Science, Engineering and Technology 26, 2007.
- [18] P. Castillo, R. Lozano and A.E. Dzul, ”Modelling and Control of Mini-Flying Machines”, Springer-Verlag London, 2005.
- [19] Lamine Kistrane, "Commande non linéaire de la machine à induction «aspect expérimental”, Mémoire de Magister en Électrotechnique, Université de Batna, 2008. Algérie.
- [20] Meziane.S, Toufouti.R and Benalla.H. "Applied input-output linearizing control for highperformance induction motor", JATIT, Journal of Theoretical and Applied Information Technology, Vol. 4, Number1, pp. 7-15, January, 2008.
- [21]: L.Derafa, A.Ouldali “Feedback Linearization and Pole Placement Law Control for A four Rotors Helicopter” Control and Command Laboratory EMP, CGE-06, Alger 13-14 April 2009.
- [22]: N. Guenrad, T. Hamel, V. Moreau, " Modélisation et élaboration de commande de stabilisation de vitesse et de correction d’assiette pour un drone de type X4-Flyer ", UNSA-CNRS, 2004.
- [23]: H. Bouadi, M. Bouchoucha, and M. Tadjine “Sliding Mode Control based on Backstepping Approach for an UAV Type-Quadrotor” World Academy of Science, Engineering and Technology 26, 2007.
- [24] Comment choisir les composants d'un quadricoptère [en ligne]. Disponible sur: https://projetdroneamateur.wordpress.com/choix_composant/
- [25] Comment fabriquer un drone UAV [en ligne]. Disponible sur: <http://www.robotshop.com/blog/fr/comment-fabriquer-un-droneuav-lecon-5-assemblage-4839>
- [26] Tero Karvinen, Kimmo Karvinen, Ville Valtokari, Les capteurs pour Arduino et Raspberry pi. Paris, Dunod (2014). p31-37. ISBN: 978-2-10-071793-4.
- [27] Jean Marc Piéplu, GPS et Galileo, Systèmes de navigation par satellites. Paris, Eyrolles (2006). ISBN: 978-2-212-11947-3.
- [29] Khalil, K. Hassan, « NonLinear Systems : Third Edition ». Prentice Hall, 2002.
- [30] J.J.E. Slotine and W. Li, ‘Applied nonlinear control’, Prentic-Hall, Inc, 1991.
- [31] A. Isidori, ”Nonlinear Control Systems”, Springer-Verlag, Berlin, 3rd edition edition, 1995.
- [32] K. Khettab. Commande adaptative floue des systèmes non linéaires par la méthode de backstepping utilisant le mode glissant. Mémoire de Magister, Université de Frahat Abbas - Sétif, 2005.