

Stabilisation de véhicules aériens à décollage vertical : Théorie et application

R. Lozano

P. Castillo

S. Salazar

D.Lara

Heudiasyc, UMR CNRS 6599

UTC, BP 20529

60205 Compiègne, France

Tel : +33 3 44 23 49 36

fax : +33 3 44 23 44 77

e-mail : rlozano, castillo, sergio, dlara@hds.utc.fr

Résumé

Nous présentons les configurations aérodynamiques les plus courantes capables de décoller verticalement. Un modèle dynamique est obtenu en utilisant le formalisme d'Euler-Lagrange. Après linéarisation de la dynamique de l'altitude et du lacet on obtient deux systèmes PVTOL (Planar Vertical TakeOff and Landing) connectés à 90°. Des lois de commande à entrée bornée pour le tangage et le roulis sont proposées basées sur l'approche de saturations imbriquées. On présente les capteurs disponibles dans ce domaine et des résultats expérimentaux sur un mini-hélicoptère à 4 rotors. Après discuter des aspects de sécurité sur les drones nous présentons les conclusions et les perspectives.

Mots Clef

Quadrirotor, Lyapunov analysis, Saturation function, UAVs.

1 Introduction

Depuis une dizaine d'années, les avancées technologiques ont permis la conception et la construction de mini-avions ou mini-hélicoptères avec des capacités toujours plus développées pour réaliser des vols en autonome. Ces appareils sont connus sous le nom de drones. Le nombre d'industriels et d'universités qui s'intéressent aux drones ne cesse d'augmenter dû à ses applications tant civiles que militaires.

Parmi les applications civiles nous pouvons citer : la surveillance du trafic, des frontières, des barrages, des lignes de haute tension et des grands ouvrages d'art, le sauvetage des personnes en difficulté, la détection de feux de forêts, la retransmission de signaux de communication, etc.

La recherche dans le domaine des véhicules aériens autonomes est essentiellement pluridisciplinaire. En effet elle fait intervenir des domaines très variés tels que l'aérodynamique, le traitement du signal et de l'image, la commande automatique, la mécanique, les matériaux et composites,

les communications, l'informatique temps réel, l'architecture de microcontrôleurs, l'électronique, la sûreté de fonctionnement, les nanotechnologies, la gestion de l'énergie, la motorisation et même la biologie.

Dans ce papier nous nous intéressons en particulier aux véhicules aériens miniatures ou mini-UAV (Unmanned Autonomous Vehicles) capables de réaliser du vol stationnaire sachant que cette caractéristique est très utile pour des missions de surveillance aérienne. Nous nous intéresserons en particulier au quadri-rotor.

Ce papier est organisé de la manière suivante. Dans la section II nous présentons un aperçu des configurations aérodynamiques les plus courantes. Un modèle dynamique simplifié est donné en section III. La section IV motive l'étude du problème du PVTOL (Planar Vertical TakeOff and Landing). La section V est dédiée à présenter un algorithme de contrôle du PVTOL. La section VI donne une introduction aux capteurs et microcontrôleurs couramment utilisés dans les mini-véhicules aériens. Une application réelle est présentée dans la section VII. Des aspects de sécurité sont abordés dans la section VIII et les conclusions sont finalement données en section IX.

2 Configurations aérodynamiques

Dans cette section nous présentons rapidement les configurations aérodynamiques les plus couramment utilisées. Notre présentation se limite aux mini-véhicules aériens capables de réaliser du vol stationnaire. Par simplicité nous allons distinguer les multi-rotors, les dirigeables et les configurations à ailes battantes. Nous allons classer les multi-rotors en fonction du nombre des rotors : 1, 2, 3 ou 4 rotors.

2.1 Configurations à 4 rotors

Les quadrirotors ont 4 moteurs installés sur une croix normalement en fibre de carbone. Pour cette raison ils sont également appelés X4. Dans le commerce on trouve le Draganfly (Canada), l'intellicopter (Allemagne) et plus récemment l'X-UFO (Chine). Il est constitué de 4 rotors. Le



FIG. 1 – Configuration d'un quadrirotor

moteur avant et le moteur arrière tournent dans le sens de la montre et les moteurs droit et gauche dans le sens contraire. Les hélices utilisées sont à pas fixe. Le tangage est obtenu par une différence de vitesse de rotation des rotors avant et arrière. Le roulis est obtenu de manière similaire avec la différence de vitesse des moteurs latéraux. Le lacet s'obtient en augmentant la vitesse des moteurs avant et arrière tout en réduisant la vitesse des moteurs latéraux. Il existe aussi une version de X4 dans laquelle tous les rotors tournent dans le même sens. Dans ce dernier, 2 rotors sont inclinés par rapport à l'horizontal de manière à créer un couple de lacet. L'inclinaison peut être fixe ou variable et permet de commander le mouvement de lacet. Étant donné que les quadri-rotors sont commandés par différence de vitesse de rotation des rotors, 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. Les quadri-rotors ont des couples de commande de grande amplitude. Les couples de tangage, roulis et lacet sont pratiquement découplés entre eux. La mécanique et l'entretien des quadri-rotors sont relativement simples. Plusieurs universités en France travaillent sur des quadri-rotors (ENSIEG, UTC, LSC d'Evry, École des Mines, I3S, etc.)

2.2 Configurations à 3 rotors

Dans cette catégorie nous trouvons le trirotor, le vectron et l'hélicoptère auto-stable.

Le tri-rotor est constitué de 2 rotors à l'avant qui tournent dans des sens opposés et un rotor à l'arrière avec orientation réglable. Le fonctionnement est similaire à celui d'un quadri-rotor mais la performance en vol n'est pas aussi satisfaisante. Des expériences ont été faites sur le tri-rotor à Heudiasyc. Voir figure 2A.

Le vectron est constitué de 3 rotors qui tournent dans le même sens, voir figure 2B. Le corps circulaire de l'appareil tourne par conséquent dans le sens contraire. Les vitesses des moteurs sont variées à des instants très précis de manière à obtenir des couples de tangage et de roulis. Le LIRMM a fait des travaux de recherche avec le tri-rotor.

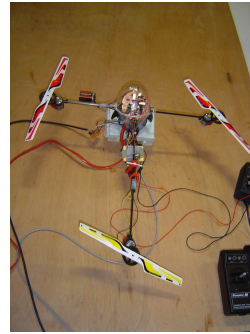


FIG. 2A - Le trirotor.



FIG. 2B - Le Vectron.



FIG. 2C - L'hélicoptère auto-stable.

L'hélicoptère auto-stable (blade-runner), voir figure 2C, a été inventé récemment par un norvégien. Il est constitué de deux rotors à pas fixe qui sont montés sur le même axe et qui tournent dans des sens opposés. Un petit rotor de queue permet d'obtenir le couple de tangage. Cet hélicoptère a la propriété d'être stable grâce au fait qu'il existe une articulation entre les pales du rotor principal et l'axe du rotor. Étant donné son mode de fonctionnement, cet appareil peut être utilisé uniquement en intérieur.

2.3 Configurations à 2 rotors

Dans ce type de configuration nous pouvons distinguer ceux qui utilisent un ou deux plateaux cycliques et ceux qui utilisent des pales à pas fixe. Parmi ceux qui utilisent des plateaux cycliques nous avons l'hélicoptère classique avec un rotor principal et un rotor de queue, voir figure 3. L'ONERA à Toulouse travaille sur un hélicoptère Yamaha R-50. Dans cette catégorie on peut citer aussi l'hélicoptère en tandem qui possède deux rotors qui tournent en contre-sens mais dans des axes différents. L'hélicoptère co-axial a aussi deux rotors contrarotatifs, mais sur le même axe. Hirobo a mis dans le commerce un mini-hélicoptère co-axial. En France des universitaires (UTC, projet Auryon) et des industriels construisent des prototypes de ce type d'hélicoptères. Les hélicoptères co-axiaux peuvent avoir un ou deux plateaux cycliques.

En ce qui concerne des appareils sans plateaux cycliques, il



FIG. 3 - L'hélicoptère classique.



FIG. 4 - Le T-Wing.

est claire qu'avec seulement deux rotors on ne peut pas générer une force et trois couples indépendants. Il faut donc ajouter soit des ailerons soit des mécanismes pour faire pivoter les rotors. Ainsi nous trouvons dans cette catégorie le birotor avec des ailerons, c'est à dire deux rotors sur des axes différents et des ailerons dans le flux d'air des rotors pour obtenir les couples nécessaires à la commande en 3D. Les rotors peuvent tourner en sens opposés ou dans le même sens. On peut citer le T-wing de l'Université de Sydney, voir figure 4. Nous avons également la possibilité d'avoir deux rotors contrarotatifs sur le même axe et des ailerons dans le flux d'air des rotors (Bertin, I3S), voir figure 5. Cette dernière configuration est très compacte. Finalement nous pouvons avoir deux rotors qui pivotent sur 2 axes. Cette configuration est très compacte aussi, mais le couple de tangage est relativement faible, voir figure 6.



FIG. 5 - L'over eye de Bertin Tech.

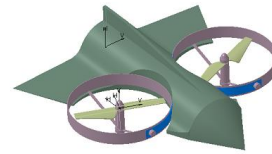


FIG. 6 - Le BIROTAN.

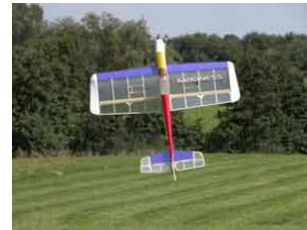


FIG. 7 - L'avion 3D.

2.4 Configurations ayant un seul rotor

Dans cette configuration nous trouvons essentiellement les avions appelés 3D, voir figure 7. Ces avions ont un moteur suffisamment puissant pour décoller verticalement et des ailerons d'une grande surface pour assurer des couples de commande suffisamment grands afin que l'appareil soit facile à piloter. Ils se développent de plus en plus et ils ont l'avantage de pouvoir voler comme un avion normal, ce qui donne la possibilité de se déplacer rapidement et de manière très économique en termes d'énergie.

2.5 Les dirigeables

Les dirigeables utilisent de l'hélium pour générer une poussée verticale et des rotors pour générer des couples, voir figure 8. Ayant un volume important, ils se déplacent lentement et sont relativement plus sensibles au vent. Mais les dirigeables ont l'avantage d'être stables et d'avoir des vibrations mécaniques moindres. En France, le LAAS, l'Université d'Evry et l'INRIA Sophia Antipolis réalisent des travaux de recherche sur les dirigeables.



FIG. 8 - Le dirigeable de LSC.

2.6 Les appareils à ailes battantes

Les ailes battantes constitue 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 9.

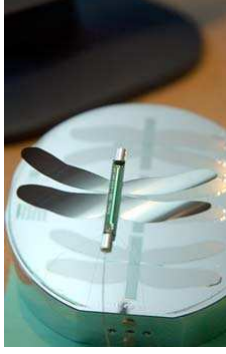


FIG. 9 - La libellule.

3 Le Modèle dynamique

Dans cette section nous présentons le modèle dynamique de l'hélicoptère possédant quatre rotors en utilisant une approche Lagrangienne. Les coordonnées généralisées de l'hélicoptère sont décrites par :

$$q = (x, y, z, \psi, \theta, \phi) \in \mathbb{R}^6,$$

où $\xi^T = (x, y, z)$ représentent la position du centre de masse de l'hélicoptère par rapport à un repère fixe \mathcal{I} . $\eta^T = (\psi, \theta, \phi)$ sont les trois angles d'Euler (lacet, tangage et roulis) et représentent l'orientation de l'hélicoptère.

Le Lagrangien est

$$L(q, \dot{q}) = T_{trans} + T_{rot} - U,$$

où $T_{trans} = \frac{m}{2} \dot{\xi}^T \dot{\xi}$ est l'énergie cinétique de translation de l'hélicoptère, $T_{rot} = \frac{1}{2} \dot{\eta}^T \mathbb{J} \dot{\eta}$ est l'énergie cinétique de rotation, $U = mgz$ est l'énergie potentielle, z est la position verticale, m représente la masse de l'hélicoptère, $\mathbb{J}(\eta)$ est la matrice d'inertie.

Le modèle dynamique de l'hélicoptère est obtenu des équations d'Euler-Lagrange avec la force généralisée externe.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial q} = \begin{bmatrix} F_\xi \\ \tau \end{bmatrix},$$

où $F_\xi = R\hat{F} \in \mathbb{R}^3$ est la force de translation appliquée au quadri-rotor due aux entrées de commande, $\tau \in \mathbb{R}^3$ sont les

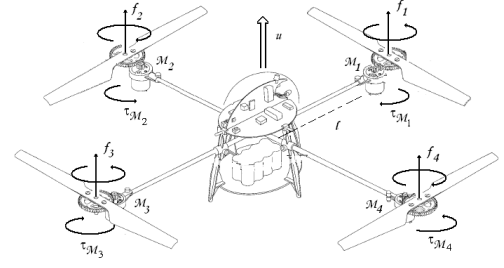


FIG. 10 - Le schema du quadrirotor.

moments généralisés et R est la matrice de transformation représentant l'orientation du quadri-rotor.

Nous écrivons ainsi $\hat{F} = [0 \ 0 \ u]^T$, où $u = \sum_{i=1}^4 f_i$ est la poussée ou entrée collective. $f_i = kw_i^2$ est la force produite par le moteur i , $k > 0$ est un constante et w_i est la vitesse angulaire du moteur i , $i = 1, \dots, 4$.

Les moments généralisés sur les variables de η sont

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_\psi \\ \tau_\theta \\ \tau_\phi \end{bmatrix} \triangleq \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^4 \tau_{M_i} \\ (f_2 - f_4)\ell \\ (f_3 - f_1)\ell \end{bmatrix},$$

où ℓ est la distance entre les moteurs et le centre de gravité et τ_{M_i} est le couple produit par le moteur M_i .

Nous obtenons donc

$$m\ddot{\xi} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{pmatrix} = F_\xi = R\hat{F}, \quad (1)$$

$$\mathbb{J}\ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} = \tau, \quad (2)$$

où

$$C(\eta, \dot{\eta}) = \mathbb{J} - \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial \eta} (\dot{\eta}^T \mathbb{J})$$

est la matrice de Coriolis et contient les paramètres gyroscopiques et centrifuges.

Finalement nous obtenons

$$m\ddot{x} = -u \sin \theta, \quad (3)$$

$$m\ddot{y} = u \cos \theta \sin \phi, \quad (4)$$

$$m\ddot{z} = u \cos \theta \cos \phi - mg, \quad (5)$$

$$\ddot{\psi} = \tilde{\tau}_\psi, \quad (6)$$

$$\ddot{\theta} = \tilde{\tau}_\theta, \quad (7)$$

$$\ddot{\phi} = \tilde{\tau}_\phi, \quad (8)$$

où x et y sont les coordonnées dans le plan horizontal, z est la position verticale, et $\tilde{\tau}_\psi$, $\tilde{\tau}_\theta$ et $\tilde{\tau}_\phi$ sont les nouveaux

moments angulaires (moment de lacet, moment tangage et moment de roulis), ce qui sont liés aux couples généralisés τ_ψ , τ_θ et τ_ϕ par

$$\tilde{\tau} = \begin{bmatrix} \tilde{\tau}_\psi \\ \tilde{\tau}_\theta \\ \tilde{\tau}_\phi \end{bmatrix} = \mathbb{J}^{-1}(\tau - C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}).$$

4 Du Quadrirotor au PVTOL

Dans cette section nous développons une stratégie de commande pour stabiliser le quadri-rotor en vol stationnaire. Nous utilisons l'idée que le quadri-rotor peut être considéré comme l'interconnexion de deux avions du type PVTOL.

Il faut remarquer que chacune des entrées du contrôle peut être utilisée pour contrôler un ou deux degrés de liberté comme suit. L'entrée collective u est essentiellement employée pour donner à l'altitude une valeur désirée. L'entrée $\tilde{\tau}_\psi$ est employée pour commander le déplacement de lacet. $\tilde{\tau}_\theta$ est employé pour commander le mouvement de tangage et le mouvement horizontal dans l'axe x . De même $\tilde{\tau}_\phi$ est employé pour commander l'angle de roulis et le déplacement horizontal dans l'axe y .

Le contrôle de la position verticale peut être obtenu en utilisant l'entrée de commande suivante

$$u = (r_1 + mg) \frac{1}{\cos \theta \cos \phi}, \quad (9)$$

où r_1 est donné par un contrôleur PD

$$r_1 \triangleq -a_{z_1} \dot{z} - a_{z_2}(z - z_d), \quad (10)$$

où a_{z_1} , a_{z_2} sont des constantes positives et z_d est l'altitude désirée. Le mouvement de lacet peut être commandé en appliquant

$$\tilde{\tau}_\psi = -a_{\psi_1} \dot{\psi} - a_{\psi_2}(\psi - \psi_d) \quad (11)$$

En effet, introduisant (9)-(11) dans (3)-(6) et en supposant $\cos \theta \cos \phi \neq 0$, c'est à dire, $\theta, \phi \in (-\pi/2, \pi/2)$, nous obtenons

$$m\ddot{x} = -(r_1 + mg) \frac{\tan \theta}{\cos \phi} \quad (12)$$

$$m\ddot{y} = (r_1 + mg) \tan \phi \quad (13)$$

$$\ddot{z} = \frac{1}{m}(-a_{z_1} \dot{z} - a_{z_2}(z - z_d)) \quad (14)$$

$$\ddot{\phi} = -a_{\psi_1} \dot{\psi} - a_{\psi_2}(\psi - \psi_d) \quad (15)$$

Les paramètres de contrôle a_{ψ_1} , a_{ψ_2} , a_{z_1} , a_{z_2} doivent être choisis de manière à assurer une réponse stable à l'altitude et au déplacement de lacet.

Des equations (14) et (15) nous avons que, si ψ_d et z_d sont constantes, alors ψ et z convergent. Ceci signifie que, $\dot{\psi}$ et $\dot{z} \rightarrow 0$, ce qui implique que $\psi \rightarrow \psi_d$. De façon similaire, $z \rightarrow z_d$ et .

Nous considérons premièrement le sous-système donné par (8) et (13). Notons que étant donné que $r_1 \rightarrow 0$, ce sous-système est approximativement égale au déplacement horizontal d'un avion du type PVTOL. La stratégie de commande que nous allons utiliser est basée sur une analyse de Lyapunov et sur la technique des saturations emboîtées.

5 Stratégie de commande

Étant donné que le quadrirotor a des contraintes physiques sur les amplitudes des entrées de commande, nous allons proposer une stratégie de commande qui permet de respecter ces contraintes. Par ailleurs, l'entrée de commande $\tilde{\tau}_\phi$ sera telle que ϕ , $\dot{\phi}$, y et \dot{y} convergent vers zero, voir (8) et (13). Les conditions initiales sur ϕ , $\dot{\phi}$, y et \dot{y} sont arbitraires.

Notons que pour T assez grand, r_1 et ψ sont arbitrairement petits, par conséquent (13) se réduit à

$$\ddot{y} = g \tan \phi.$$

Pour simplifier l'analyse nous imposerons une borne supérieure sur $|\phi|$ telle que la différence $\tan(\phi) - \phi$ est arbitrairement petite. Par conséquent, le sous-système précédent se réduit à

$$\ddot{y} = g\phi, \quad (16)$$

$$\ddot{\phi} = \tilde{\tau}_\phi, \quad (17)$$

ce qui représente quatre intégrateurs en cascade.

Nous allons utiliser la stratégie de commande développée en [4]. Cette technique des saturations emboîtées permet de stabiliser de façon exponentielle une chaîne d'intégrateurs avec une entrée bornée.

Alors, nous proposons

$$\begin{aligned} \tilde{\tau}_\phi = & -\sigma_{\phi_1}(\dot{\phi} + \sigma_{\phi_2}(\phi + \dot{\phi} + \sigma_{\phi_3}(2\phi + \dot{\phi} + \frac{\dot{y}}{g} + \\ & \sigma_{\phi_4}(\dot{\phi} + 3\phi + 3\frac{\dot{y}}{g} + \frac{y}{g}))))), \end{aligned} \quad (18)$$

où σ_a est une fonction de saturation de la forme suivante

$$\sigma_a(s) = \begin{cases} -a & s < -a, \\ s & -a \leq s \leq a, \\ a & s > a. \end{cases}$$

Le système en boucle fermée est asymptotiquement stable, voir [4], et par conséquent ϕ , $\dot{\phi}$, y et \dot{y} convergent vers zero.

Notons que pour T_1 suffisamment grand, r_1 et ϕ sont arbitrairement petits, par conséquent (12) se réduit à

$$\ddot{x} = -g \tan \theta \quad (19)$$

Finalement nous prenons le sous-système (7)-(19). Comme auparavant, nous supposons que la stratégie du contrôle assurera une borne sur $|\theta|$ tel que $\tan(\theta) \approx \theta$. Par conséquent (19) se réduit à $\ddot{x} = -g\theta$.

Utilisant une procédure semblable à celle que nous avons proposée pour le contrôle de roulis, nous obtenons

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} = & -\sigma_{\theta_1}(\dot{\theta} + \sigma_{\theta_2}(\theta + \dot{\theta} + \sigma_{\theta_3}(2\theta + \dot{\theta} - \frac{\dot{x}}{g} + \\ & \sigma_{\theta_4}(\dot{\theta} + 3\theta - 3\frac{\dot{x}}{g} - \frac{x}{g})))) \end{aligned} \quad (20)$$

6 Capteurs et microcontrôleurs pour les UAV

Dans cette section nous présentons un tour d'horizon des capteurs qui sont couramment utilisés pour l'estimation de la localisation et de l'orientation des véhicules aériens.

Le GPS (*Global Positioning System*) permet de connaître la position du drone, en trois dimensions (x, y, z) . Cette information est envoyée par des satellites en orbite autour de la terre. La sélection du GPS embarqué dans le drone, doit se faire sur sept caractéristiques principales : la consommation électrique, la taille, le poids, la précision globale, la précision, le nombre de ports série et la vitesse de transmission.

La centrale inertielle est un dispositif muni essentiellement de gyromètres, d'accéléromètres. Le gyromètre permet de mesurer la vitesse angulaire. Il existe des gyromètres mécaniques ou gyroscopes, des gyromètres en céramique et des gyromètres laser. Un gyroscope mécanique est constitué essentiellement d'une masse qui tourne sur elle-même, permettant ainsi d'avoir une direction (l'axe de rotation) qui ne change pas (principe de la toupie). La précision et le poids des gyromètres varie en fonction du prix.

Un accéléromètre est un dispositif destiné à mesurer l'accélération d'un mobile. L'accéléromètre est un composant de base des navigateurs inertiels. Il est typiquement constitué de trois éléments : un bâti solide du mobile dont on veut connaître les accélérations, une masse sismique reliée par une lame flexible au bâti support.

La camera 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.

Les télémètres à ultrasons fonctionnent en mesurant le temps de retour d'une onde sonore inaudible émise par le capteur. La vitesse du son dans l'air étant à peu près stable, on en déduit la distance de l'obstacle.



FIG. 11 - Le système embarqué.

Le télémètre laser est un système de hautes performance et très onéreux. Il mesure le temps de vol en observant le retard entre l'onde émise et l'onde reçue, mais également il mesure la distance entre le télémètre et le premier obstacle rencontré.

Le microcontrôleur est une partie très importante dans la réalisation de tous les systèmes embarqués. En effet, c'est lui qui regroupe, extrait et calcule toutes les informations dont dispose le véhicule aérien.

7 Résultats en temps réel

Dans cette section nous présentons les résultats expérimentaux en temps réel obtenus avec le contrôleur présenté dans la section précédente appliqué à un mini-hélicoptère possédant quatre rotors. Tout d'abord, nous décrirons l'architecture de la plate-forme et ensuite nous expliquerons comment les paramètres du contrôleur ont été réglés pour assurer les tâches de décollage, d'atterrissage et du vol stationnaire d'une manière satisfaisante.

Le véhicule aérien que nous avons utilisé est un mini hélicoptère à quatre rotors, il a été fabriqué par Innovations Draganfly Inc.

L'architecture embarquée est constituée par un microcontrôleur du type RABBIT RCM3400, une centrale inertielle et trois capteurs à ultrasons, voir Figure 11. Le microcontrôleur gère tout le processus de commande. Il réalise le calcul de la loi de commande et l'envoi des entrées directement aux moteurs. La centrale inertielle est utilisée pour mesurer l'orientation de l'hélicoptère et la vitesse angulaire. Les capteurs à ultrasons mesurent la position de l'hélicoptère. Nous avons utilisé le compilateur *Dynamic C* pour produire le code pour le microcontrôleur.

Les paramètres du contrôleur sont sélectionnés en utilisant la procédure suivante. Premièrement, par simplicité on ajuste les paramètres du contrôleur du lacet. L'algorithme de commande du lacet est fondamentalement un contrôleur Proportionnel Dérivateur (PD). Les paramètres sont sélectionnés pour obtenir une réponse rapide sans introduire de petites oscillations dans le déplacement de lacet.

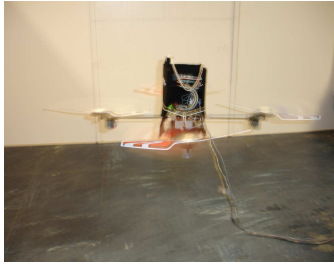


FIG. 12 - Vol automatique d'un quadrirotor.

Les paramètres de la commande du roulis sont réglés pendant que la manette des gaz et de contrôle de tangage sont en mode manuel. Les paramètres du contrôle de roulis sont ajustés dans la séquence suivante. Nous sélectionnons premièrement, le gain de la vitesse angulaire de roulis $\dot{\phi}$. Ensuite, nous sélectionnons le gain du contrôleur pour le déplacement de roulis ϕ . L'objectif est de faire converger rapidement l'erreur de roulis vers zéro sans oscillations indésirables.

Le gain du contrôleur \dot{y} et l'amplitude de la fonction de la saturation sont sélectionnés de telle façon que le mini hélicoptère réduit sa vitesse dans l'axe y assez rapidement. Pour compléter le réglage des paramètres du contrôle de roulis nous choisissons les gains concernant le déplacement y pour obtenir une performance satisfaisante.

Les paramètres du contrôle de tangage sont sélectionnés de la même manière. Finalement nous réglons les paramètres du contrôle de la manette de gaz pour obtenir une altitude désirée. Un des ces paramètres du contrôleur est utilisé pour compenser la force de gravité qui est estimée en utilisant des données réelles.

Puisque ce mini hélicoptère a des hélices souples, le réglage des paramètres peut être réalisé en tenant le quadrirotor dans la main et en portant des lunettes de protection. Il est certain que cela ne peut se faire avec des machines volantes de plus grande taille.

L'objectif du contrôle est de réaliser le vol stationnaire d'un mini-hélicoptère complètement en automatique. Les figures 12 et 13 montrent le performance de la loi de commande lorsqu'elle est appliquée au quadri-rotor.

8 Aspects de sécurité dans les drones

Il nous a paru important d'ajouter quelques lignes sur des aspects de sécurité dans les drones basés sur notre expérience dans le domaine. Premièrement il est pertinent de rappeler que la législation ne permet pas le vol de drones dans des zones urbaines. Au fait, on peut uniquement voler des modèles réduits de moins de 2,5 kg dans les terrains d'aéromodélisme autorisés par la FFA.

Le fait de rendre autonome un modèle réduit nous oblige à



FIG. 13 - Quadrirotor en vol autonome.

étudier les aspects de sécurité de manière prioritaire. Nous devons premièrement éviter le démarrage intempestif des moteurs. Aussi il est indispensable de couper l'alimentation des moteurs en cas de panne. Les pannes les plus courantes sont la perte de liaison radio et le mauvais fonctionnement des capteurs (gyromètres, accéléromètres, GPS). Il est donc impératif de développer des méthodes pour détecter ce type de pannes. Pour réduire le risque d'accidents il est important d'utiliser des hélices carénées et de réduire au minimum le poids total de l'appareil. L'utilisation de lunettes de protection des yeux est fortement conseillé pendant les travaux de mise au point.

9 Conclusions et perspectives

Il existe une grande variété de configurations de mini-objets volants. Il serait utile d'approfondir les connaissances sur les caractéristiques aérodynamiques de chaque une des configurations, voire de pouvoir réaliser une conception optimale qui intègre le plus d'informations possible.

Des centrales inertielles miniatures, peu onéreuses et accessibles à tout public, permettent de stabiliser l'orientation d'un objet volant en utilisant un microcontrôleur embarqué. Des accéléromètres et des gyromètres sont utilisés pour estimer la verticale et des compas électroniques indiquent la direction du nord. Plusieurs type de stratégies de

commande peuvent être utilisées pour la stabilisation des mini-véhicules aériens.

Un point crucial reste la mesure de la position du drone. La mesure par le GPS comporte des erreurs de l'ordre de 1 ou 2 m en fonction du nombre des satellites visibles selon le temps et les obstacles dans l'environnement. Les GPS différentiels donnent une meilleure mesure de la position mais restent très coûteux. Ceci motive le développement des méthodes alternatives d'estimation de la position utilisant des caméras, des capteurs à ultrason et des capteurs infrarouges.

Remerciements

Nous remercions la Région de Picardie et les organisateurs du concours ONERA-DGA pour leur soutien.

Références

- [1] P. Castillo, R. Lozano and A. Dzul, "*Modelling and Control of Mini-Flying Machines*", Springer-Verlag in Advances in Industrial Control, July 2005.
- [2] I. Fantoni, R. Lozano, *Control of Nonlinear Mechanical Underactuated Systems*. Springer-Verlag, Communications and Control Engineering Series, 2001.
- [3] L. Marconi, A. Isidori, A. Serrani, "Autonomous vertical landing on an oscillating platform : an internal-model based approach", *Automatica*, vol. 38, pp. 21-32, 2002.
- [4] A.R. Teel, "Global stabilization and restricted tracking for multiple integrators with bounded controls", *Sys. Contr. Lett.*, vol. 18, pp. 165-171, 1992.
- [5] T.S. Alderete, "Simulator aero model implementation" [Online], NASA Ames Research Center, Moffett Field, California. Available at [http : //www.simlabs.arc.nasa.gov/library_docs/rt_sim_docs/Toms.pdf](http://www.simlabs.arc.nasa.gov/library_docs/rt_sim_docs/Toms.pdf)
- [6] B. Etkin and L. Duff Reid, *Dynamics of Flight*, John Wiley and Sons, Inc., New York, 1959. ISBN 0-471-03418-5
- [7] B.W. McCormick, *Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics*, John Wiley & Sons, New York, 1995.
- [8] H. Goldstein, *Classical Mechanics*, Addison Wesley Series in Physics, Addison-Wesley, U.S.A., second edition, 1980.
- [9] N. Sacco, "How the Draganflyer flies" [Online], *Rotory Magazine*, 2002. Available at [http : //www.rctoys.com/pdf/draganflyer3_rotorymagazine.pdf](http://www.rctoys.com/pdf/draganflyer3_rotorymagazine.pdf)