

Modélisation, estimation et contrôle des drones à voilures tournantes : Un aperçu des projets de recherche français

Tarek Hamel¹, Philippe Souères²

¹ I3S, UNSA-CNRS, 2000 route des Lucioles, 06903 Sophia Antipolis France,
thamel@i3s.unice.fr,

², LAAS-CNRS, Toulouse, France,
soueres@laas.fr,

Abstract—L’objectif de cet article est de présenter un ensemble de résultats relatifs à la modélisation, l’estimation, et la commande des drones à voilures tournantes. Cette étude s’appuie sur un ensemble de projets récents menés par des laboratoires de recherche français. Nous proposons tout d’abord une description des configurations les plus connues de ce type de véhicule et nous analysons leurs atouts et leurs faiblesses sur la base des spécificités dynamiques. Une description des stratégies de contrôle permettant de répondre à différents objectifs de navigation est ensuite donnée. La troisième partie est consacrée aux problèmes d’estimation de l’état. Elle offre une description des différentes approches du problème de filtrage permettant de fusionner les différentes données sensorielles pour reconstruire tout ou partie de l’état du véhicule. Enfin, les techniques d’asservissement visuel dédiées à la commande de drone sont présentées à la fin de ce document.

I. INTRODUCTION

La robotique aérienne connaît depuis plusieurs années un engouement considérable tant chez des constructeurs privés que dans les laboratoires de recherche. Cet intérêt est motivé par les récentes avancées technologiques qui rendent possible la conception de systèmes performant dotés de réelles capacités de navigation autonome, à des coûts non prohibitifs. Aujourd’hui, les principales limitations que rencontrent les chercheurs sont d’une part liées à la difficulté de maîtriser l’appareil en présence de turbulences atmosphériques, et d’autre part à la complexité du problème de navigation nécessitant la perception d’un environnement souvent contraint et évolutif, en particulier dans le cas de vols à basse altitude. Les applications sont nombreuses. Elles concernent en premier lieu les domaines de la sécurité (surveillance de l’espace aérien, du trafic urbain et interurbain), la gestion des risques naturels (surveillance de l’activité des volcans), la protection de l’environnement (mesure de la pollution de l’air, surveillance des forêts), l’intervention dans des sites hostiles (milieux radioactifs, déminage des terrains sans intervention humaine), la gestion des grandes infrastructures (barrages, lignes à haute tension, pipelines), l’agriculture (détection et traitement des cultures) et la prise de vue aérienne dans la production de films. Toutes ces missions nécessitent un contrôle performant de l’appareil et par conséquent des informations précises sur son état absolu et /ou relatif à son environnement.

Contrairement aux robots mobiles terrestres pour lesquels il est souvent possible de se limiter à un modèle cinématique, la commande des robots aériens requiert la connaissance d’un modèle dynamique. Les effets de la gravité et des forces aérodynamiques en sont les principales causes. Ces systèmes, pour lesquels le nombre d’entrées de commande est inférieur au nombre de degrés de liberté, sont dits sous-actionnés. Le mécanisme de contrôle ne fournit généralement qu’une ou deux entrées de commande pour la dynamique de translation et deux ou trois entrées de commande pour la dynamique de rotation.

Au début des années 90, la communauté automatique a montré un regain d’intérêt pour la commande de ces systèmes. Un exemple marquant en est l’étude approfondie réalisée sur la dynamique d’avions de type VTOL¹, dans le plan latéral, qui a permis de constituer une source importante de connaissances et a conduit à des développements supplémentaires sur la théorie des systèmes plats et les techniques de linéarisation entrées-sorties [1], [2].

Plus récemment, plusieurs équipes de recherche françaises, fortes de leur expérience sur la commande des robots mobiles évoluant au sol, se sont lancées dans l’étude de la commande d’engins volants. On peut citer, les projets de contrôle de dirigeables souples *Blimps* du LAAS-CNRS, de l’INRIA Sophia Antipolis et du LSC-Evry les projets concernant la commande d’hélicoptères de petite taille (à l’instar d’une vingtaine d’universités américaines, et de l’ETH de Zürich) L’ONERA de Toulouse, le laboratoire Heudiasyc de l’université de Compiègne, le LSC-Evry, l’INPG de Grenoble le LAAS-CNRS, l’I3S-UNSA-CNRS et le CEA-LIST de Fontenay-Aux-Roses.

Cet article est organisé de la façon suivante : La section II présente les principaux résultats élaborés à ce jour sur la modélisation des engins volants miniatures à voilures tournantes. La section III présente les idées de contrôle développées. La section IV présente les premières tentatives en estimation d’état, d’identification de paramètres et les problèmes rencontrés. La section V présente les récentes contributions en asservissement visuel pour les drones. Enfin, les perspectives d’évolution des recherches sur ce sujet sont données dans la section VI.

¹A décollage et atterrissage vertical

II. MODÉLISATION DES ENGINS VOLANTS MINIATURES À VOILURES TOURNANTES

Le terme “miniature” ne reflète pas un simple changement d’échelle par rapport aux hélicoptères conventionnels. En effet, compte tenu de leur taille, de leur rapport masse/inertie et de leur sensibilité aux vent, la dynamique de ces drones miniatures se trouve être très différente de celle des engins de grande dimension. Les modèles existants ont été principalement conçus dans le but d’évaluer les limites de capacités de vol de l’appareil. La maîtrise de la dynamique du vol, non-linéaire et très complexe, relève généralement de la seule expertise du pilote. Pour conférer à ces appareils des capacités de navigation autonome, il est nécessaire de caractériser ces non-linéarités, dont l’expression est reliée aux différentes conditions de vol. En conséquence, une représentation simple du comportement dynamique complet de l’hélicoptère dans tous ses modes de vol n’existe pas. La complexité de la dynamique résulte principalement du fait que l’expression des forces aérodynamiques est différente pour chaque mode de vol. L’automaticien ne disposant que de ces modèles pour baser son étude, est contraint à considérer chaque mode de vol comme un problème particulier. Ainsi, il apparaît que la dynamique d’un hélicoptère pour des manoeuvres proches du vol plané (ou quasi-stationnaire) est la plus simple. Ceci est principalement dû au fait que, dans ce cas, les forces aérodynamiques liées à la vitesse du vent relatif sont négligeables. D’après [10], les angles de battement qui produisent les moments de rotation pour le tangage et le roulis pour un hélicoptère standard, peuvent être considérés comme des fonctions algébriques des angles du plateau cyclique. Bien sûr, ceci n’est pas vrai en présence de vent relatif. Il apparaît, du point de vue de l’automatique et de la robotique que l’étude des manoeuvres proches du vol plané est essentielle, notamment pour permettre l’exécution de missions telles que le vol stationnaire, le suivi de trajectoire à basse vitesse, le décollage, ou encore l’atterrissage.

Avant d’aller plus en avant dans la description des modèles, nous allons rapidement décrire les configurations les plus répandues dans les laboratoire français et étrangers de drones à voilures tournantes.

- **Rotor principal** : Cette configuration est la plus répandue. La compensation du couple généré par le rotor principal se fait grâce au rotor anticouple situé à l’arrière de la machine (appelé aussi rotor de queue). Le rotor principal permet la montée et la descente ainsi que la translation (avant/arrière et latérale). Le rotor de queue permet le contrôle en lacet de l’appareil (mouvement de rotation autour de l’axe du rotor principal). A travers le développement des mini drones Vigilant, Fuji puis le projet Ressac actuel, l’ONERA a acquis une forte expérience sur l’automatisation de ce type d’hélicoptère (Fig. 1). Le laboratoire Heudiasyc est également impliqué dans la robotisation d’hélicoptères miniatures de ce type depuis

plusieurs années (Fig. 2).



Fig. 1. L’hélicoptère Yamaha Airmax du projet RESSAC de l’ONERA



Fig. 2. L’hélicoptère thermique du laboratoire Heudiasyc

- **Configuration à quatre rotors** : Cette configuration, qui n’existe qu’en modèle réduit, est destinée principalement à l’exécution de vols en intérieur. Les deux rotors situés sur l’axe “x” de l’engin ont un sens de rotation opposé à celui des deux rotors situés sur l’axe “y” (Fig. 3). La montée et la descente sont assurées par l’action simultanée des quatre rotors. La différence de poussées entre les rotors arrière et avant produit un couple de roulis qui permet de contrôler le mouvement de translation (avant/arrière). Le déplacement gauche/droite, quant à lui, est assuré par la différence de poussée entre les rotors situés sur la gauche et ceux situés sur la droite. Enfin, pour le contrôle en lacet de l’appareil, c’est la somme des anticouples produits par les quatre rotors qui définit le sens de rotation. Plusieurs équipes françaises sont équipées de

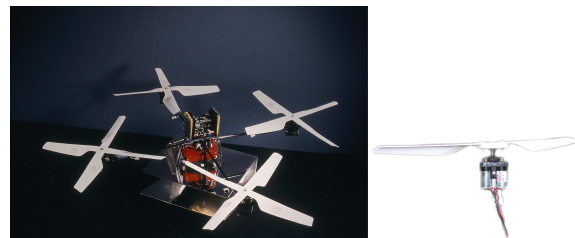


Fig. 3. Le X4-flyer du CEA-LIST et ses bimoteurs

robots ayant cette configuration. Le laboratoire Heudiasyc possède la version commerciale du X4-flyer. Le CEA-List, en collaboration avec l’I3S dans le cadre du projet ROBVOLINT du programme ROBEA², a reconstruit la structure et l’électronique de l’appareil tout en conservant

²<http://www.irccyn.ec-nantes.fr/Robvolint/>

son mode de fonctionnement DROPTERE. Le LSC-Evry, dans le cadre du concours DGA-ONERA³, a conçu une nouvelle version, nommée XSF, équipée d'hélices bipales carénées. La particularité du véhicule est le pivotement de deux des quatre supports moteurs autour de l'axe de roulis.

- Configuration à deux rotors carénés :

Certains ingénieurs en France, notamment ceux de Bertin-Technologies, ont réalisé des machines sur lesquelles le rotor de queue a été éliminé au profit d'une hélice carénée (ou deux hélices coaxiales contrarotatives) destinée à assurer la portance et procurer, par inclinaison de quatre dérives situées en dessous, la force horizontale permettant d'incliner l'appareil afin qu'il effectue un déplacement longitudinal ou latéral. Une collaboration entre Bertin Technologies, le LAAS-CNRS et l'I3S-CNRS, a permis l'élaboration d'un ensemble de stratégies de commande et d'estimation pour le drone HoverEye (Fig. 4). Des drones de structure similaire sont également développés dans le cadre des projets américains Kestrel (Honeywell) et ISTAR (Allied Aerospace).



Fig. 4. Le HoverEye de Bertin-Technologie

Il est à noter également que dans le cadre du concours DGA-ONERA l'équipe AURYON⁴ du laboratoire UMR CNRS 6599 HEUDIASYC - UTC développe un drone à la base d'une mécanique birotor coaxial contrarotatif à pas variables⁵. L'ensemble mécanique-électronique est encapsulé dans une forme qui ne comporte aucune excroissance. Les atouts principaux de cette mécanique de vol résident dans la bonne manœuvrabilité, la stabilité en stationnaire, les capacités de vol en translation.

A. Modélisation

Comme nous l'avons expliqué plus haut, la variabilité d'un grand nombre de paramètres rend impossible l'établissement un modèle générique complet d'hélicoptère. Toutefois, si l'on limite l'étude à des modes de vols proches du vol stationnaire, il est possible de décrire la dynamique du fuselage comme celle d'un corps rigide à laquelle

³Les systèmes développés, respectant le cahier des charges du concours, cherchent à démontrer la faisabilité technique et l'intérêt opérationnel des drones miniatures utilisés comme aide au fantassin dans sa progression en milieu hostile.

⁴<http://www.auryon.utc.fr/>



Fig. 5. Le drone AURYON - Heudiasyc Compiègne : version finale (image de gauche) et Mécanique de tests (image de droite)

viennent s'ajouter les forces aérodynamiques provoquées par la rotation des rotors [11], [12], [16], [17], [14], [18]. En utilisant le formalisme de Newton, les équations de la dynamique s'écrivent sous la forme suivante :

$$\dot{\xi} = v \quad (1)$$

$$m\dot{v} = -FRe_3 + mge_3 + R\Sigma\Gamma_1 \quad (2)$$

$$\dot{R}(\eta) = Rsk(\Omega) \quad (3)$$

$$I\dot{\Omega} = -\Omega \times I\Omega + \Gamma_1 + \Gamma_2 \quad (4)$$

où ξ et v représentent respectivement la position et la vitesse du centre de masse de l'engin par rapport au repère inertiel. m est la masse totale du corps et $I \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ est la matrice d'inertie au centre de masse, exprimée dans le repère local de l'engin. Le vecteur⁵ Ω désigne le vecteur de vitesse angulaire du corps exprimé dans son repère local, g représente la constante gravitationnelle et $R \in SO(3)$ est la matrice de rotation du fuselage par rapport au repère inertiel. La matrice $\Sigma \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ représente le couplage entre les dynamiques de translation et de rotation qui est à l'origine du phénomène de dynamique des zéros. Son expression dépend principalement de la configuration de l'hélicoptère. Lorsqu'il s'agit d'une configuration à un rotor principal, ou deux rotors coaxiaux, la dernière ligne de cette matrice est nulle. Dans le cas du X4-flyer, le terme de couplage entre la dynamique de translation et de rotation est théoriquement nul ($\Sigma = 0$). Le couple Γ_2 regroupe tous les phénomènes aérodynamiques et gyroscopiques générés par la rotation des rotors. Dans la plupart des modèles proposés [6], ce couple se réduit aux résistances de l'air s'opposant à la rotation des rotors. Le seul système pour lequel les effets gyroscopiques peuvent être facilement modélisés est le X4-flyer [14]. Enfin, $F \in \mathbb{R}$ et $\Gamma_1 \in \mathbb{R}^3$ représentent respectivement la force et les couples agissant sur le fuselage, provoqués par les entrées de commande. Ils sont au nombre de quatre pour la plupart des hélicoptères : une force pour commander la dynamique de translation et trois couples pour contrôler la dynamique de rotation. Le

⁵ $sk(\Omega)$ est la matrice pré-produit vectoriel associée au vecteur Ω , c'est-à-dire pour tout vecteur $v \in \mathbb{R}^3$ alors $\Omega \times v = sk(\Omega)v$.

système est donc sous-actionné au sens large ⁶

La grande difficulté dans l'établissement d'un modèle est la modélisation de la force $F \in \mathbb{R}$ et des couples $\Gamma_1 \in \mathbb{R}^3$ et $\Gamma_2 \in \mathbb{R}^3$. Nous avons choisi d'illustrer les difficultés rencontrées lorsqu'on cherche à expliciter cette force et ces couples en fonction de leurs entrées, en considérant le cas du X4-flyer. Au cours de cette description nous mentionnerons les différences avec un modèle d'hélicoptère miniature. Pour plus de détail, nous renvoyons le lecteur vers [7], [6].

B. Modélisation du X4-flyer et de l'hélicoptère standard

Rappelons que la force F et les vecteurs couples Γ_i sont générés principalement par la poussée des rotors. La poussée produite par le rotor i a pour expression [6] :

$$T_i = C_M \varpi_i^2 (\theta_{i_t} - \phi_{i_t}) \quad (5)$$

où ϖ_i est la vitesse de rotation des pales, θ_i désigne le pas collectif et ϕ_i représente l'angle d'incidence (angle d'inclinaison des pales par rapport au vent relatif). Le coefficient $C_M = \frac{1}{4}(\rho R^3 n c_a)$ est une constante qui dépend de la densité de l'air, du rayon des pales et de leur nombre, de la longueur de la corde des pales et enfin de la pente de la courbe de portance par radian. Dans le cas de conditions proche du vol stationnaire, l'expression de la poussée peut être réécrite comme suit :

$$T_i = C_M \varpi_i^2 \theta_t - C_\phi \varpi \sqrt{T} \quad (6)$$

où $C_\phi = \frac{C_M}{R\sqrt{2\rho A}}$ et A désigne la surface du disque du rotor. La forme de l'équation (6) se prête difficilement à l'élaboration d'une commande de la poussée d'un rotor. D'une part, les constantes C_M et C_ϕ ne sont pas connues de façon précise et dépendent elles-mêmes d'autres facteurs tels que la densité de l'air par exemple. D'autre part, la relation entre la poussée T_i et le pas collectif θ_i est non-linéaire. Ceci rend le contrôle de la poussée très difficile pour la plupart des configurations d'hélicoptères existantes car elles sont généralement commandées via le pas collectif. Néanmoins, la forme de cette équation montre qu'il est possible de considérer la vitesse du rotor comme entrée de commande principale pour T_i . C'est le cas du X4-Flyer pour lequel le pas collectif θ_i de chaque rotor est fixé à une valeur constante. Par conséquent, la relation (6) devient donc :

$$T_i = C_T \varpi_i^2 \quad (7)$$

où

$$C_T = \frac{4C_M^2 \theta_{i_t}^2}{\left(C_i + \sqrt{4C_M \theta_t + C_i^2}\right)^2} \quad (8)$$

⁶Le terme "large" a été volontairement rajouté pour différencier cette classe de drones d'une autre classe de système que l'on peut qualifier de sous-actionné au sens strict, puisque le nombre d'entrées est de trois et non plus de quatre. Etant donné que ce dernier type d'appareil n'existe que depuis quelques années et n'a pas encore suscité l'intérêt de la communauté, nous ne l'avons pas considéré dans ce document.

est une constante "difficilement" mesurable. Le calcul de la poussée T_i d'un rotor constitue la première étape dans le processus d'estimation des efforts agissant sur la structure de l'engin. La force totale générée par le rotor i appliquée sur la structure est :

$$F = (T_i - D_i)$$

où $D_i = C_D \rho \varpi_i^2$ [6] est la traînée due à l'accélération de la masse d'air soumise à la rotation des pales (C_D représente le coefficient de traînée multiplié par la surface exposée). Il est facile de vérifier que la force de traînée est proportionnelle à la poussée T_i . Par conséquent, en regroupant tous les termes inconnus dans un seul coefficient "b", nous pouvons enfin écrire la force générée par le rotor principal d'un hélicoptère ou par l'un des rotors du Roswell-flyer sous la forme :

$$F_i = b \varpi_i^2 (Re_3) \quad (9)$$

L'action de l'air sur chaque rotor, crée un anti couple de rotation agissant suivant l'axe de pivot de chaque rotor. Le pas collectif étant fixé à une valeur connue, notamment dans le cas du X4-flyer, on déduit des lois de l'aérodynamique, que l'action de l'air sur les pales d'un rotor est proportionnelle au carré de la vitesse angulaire de ces pales. Ainsi on peut écrire :

$$Q_i = \kappa_i \varpi_i^2 e_3 \quad (10)$$

où κ_i est une constante positive difficilement dépendant des mêmes paramètres que b . Cette expression n'est pas tout à fait vraie pour le rotor de queue d'un hélicoptère standard, car le pas collectif varie avec la commande de lacet, mais les effets sont si petits que la même hypothèse peut être faite :

$$Q_Q = \kappa_Q \varpi_P^2 e_2 \quad (11)$$

L'indice Q indique qu'il s'agit là d'un rotor de queue, l'indice P fait référence au rotor principal et enfin le vecteur e_2 représente l'axe autour duquel agit cet anti-couple. Après avoir défini l'expression de l'anti couple, il convient maintenant de définir la dynamique de rotation d'un rotor.

$$\mathbf{I}_{r_i} = \tau_i - Q_i \quad (12)$$

où \mathbf{I}_{r_i} représente l'inertie du rotor i autour de son axe de rotation.

1) *Modèle du X4-flyer*: En se basant sur la description du X4-flyer présentée plus haut, les expressions de la force F et du vecteur couple Γ_1 peuvent être décrites par :

$$\begin{pmatrix} F \\ \Gamma_1^1 \\ \Gamma_1^2 \\ \Gamma_1^3 \end{pmatrix} = \underbrace{\begin{pmatrix} b & b & b & b \\ 0 & db & 0 & -db \\ db & 0 & -db & 0 \\ \kappa & -\kappa & \kappa & -\kappa \end{pmatrix}}_A \begin{pmatrix} \varpi_1^2 \\ \varpi_2^2 \\ \varpi_3^2 \\ \varpi_4^2 \end{pmatrix} \quad (13)$$

où d représente la plus petite distance séparant l'axe d'un rotor du centre de masse de l'engin. Etant donné que les paramètres b , d et κ sont non nuls, la matrice A est de rang plein. En considérant maintenant chaque rotor R_i comme étant un disque rigide tournant à la vitesse ϖ_i autour de l'axe e_3 de la structure, le rotor subit les rotations du fuselage. Ainsi, en utilisant le théorème fondamental de la mécanique, il est possible d'exprimer les effets gyroscopiques sous la forme⁷ :

$$\Gamma_2 = - \sum_{i=1}^4 I_r (\Omega \times e_3) \varpi_i.$$

En faisant l'hypothèse que le centre de masse se trouve au centre de la structure en croix supportant les rotors, la matrice Σ est totalement nulle.

2) *Modèle de l'hélicoptère standard*: L'élaboration d'un modèle générique pour l'hélicoptère est plus complexe que celle du X4-flyer. Nous avons choisi de nous limiter à une description sommaire du fonctionnement de l'appareil en mode de vol proche du vol stationnaire. Nous présenterons sans trop de détails les expressions des forces et couples agissant sur le fuselage. Comme nous l'avons évoqué plus haut, lorsque le mode de vol est proche du vol plané, la dynamique du vent relatif peut être ignorée. Le modèle dynamique se ramène alors à celui d'un corps rigide dans l'espace soumis à une force due au rotor principal, à trois moments de rotation permettant de commander l'orientation du fuselage et à deux moments de rotation perturbateurs liés à la résistance de l'air. Un des trois degrés de commande de rotation concerne le lacet. Il est obtenu par l'action du rotor de queue. C'est essentiellement un moment de rotation pur, dû à la bonne compensation associée à la longueur de la queue de l'hélicoptère. En revanche, les deux autres couples qui contrôlent le roulis et le tangage sont obtenus par des petites inclinaisons du disque lié au rotor principal et qui induit également de petites forces dans la dynamique de translation connues sous le terme de *Small body forces*. Ces dernières introduisent une dynamique de zéros dans le système. Toutefois, étant donné que le système est hamiltonien, cette dynamique est au mieux à déphasage faiblement non-minimal⁸. La force de sustentation $F = |T_P|$ a une norme égale à poussée du rotor principal, sa direction est opposée à celle de la gravité. La matrice Σ représentant le couplage entre les dynamiques de translation et rotation est donnée par la relation

$$\Sigma = LK^{-1}$$

dans laquelle $L = \begin{pmatrix} e_1^T \\ e_2^T \\ e_2^T \end{pmatrix}$, $K = \begin{pmatrix} 0 & -l_P^3 & -l_Q^3 \\ l_P^3 & 0 & 0 \\ -l_P^2 & l_P^1 & l_Q^1 \end{pmatrix}$

⁷Il faut noter que si la vitesse de rotation est la même pour tous les rotors, plus précisément si les rotors sont commandés via les pas collectifs, ces effets sont pratiquement nuls.

⁸Lorsque les sorties du système ainsi que leurs dérivées sont égales à zéro, les états internes peuvent osciller.

l_P est le vecteur distance entre le rotor principal et le centre de masse, et l_Q le vecteur distance entre le rotor de queue et le centre de masse ; tous deux exprimés dans le repère local. Dans le cas où l'on ne considère que des

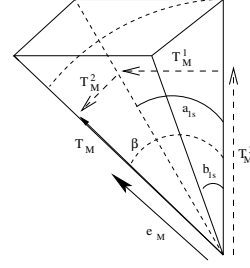


Fig. 6. Orientation du vecteur force T_P et la définition du vecteur e_P .

petites variations des angles a_{1s} et b_{1s} qui représentent respectivement l'inclinaison longitudinale et latérale du "disque rotor" principal par rapport au plan du repère local (voir Fig. 6), l'expression du couple Γ_1 peut être donnée par :

$$\Gamma_1 \simeq K \begin{pmatrix} -a_{1s} |T_P| \\ b_{1s} |T_P| \\ T_Q^2 \end{pmatrix}$$

De plus, si l'on considère l'excentricité du rotor principal par rapport au centre de masse et l'élasticité des pales du rotor qui tend à résister à la déformation du "disque rotor" principal, l'expression du couple devient :

$$\Gamma_1 \simeq K \begin{pmatrix} -a_{1s} |T_P| \\ b_{1s} |T_P| \\ T_Q^2 \end{pmatrix} + k_0 F - \beta_{\max} (e_P \times e_3)$$

où le vecteur k_0 représente l'excentricité du rotor, β_{\max} représente l'angle maximal du battement vertical du disque rotor, le vecteur e_P , quant à lui, indique la direction de la poussée principale exprimée dans le repère local. Pour finir, les deux couples perturbateurs liés à l'action de l'air sur les deux rotors sont regroupés dans le couple Γ_2 :

$$\Gamma_2 = Q_P e_3 - Q_Q e_2$$

3) *Modèle du HoverEye de Bertin Technologie*: Les ingénieurs de Bertin technologies, en collaboration avec le LAAS-CNRS et l'I3S-UNSA-CNRS, ont proposé une modélisation assez complète de l'appareil pouvant rendre compte de plusieurs modes de vol. Pour cela, la dynamique du système est considérée comme étant la dynamique du corps rigide associé au fuselage auquel sont ajoutées les forces aérodynamiques provoquées par la rotation des deux rotors, l'influence de la carène, des gouvernes, et celles provoquées par le vent. Dans cette étude, il a été supposé que les efforts aérodynamiques obéissent au principe de superposition. On distingue ainsi les efforts de propulsion des hélices des efforts de portance et de traînée générés par la circulation d'air autour de la cellule, et des efforts générés par les gouvernes. La légitimité d'un

tel découpage n'a rien d'évident : en toute rigueur, le véhicule, en mouvement dans un fluide, exerce par la rotation de l'hélice et par déflexion des gouvernes, une force sur le fluide qui en retour applique une force sur la cellule. Cependant, l'objectif étant de modéliser les phénomènes qui régissent le mouvement du microdrone afin d'en élaborer la commande, il est possible de négliger les couplages en première approximation. En considérant l'expression du torseur aérodynamique global donné par les tests en soufflerie, on peut ensuite tester la robustesse de lois de contrôle élaborées.

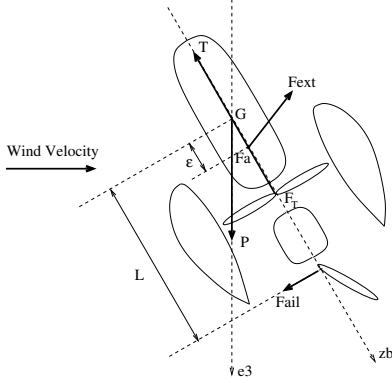


Fig. 7. Efforts aérodynamiques sur le drone HoverEye

Le système non linéaire établi décrit le sous-actionnement naturel de l'appareil (trois couples générés par les quatre gouvernes pour le contrôle d'attitude et une force poussée générée par la rotation des deux hélices) et mettant en évidence une dynamique instable des zéros générée par un terme de couplage entre les dynamiques de translation et de rotation. Il met également en exergue la difficulté de mesurer les efforts aérodynamiques et la position du point d'application de ces efforts qui varie en fonction de l'angle d'incidence de l'appareil [31]. De façon générale le système a pour forme :

$$\dot{\xi} = v \quad (14)$$

$$m\dot{v} = -FRe_3 + mge_3 + R\Sigma\Gamma_1 + G(R, v, v_v) \quad (15)$$

$$\dot{R}(\eta) = Rsk(\Omega) \quad (16)$$

$$I\dot{\Omega} = -\Omega \times I\Omega + \Gamma_1 + \Gamma_2(\epsilon, R, v_v) \quad (17)$$

où ϵ représente le point d'application des forces aérodynamique généralement variable et inconnu. Les termes G et Γ_2 représentent respectivement les forces et couples aérodynamiques exercés sur le fuselage. Leur expression est protégée par la confidentialité mais une version simplifiée est donnée dans [31].

Les principales équipes de recherches participant à la modélisation des drones à voilures tournantes sont : le LAG à Grenoble, impliqué dans une modélisation de l'hélicoptère incluant les effets aérodynamiques, Le CEA-LIST à Fontenay-Aux-Roses s'intéresse, en collaboration avec l'I3S-UNSA-CNRS, à la modélisation du X4-Flyer à

proximité d'obstacle, le LSC à Evry qui travaille principalement à l'élaboration d'un modèle du X4-flyer basé sur le formalisme lagrangien et tenant compte de la flexibilité de certains composants, l'ONERA à Toulouse s'intéresse au hélicoptères miniatures à rotor principal et enfin Bertin Technologies à Versailles qui, en collaboration avec le LAAS-CNRS à Toulouse et l'I3S-UNSA-CNRS à Sophia Antipolis, a développé un modèle relativement complet du drone Hover-Eye à partir de tests en soufflerie.

III. STRATÉGIES DE CONTRÔLE AVANCÉES

Dans cette partie nous allons présenter les travaux de recherche de la communauté relatives au problème de commande en tentant de les positionner par rapport à l'activité internationale.

Les premiers travaux sur la commande non-linéaires des hélicoptères ont été orientés vers l'extension de la technique de linéarisation entrée-sortie développée par Hauser et Sastry [2] pour le contrôle d'un avion à décollage (et atterrissage) vertical (PVTOL). Sachant, que la linéarisation entrée-sortie ne peut être appliquée qu'aux systèmes non linéaires à déphasage minimal, Koo et Sastry [19] ont proposé une linéarisation entrée-sortie approximative, en ignorant le terme de couplage Σ . Il en résulte un système simplifié sans la *dynamique des zéros* que l'on peut qualifier de système à déphasage minimal. Par ailleurs, il a été démontré que, contrairement au PVTOL, le système décrivant la dynamique de l'appareil n'est pas plat [18] (ceci n'est pas vrai pour le X4-flyer). D'autres techniques de commande non linéaire ont été utilisées pour contrôler seulement une partie de la dynamique. En effet, les travaux de Sira-Ramirez sur la commande par modes glissants [20] ou encore ceux de Kaloust basés sur la méthode directe de *Lyapunov* [21] ne concernent que la dynamique verticale de l'appareil. A notre connaissance, le premier travail basé sur la méthode directe de *Lyapunov* pour la poursuite de trajectoire et pour la stabilisation vers une configuration fixe tenant compte du modèle complet de l'hélicoptère se trouve dans [9]. Un résultat similaire a été proposé par Frazzoli *et al.* [17] peu de temps après.

Dans ce qui suit, nous présentons les idées de base des stratégies de contrôle réalisées au sein de la communauté française, en précisant à chaque fois l'originalité du résultat établi par rapport aux méthodes existantes.

A. Commande par extension dynamique

En se basant sur le développement précédant de la dynamique d'un hélicoptère, une représentation du modèle Eq. 1-4, peut être résumée sous forme d'un schéma bloc (cf. figure 8) faisant apparaître dans lequel on peut voir la boucle d'anticipation (Feedforward) provoquant la dynamique des zéros.

A l'instar de Hauser et Sastry [2], la plupart des auteurs choisissent d'omettre le terme introduisant la dynamique des zéros dans le système, au profit de la conception d'une loi de commande robuste [11], [24], [17], [12], [18].

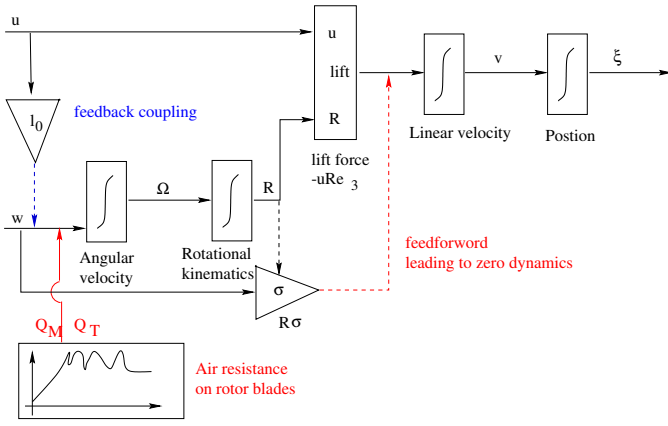


Fig. 8. Schéma bloc de la dynamique d'un hélicoptère.

Dans cette approche, la loi de commande est conçue en ignorant la boucle d'anticipation ($\Sigma = 0$), puis une analyse de robustesse du système en boucle fermée est réalisée en ré-injectant la boucle d'anticipation ($\Sigma \neq 0$). En adoptant cette stratégie, le schéma bloc devient une succession d'intégrateurs. En effet, si l'on définit comme vecteur d'état $x = (x_1, x_2, x_3, x_4)^T = (\xi, v, R, \Omega)^T$, une représentation possible du système (1-4) est :

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= \phi(x_2) \\ \dot{x}_2 &= \phi(x_3) \\ \dot{x}_3 &= \phi(x_4) \\ \dot{x}_4 &= \phi(x_4, \tau).\end{aligned}\quad (18)$$

Une technique particulièrement bien adaptée pour contrôler un tel système est le *Backstepping*. Cette approche a en effet la propriété d'être plus flexible, plus robuste et moins restrictive que les techniques de linéarisation [25]. Sur cette base, le problème qui a été résolu dans [7] a été de déterminer la force sustentatrice F et le vecteur couple Γ_1 dépendant des états $(\xi, v, R$ et $\Omega)$ et éventuellement des dérivées par rapport au temps des paramètres de la trajectoire désirée (ξ^d, ϕ^d) , de telle sorte que l'erreur $\mathcal{E} = (\xi - \xi^d, \phi - \phi^d)$ converge asymptotiquement vers zéro. Dans l'élaboration d'une telle loi de contrôle la grande difficulté provient du sous-actionnement de la dynamique de translation puisque seule l'entrée $F \in \mathbb{R}$ intervient dans cette dynamique. Toutefois, le fait de définir la quantité vectorielle FRe_3 comme une nouvelle entrée de commande et de considérer une extension dynamique de la force F à l'aide d'un double intégrateur, permet de faire disparaître le problème de sous-actionnement. Ainsi, la véritable variable de contrôle F et sa dérivée première \dot{F} sont considérées comme des états internes du contrôleur dynamique. Un des avantages d'un tel choix est que le degré relatif de la nouvelle commande, \dot{F} , par rapport à ξ est quatre, égale au degré relatif liant ξ et les couples. La mise en correspondance des degrés relatifs des entrées par rapport aux sorties du système, permet une affectation

combinée de la dynamique complète d'un vecteur d'erreur dépendant des coordonnées de position et de quelques termes générés par la procédure du *backstepping*. Plus précisément, en plus des deux erreurs originales, $\delta_1 = \xi - \xi^d$ et $\epsilon_1 = \phi - \phi^d$, quatre erreurs ont été générées :

- δ_2 : pour stabiliser la vitesse de translation ,
- δ_3 : pour incorporer l'erreur en tangage et roulis,
- δ_4 : pour stabiliser les vitesses de tangage et de roulis,
- ϵ : pour stabiliser l'angle ou la vitesse du lacet.

Le résultat a été l'élaboration d'une fonction de *Lyapunov* permettant, dans le cas où les *Small body forces* sont ignorées, d'assurer la convergence exponentielle de toutes les erreurs vers zéro. Ceci n'assure malheureusement pas la stabilité du système complet ! Toutefois, moyennant un certain nombre de majorations et de calculs complexes, cette approche a permis de présenter un résultat original liant la nature de la stabilité, les paramètres de trajectoire à suivre et les paramètres physiques et géométriques de l'hélicoptère. En ce sens, il a pu être montré sous certaines conditions que le système est stable, plus précisément uniformément borné pour un hélicoptère standard. Enfin, il a été démontré que la taille du domaine de stabilité est liée à la régularité de la trajectoire suivie et à l'inverse de l'écart entre le point d'application de la force et le centre de masse [9], [7].

B. Commande par retour d'état statique

Les stratégies de contrôle présentées jusqu'ici ont principalement été développées pour un hélicoptère standard. Elles s'avèrent inadaptées pour la commande du X4-flyer. En effet, l'équation (13) fait apparaître une relation algébrique liant la force F , le vecteur couple Γ_1 , et les vitesses de rotation des moteurs. La particularité du modèle du X4-flyer a motivé le développement d'une nouvelle technique de contrôle générique qui s'applique à l'ensemble des configurations d'hélicoptères. Cette approche ne nécessite ni extension, ni réduction de la dynamique du contrôleur. Il s'agit là, d'un simple retour d'état statique ! En examinant, le vecteur FRe_3 de contrôle de la dynamique de translation, on s'aperçoit que son amplitude est F et que sa direction est donnée par le vecteur Re_3 . Ainsi, en choisissant⁹ comme contrôle désiré pour la dynamique de translation, le vecteur :

$$(FRe_3)_d := mge_3 - m\ddot{\xi}_d + mk_1(k_1 + k_2) \quad (19)$$

avec δ_2 ; $\delta_2 = \frac{1}{k_1}(v - \dot{\xi}_d) + \delta_1$; $k_1, k_2 > 0$, et en considérant la fonction de stockage suivante :

$$S_1 = \frac{1}{2}|\delta_1|^2 + \frac{1}{2}|\delta_2|^2. \quad (20)$$

on obtient :

$$\frac{d}{dt}S_1 = -k_1|\delta_1|^2 - k_2|\delta_2|^2 - (FRe_3 - (FRe_3)_d) \quad (21)$$

⁹Pour des raisons de simplicité, la dynamique des rotors n'est pas considérée.

En réécrivant la quantité vectorielle comme suit :

$$(FRe_3)_d = F(Re_3)_d,$$

la dynamique de translation peut être séparée de la dynamique de rotation. En effet le vecteur directeur de la commande $(Re_3)_d$ définit les orientations désirées en tangage et en roulis. En rajoutant l'orientation désirée sur le lacet, il est possible de déduire toute la matrice d'orientation désirée R_d . En choisissant une représentation par les quaternions de la déviation angulaire $\tilde{R} = R^T R_d$, il est possible de majorer dynamique de S_1 par :

$$\frac{d}{dt}S_1 \leq -k_1|\delta_1|^2 - k_2|\delta_2|^2 + 2\sqrt{2}\frac{F}{mk_1}|\delta_2||\tilde{\eta}|$$

avec $|\tilde{R} - I_3|_F = 2\sqrt{2}|\tilde{\eta}|$, et $\tilde{\eta}$ représentant le vecteur des quaternions de la déviation \tilde{R} considéré comme l'erreur à stabiliser via les couples de la dynamique de rotation [5]. Ce type d'approche a été étudiée sous plusieurs angles. Le laboratoire Heudiasyc s'est intéressé à la technique de commande par saturations imbriquées de Teel [26] sur toute la dynamique du système. Le CEA-LIST en collaboration avec l'IS-UNSA-CNRS s'est intéressé à une technique mixte (*backstepping* et les approches de petit gains). Cette dernière technique paraît particulièrement adaptée au problème étudié. En effet, si l'on sature la dynamique de translation, on sature par la même occasion la dynamique de rotation. En d'autres termes, si on sature la force de sustentation F au voisinage de la force de gravité $F \in [mg - \epsilon, mg + \epsilon]$ alors, quel que soit le couple appliqué, on peut montrer que la déviation angulaire de l'appareil est linéairement proportionnelle à ϵ . Ce type de technique a été également étendu au problème de saturation de l'état, notamment de la vitesse de translation, garantissant ainsi la validité du modèle du drone dans un mode de vol quasi-stationnaire [14].

C. Planification de trajectoire et contrôle de déplacements du drone

Le LSC-Evry s'est intéressé récemment au problème de stabilisation avec planification de mouvement des six configurations indépendantes du X4-flyer XSF (structure particulière d'un véhicule à quatre rotors dans laquelle deux rotors sont directionnels. Etant donné que le lacet peut être stabilisé sans difficulté et indépendamment des autres mouvements, la dynamique restante est linéarisée autour des angles faibles de roulis et de tangage. On montre que le système présente une sortie plate qui est susceptible d'être utile pour la génération de mouvement [13]. Le contrôleur de poursuite est basé sur la navigation point par point. Les deux degrés de liberté internes mènent à une transformation non bijective entre les entrées de commande et les forces de poussées. Ceci rend le XSF différent de celui du robot aérien X4-flyer classique. Le modèle dynamique introduit cinq entrées de commande calculées pour stabiliser le système autour d'une trajectoire pré-définie. Le chemin pré-défini est, une route de

vol, décrit par des droites raccordés avec des coins arrondis [15].

D. Commande adaptative et identification des forces aérodynamiques

La commande des manœuvres de décollage et d'atterrissage pose des problèmes très difficiles à résoudre. Ces difficultés sont dues principalement à la variation des forces aérodynamiques, en fonction des paramètres de l'environnement. En particulier, lorsqu'il est proche du sol¹⁰ les écoulements d'air à travers le rotor principal d'un hélicoptère standard sont perturbés. Si l'on suppose, par exemple, que la manœuvre d'atterrissage est réalisée en mode de vol quasi-stationnaire, la décroissance de l'énergie cinétique communiquée à l'air par le rotor se transforme en énergie de pression. L'augmentation de cette dernière se fait sentir sur l'intrados des pales par une augmentation de la portance T du rotor qui se trouve inversement proportionnelle à la distance " Z " entre le disque rotor et le sol [10]. Si cet effet permet de limiter la poussée nécessaire pour tenir l'hélicoptère en vol, il s'avère toutefois très dangereux car l'écoulement aérodynamique est perturbé par les *tourbillons* d'extrémités de pales. Dans ces conditions, quand un hélicoptère en vol stationnaire se met à amorcer une descente verticale à faible vitesse, l'inversion du sens des vitesses risque d'empêcher le flux d'air de traverser le rotor, soit vers le haut, soit vers le bas ; on dit alors que les pales travaillent dans leurs propres *remous*, et l'air forme un anneau tourbillonnaire autour du rotor. Ce phénomène appelé "*état de vortex*", se trouve à l'origine de "vibrations dangereuses" sur tous les hélicoptères et risque d'entraîner des "pertes de contrôle" [28]. Dans ce cas, on montre que la grande sensibilité de l'hélicoptère aux changements du pas collectif pour de telles manœuvres, ne permet pas le développement de lois commande simples et robustes stabilisant l'hélicoptère. Par ailleurs, on peut montrer que si on choisit de commander la vitesse de rotation du rotor principal (voir Sec. II-B), au lieu du pas collectif, le problème posé se simplifie grandement. En particulier, tous les changements affectant la force de sustentation F et des anti-couples Q_P et Q_Q peuvent être estimés via une identification en ligne des paramètres $(b, \kappa_P$ et $\kappa_Q)$ au cours de la manœuvre. Quant aux interférences dues à l'état de vortex et aux effets aérodynamiques pouvant dégrader l'orientation du disque rotor quand l'hélicoptère est proche du sol, il apparaît difficile de les identifier en ligne. Toutefois, des résultats intéressants ont été obtenus en modélisant ces phénomènes comme des bruits à basses fréquences. Ainsi, il a été montré que la loi de contrôle, établie par *backstepping* est robuste par rapport à ce type de bruit et par rapport aux *Small body forces* [6].

¹⁰Ces effets sont négligeables lorsque l'altitude du centre de poussée est supérieur au diamètre du rotor.

E. Contrôle du Hover-Eye en présence de rafale de vent

Sur la base du modèle d'évolution du centre de masse de l'appareil, des solutions ont été proposées pour stabiliser l'appareil autour d'une configuration fixe de l'espace malgré le phénomène instable de la dynamique des zéros et les problèmes des efforts aérodynamiques provoqués par des rafales de vent. Tout d'abord, il a été montré qu'il était possible, en déplaçant le point de contrôle, du centre de masse vers le haut de l'appareil, d'annuler les effets des zéros dynamiques. En considérant ce nouveau point de contrôle, une procédure de découplage entre la dynamique du lacet et l'attitude du drone simplifiant ainsi la procédure de contrôle établie a été utilisée. La loi de contrôle proposée est une commande non-linéaire adaptative, basée sur les techniques du backstepping, permettant l'identification en ligne de la résultante des efforts aérodynamiques latéraux et des coordonnées de son point d'application sur l'appareil. Les travaux réalisés, trop techniques pour être reportés ici, sont décrits dans [31].

IV. ESTIMATION D'ÉTAT ET FILTRAGE DE DONNÉES

L'implémentation de toute loi de contrôle nécessite la reconstruction et l'estimation des états dont elle est fonction. En fonction des types de capteurs embarqués on s'intéresse à la reconstruction de l'information de position et de vitesse, absolues ou relatives, par fusion des informations inertielles provenant de la centrale embarquée, du GPS ou de la caméra. Le principe consiste à intégrer les mesures accélérométriques et gyrométriques pour obtenir la vitesse et la position du drone. Cette intégration diverge très rapidement en boucle ouverte. On cherche alors à recalculer l'estimation de la position et de la vitesse obtenue par intégration des mesures inertielle via la mesure du GPS ou de la vision. Pour le problème d'estimation en présence de mesure GPS, des résultats existent depuis une dizaine d'années mais aucune des solutions connues n'est réellement satisfaisante pour répondre aux problèmes rencontrés. En effet, les techniques existantes considèrent des mesures sans retard alors que les relevés en vol indiquent que le GPS fournit la mesure de position et de vitesse à une fréquence d'un Hz, avec un retard de 1 à 1.5 seconde. Par ailleurs, bien que l'intérêt de la communauté roboticienne pour les problèmes de correction des données inertielles via la vision soit croissant [27], il n'existe pas à l'heure actuelle de résultat satisfaisant permettant de répondre au problème d'observation considéré.

A. Filtrage et correction des données de la centrale inertielle

Le principe d'estimation de l'attitude consiste généralement à recalculer la matrice obtenue par intégration des données gyroscopiques, en effectuant une mesure de cette matrice à partir des accéléromètres et des magnétomètres. Les algorithmes classiquement utilisés sont du type filtrage complémentaire ou filtrage de Kalman, et sont basés sur des modèles linéaires n'exploitant pas la structure du

groupe $SO(3)$ des matrices de rotation et son algèbre de Lie associée.

En réponse à ce constat, une méthode originale a été élaborée consistant à utiliser des filtres complémentaires non-linéaires et exploitant la structure du Groupe Spécial Orthogonal et de la variété sous-jacente associée à son évolution. Deux approches ont été proposées, l'une séquentielle inspirée de la structure géométrique du problème [22], l'autre plus compacte consistant à stabiliser globalement les différentes variables [23]. Après avoir constaté la bonne qualité des résultats de ces filtres non-linéaires au regard d'un filtrage de Kalman classique sur des données de la centrale inertielle, une version simplifiée du filtre séquentiel a été intégrée sur le X4-flyer du CEA-LIST. Les résultats expérimentaux se sont avérés de très bonne qualité pour le tangage et le roulis. En revanche, à cause de la pollution des données magnétométriques générée par les moteurs, l'estimation du lacet s'est avérée bien moins bonne. Pour répondre à ce problème, un nouveau filtre a été développé utilisant uniquement les données accélérométriques. Si ces données sont suffisamment riches, et si l'estimation initiale de l'orientation est proche de la véritable valeur que l'on associe avec les mesures gyroscopiques au moyen d'un filtre complémentaire qualifié de passif, il est possible de restituer la matrice de rotation complète. Ce résultat est très novateur puisqu'il permet de s'affranchir des magnétomètres. Il a été testé avec succès en simulation, puis expérimentalement sur le drone HoverEye de Bertin Technologies [23].

Notons qu'à l'exception de quelques travaux sur l'estimation de la matrice de rotation et des biais des gyros par filtrages de données (dont certains sont confidentiels comme ceux de l'ONERA), les travaux réalisés ces dernières années par des équipes françaises ont été principalement consacrés à la modélisation et à la commande. On devrait voir une augmentation significative des résultats d'estimation dans les prochaines années. Les délais de mise en place des plate-formes expérimentales dans les laboratoires et de validation expérimentale des algorithmes de commande sont les principales causes de ce retard.

V. COMMANDE RÉFÉRENCÉE VISION POUR LES DRONES À VOILURES TOURNANTES

A. Description des approches classiques

Grâce à la fréquence et à la qualité des informations délivrées le capteur de vision CCD, l'asservissement visuel offre un moyen performant de réguler le mouvement en robotique. Les méthodes utilisées se répartissent entre deux principales tendances qui sont :

- **L'asservissement visuel 3D** qui repose sur une estimation de la position et de l'orientation de l'amer visuel par rapport à la caméra, à partir des images courantes et désirées. Cette approche suppose généralement la connaissance a priori d'un modèle géométrique de la cible et des paramètres intrinsèques de la caméra [29].

- **L'asservissement visuel 2D** qui vise à relier directement la variation des indices visuels $s(r, t)$ dans le plan image au mouvement de la caméra sans nécessiter de reconstruction 3D. A chaque configuration $r = (\xi, R)$ de la caméra, cette relation est définie à l'aide d'une matrice d'interaction L_s selon le schéma suivant :

$$\dot{s} = \frac{\partial s}{\partial r} \dot{r} = L_s \begin{pmatrix} V \\ \Omega \end{pmatrix}$$

La tâche est alors définie par la régulation à zéro d'une fonction de tâche admissible $e(s, t) = s(r, t) - s^*$, de même dimension que le vecteur de sortie (voir [30] pour une complète définition) :

$$e(s, t) = s(r, t) - s^*; \quad \dot{e}(r, t) = L_s \begin{pmatrix} V \\ \Omega \end{pmatrix} \quad (22)$$

Les schémas de commande généralement proposés résultent de la convergence exponentielle de la fonction de tâche vers zéro. Toutefois, le couplage entre la dynamique de translation et la dynamique de rotation, induit par la condition de convergence exponentielle de l'erreur vers zéro, peut parfois entraîner des mouvements indésirables, voire impossibles, de la caméra.

Initialement développée pour la commande des manipulateurs [32], [33], l'approche 2D a ensuite été étendue à la commande des robots à roues grâce à l'introduction de degrés de liberté supplémentaires obtenus en montant la caméra sur une platine mobile ou un bras. [34], [35]. Depuis, ces techniques ont connu un essor important dans le domaine de la robotique mobile [36], [37], [38], [39]. Toutefois, la majeure partie de ces travaux reposent sur des schémas de contrôle de type cinématique (commande en vitesse). La dynamique n'étant prise en compte que via les techniques du couple calculé ou de la commande à grand gain [30]. Les premiers résultats proposés tenant compte de la dynamique ont été principalement dédiés aux robots manipulateurs [40], [41], [42]. Un premier ensemble de résultats intéressants, concernant respectivement l'application de techniques d'asservissement 2D et 3D à la robotique aérienne, à été obtenu à la suite de travaux de Rives *et al.* [43] et de Zhang et Ostrowski [44] sur la commande des dirigeables.

Afin de mieux prendre en compte les problèmes inhérents à la dynamique sous-actionnée des robots volants, une nouvelle technique d'asservissement visuel à été proposée dans [3]. Cette approche est présentée dans la section suivante. Après une description générale de la méthode et de son application au problème de commande des hélicoptères, nous présenterons son extension au problème de suivi de lignes parallèles.

B. Commande référencée vision des systèmes dynamiques : utilisation des coordonnées sphériques

Comme nous l'avons dit plus haut, les techniques classiques d'asservissement 2D ne sont applicables que sur des systèmes complètement actionnés et caractérisés par des

dynamiques lentes. Pour les systèmes sous-actionnés plus complexes tels que les engins volants, il est nécessaire de tenir compte de la dynamique complète dans la boucle de commande. En effet, à cause du sous-actionnement, il n'est par exemple pas possible de réaliser des tâches de positionnement à partir des approches classiques. Ceci est principalement dû au couplage et à l'impossibilité de définir un difféomorphisme entre la tâche et l'ensemble des degrés de liberté l'engin. Pour répondre à ce problème la méthode qui à été proposée consiste à définir un difféomorphisme entre les sorties contrôlables du système et l'image du motif visuel, et à créer une structure passive de la dynamique dans cet espace. En d'autres termes, elle consiste à découpler la dynamique de translation de celle de rotation via un choix approprié de la représentation des indices visuels (points et droites). Pour simplifier la présentation, nous supposons dans la suite que le repère de la caméra coïncide avec le repère local de l'engin.

Notons $P' \in \mathcal{I}$ la représentation inertielle d'un point observé par la caméra et P sa représentation dans le repère attaché à la caméra, c'est-à-dire :

$$P = \mathcal{R}'^T \cdot (P' - \xi) \quad (23)$$

Soit $p = \frac{1}{\sigma(P)} P$ la projection du point P sur la surface \mathcal{S} définissant la géométrie de la caméra.

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{1}{\sigma(P)} \dot{P} - \frac{1}{\sigma(P)^2} \frac{d}{dt} \sigma(P) P \\ &= -\text{sk}(\Omega) p + p \eta_p^T \text{sk}(\Omega) \cdot p + (I_3 - p \eta_p^T) \frac{V}{\sigma(P)} \end{aligned} \quad (24)$$

où η_p représente le vecteur normal à \mathcal{S} au point p . L'équation 24, telle qu'elle est définie, n'est structurellement passive que si une surface sphérique pour l'image est utilisée [3]. En effet, dans ce cas $\eta_p = p$ et ainsi la dynamique d'un point image se simplifie et devient similaire à la dynamique du point P :

$$\dot{p}_i = -\text{sk}(\Omega) p_i + \pi_p \frac{V}{\sigma(P_i)} \quad (25)$$

La matrice $\pi_p = (I_3 - p p^T)$ représente l'opérateur de projection sur l'espace tangent de la surface sphérique¹¹ de l'image au point p . Soit $\{p_1^*, \dots, p_n^*\}$ l'ensemble des points désirés observés par la caméra quand elle atteint sa position et son orientation désirées. La différence entre le vecteur image observé et le vecteur désiré est un vecteur de dimension $3n$, noté δ , donné par l'expression suivante :

$$\delta = \text{vect}(p_i - p_i^*) \in R^{3n} \quad (26)$$

Tout comme dans les approches classiques, la tâche est définie par la régulation à zéro d'une fonction de tâche admissible $\delta_1(p_i)$, de même dimension que le vecteur de

¹¹Il n'est pas nécessaire d'implémenter une caméra sphérique dans un processus réel. Il suffit de calculer numériquement les coordonnées sphériques.

De manière similaire, si la cible est composée de deux droites parallèles ou plus, il a été montré que le centrage de la caméra entre ces droites et son positionnement en profondeur par rapport à ces dernières, peut être réalisé par la régulation à zéro de la différence entre les centroïdes ($q = \sum_{i=1}^n h_i$ et $q^* = \sum_{i=1}^n h_i^*$) relatifs à l'image des motifs courant et désirés. La direction des lignes, quant à elle, peut servir à fixer l'orientation en lacet de la caméra. En effet, la seconde tâche, qui se trouve indépendante de la première, peut être formulée comme suit :

$$\varepsilon_1 = q_2^0 - \mathbf{F}$$

où $\mathbf{F} \in \mathcal{A}$ représente la direction souhaitée, et $q_2^0 \approx U$ représente l'information visuelle utilisée :

$$q_2^0 = \frac{q_2}{|q_2|}, \quad \text{avec} \quad q_2 = \sum_{i \leq j} a_{ij} (h_i \times h_j)$$

En revanche, il est impossible de définir la vitesse selon la direction des droites à partir des ces informations géométriques. Ainsi, pour réaliser la dernière tâche parallèlement aux deux autres, il est possible de se baser sur les mesures embarquées de vitesse selon le schéma suivant :

$$\eta_2 := m(U^T V) - m v_d. \quad (33)$$

A partir de la définition des quatre écarts à réguler (le vecteur δ_1 pour le centrage et le positionnement en profondeur, ε_1 pour fixer la direction de la caméra et enfin η_2 pour la régulation la vitesse dans la direction des lignes), un schéma de contrôle basé sur les techniques de *backstepping* peut être utilisé pour stabiliser le système [8].

VI. CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES

Après avoir présenté de façon synthétique les résultats développés dans les laboratoires français sur la modélisation des engins volants à voilures tournantes capables de réaliser des vols stationnaires, un modèle dynamique générique a été proposé dans lequel le sous-actionnement et les forts couplages entre les dynamiques de translation et de rotation ont été mis en évidence. Nous avons ensuite présenté les stratégies de planification et de contrôle avancé dédiées à la commande de ces véhicules. L'ensemble de ces méthodes devrait prochainement être complété par d'autres approches telles que la commande prédictive, fortement développée au LAG-Genoble, et l'utilisation des fonctions transverses développées à IINRIA. Au niveau de l'estimation d'état et du filtrage de données, les résultats sont très partiels à l'heure actuelle mais cette question suscite énormément d'intérêt au sein des laboratoire français notamment à l'I3S, au LAAS et à Heudiasyc déjà actifs sur ce thème ou dans le cadre de projets récemment initiés au LAG et au LSC.

Au niveau de l'asservissement visuel, la recherche reste limitée à très peu de laboratoire. Il s'agit notamment des laboratoire intervenant dans le projet ROBVOLINT

(CEA-LIST, I3S-UNSA-CNRS, IRISA, IRCCyN). Les travaux actuel dans ce domaine concernent la modélisation adéquate des informations visuelles, et la recherche d'autres informations génériques pour d'autres types de motif. Il s'agit là de trouver une représentation adéquate, calculable à partir d'éléments caractéristiques extraits de l'image, permettant de retrouver la passivité structurelle nécessaire. Par ailleurs, toute représentation non minimale de l'information extraite semble être une bonne possibilité. Les coordonnées sphériques d'un point et les coordonnées de Plücker d'une droite en sont de bonnes illustrations. D'autres objectifs concernent l'amélioration du conditionnement de la jacobienne de la tâche, et la prise en compte des retards liés à la transmission et à l'extraction des informations visuelles.

REFERENCES

- [1] P. Martin, S. Devasia, and B. Paden, "A different look at output tracking : Control of a vtol aircraft," *Automatica*, vol. 32, No 1, pp. 101–107, 1996.
- [2] J. Hauser, S. Sastry, and G. Meyer, "Nonlinear control design for slightly non-minimum phase systems : Applications to v/stol aircraft," *Automatica*, vol. 28, no. 4, pp. 651–670, 1992.
- [3] Hamel T. and Mahony R. *Visual servoing of an under-actuated rigid body system : An image based approach*. IEEE-Transactions on Robotics and Automation, Vol 18, No 2, pp 187-198
- [4] Hamel T. et Mahony R. *Visual servoing of fully actuated dynamic systems using a robust backstepping design*. 6th IFAC Symposium Robot Control SYROCO'2000, Vienne, Autriche.
- [5] Hamel T., Mahony R., Lozano R. et Ostrowski J. *Dynamic Modelling and Configuration Stabilization for an X4-flyer*. Dans le 15ème IFAC World Congress'2002.
- [6] Mahony R. and Hamel T. *Adaptive compensation of aerodynamic effects during takeoff and landing manoeuvres for a scale model autonomous helicopter*. European Journal of Control (EJC), Vol 7, No 1, pp 43-58. 2001.
- [7] Mahony R. and Hamel T. *Robust Trajectory Tracking for a Scale Model Autonomous Helicopter*. International Journal of Non-linear and Robust Control, 2004.
- [8] Mahony R. and Hamel T. *Image Based Visual Servo Control for Tracking Linear Image Features*. IEEE Transactions on Robotics and Automation, April 2005.
- [9] Mahony R. Hamel T. et A. Dzul-Lopez Hover control via an approximate Lyapunov control for a model helicopter. Proceedings of 38th Conference on Decision and Control, Phoenix, Arizona, pp. 3490-3495, 1999.
- [10] R.W. Prouty, *Helicopter Performance, Stability and Control*, Krieger Publishing Company, reprint with addition, original edition (1986), USA, 1995.
- [11] M. J. van Nieuwstadt, *Trajectory Generation for Nonlinear Control Systems*, Ph.D. thesis, California, USA, July 1996.
- [12] H. Shim T. Koo, F. Hoffmann, and S. Sastry, "A comprehensive study of control design for an autonomous helicopter," in *The 37th Conference on Decision and Control*, Florida, USA, 1998.
- [13] L. Beji and A. Abichou, *Streamlined Rotors Mini Rotorcraft : Trajectory Generation and Tracking*. International Journal of Control Automation, and Systems, V.3, No.1, pp. 87-99, 2005.
- [14] Guénard N., Hamel T., Moreau V., *Modélisation et élaboration de commande de stabilisation de vitesse et de correction d'assiette pour un drone de type X4-Flyer*. Conférence Internationale Francophone en Automatique CIFA'2004.
- [15] L. Beji and A. Abichou, *Trajectory generation and tracking of a mini-rotorcraft*. IEEE-Internatinal Conference on Robotics and Automation ICRA'2005, Espagne, avril 2005.

- [16] O. Shakernia, Y. Ma, T. J. Koo, J. Hespanha, and S. Sastry, "Vision guided landing of an unmanned air vehicle," in *Proceedings of the 38th Conference on Decision and Control*, Phoenix, Arizona, USA, 1999, pp. 4143–4148, Session FrA06.
- [17] M. Dahlen E. Frazzoli and E. Feron, "Trajectory tracking control design for autonomous helicopters using a backstepping algorithm," in *Proceedings of the American Control Conference ACC*, Chicago, Illinois, USA, 2000, pp. 4102–4107.
- [18] H. Sira-Ramirez, R. Castro-Linares, and E. Liceaga-Castro, "A Liouvilian systems approach for the trajectory planning-based control of helicopter models," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 10, pp. 301–320, 2000.
- [19] T. John Koo and S. Sastry, "Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization," in *Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control CDC'98*, 1998.
- [20] H. Sira-Ramirez, M. Zribi, and S. Ahmed, "Dynamical sliding mode control approach for vertical flight regulation in helicopters," in *The IEEE Control Theory Appl*, 1994, vol. 141, pp. 19–24.
- [21] J. Kaloust, C. Ham, and Z. Qu, "Nonlinear autopilot control for a 2-dof helicopter model," in *The IEEE Control Theory Appl*, 1997, vol. 144, pp. 612–616.
- [22] Metni N., Pflimlin J-M. et Hamel T. *Attitude and Gyro Bias Estimation for a Flying UAV*. IEEE, International Conference on Intelligent Robots and Systems IROS'2005.
- [23] Pflimlin J-M., Hamel T et Souères P. *A Nonlinear Observer on SO(3) Group for Attitude and Gyro Bias Estimation for a Flying UAV*. 16th IFAC World Congress'2005.
- [24] R. Bradley, "The flying brick exposed : nonlinear control of a basic helicopter model," Tech. Rep. TR/MAT/RB/6, Department of Mathematics, Glasgow Caledonian University, Scotland, UK, 1996.
- [25] M. Krstic, I. Kanellakopoulos, and P.V. Kokotovic, *Nonlinear and adaptive control design*, American Mathematical Society, Rhode Island, USA, 1995.
- [26] A. R. Teel, "A nonlinear small gain theorem for the analysis of control systems with saturation," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 41, no. 9, pp. 1256–1270, 1996.
- [27] H. Rehberger and B. K. Ghosh, *Pose estimation using line based dynamic vision and inertial sensors*, IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 48, no. 2, pp.
- [28] A. Chriette, *Contribution à la commande et à la modélisation des hélicoptères : Asservissement visuel et commande adaptative*, Phd. thesis, Thèse de l'Université d'Evry Val d'Essonne, CEMIF-SC FRE 2494, Université d'Evry, France, 2001.
- [29] S. Hutchinson, G. Hager, and P. Cork, "A tutorial on visual servo control," *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, vol. 12, no. 5, pp. 651–670, 1996.
- [30] C. Samson, M. Le Borgne, and B. Espiau, *Robot Control : The task function approach*, The Oxford Engineering Science Series. Oxford University Press, Oxford, U.K., 1991.
- [31] Pflimlin J.-M., Hamel T., Souères P. *Hovering flight stabilization in wind gusts for ducted fan UAV*. Dans la 44th Conference on Decision and Control CDC'04.
- [32] F. Chaumette, *La relation vision-commande : théorie et application à des tâches robotiques*, Phd. thesis, Thèse de l'Université de Rennes 1, IRISA, Université de Rennes, Rennes, France, 1990.
- [33] B. Espiau, F. Chaumette, and P. Rives, "A new approach to visual servoing in robotics," *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, vol. 8, no. 3, pp. 313–326, 1992.
- [34] R. Pissard-Gibollet and P. Rives, "Applying visual servoing techniques to control of a mobile hand-eye system," in *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA'95*, Nagasaki, JAPAN, 1995, pp. 166–171.
- [35] P. Rives D. Tsakiris and C. Samson, "Applying visual servoing techniques to control nonholonomic mobile robots," in *Proceedings of the IEEE/RSJ/INRIA Workshop On New Trends in Image-based Robot Servoing*, Grenoble, 1997, pp. 21–33.
- [36] K. Hashimoto and T. Noritsugu, "Visual servoing of nonholonomic cart," *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, pp. 1719–1724, April 1997.
- [37] Y. Ma, J. Kosecka, and S. Sastry, "Vision guided navigation for a nonholonomic mobile robot," *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, vol. 15, no. 3, pp. 521–536, 1999.
- [38] Viviane Cadenat, *commande référencée multi-capteurs pour la navigation d'un robot mobile*, Ph.D. thesis, Université Paul Sabatier de Toulouse, 1999.
- [39] F. Conticelli, B. Allotta, and P. K. Khosla, "Image-based visual servoing of nonholonomic mobile robots," in *Proceedings of the Conference on Decision and Control*, Phoenix, Arizona, USA, 1999.
- [40] R. Kelly, "Robust asymptotically stable visual servoing of planar robots," *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, vol. 12, no. 5, pp. 759–766, 1996.
- [41] E. Zergeroglu, D. Dawson, M. de Queiroz, and S. Nagarkatti, "Robust visual-servo control of robot manipulators in the presence of uncertainty," in *Proceedings of the 38th Conference on Decision and Control*, Phoenix, Arizona, USA., 1999.
- [42] A. Maruyama and M. Fujita, "Visual feedback control of rigid body motion based on dissipation theoretical approach," in *Proceedings of the 38th Conference on Decision and Control*, Phoenix, Arizona, USA, 1999, pp. 4161–4166.
- [43] P. Rives J. R. Azinheira and J. R. H. Carvalho, "Visual servo control for hovering of an outdoor robotic airship," in *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA2002*, Washington DC, Virginia, USA, 2002.
- [44] H. Zhang and J. P. Ostrowski, "Visual servoing with dynamics : Control of an unmanned blimp," *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, vol. 18, no. 2, April 2002.
- [45] N. Andreff, B. Espiau, and R. Horaud, "Visual servoing from lines," in *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA'00*, San Francisco, USA, 2000.
- [46] N. Andreff and B. Espiau, "Revisiting Plücker coordinates in vision-based control," in *Symposium on Advanced Robot Kinematics, ARK2002*, Caldes de Maravella, Spain, 2002.
- [47] J. Plücker, "On a new geometry of space," *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, vol. 155, 1865.
- [48] O. Faugeras, *Three-Dimentional computer vision - A geometric viewpoint*, MIT Press, Combridge, MA, USA, 1993.