

Commande par retour d'état pour des engins volants de type VTOL : résultats et perspectives[†]

Minh-Duc Hua	Tarek Hamel	Pascal Morin	Claude Samson
INRIA-Méditerranée	I3S UNS-CNRS	INRIA-Méditerranée	INRIA-Méditerranée
2004 rte des Lucioles	2000 rte des Lucioles	2004 rte des Lucioles	2004 rte des Lucioles
Sophia Antipolis	Sophia Antipolis	Sophia Antipolis	Sophia Antipolis
Minh-Duc.Hua@inria.fr	thamel@i3s.unice.fr	Pascal.Morin@inria.fr	Claude.Samson@inria.fr

Résumé - La commande des véhicules sous-actionnés suscite depuis de nombreuses années un grand intérêt pour des applications diverses et variées. Dans cet article nous nous intéressons plus spécifiquement aux véhicules aériens de type VTOL ("Vertical Take-Off and Landing"). Dans un premier temps, nous présentons une synthèse des méthodes de commande classiquement utilisées pour ces engins. Nous présentons ensuite une méthode générique, récemment développée, qui exploite la structure d'actionnement commune à la plupart de ces systèmes, à savoir une seule commande en poussée dans une direction privilégiée du véhicule et un actionnement complet de la dynamique de rotation. Cette structure d'actionnement caractérise la plupart des véhicules conçus par l'homme : avions, bateaux, aéroglisseurs, sous-marins, et bien évidemment VTOLs. La méthode de synthèse ne se limite donc pas au seul cas des VTOLs et permet de traiter différents modes opérationnels, tel que la stabilisation de la vitesse ou de la position du véhicule autour de consignes spécifiques. Une action intégrale spécifique peut être incorporée dans la loi de commande afin de garantir un comportement robuste vis-à-vis de perturbations extérieures (vent, courant, etc).

Mots-clé - Drone de type VTOL, Modélisation, Commande par retour d'état, Robustesse

I. INTRODUCTION

La commande des véhicules de type VTOL (Vertical Take-Off and Landing) suscite depuis plusieurs années un intérêt important dans la communauté roboticienne, notamment française. De nombreux laboratoires de recherche sont maintenant équipés de tels systèmes (hélicoptères, quadrotors, "tailsitters", etc). Citons par exemple le HoverEye de Bertin Technologie [24], [25], [40], [42], le X4-flyer du CEA List [15], [51], l'hélicoptère Vigilant de l'ONERA [10], le iStar [29], ou l'AVATAR [48]. Une raison de cet intérêt tient aux nombreuses applications que ce type de véhicule permet de couvrir, aussi bien dans le secteur civil que militaire (surveillance, inspection d'ouvrages ou de zones dangereuses pour l'homme, cartographie, œil déporté, etc). Une autre raison est la récente miniaturisation des capteurs et cartes de traitement de données, permettant d'embarquer sur de petits véhicules tous les éléments nécessaires à leur fonctionnement autonome. Enfin, le fait que ces systèmes évoluent dans un espace tri-dimensionnel (3D) pose de nouveaux problèmes de recherche par rapport au cas 2D de la robotique mobile terrestre (véhicules à roues notamment). Le développement de tels systèmes présente plusieurs défis sur le plan mécanique (conception d'un système doté de bonnes capacités de vol et capable d'embarquer la puissance et les capteurs nécessaires à son fonctionnement) comme au niveau de l'estimation en temps réel de l'état du véhicule (détermination d'algorithmes de traitement des données capteurs efficaces, rapides, et robustes) et de celui de la commande (synthèse de commandes efficaces et robustes aux perturbations aérologiques). Les difficultés sont amplifiées pour les systèmes de petite taille en raison de la complexité des phénomènes

[†] Ce travail a été soutenu par le Conseil Régional Provence-Alpes-Côte d'Azur et par l'Agence Nationale de la Recherche (ANR).

aérodynamiques qui entrent en jeu, de leur plus forte sensibilité aux perturbations aérologiques, et des limitations sur la charge utile qui génèrent des contraintes de dimensionnement et de poids pour les capteurs embarqués. Nous nous intéresserons ici essentiellement aux aspects de synthèse de la commande, tout en sachant que les aspects de conception mécanique et d'estimation sont tout autant importants.

Un premier objectif de l'article est de présenter une synthèse des techniques de commande par retour d'état (linéaires ou non-linéaires) développées pour ces véhicules afin de les stabiliser le long de trajectoires désirées. Le point de vue ici adopté est celui de l'automaticien. Différents objectifs de commande, associés à différents modes opérationnels sont considérés, comme la commande en vitesse (typiquement associée à un "mode joystick"), ou la commande en position associée à un fonctionnement complètement autonome. Un autre objectif de l'article est de proposer un cadre général pour la synthèse de lois de commande pour un ensemble de systèmes présentant des caractéristiques structurelles et fonctionnelles communes. Plus précisément, de nombreux véhicules conçus par l'homme sont mus par l'intermédiaire d'une force de poussée dans une direction privilégiée du véhicule et d'un vecteur couple permettant un contrôle complet de l'orientation (cette classe de véhicules est parfois désignée par le terme *thrust-propelled vehicles* dans la littérature anglo-saxonne). Outre les VTOLs (hélicoptères, quadrotors, etc), c'est aussi le cas des avions, dirigeables, fusées, aéroglisseurs, bateaux ou encore sous-marins. Cette similitude structurelle peut être exploitée dans un cadre général de commande. Evidemment, chaque classe de systèmes possède aussi des caractéristiques propres qu'il convient de prendre en compte. Celles-ci sont essentiellement liées à la nature des forces extérieures exercées sur le véhicule. Par exemple, l'avion évolue dans l'air et dans un espace à trois dimensions, tandis que le bateau est en partie immergé dans l'eau et se déplace essentiellement dans un espace à deux dimensions. Le fluide ambiant n'est pas le même et génère des forces aérodynamiques ou hydrodynamiques de réaction ayant des propriétés et amplitudes différentes. La pesanteur n'est pas compensée par la flottabilité dans le cas d'un avion, mais les effets de portance sont plus systématiques et prépondérants. Les masses ajoutées ne concernent essentiellement que les bateaux, sous-marins, et dirigeables, etc. Cet article n'a pas la prétention de couvrir la commande de tous ces systèmes, mais il essaie de dégager un cadre d'analyse commun et de proposer une approche de commande exploitant la structure d'actionnement commune à tous ces systèmes.

Une des finalités de la commande par retour d'état est d'assurer une certaine robustesse de fonctionnement vis-à-vis d'erreurs de modélisation et de perturbations agissant sur le système. Pour les véhicules de type VTOL cet aspect de robustesse est crucial (la "survie" du système en dépend). Plusieurs facteurs en accroissent la difficulté :

- La complexité des effets aérodynamiques/hydrodynamiques empêche l'obtention d'un modèle dynamique précis et valide dans un grand domaine d'opération.
- Les perturbations externes (rafales de vent, courants de mer, etc.), imprévisibles par nature, peuvent fortement modifier la dynamique du véhicule. Pour des petits véhicules aériens en particulier, la puissance embarquée ne permet pas toujours de contrer ces perturbations.
- Les erreurs d'estimation ou de mesure de la pose peuvent être très importantes et accentuent le besoin de disposer de commandes robustes.

Les aspects de robustesse ont été largement étudiés dans le cadre de la commande linéaire ([1], [11], [44], [50]). Les applications aéronautiques ont d'ailleurs joué un rôle important dans le développement de nombreuses méthodes d'automatique linéaire (techniques de type Nyquist [9], [50], H_2 et H_∞ [13], [35], commande de type LQR [28], [50], etc.). Basées sur l'étude de modèles linéarisés de la dynamique du système, ces méthodes ne garantissent cependant qu'un domaine limité de stabilité et sont souvent basées sur des hypothèses restrictives en ignorant les perturbations externes (le vent par exemple). Elles se limitent la plupart du temps à des modes de vol très particuliers : mode quasi-stationnaire pour les véhicules de type VTOL, suivi de trajectoires d'équilibres¹ pour les véhicules de type avion. Pour toutes ces raisons,

¹Ce sont les trajectoires le long desquelles les vitesses linéaires et angulaires du véhicule, exprimées dans le repère corps, sont constantes.

les méthodes de conception non-linéaires pour la commande (linéarisation entrées-sorties, backstepping, mode glissant, etc) ont été largement étudiées lors de cette dernière décennie [5], [16], [20], [31], [38], [42], [49]. Elles ont généralement pour but d'accroître la taille du domaine de stabilité, assurant par là même un degré supplémentaire de robustesse. Toutefois, elles sont souvent basées sur des modélisations très simplistes de la dynamique (en particulier des efforts aérodynamiques), et le problème du rejet de perturbations est très rarement abordé. Les études de commande non-linéaire intégrant l'aspect robustesse pour ces systèmes, comme [2], [37], [42] par exemple, restent peu nombreuses. Une des motivations de cet article est aussi de mettre l'accent sur cet aspect et de proposer des pistes/outils pour le développement de nouvelles méthodes.

L'article est organisé de la façon suivante. Dans un premier temps nous revenons sur la modélisation dynamique des systèmes considérés afin d'en discuter quelques propriétés caractéristiques ainsi que les différences que l'on peut rencontrer d'un système à l'autre. Nous présentons ensuite une synthèse des techniques de commande développées pour la classe des véhicules de type VTOL : techniques linéaires (placement de pôles, méthodes LQR, LQG, H_2 , H_∞ , gain scheduling), techniques non-linéaires par feedback statique ou dynamique incluant la linéarisation entrée sortie, les méthodes de type Backstepping, la commande hiérarchique, etc. Finalement nous présentons une approche de commande non-linéaire et son utilisation pour les modes de fonctionnement typiquement rencontrés en pratique (télé-opérés ou complètement autonomes). Cette approche permet d'incorporer des termes de correction intégrale pour le rejet de perturbations statiques. Quelques remarques finales et perspectives concluent l'article. En raison de la diversité des méthodes existantes, il n'est évidemment pas possible de rentrer dans les détails techniques de chacune d'entre elles. Le lecteur trouvera dans les références bibliographiques des suggestions de lecture pour approfondir le sujet.

II. MODÉLISATION

Nous nous intéressons ici à des véhicules évoluant dans un espace à trois dimensions et pouvant être modélisés comme un corps rigide évoluant dans un fluide. Le contrôle de ces véhicules est réalisé par l'intermédiaire d'une force de poussée \vec{T} le long d'une direction privilégiée du véhicule (que l'on notera \vec{k}) pour générer le mouvement longitudinal et d'un vecteur Γ de couples permettant un contrôle complet de la dynamique de rotation.

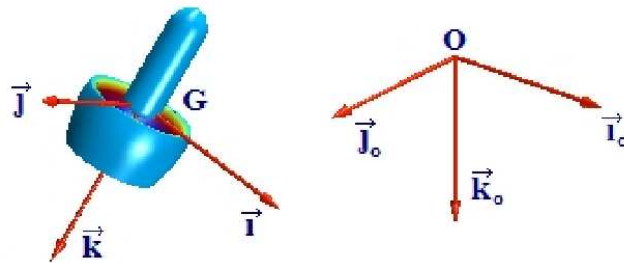


Fig. 1. Repères du drone

Nous supposons que le point d'application de la poussée $\vec{T} = -T\vec{k}$ se situe à proximité de l'axe $\{G; \vec{k}\}$, où G est le centre de masse, de sorte que le couple généré par la poussée soit négligeable. Toutes les forces externes agissant sur le véhicule (pesanteur, flottabilité, masses ajoutées, trainée aérodynamique ou hydrodynamique, vent ou courant, etc) sont regroupées dans un vecteur \vec{F}_e , de sorte que la force résultante appliquée au véhicule est $\vec{F} = -T\vec{k} + \vec{F}_e$. En utilisant le formalisme de Newton-Euler, les équations de la dynamique s'écrivent sous la forme suivante :

$$m\ddot{\xi} = -TRe_3 + F_e(\dot{\xi}, \ddot{\xi}, R, \omega, \dot{\omega}, t) + R\Sigma_R\Gamma \quad (1)$$

$$\dot{R} = RS(\omega) \quad (2)$$

$$\mathbf{I}\dot{\omega} = -S(\omega)\mathbf{I}\omega + \Gamma + \Gamma_e(\dot{\xi}, \ddot{\xi}, R, \omega, \dot{\omega}, t) + \Sigma_T Te_3 \quad (3)$$

avec ξ la position du centre de masse dans le repère inertiel, m la masse totale du véhicule, $\mathbf{I} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ la matrice d'inertie évaluée au centre de masse et exprimée dans le repère de l'engin, $R \in SO(3)$ la matrice de rotation du repère du véhicule par rapport au repère inertiel, ω le vecteur de vitesse angulaire du corps exprimé dans son repère local, $S(y)$ la matrice pré-produit vectoriel associée au vecteur y , i.e. pour tout vecteur $y \in \mathbb{R}^3$, $S(y)v = y \times v$, et Γ_e le vecteur regroupant tous les couples externes appliqués aux véhicules. La dépendance de F_e et Γ_e vis-à-vis de la variable temporelle t permet de prendre en compte la dynamique du vent ainsi que toute autre perturbation exogène. Les matrices Σ_T et $\Sigma_R \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ représentent des couplages complémentaires entre les dynamiques de translation et de rotation. Par exemple, l'influence de la translation sur la rotation via Σ_T traduit la contribution de l'excentricité du point d'application de la poussée par rapport au centre de masse. Son effet reste limité si le point d'application de la poussée \vec{T} se situe à proximité de l'axe $\{G; \vec{k}\}$. Il peut être complètement éliminé par feedback si l'action du couple le permet. L'influence des couples de commande sur la translation via Σ_R est plus problématique ; elle engendre un système à déphasage non minimal à l'origine d'un phénomène de dynamique des zéros. Son expression dépend principalement de la configuration du véhicule et de son mode d'actionnement. Lorsqu'il s'agit d'un hélicoptère à quatre rotors identiques (le cas du X4-flyer) ce couplage est théoriquement nul ($\Sigma_R = 0$). Par contre, dans le cas d'un VTOL, comme le HoverEye par exemple, où le contrôle de la dynamique de rotation est réalisé par l'intermédiaire de la déflexion du jet d'air généré par les hélices, seule la dernière ligne de cette matrice est nulle [41].

La modélisation des forces et couples externes (i.e. F_e et Γ_e) reste un problème majeur, en raison de la complexité de la dynamique des fluides et des interactions entre le véhicule (corps rigide, mais muni d'actionneurs en mouvement) et le fluide environnant (voir e.g. [39] pour une discussion de ces aspects sur l'HoverEye de Bertin). En particulier, la dépendance des forces de traînée et portance par rapport à "l'angle d'attaque" du véhicule est très difficile à modéliser. A l'heure actuelle il n'existe pas de modèles analytiques permettant de représenter précisément ces efforts dans toute l'enveloppe de fonctionnement. Le peu de modèles existants sont supposés obéir au principe de superposition. Ainsi, pour le HoverEye de Bertin par exemple, on distingue (hormis la contribution de la gravité) les efforts de propulsion des hélices, les efforts de portance et de traînée générés par la circulation d'air autour de la cellule, et les 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. La modélisation de ces forces sert en premier lieu à l'évaluation des limites de fonctionnement et à l'optimisation des caractéristiques géométriques et mécaniques de véhicule. Elle est nécessaire pour la simulation de la dynamique, mais la connaissance précise de ces forces et couples n'est pas nécessaire à la conception de lois de commande. Il est possible d'utiliser une approximation, ou même (c'est souvent préférable lorsque les capteurs disponibles le permettent) une estimation en ligne des termes F_e et Γ_e . Le retour d'expérience montre d'ailleurs que dans la plupart des cas la modélisation explicite de Γ_e n'est pas nécessaire. La possibilité d'obtenir une bonne estimation en ligne de Γ_e , via une inversion dynamique ou un observateur à grands gains, dépend principalement de la qualité de mesure des vitesses de rotation et de leur fréquence d'acquisition. Il demeure que toute analyse de robustesse repose sur une caractérisation des erreurs de modèle par rapport à un modèle nominal. La connaissance fine de la dynamique de vol peut donc servir à l'automatisme pour garantir des niveaux de performance et robustesse acceptables. Ce point n'est pas à négliger en aéronautique puisque les exigences de certification sont souvent draconiennes.

III. STRATÉGIES DE CONTRÔLE

Le système (1)–(3) fait clairement apparaître une dynamique de rotation complètement actionnée (vecteur de couples Γ de l'équation (3)), et une dynamique de translation sous-actionnée (une seule entrée de commande T pour la dynamique de translation (1)). Au niveau de la translation, la commandabilité repose sur le couplage non-linéaire TRe_3 entre la commande T et la variable d'état R . C'est ce couplage qu'il faut exploiter pour stabiliser la position du véhicule.

Nous commencerons cette section par un survol des techniques de commande basées sur le linéarisé tangent du système autour du vol quasi-stationnaire.

A. Linéarisation autour du vol quasi-stationnaire

Afin de poser simplement le problème de la commande de VTOLs, et faire un premier tour des lieux des stratégies de conception de schémas de commande proposés dans la littérature, nous nous intéressons au linéarisé tangent du modèle dynamique du système en vol quasi stationnaire². Nous supposons que le vent est quasi-nul et nous négligerons les efforts aérodynamiques qui sont essentiellement des termes quadratiques en la vitesse. La résultante et le moment des efforts extérieurs se résument alors à $F_e = mge_3$ et $\Gamma_e = 0$, où g est la constante de gravité. Nous supposons aussi que la matrice de couplage Σ_T est nulle. Au voisinage de l'identité, une approximation linéaire de la matrice de rotation est $R \approx I_3 + S(\eta)$, où $\eta \in \mathbb{R}^3$ est le vecteur des angles d'Euler (η_1 roulis, η_2 tangage, η_3 lacet). Le système linéarisé autour du point d'équilibre ($\xi = 0, \dot{\xi} = 0, \eta = 0, \omega = 0, T = mg, \Gamma = 0$) est donné par les équations :

$$m\ddot{\xi} = -mgS(\eta)e_3 - \tilde{T}e_3 + \Sigma_R\Gamma \quad (4)$$

$$\dot{\eta} = \omega \quad (5)$$

$$\mathbf{I}\dot{\omega} = \Gamma \quad (6)$$

avec $\tilde{T} = T - mg$. Sans perte de généralité, nous supposons que la matrice d'inertie est diagonale : $\mathbf{I} = \text{diag}(\mathbf{I}_1, \mathbf{I}_2, \mathbf{I}_3)$. Le couplage $\Sigma_R\Gamma$ est non nul pour la plupart des VTOLs, et en particulier pour l'ensemble de la classe des "tail-sitters". Cette force parasite entraîne une dynamique des zéros marginalement stable ou instable (ceci en fonction de la configuration mécanique du VTOL), motivant des travaux de recherche encore d'actualité. En se référant au modèle de l'HoverEye [39], la matrice de couplage Σ_R est

$$\Sigma_R = -\frac{1}{L}S(e_3) \quad (7)$$

où L représente la distance séparant le plan des gouvernes du centre de masse (ou bras de levier). Les équations (4)-(6) font alors apparaître quatre chaînes monoentrées-monosorties dont les deux premières, concernant l'altitude et l'angle de lacet, sont :

$$m\ddot{\xi}_3 = -\tilde{T} \quad (8)$$

$$\mathbf{I}_3\ddot{\eta}_3 = \Gamma_3 \quad (9)$$

Il s'agit de deux doubles intégrateurs indépendants dont les deux entrées \tilde{T} et Γ_3 permettent facilement de stabiliser exponentiellement les états $(\xi_3, \dot{\xi}_3)$ et (η_3, ω_3) vers $(0, 0)$. Les deux autres chaînes sont :

$$\begin{cases} m\ddot{\xi}_1 = -mg\eta_2 + \frac{1}{L}\Gamma_2 \\ \mathbf{I}_2\ddot{\eta}_2 = \Gamma_2 \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} m\ddot{\xi}_2 = mg\eta_1 - \frac{1}{L}\Gamma_1 \\ \mathbf{I}_1\ddot{\eta}_1 = \Gamma_1 \end{cases} \quad (11)$$

²Vol pour lequel les vitesses de translation et de rotation sont faibles

Par une transformation adéquate de coordonnées, il est facile de vérifier que chacun des deux systèmes précédents peut aussi s'écrire :

$$\dot{x}_1 = x_2 \quad (12)$$

$$\dot{x}_2 = x_3 + \varepsilon u \quad (13)$$

$$\dot{x}_3 = x_4 \quad (14)$$

$$\dot{x}_4 = u \quad (15)$$

avec $(x_1, x_2, x_3, x_4) = (\xi_1, \dot{\xi}_1, -g\eta_2, -g\dot{\eta}_2)$, $u = -\frac{g}{I_2}\Gamma_2$ et $\varepsilon = -\frac{I_2}{mgL}$ dans le cas du système (10), et $(x_1, x_2, x_3, x_4) = (\xi_2, \dot{\xi}_2, g\eta_1, g\dot{\eta}_1)$, $u = \frac{g}{I_1}\Gamma_1$ et $\varepsilon = -\frac{I_1}{mgL}$ dans le cas du système (11).

Le système linéaire (12)–(15) est commandable mais la stabilisation de son origine $x = 0$, même si elle est évidente, mérite que l'on s'y attarde un peu. En effet, les principaux travaux en commande non-linéaire de VTOLs sont inspirés des approches résumées ci-dessous.

- 1) Une première approche consiste à se focaliser sur la stabilisation de la sortie x_1 . Lorsque $\varepsilon \neq 0$ ceci conduit à prendre εu comme entrée du système et à poser $v = x_3 + \varepsilon u$ comme nouvelle variable de contrôle. On obtient alors le double intégrateur :

$$\dot{x}_1 = x_2 \quad (16)$$

$$\dot{x}_2 = v \quad (17)$$

$$(18)$$

Ce système est commandable et le choix $v = -k_0x_1 - k_1x_2$ ($k_{0,1} > 0$) assure la stabilisation exponentielle de $x_{1,2}$ vers zéro, ainsi que la convergence exponentielle de v vers zéro. Après convergence, il subsiste une dynamique interne des états $x_{3,4}$ dite "dynamique des zéros", qui évolue selon l'équation :

$$\dot{x}_3 = x_4 \quad (19)$$

$$\dot{x}_4 = -\frac{1}{\varepsilon}x_3 \quad (20)$$

Cette dynamique est au mieux marginalement stable (i.e. lorsque $\varepsilon > 0$). Lorsque $\varepsilon < 0$ on obtient une dynamique instable. Il faut préciser que même dans le cas où cette dynamique est marginalement stable (c'est le cas de l'hélicoptère par exemple), c'est celle d'un oscillateur à haute fréquence (car ε est souvent très faible). Avec ce type de commande, la moindre perturbation peut alors facilement entraîner un départ en instabilité.

- 2) La deuxième approche consiste à mettre en œuvre un retour d'état complet $u = -\sum_{i=1}^4 k_{i-1}x_i$, ($k_i > 0$) afin de stabiliser l'origine du système (12)–(15). Dans ce cas, lorsque ε est petit, la présence du terme εu affecte peu la forme du feedback. En effet, pour assurer la stabilité du système, il suffit de faire en sorte que le polynôme caractéristique du système en boucle fermée :

$$p^4 + (k_3 + \varepsilon k_1)p^3 + (k_2 + \varepsilon k_0)p^2 + k_1p + k_0$$

soit Hurwitz. En imposant, par exemple, que k_2 et k_3 soient grands devant εk_0 , la connaissance précise de ε importe peu.

Bien que cette approche paraisse simple et logique, elle n'est que rarement utilisée en pratique. Ceci est dû au fait que le praticien préfère souvent décomposer un système du quatrième ordre, tel que (12)–(15), en une cascade de sous-systèmes d'ordre deux au plus, afin de faciliter la mise en œuvre de la commande ainsi que le diagnostic en cas de problème. En particulier la hiérarchisation en contrôle de x_1 (guidage) et contrôle de x_3 (pilotage) est souvent adoptée. La justification de ce

choix est aussi liée aux cadences de commande qui sont différentes pour chacun des deux niveaux : une dizaine de Hz au plus pour la boucle de guidage et plus de $100 Hz$ pour la boucle de pilotage. Ceci conduit aux approches de type "hiérarchique".

- 3) Le principe de la commande hiérarchique consiste essentiellement à ignorer le couplage εu de la dynamique de translation (i.e. en posant $\varepsilon = 0$), et à considérer x_3 comme entrée de commande pour le système (12)-(13). Cette entrée sert alors de consigne pour le système (14)-(15). La hiérarchisation peut être de type backstepping ou de type commande à grands gains. L'utilisation du backstepping par bloc (guidage et pilotage) conduit au système suivant :

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= x_3^d + \tilde{x}_3 \\ \dot{\tilde{x}}_3 &= \tilde{x}_4 \\ \dot{\tilde{x}}_4 &= \ddot{x}_3^d + u\end{aligned}\quad (21)$$

où x_3^d représente le contrôle par retour d'état du sous-système $x_{1,2}$, choisi typiquement de la forme $x_3^d = -k_0x_1 - k_1x_2$ ($k_{0,1} > 0$), $\tilde{x}_3 = x_3 - x_3^d$, $\tilde{x}_4 = x_4 - \dot{x}_3^d$ avec $\dot{x}_3^d = -k_0x_2 - k_1x_3$, et $\ddot{x}_3^d = -k_0x_3 - k_1x_4$. Il ne reste qu'à déterminer u pour réguler x_3 autour de x_3^d . Si l'on choisit

$$u = -\ddot{x}_3^d - k_2\tilde{x}_3 - k_3\tilde{x}_4\quad (22)$$

le système bouclé présentera un polynôme caractéristique de la forme :

$$p^4 + (k_3 + k_1)p^3 + (k_2 + k_1k_3 + k_0)p^2 + (k_1k_2 + k_0k_3)p + k_0k_2$$

Les racines sont à partie réelle négative si les gains k_i ($i = 0, \dots, 3$) sont tous positifs.

Une variante de la commande par backstepping consiste en l'utilisation de grands gains pour la commande du second sous-système, tout en négligeant la dynamique de la consigne x_3^d , c'est-à-dire en posant $\dot{x}_3^d = \ddot{x}_3^d = 0$ dans l'expression de la commande u . Ceci revient à modifier l'expression (22) de la façon suivante : $u = -k_2\tilde{x}_3 - k_3x_4$. Il en résulte un système en boucle fermée de polynôme caractéristique :

$$p^4 + k_3p^3 + k_2p^2 + k_1k_2p + k_0k_2$$

Le fait que ce polynôme est Hurwitz si et seulement si $k_3 > k_1$ et $k_2 > \frac{k_3^2k_0}{k_1(k_3 - k_1)} > 0$ va dans le sens du choix de grands gains k_2 et k_3 pour la commande du second sous-système. Un tel choix n'est possible en pratique que si la dynamique de rotation est suffisamment rapide par rapport à la dynamique de translation, et si l'on dispose de mesures de la rotation et de la vitesse angulaire à une fréquence élevée. En ce qui concerne la vitesse angulaire, de telles mesures peuvent être facilement obtenues grâce à l'utilisation de centrales inertielle. Dans le cas de la rotation, ceci est beaucoup plus difficile et fait l'objet actuellement de travaux de recherche [34], [17].

Au delà de ces principes de base, les techniques d'automatique linéaire plus modernes permettent, à partir d'un cahier des charges et d'une architecture de commande, de trouver les gains optimaux en termes de robustesse aux incertitudes, rejet de perturbations, etc. C'est le cas par exemple de la méthode de commande LQR qui a été appliquée à la commande de la dynamique de rotation d'un X4-flyer et comparée à une approche de type PID [6], ou encore de la synthèse LQG utilisée en ajoutant au critère quadratique un terme pondérant la sensibilité du modèle aux variations paramétriques [3]. Les méthodes de commande traitant de l'atténuation des perturbations, comme la commande H_∞ , ont également été utilisées [8].

Bien que toutes ces techniques aient été expérimentées avec (plus ou moins de) succès, leur inconvénient réside dans la limitation de leur application au vol quasi-stationnaire et aux trajectoires d'équilibre à faible vitesse. La synthèse linéaire ne constitue donc qu'une étape préalable pour la commande sur l'ensemble

du domaine de vol (souvent très en dessous des limites du drone). A partir de là, l'approche classiquement utilisée consiste à synthétiser le feedback pour un ensemble d'approximations linéaires du système autour de divers points du domaine de vol, puis à tabuler les gains en fonction de ce domaine tout en sachant qu'il devient alors quasiment impossible de garantir inconditionnellement la stabilité (ne serait-ce que locale) du schéma de commande ainsi obtenu. Cette technique, dite du *gain scheduling*, a fait ses preuves en pratique pour certains systèmes (souvent dans des conditions aérologiques très favorables). Elle reste toutefois laborieuse à mettre en place et pose un certain nombre de problèmes pour les véhicules de type VTOL :

- 1) Tout d'abord, la détermination des trajectoires d'équilibre nécessite une connaissance fine et préalable des efforts aérodynamiques. Pour les systèmes de type VTOL, dont les angles d'attaque peuvent varier de façon significative, déterminer une expression analytique de ces efforts est très difficile, et les évaluer de façon expérimentale (essais en soufflerie) est coûteux.
- 2) En raison des perturbations aérologiques, le système est souvent amené à fonctionner loin de la trajectoire d'équilibre désirée. Le linéarisé n'est alors plus significatif de la dynamique réelle du drone.
- 3) La linéarisation nécessite une paramétrisation minimale de la matrice de rotation. Ceci introduit des singularités de représentation qui limitent artificiellement le domaine de stabilité du contrôleur. A cet égard, certaines paramétrisations (e.g., de type Rodrigues) sont moins mauvaises que d'autres (e.g., de type Euler). Malgré son importance historique et son usage fréquent, la paramétrisation par les angles d'Euler n'est certainement pas la plus judicieuse pour des engins de type VTOL car elle limite significativement le domaine de stabilité.

L'utilisation de techniques de commande non-linéaire permet en grande partie de contourner ces difficultés.

B. Les stratégies de commande non-linéaire

Les travaux sur la commande non-linéaire des drones sont relativement récents et toujours d'actualité. On peut, pour simplifier, classer les approches existantes en deux catégories.

1) *Techniques de commande basées sur l'extension dynamique du système*: Ce type d'approche consiste essentiellement à considérer TRe_3 comme un état du système et à le dériver pour faire apparaître trois variables de commande indépendantes qui permettront de linéariser la dynamique de translation. Les premiers travaux dans cette direction (Hauser et Sastry [16]) ont porté sur le contrôle d'un avion à décollage et atterrissage vertical (PVTOL). L'approche a ensuite été étendue au cas 3D par Koo et Sastry [23]. En supposant que le vecteur des forces extérieures est réduit à la gravité (i.e. $F_e = mge_3$) et en ignorant le terme de couplage $\Sigma_R \Gamma$ dans la dynamique de translation, on déduit facilement de (13)–(15) les relations suivantes :

$$\dot{X}_1 = \frac{1}{m} X_2 \quad (23)$$

$$\dot{X}_2 = X_3 \quad (24)$$

$$\dot{X}_3 = X_4 \quad (25)$$

$$\dot{X}_4 = U \quad (26)$$

avec $X = (X_1, X_2, X_3, X_4) = (\xi, m\dot{\xi}, -TRe_3 + mge_3, -R\delta)$, $\delta = (T\omega_2, -T\omega_1, \dot{T})^T$, et

$$U = -R \left(\ddot{T}e_3 - TS(e_3)\mathbf{I}^{-1}\Gamma - 2\dot{T}S(e_3)\omega + TS(\omega)^2e_3 + TS(e_3)\mathbf{I}^{-1}S(\omega)\mathbf{I}\omega \right)$$

Si l'on assimile \ddot{T} à une variable de commande, et si $T \neq 0$, l'application $(\ddot{T}, \Gamma) \rightarrow U$ est surjective. Ceci permet de considérer U comme une nouvelle variable de commande. Le système (23)–(26) étant linéaire et commandable, la stabilisation de $\xi = X_1$ le long d'une trajectoire de référence donnée devient alors triviale.

Cette approche est séduisante à première vue, mais elle pose un certain nombre de problèmes en pratique.

- 1) Pour des véhicules dont la propulsion est assurée par une hélice, T est fonction de la vitesse de rotation de l'hélice. La consigne d'entrée du moteur de propulsion étant le plus souvent une vitesse de rotation, ceci permet directement de générer la valeur T désirée. Dans le cas où \dot{T} devient la variable de commande, il faut être capable de générer cette grandeur physiquement. Ceci nécessite d'intégrer la dynamique des moteurs dans la synthèse de la commande.
- 2) La connaissance de T et \dot{T} est nécessaire pour le calcul de \ddot{T} et Γ . Pour la plupart des plateformes, ces deux grandeurs ne sont pas mesurables, et les estimer via des observateurs dédiés est difficile car ceci nécessite d'utiliser les mesures de position qui ne sont disponibles qu'à faible fréquence (de l'ordre de quelques Hz).
- 3) La commande n'est bien définie que pour $T \neq 0$. Puisque T devient un état interne du système, rien ne garantit a priori qu'il reste toujours positif.
- 4) La prise en compte des efforts aérodynamiques avec une telle approche nécessite une expression analytique de ces efforts, très difficile à obtenir.
- 5) Enfin, la prise en compte du terme de couplage $\Sigma_R \Gamma$ n'est pas évidente. Afin de linéariser le système une possibilité consisterait à intégrer ce terme dans la variable X_3 en posant $X_3 = -TRe_3 + mge_3 + R\Sigma_R \Gamma$. Malheureusement, on retombe alors sur le problème de dynamique des zéros évoqué en Section III-A. Pour prendre en compte ce couplage, d'autres approches ont été proposées, basées elles-aussi sur une extension dynamique du système mais sans chercher une linéarisation exacte [30], [12]. Par exemple, en s'inspirant de [33], il est montré dans [43] qu'il est possible d'annuler les effets de $\Sigma_R \Gamma$ pour certains véhicules symétriques (comme le Hovereye par exemple), en considérant un point de contrôle déporté par rapport au centre de masse. Toutefois, ces travaux n'apportent pas de solutions aux autres problèmes mentionnés ci-dessus.

2) *Commande non-linéaire de systèmes interconnectés*: Il ne s'agit plus dans ce cas d'assimiler TRe_3 à un état, mais de garantir qu'il converge vers une valeur de référence $(TRe_3)^r$ choisie de façon à stabiliser la dynamique de translation. Ce type d'approche s'apparente donc à la commande hiérarchique linéaire décrite en Section III-A avec : un contrôle en position de "haut niveau" (guidage) défini par $(TRe_3)^r$, et un contrôle d'attitude de "bas niveau" (pilotage) qui va permettre de faire converger Re_3 vers $(Re_3)^r$. Plus précisément, en supposant que $F_e = mge_3$ et en ignorant le terme de couplage $\Sigma_R \Gamma$ (ou en réduisant son effet par le choix d'un point de contrôle déporté par rapport au centre de masse), la dynamique de translation se réduit à

$$m\ddot{\xi} = -TRe_3 + mge_3$$

Lorsque l'objectif consiste (par exemple) à stabiliser une position fixe, ceci suggère de définir comme valeur de référence pour TRe_3 :

$$(TRe_3)^r = k_0\xi + k_1\dot{\xi} + mge_3$$

afin de garantir la stabilisation de ξ et $\dot{\xi}$ à zéro lorsque $TRe_3 = (TRe_3)^r$. Puisque Re_3 est un vecteur unitaire, cette valeur de référence permet directement de déterminer :

- 1) L'expression de la poussée (que l'on supposera non nulle) :

$$T = \|k_0\xi + k_1\dot{\xi} + mge_3\| \quad (27)$$

- 2) La direction de poussée désirée :

$$(Re_3)^r = \frac{k_0\xi + k_1\dot{\xi} + mge_3}{\|k_0\xi + k_1\dot{\xi} + mge_3\|} \quad (28)$$

Bien qu'il soit plus simple de réguler seulement la direction de poussée, les travaux existants considèrent dans la plupart des cas toute la dynamique de rotation. Pour cela, une orientation de référence R^r est calculée à partir de la direction $(Re_3)^r$ et d'une autre direction non-colinéaire permettant de définir une valeur de référence pour le lacet (η_3). La matrice R^r est ensuite considérée comme une consigne pour la dynamique de rotation. Comme dans le cas de la commande hiérarchique linéaire (Section III-A), la dynamique de la consigne R^r est parfois négligée (i.e., $\dot{R}^r \approx \ddot{R}^r \approx 0$), en invoquant l'utilisation de "grands gains" pour la boucle de commande bas niveau de l'orientation. Les différences que l'on trouve dans littérature concernent principalement le type de modélisation utilisé (matrice de rotation, quaternions, angles d'Euler), le type de mission visé (asservissement visuel, way-point, etc), le type de capteur embarqué (mesure complète ou partielle de l'état), etc. Certains travaux s'intéressent à des aspects de robustesse vis-à-vis, e.g., de la variation de la masse du véhicule ou du champ gravitationnel [38], [15], [26], de rafales de vent, ou encore d'erreurs de mesure [41]. D'autres intègrent la saturation des actionneurs dans la synthèse de la loi de commande [14], [53], [47], [32], en se basant la plupart du temps sur la technique des saturations imbriquées développée par Teel [52]. D'autres encore se concentrent sur les apports possibles du contrôle par mode glissant [7], [27], [45] ou encore de la commande prédictive³ [21], [22], [4]. Dans la plupart des cas les efforts aérodynamiques sont complètement négligés, ce qui limite l'utilisation de ces approches au vol quasi-stationnaire. Les rares travaux qui prennent en compte ces efforts, comme [41], utilisent un modèle constant qui ne permet pas de modéliser la dépendance de ces efforts par rapport à la vitesse du véhicule.

IV. UNE NOUVELLE APPROCHE DE COMMANDE POUR VÉHICULES À PROPULSION CENTRALE

Nous présentons dans cette section une méthode de commande récemment proposée dans [19] pour des véhicules avec une force de poussée et un actionnement complet en couples (i.e. modèle (1)–(3)). Sa principale originalité porte sur la prise en compte des efforts aérodynamiques afin d'augmenter la précision de suivi et la robustesse de la commande vis-à-vis des perturbations aérologiques et des dynamiques non-modélisées.

Dans son principe, cette approche s'apparente aux techniques de commande de systèmes interconnectés présentées précédemment. Elle utilise toutefois une hiérarchisation des équations différente, en considérant d'un côté les équations (1)–(2), et de l'autre l'équation (3) (le découpage habituellement utilisé consiste à considérer l'équation (1) d'une part, et les équations (2)–(3) d'autre part). En supposant que le couplage $\Sigma_R \Gamma$ est négligeable, la première étape de cette approche consiste à se ramener à la commande du sous-système

$$\begin{cases} m\ddot{\xi} &= -TRe_3 + F_e(\dot{\xi}, \ddot{\xi}, R, \omega, \dot{\omega}, t) \\ \dot{R} &= RS(\omega) \end{cases} \quad (29)$$

en considérant que T et ω sont les variables de commande. Ceci suppose que la dynamique de la vitesse angulaire est suffisamment rapide par rapport aux dynamiques de translation et de rotation, et que la fréquence des mesures de vitesse angulaire est suffisamment élevée.

Dans l'état actuel de l'approche, il est aussi supposé que F_e ne dépend que de $\dot{\xi}$ et t , i.e. $F_e(\dot{\xi}, t)$. Le fait de négliger la dépendance de F_e par rapport à $\ddot{\xi}$ et $\dot{\omega}$ est réaliste pour la classe des véhicules aériens car les effets de masse ajoutée sont négligeables. La non-dépendance de cette force vis-à-vis de l'attitude du véhicule est une hypothèse beaucoup plus forte puisqu'elle revient à supposer que les forces aérodynamiques ne dépendent pas de cette attitude. En toute rigueur cette hypothèse n'est satisfaite que pour un corps sphérique, c'est à dire sans portance. En pratique, la méthode proposée dans [19] est bien adaptée au cas des véhicules à faible portance (ce qui est le cas de la plupart des VTOLs), mais son utilisation/extension pour des véhicules à forte portance, comme les avions, reste un problème ouvert.

³A notre connaissance, les expérimentations réalisées à ce jour utilisent un calculateur déporté au sol pour l'implémentation des techniques prédictives.

Malgré ces restrictions le modèle (29) permet de prendre en compte les effets aérodynamiques de traînée, très souvent ignorés dans les études de commande. La dépendance de F_e par rapport à la variable exogène t permet aussi d'englober les efforts extérieurs associés par exemple à la dynamique du vent. Enfin, cette structure de modèle donne un cadre unique pour traiter le problème de stabilisation en un point et celui de suivi de trajectoires (i.e. "tracking"). Plus précisément, étant donné une trajectoire de référence $\xi_r(\cdot)$, si l'on note $\tilde{\xi} := \xi - \xi_r$ l'erreur de suivi en position, on obtient le modèle d'erreur suivant :

$$\begin{cases} m\ddot{\tilde{\xi}} &= -TRe_3 + F(\dot{\tilde{\xi}}, t) \\ \dot{R} &= RS(\omega) \end{cases} \quad (30)$$

avec $F(\dot{\tilde{\xi}}, t) := F_e(\dot{\xi}, t) - m\ddot{\xi}_r(t)$. Modulo la différence d'expression entre F_e et F , les équations des systèmes (29) et (30) sont identiques.

Plusieurs objectifs de commande, associés à différents modes opératoires (télé-opérés ou complètement autonomes), sont traités dans [19]. Nous allons détailler le principe de synthèse de commande pour la stabilisation en vitesse, puis nous indiquerons brièvement comment ce principe s'étend à des objectifs plus complexes, comme par exemple la stabilisation en position avec rejet de perturbations statiques.

A. Stabilisation en vitesse

Afin de stabiliser l'erreur de vitesse $\dot{\tilde{\xi}}$ à zéro pour le système (30), il faut que $\dot{\tilde{\xi}} = 0$ soit un équilibre du système en boucle fermée. Il faut donc que $-TRe_3 + F(\dot{\tilde{\xi}}, t) = 0$ lorsque $\dot{\tilde{\xi}} = 0$. Cette relation est équivalente à

$$TRe_3 = F(\dot{\tilde{\xi}}, t) \quad (31)$$

Lorsque $F(\dot{\tilde{\xi}}, t) \neq 0$, il existe seulement deux couples de valeurs (T, Re_3) solutions de cette équation, à savoir

$$(T, Re_3) = \left(\|F(\dot{\tilde{\xi}}, t)\|, \frac{F(\dot{\tilde{\xi}}, t)}{\|F(\dot{\tilde{\xi}}, t)\|} \right), \quad \text{et} \quad (T, Re_3) = \left(-\|F(\dot{\tilde{\xi}}, t)\|, -\frac{F(\dot{\tilde{\xi}}, t)}{\|F(\dot{\tilde{\xi}}, t)\|} \right) \quad (32)$$

Ces deux solutions (de type "vent de face" et "vent de dos") définissent l'amplitude T et la direction Re_3 de la poussée du véhicule qu'il est nécessaire d'appliquer pour contrer les efforts extérieurs le long de la trajectoire de référence et générer l'accélération associée à cette trajectoire. Notons qu'il reste un degré de liberté non-contraint en orientation (qui correspond typiquement à l'angle de lacet).

Lorsque $F(\dot{\tilde{\xi}}, t) = 0$ en revanche, tout couple (T, Re_3) avec $T = 0$ est solution de l'équation (31). Ce cas de figure, dégénéré, n'est pas traité dans [19] pour deux raisons :

- Les véhicules de type VTOL étant soumis à l'action de la gravité, lorsque la trajectoire de référence est réduite à un point fixe (et en l'absence de vent), le terme $F(\dot{\tilde{\xi}}, t)$ est réduit au terme de gravité et est donc non nul. Pour que $F(\dot{\tilde{\xi}}, t)$ passe par zéro il faut des conditions très particulières (fortes rafales de vent, trajectoires de référence très agressives, etc).
- Lorsque $F(\dot{\tilde{\xi}}, \cdot) \equiv 0$, on peut vérifier que le linéarisé du système (30) en un équilibre quelconque $(\tilde{\xi}, \dot{\tilde{\xi}}, R) = (\tilde{\xi}^*, 0, R^*)$ n'est pas commandable (bien que le système lui-même soit commandable). Des techniques spécifiques aux systèmes "très" non-linéaires sont alors nécessaires pour traiter le problème de stabilisation (voir e.g. [36]).

La synthèse de la commande découle directement de l'analyse des solutions (T, Re_3) de l'équation (31) ci-dessus. En supposant, sans perte de généralité, que la poussée T est choisie de signe positif, on définit dans un premier temps

$$T = \|F(\dot{\tilde{\xi}}, t)\| \quad (33)$$

puis, en supposant que $F(\dot{\xi}, t)$ ne s'anulle jamais⁴, on détermine ω_1 et ω_2 de sorte que Re_3 converge vers le vecteur

$$(Re_3)^r = \frac{F(\dot{\xi}, t)}{\|F(\dot{\xi}, t)\|} \quad (34)$$

Ceci conduit aux expressions

$$\begin{cases} \omega_1 = -k_3 \frac{|\gamma|\bar{\gamma}_2}{(|\gamma| + \bar{\gamma}_3)^2} - \frac{1}{|\gamma|^2} \gamma^T S(Re_1) \dot{\gamma} \\ \omega_2 = k_3 \frac{|\gamma|\bar{\gamma}_1}{(|\gamma| + \bar{\gamma}_3)^2} - \frac{1}{|\gamma|^2} \gamma^T S(Re_2) \dot{\gamma} \end{cases} \quad (35)$$

avec $k_3 > 0$ un gain de commande, $\gamma = F(\dot{\xi}, t)/m$, et $\bar{\gamma} = R^T \gamma$. Il est important de noter à ce stade que dans les expressions ci-dessus F est évaluée en $(\dot{\xi}, t)$ et non pas en $(\dot{\xi}_r, t)$ comme dans l'équation (32). En effet, l'expression des efforts aérodynamiques le long de la trajectoire de référence n'est généralement pas connue, et donc $F(\dot{\xi}_r, t)$ n'est pas connue non plus. Par contre, il est possible d'estimer en temps réel F au point courant, i.e. $F(\dot{\xi}, t)$, par exemple grâce aux mesures d'accéléromètres ou via la synthèse d'un observateur (voir [18] pour plus de détails).

Les expressions (33)–(35) ci-dessus permettent de rendre l'équilibre $\dot{\xi} = 0$ stable, mais pas asymptotiquement stable. Pour stabiliser asymptotiquement $\dot{\xi}$ à zéro, il suffit alors d'ajouter aux expressions de T , ω_1 , et ω_2 ci-dessus des termes de dissipation proportionnels à $\dot{\xi}$. Finalement, l'expression de commande suivante est obtenue :

$$\begin{cases} T = m(\bar{\gamma}_3 + k_1 |\gamma| e_3^T R^T \dot{\xi}) \\ \omega_1 = -k_2 |\gamma| e_2^T R^T \dot{\xi} - k_3 \frac{|\gamma|\bar{\gamma}_2}{(|\gamma| + \bar{\gamma}_3)^2} - \frac{1}{|\gamma|^2} \gamma^T S(Re_1) \dot{\gamma} \\ \omega_2 = k_2 |\gamma| e_1^T R^T \dot{\xi} + k_3 \frac{|\gamma|\bar{\gamma}_1}{(|\gamma| + \bar{\gamma}_3)^2} - \frac{1}{|\gamma|^2} \gamma^T S(Re_2) \dot{\gamma} \end{cases} \quad (36)$$

avec $k_{1,2,3} > 0$ des gains de commande. Cette commande assure la stabilisation *quasi-globale*⁵ de $\dot{\xi}$ vers zéro et Re_3 vers la direction de poussée désirée à l'équilibre.

A ce stade, il est clair que cette approche s'apparente aux techniques présentées en Section III-B.2. On peut toutefois noter une différence importante en comparant les expressions (27)–(28) d'une part avec les équations (33)–(34) d'autre part. Dans le premier cas, en posant $k_0 = 0$ pour considérer le seul cas de la stabilisation de la vitesse, le terme de retour en vitesse $k_1 \dot{\xi}$ introduit une singularité dans (28) lorsque $k_1 \dot{\xi} = -mge_3$. Dans le deuxième cas, les termes de retour en vitesse n'introduisent pas de singularité puisqu'ils n'apparaissent pas dans $F(\dot{\xi}, t)$. Les singularités de commande n'ont lieu que lorsque $F(\dot{\xi}, t) = 0$, ou lorsque la direction de poussée est opposée à la direction de poussée désirée⁶.

B. Extensions à d'autres objectifs de stabilisation

La loi de commande (36) peut-être facilement modifiée afin de traiter des objectifs de commande plus avancés. Nous illustrons brièvement ce point pour le problème de commande en position. Le système d'erreur (30) peut s'écrire

$$\begin{cases} \ddot{\xi} = -k\ddot{\xi} - TRe_3 + (F(\dot{\xi}, t) + k\dot{\xi}) \\ \dot{\xi} = -k\dot{\xi} - TRe_3 + F_\xi(\xi, \dot{\xi}, t) \\ \dot{R} = RS(\omega) \end{cases}$$

⁴Dans un deuxième temps, il est montré qu'il suffit d'imposer que $F(\dot{\xi}_r, t)$ ne s'anulle jamais.

⁵Pour toute condition initiale telle que la direction de poussée à l'instant initial n'est pas l'opposée de la direction de poussée désirée.

⁶Ceci traduit l'impossibilité, de nature topologique, de stabiliser globalement un point d'équilibre sur la sphère de dimension deux via une commande continue.

avec $F_\xi(\tilde{\xi}, \dot{\xi}, t) := F(\dot{\xi}, t) + k\tilde{\xi}$. Ceci suggère d'appliquer la commande (36) avec $\gamma = F_\xi(\tilde{\xi}, \dot{\xi}, t)/m$ en lieu et place de l'expression précédente $\gamma = F(\dot{\xi}, t)/m$. On espère ainsi que le terme $-k\tilde{\xi}$ introduit dans l'expression de $\ddot{\xi}$ apporte la correction nécessaire à la stabilisation de $\tilde{\xi}$ à zéro. On peut démontrer que ce raisonnement intuitif est correct au sens où la commande ainsi obtenue stabilise asymptotiquement (localement) $\tilde{\xi}$ à zéro. Toutefois ce choix de F_ξ peut poser problème. En effet, l'analyse de stabilité repose sur l'hypothèse que la fonction F_ξ ne s'anule pas ; la commande (36) n'étant pas définie lorsque $F_\xi = 0$. A cause du terme $k\tilde{\xi}$ introduit dans F_ξ , cette fonction va s'annuler pour certaines valeurs des variables d'état. Afin de circonvvenir ce problème, on utilise un terme de retour en position *borné*, i.e. F_ξ est défini par $F_\xi(\tilde{\xi}, \dot{\xi}, t) := F(\dot{\xi}, t) + h(\tilde{\xi})$ où h est une fonction bornée. Typiquement, la norme de h doit rester sensiblement plus petite que mg (qui correspond à la norme de F lorsque le véhicule ne subit aucun effort aérodynamique et $\xi_r \equiv 0$). Ceci permet d'accroître la taille du domaine de stabilité de façon très significative.

Plusieurs autres questions sont traitées dans [19]. Citons en particulier :

- 1) La commande en position avec retour intégral. Les lois de commande présentées ci-dessus nécessitent en théorie la connaissance du terme F_e , et donc des forces extérieures. En pratique, quelque soit le moyen utilisé pour estimer ce terme (modélisation fonctionnelle, estimation en ligne via des capteurs embarqués, etc), sa connaissance ne peut être précise en toutes circonstances. Afin de conserver de bonnes performances en présence d'erreurs sur la connaissance de F_e , une correction non-linéaire de type intégrale bornée est proposée. Comme pour le terme de correction en position, le principe repose sur une modification de la fonction F limitant les risques d'annulation de cette fonction.
- 2) La prise en compte de la contrainte de poussée unidirectionnelle. Pour de nombreux véhicules aériens la poussée est seulement uni-directionnelle (i.e. T ne peut changer de signe). Les différentes commandes proposées (i.e. en vitesse, en position, etc) peuvent être adaptées à cette situation, sans conséquences sur le domaine de stabilité.
- 3) L'analyse des efforts aérodynamiques. En raison des efforts aérodynamiques il est quasiment exclu de pouvoir garantir que la fonction F ne s'anule en aucun point de l'espace d'état. Par contre, il est possible de choisir la trajectoire de référence de sorte que la fonction ne s'anule pas le long de cette trajectoire (i.e. $F(\dot{\xi}_r, t) \neq 0$). En s'appuyant sur les propriétés de dissipativité des efforts aérodynamiques, des propriétés de stabilité quasi-globale sont obtenues sous la seule condition que $F(\dot{\xi}_r, t) \neq 0$.

CONCLUSION

De nombreuses approches ont été développées pour la commande de véhicules de type VTOL. Il reste pourtant de nombreuses directions à explorer. Une meilleure compréhension de l'aérodynamique de ces systèmes est essentielle pour améliorer la performance et la robustesse des techniques de commande. En effet, la tendance à la miniaturisation des drones conduit à des fonctionnements dans de très larges gammes d'angles d'attaque et fait apparaître des phénomènes aérodynamiques très complexes. De ce point de vue, les modèles utilisés actuellement pour la synthèse de commande sont extrêmement simplistes et, à l'exception du vol quasi-stationnaire, reflètent mal la dynamique de vol de ces systèmes. En pratique, le fonctionnement autonome de petits véhicules de type VTOL reste aujourd'hui limité à des conditions aérologiques très favorables et des mouvements peu "agressifs". Ceci est en partie lié au problème critique de l'estimation de l'état du système. Concernant la partie contrôle/commande, des progrès significatifs peuvent encore être réalisés en prenant mieux en compte l'aérodynamique de ces systèmes. La diversité des véhicules aériens est aussi de nature à fournir de nouveaux problèmes de recherche. Par exemple, malgré quelques travaux récents [2], [46], la commande de dirigeables ou de systèmes à ailes battantes reste une problématique très largement ouverte. Enfin, le couplage entre les aspects estimation d'état et stabilisation, par exemple dans le cadre de la commande référencée capteurs, est aussi un sujet qu'il convient d'étudier plus en détail.

REFERENCES

- [1] M.J. Abzug and E.E. Larrabee. *Airplane Stability and Control*. Cambridge University Press, second edition, 2002.
- [2] J.R. Azinheira, A. Moutinho, and E.C. De Paiva. Airship hover stabilization using a backstepping control approach. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 29(4) :903–914, 2006.
- [3] A. Benallegue, A. Belaidi, and A. Mokhtari. Polynomial linear quadratic gaussian and sliding mode observer for a quadrotor unmanned aerial vehicle. *Journal of Robotics and Mechatronics*, 17(3) :483–495, 2006.
- [4] S. Bertrand, T. Hamel, and H. Piet-Lahanier. Performance improvement of an adaptive controller using model predictive control : Application to an uav model. In *4th IFAC Symposium on Mechatronic Systems*, 2006.
- [5] S. Bertrand, T. Hamel, and H. Piet-Lahanier. Stabilization of a small unmanned aerial vehicle model without velocity measurement. In *IEEE Conf. on Robotics and Automation*, pages 724–729, 2007.
- [6] S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwart. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor. In *Intelligent Robots and Systems*, pages 2451–2456, 2004.
- [7] S. Bouabdallah and R. Siegwart. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor. In *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2005.
- [8] Luo Chi-Chung, Liu Ru-Feng, Yang Ciann-Dong, and Chang Yeong-Hwa. Helicopter h_∞ control design with robust flying quality. *Aerospace science and technology*, 7(2) :159–169, 2003.
- [9] B. Etkin and L.D. Reid. *Dynamics of Flight : Stability and Control*. John Wiley and Sons, third edition, 1996.
- [10] P. Fabiani, V. Fuertes, A. Piquereau, R. Mampey, and F. Teichteil-Königsbuch. Autonomous flight and navigation of vtol uavs : from autonomy demonstrations to out-of-sight flights. *Aerospace Science and Technology*, 11 :183–193, 2007.
- [11] T.I. Fossen. *Guidance and control of ocean vehicles*. John Wiley and Sons, 1994.
- [12] E. Frazzoli, M.A. Dahleh, and E. Feron. Trajectory tracking control design for autonomous helicopters using a backstepping algorithm. In *American Control Conference*, pages 4102–4107, 2000.
- [13] S. Garg. Robust integrated flight/propulsion control design for a stovl aircraft using h-infinity control design techniques. *Automatica*, 29(1) :129–145, 1993.
- [14] Nicolas Guenard. *Optimisation et implémentation de lois de commande embarquées pour la téléopération intuitive de micro drones aériens "X4-flyer"*. PhD thesis, université Nice Sophia Antipolis, 2007.
- [15] T. Hamel, R. Mahony, R. Lozano, and J. Ostrowski. Dynamic modelling and configuration stabilization for an x4-flyer. In *IFAC World Congress*, pages 200–212, 2002.
- [16] J. Hauser, S. Sastry, and G. Meyer. Nonlinear control design for slightly non-minimum phase systems : Application to v/stol. *Automatica*, 28 :651–670, 1992.
- [17] M.-D. Hua. Attitude estimation for accelerated vehicles using GPS/INS measurements. *Control Engineering Practice*, 2009. To appear.
- [18] M.-D. Hua, P. Morin, and C. Samson. Balanced-force-control for underactuated thrust-propelled vehicles. In *IEEE Conf. on Decision and Control*, pages 6435–6441, 2007.
- [19] M.D. Hua, T. Hamel, P. Morin, and C. Samson. A control approach for thrust-propelled underactuated vehicles and its application to vtol drones. *IEEE Trans. on Automatic Control*, 54(8) :1837–1853, 2009.
- [20] A. Isidori, L. Marconi, and A. Serrani. *Robust autonomous guidance : an internal model approach*. Advances in industrial control. Springer Verlag, 2003.
- [21] A. Jadbabaie, J. Yu, and J. Hauser. Receding horizon control of the caltech ducted fan : A control lyapunov function approach. In *IEEE Conference on Control Applications*, 1999.
- [22] H.J. Kim, D.H. Shim, and S. Sastry. Nonlinear model predictive tracking control for rotorcraft-based unmanned aerial vehicles. In *American Control Conference*, pages 3576–3581, 2002.
- [23] T.J. Koo and S. Sastry. Output tracking control design for a helicopter model based on approximate linearization. In *IEEE Conf. on Decision and Control*, pages 3635–3640, 1998.
- [24] F. Le-Bras, T. Hamel, and R. Mahony. Visual servoing of a vtol vehicle using virtual states. In *IEEE Conf. on Decision and Control*, pages 6442–6447, 2007.
- [25] F. Le-Bras, R. Mahony, T. Hamel, and P. Binetti. Adaptive filtering and image based visual servo control of a ducted fan flying robot. In *IEEE Conference on Decision and Control (CDC)*, pages 1751– 1757, 2006.
- [26] D. Lee, T. C. Burg, D. M. Dawson, D. Shu, B. Xian, and E. Tatlicioglu. Robust tracking control of an underactuated quadrotor aerial-robot based on a parametric uncertain model. In *Conference on System, Man, and Cybernetics*, 2009.
- [27] D. Lee, H.J. Kim, and S. Sastry. Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter. *International Journal of Control, Automation, and Systems*, 7(3) :419–428, 2009.
- [28] N.E. Leonard and J.G. Graver. Model-based feedback control of autonomous underwater gliders. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, 26(4) :633–645, 2001.
- [29] L. Lipera, J. Colbourne, M. Tischler, M. Mansur, M. Rotkowitz, and P. Patangui. The micro craft istar micro-air vehicle : Control system design and testing. In *Annual Forum of the American Helicopter Society*, pages 1–11, 2001.
- [30] R. Mahony, T. Hamel, and A. Dzul. Hover control via an approximate lyapunov control for a model helicopter. In *IEEE Conf. on Decision and Control*, pages 3490–3495, 1999.

- [31] L. Marconi, A. Isidori, and A. Serrani. Autonomous vertical landing on an oscillating platform : an internal-model based approach. *Automatica*, 38 :21–32, 2002.
- [32] L. Marconi and R. Naldi. Robust full degree-of-freedom tracking control of a helicopter. *Automatica*, 43 :1909–1920, 2007.
- [33] P. Martin, S. Devasia, and B. Paden. A different look at output tracking : Control of a vtol aircraft. *Automatica*, 32, No 1 :101–107, 1996.
- [34] P. Martin and E. Salaun. An invariant observer for earth-velocity-aided attitude heading reference systems. In *IFAC World Congress*, pages 9857–9864, 2008.
- [35] M. Mattei and V. Scordamaglia. A full envelope small commercial aircraft flight control design using multivariable proportional-integral control. *IEEE transactions on control systems technology*, 16(1).
- [36] P. Morin and C. Samson. Control with transverse functions and a single generator of underactuated mechanical systems. In *IEEE Conf. on Decision and Control (CDC)*, pages 6110–6115, 2006.
- [37] A. Moutinho and J.R. Azinheira. Stability and robustness analysis of the aurora airship control system using dynamic inversion. In *IEEE Conf. on Robotics and Automation*, pages 2265–2270, 2005.
- [38] R. Olfati-Saber. Global configuration stabilization for the vtol aircraft with strong input coupling. *IEEE Trans. on Automatic Control*, 47 :1949–1952, 2002.
- [39] J.-M. Pflimlin. *Commande d'un minidrone à hélice carénée : de la stabilisation dans le vent à la navigation autonome (in French)*. PhD thesis, Ecole Doctorale Systèmes de Toulouse, 2006.
- [40] J.-M. Pflimlin, P. Binetti, D. Trouchet, P. Souères, and T. Hamel. Aerodynamic modeling and practical attitude stabilization of a ducted fan uav. In *European Control Conference*, pages 4023–4029, 2007.
- [41] J.-M. Pflimlin, T. Hamel, P. Souères, and R. Mahony. A hierarchical control strategy for the autonomous navigation of a ducted fan flying robot. In *IEEE Conf. on Robotics and Automation*, pages 2491– 2496, 2006.
- [42] J.-M. Pflimlin, P. Souères, and T. Hamel. Position control of a ducted fan vtol uav in crosswind. *International Journal of Control*, 80(5) :666–683, 2007.
- [43] J.-M. Pflimlin, P. Souères, and T. Hamel. Hovering flight stabilization in wind gusts for ducted fan uav. In *IEEE Conf. on Decision and Control*, pages 3491–3496, 2004.
- [44] R.W. Prouty. *Helicopter Performance, Stability, and Control*. Krieger, 2005.
- [45] U. Ozguner R. Xu. Sliding mode control of a class of underactuated systems. *Automatica*, 44 :233–241, 2008.
- [46] H. Rifaï, N. Marchand, and G. Poulin. Path tracking control of a flapping unmanned air vehicle (UAV). In *IFAC World Congress*, 2008.
- [47] A. Sanchez, P. Garcia, P. Castillo, and R. Lozano. Simple real-time stabilization of a vtol aircraft with bounded signals. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, AIAA, 31(4), 2008.
- [48] S. Saripalli, J.F. Montgomery, and G.S. Sukhatme. Vision based autonomous landing of an unmanned aerial vehicle. In *IEEE Conf. on Robotics and Automation*, pages 2799–2804, 2002.
- [49] O. Shakernia, Y. Ma, T. Koo, and S. Sastry. Landing an unmanned air vehicle : Vision based motion estimation and nonlinear control. *Asian Journal of Control*, 1(3) :128–145, 1999.
- [50] B.L. Stevens and F.L. Lewis. *Aircraft control and simulation*. John Wiley and Sons, 1992.
- [51] A. Tayebi and S. McGilvray. Attitude stabilization of a vtol quadrotor aircraft. *IEEE Trans. on Control Systems Technology*, 14(3) :562–571, 2006.
- [52] A.R. Teel. Global stabilization and restricted tracking for multiple integrators with bounded controls. *Systems & Control Letters*, 18 :165–171, 1992.
- [53] A. Zavala-Rio, I. Fantoni, and R. Lozano. Global stabilization of a pvtol aircraft model with bounded inputs. *International Journal of Control*, 76(18) :1833–1844, 2003.