

Estimation ensembliste des perturbations aérogologiques agissant sur un hélicoptère miniature

Walid ACHOUR¹, Hélène PIET-LAHANIER¹, Houria SIGUERDIDJANE²

¹Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA)
Onera, BP72, 29, Avenue de la Division Leclerc. 92322 Châtillon, France.
walid.achour@onera.fr, Helene.Piet-Lahanier@onera.fr

²Ecole Supérieure d'électricité (Supélec)
Supélec, 3, rue Joliot-Curie. 91192 Gif sur Yvette, France.
Houria.Siguerdidjane@supelec.fr

Résumé— Cet article présente une méthode de restitution des perturbations aérogologiques agissant sur un mini-drone hélicoptère. L'objectif est de déterminer si ces perturbations sont susceptibles d'affecter la sécurité du vol de l'engin en cherchant à caractériser les limites de variations de leur estimée sous forme de bornes. Un estimateur ensembliste à erreurs bornées permet de fournir une telle description. Les résultats de simulation obtenus montrent des performances satisfaisantes au regard de l'application considérée.

Mots-clés— Modélisation d'hélicoptère, estimation ensembliste, estimation ellipsoïdale, identification des perturbations aérogologiques.

I. INTRODUCTION

L'utilisation de mini-drones autonomes pourrait être envisageable pour un grand nombre de missions délicates ou coûteuses telles que l'exploration d'un environnement inconnu, la surveillance ou l'intervention sur des zones potentiellement dangereuses. Plus particulièrement, les mini-drones hélicoptères ont été privilégiés par rapport aux mini-drones à voilure fixe pour leur capacité à réaliser des manoeuvres spécifiques : vol à basse vitesse, vol latéral, vol stationnaire, et manoeuvres dans des espaces étroits. Cependant, leur domaine de vol est rapidement perturbé par la présence des turbulences atmosphériques qui produisent un effet non linéaire très important, pouvant déstabiliser la trajectoire et l'orientation du véhicule. Récemment, plusieurs travaux de recherche ont été menés pour améliorer la stabilité du vol des mini drones dans un environnement perturbé. La conception d'une loi de commande par backstepping en estimant les forces aérodynamiques inconnues a été décrite dans [1] et [3]. Les travaux de thèse de Adnan Martini ([2]) ont présenté différentes lois de commandes robustes pour un mini-drone hélicoptère soumis à des rafales de vent. Ces lois comprenaient une commande non linéaire utilisant une linéarisation par retour d'état, une commande par rejet actif de la perturbation basée sur un observateur d'état étendu et une commande linéarisante robuste. Dans [4], une étude est proposée sur le guidage des drones à voilure fixe en milieu perturbé par estimation de la vitesse du vent en utilisant un filtre de Kalman. Dans [5], une loi de commande à mode glissant est appliquée sur un modèle d'hélicoptère à quatre rotors par un estimateur adaptatif de l'effet de la perturbation externe. L'ensemble de ces études a fait apparaître qu'il est pos-

sible d'augmenter les capacités de vol des véhicules en présence des perturbations aérogologiques. Toutefois, elles ne permettent pas de définir un domaine de vol sécurisé permettant à l'engin d'effectuer sa mission en toute sécurité. D'autre part, les résultats liés à l'estimation de l'état et des perturbations aérogologiques ont été fondés essentiellement sur des approches stochastiques où la distribution de vecteurs bruits de mesure et d'incertitude sur l'état a été supposée gaussienne. Or, cette hypothèse est généralement difficile à vérifier, ce qui affecte la crédibilité associée à l'estimée obtenue.

A cet effet, l'approche proposée dans ce papier est basée sur une méthode ensembliste à erreurs bornées. Elle permet d'avoir une caractérisation d'un domaine de vol par estimation de l'état et des perturbations aérogologiques. Cette approche garantit que l'état réel du système appartient, a priori, à l'ensemble solution du problème en considérant des bruits bornés sans hypothèse sur leur distribution. Dans [7], nous avons proposé une procédure de détection des perturbations aérogologiques dans un contexte ensembliste. Il s'agissait de mettre en évidence les effets aérogologiques perturbants sur le domaine de vol du mini-drone hélicoptère. Cette procédure s'apparente aux méthodes de détection de défauts car elle utilise un modèle d'évolution non perturbé du mini-drone et signale l'inadéquation entre les mesures et les sorties du modèle. Dans cet article, nous proposons une autre méthode permettant la caractérisation d'un domaine de vol sécurisé. Cette méthode est basée sur la restitution des perturbations aérogologiques afin de déterminer si ces perturbations sont susceptibles d'affecter la sécurité du vol de l'engin. Pour ce faire, nous avons étendu l'étude de l'effet des perturbations aérogologiques d'un espace à deux dimensions ([7], [2]) à un espace à trois dimensions. Dans [3], les auteurs ont utilisé une représentation numérique des perturbations aérogologiques. Or, il est plus réaliste d'introduire une modélisation aérodynamique des effets perturbants dans l'évolution du système. Nous avons également introduit la dynamique du battement vertical du rotor principal et la dynamique de la barre de Bell stabilisante par rapport aux travaux développés dans la référence [2]. Cet article est organisé comme suit. Après la description du véhicule d'étude (Section II), les équations de la dynamique ainsi que la modélisation des perturbations aérogologiques



Fig. 1. Le mini-drone hélicoptère développé par L'ONERA

seront décrites dans la section III. Les différentes étapes de l'algorithme d'estimation seront ensuite détaillées (Section IV). La section V est consacrée à la description de l'application de l'estimateur à la dynamique du mini-drone hélicoptère. Enfin, les résultats de simulation seront présentés afin d'illustrer les performances obtenues (Section VI).

II. DESCRIPTION DU MINI-DRONE HÉLICOPTÈRE

Le mini-drone, représenté sur la figure (1), est l'hélicoptère Benzin Acrobatic de Vario. Il a été instrumenté par l'Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA) afin de réaliser des expérimentations en vol autonome. La masse de ce véhicule est de $6.5kg$ pour la configuration commerciale. Il est équipé d'un moteur Zenoah de 23 cm^3 entraînant un rotor principal d' $1.80m$ d'envergure. L'hélicoptère miniature est équipé d'un GPS *ublox* (5Hz) et d'une centrale inertielle *Xsens* (100HZ).

III. ÉQUATIONS DE LA MÉCANIQUE

Le mini drone est modélisé par un corps rigide de masse m . Soit (I) le référentiel inertielle, attaché à la terre, au sein duquel la position de l'engin est repérée par le vecteur $\zeta = (x\ y\ z)^t$. (B) est le référentiel lié au véhicule dont l'orientation, par rapport à (I) , est définie par une matrice d'attitude \mathcal{R} représentée par les angles d'Euler $(\Theta = (\phi, \theta, \psi)^t)$:

$$\mathcal{R} = \begin{pmatrix} c_\theta c_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi & c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi \\ c_\theta s_\phi & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi \\ -s_\theta & s_\psi c_\theta & c_\psi c_\theta \end{pmatrix} \quad (1)$$

où $c_\alpha = \cos \alpha$ et $s_\alpha = \sin \alpha$. L'évolution de la matrice d'orientation est donnée par la relation suivante [6] :

$$\dot{\mathcal{R}} = \mathcal{R}\Omega_\times$$

où Ω_\times est la matrice anti-symétrique associée à la vitesse de rotation instantanée Ω ($\Omega = (p\ q\ r)^t$) :

$$\Omega_\times = \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix}$$

Écrivons les équations de la dynamique de l'hélicoptère :

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = v \\ m\dot{v} = \mathcal{F} + \mathcal{F}_{ext} \\ \dot{\mathcal{R}} = \mathcal{R}\Omega_\times \\ I\dot{\Omega} = -\Omega \wedge I\Omega + \mathcal{M} + \mathcal{M}_{ext} \end{cases} \quad (2)$$

où I est le tenseur d'inertie, \mathcal{F} correspond à la résultante des forces extérieures, hors perturbations aérologiques, agissant sur l'engin et \mathcal{M} est le moment résultant de ces forces par rapport au centre de gravité. Les efforts \mathcal{F}_{ext} et les couples \mathcal{M}_{ext} représentent l'effet des perturbations aérologiques. Les développements qui suivent explicitent les expressions de ces termes.

A. Bilan des efforts \mathcal{F} :

Les différents efforts appliqués sur le système sont :

- la force de propulsion F_p
- le poids mge_3
- la force aérodynamique de fuselage F_f

La force de poussée F_p se décompose en la résultante aérodynamique du rotor principal F_{rp} et de la force de poussée du rotor de queue F_{rq} .

Dynamique du rotor principal F_{rp} :

Le rotor principal est l'élément pour lequel la description des efforts et des couples est la plus importante en terme d'influence sur la dynamique du vol de l'hélicoptère. En effet, c'est le mouvement cyclique des pales, stabilisée par la barre de Bell, qui contrôle l'orientation et l'amplitude de la portance d'hélicoptère. Cette orientation est définie par les angles du battement vertical a_1 et b_1 . Ainsi, la dynamique de rotor principal et celle de la barre de Bell stabilisante, définie par c_1 et d_1 , peuvent être modélisées par l'équation (3) ;

$$\dot{\omega}_r = \mathcal{A}\omega_r + \mathcal{B}\Omega + \mathcal{C}\delta \quad (3)$$

où $\omega_r = (a_1, b_1, c_1, d_1)^t$;

$$\mathcal{A} = \begin{pmatrix} -\frac{1}{\tau_f} & \frac{1}{\tau_f} \frac{8}{\gamma\Omega^2} \frac{k_\beta}{I_\beta} & \frac{K_c}{\tau_f} & 0 \\ \frac{1}{\tau_f} \frac{8}{\gamma\Omega^2} \frac{k_\beta}{I_\beta} & -\frac{1}{\tau_f} & 0 & \frac{K_d}{\tau_f} \\ 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_s} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_s} \end{pmatrix} ;$$

$$\mathcal{B} = \begin{pmatrix} 0 & -1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{pmatrix} ; \mathcal{C} = \begin{pmatrix} 0 & \frac{K_{lon}}{\tau_f} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{K_{lat}}{\tau_f} & 0 \\ 0 & \frac{C_{lon}}{\tau_s} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{D_{lon}}{\tau_s} & 0 \end{pmatrix} ;$$

et

$$\delta = (\delta_{col}, \delta_{lon}, \delta_{lat}, \delta_{ped})^t$$

Les hypothèses sur la modélisation et les définitions de paramètres utilisées sont fournies, en détails, dans la référence [7].

Sous l'hypothèse d'une faible variation du battement vertical par rapport au repère engin (\mathcal{B}) , l'effort produit par le rotor principal peut être exprimé comme suit :

$$F_{rp} = |F_n| \begin{pmatrix} -\sin a_1 \cos b_1 \\ \cos a_1 \sin b_1 \\ -\cos a_1 \cos b_1 \end{pmatrix} \approx |F_n| \begin{pmatrix} -a_1 \\ b_1 \\ -1 \end{pmatrix} \quad (4)$$

où $|F_n|$ est la norme de la force de poussée générée par le rotor principal :

$$F_n = mg + K_z(\delta_{col} - \delta_{sta})$$

K_z est une variable obtenue expérimentalement par le rapport entre l'accélération verticale mesurée et la commande du pas collectif. Le paramètre δ_{sta} représente la valeur de la commande du pas collectif en vol stationnaire.

Dynamique de rotor de queue F_{rq} :

Le rotor de queue est souvent soumis à un écoulement d'air, très complexe à modéliser, produit par les pales du rotor principal. Ce phénomène perturbe la portance du rotor de queue et nuit aux performances de guidage pilotage. Par souci de simplification, de telles interactions sont négligées. Certains auteurs (voir e.g [8]) considèrent une proportionnalité linéaire entre la portance du rotor de queue et la commande de direction δ_{ped} :

$$F_{rq} = (0 \quad K_{ped}\delta_{ped} \quad 0)^t \quad (5)$$

K_{ped} est une constante de gain identifiée expérimentalement.

Modélisation de la force aérodynamique du fuselage F_f :

La force aérodynamique du fuselage, due à l'écoulement de l'air autour du fuselage, est exprimée dans le repère engin (\mathcal{B}). Son expression est approximée par la forme suivante ([9]) :

$$F_f = -\frac{1}{2}\rho \begin{pmatrix} c_f^x S_f^x V_\infty u_a \\ c_f^y S_f^y V_\infty v_a \\ c_f^z S_f^z V_\infty (w_a + w_{in}) \end{pmatrix} \quad (6)$$

où c_f^x , c_f^y et c_f^z sont les coefficients aérodynamiques de fuselage. S_f^x , S_f^y , et S_f^z sont les surfaces effectives de fuselage suivant les axes du repère (\mathcal{B}), et $(u_a, v_a, w_a)^t$ est la vitesse définie par la différence entre la vitesse de la machine, exprimée dans le repère engin (\mathcal{B}), et la vitesse du vent ($u_a = u - u_r$; $v_a = v - v_r$; $w_a = w - w_r$). V_∞ représente la norme de la vitesse :

$$V_\infty = (u_a^2 + v_a^2 + (w_a + w_{in})^2)^{1/2}$$

et w_{in} est la vitesse induite en vol stationnaire :

$$w_{in} = \sqrt{\frac{mg}{2\rho\pi R_{rp}^2}}$$

où R_{rp} est le rayon du disque rotor formé par les pales du rotor principal et ρ est la masse volumique de l'air.

La résultante des forces \mathcal{F} est alors déduite des équations (4)(5)(6) :

$$\mathcal{F} = mge_3 + \mathcal{R}(F_{rp} + F_{rq} + F_f) \quad (7)$$

B. Bilan de moment résultant \mathcal{M} :

Le moment résultant, généré par les différentes forces, peut être exprimé par l'équation (8) :

$$\mathcal{M} = b_{rp} \wedge F_{rp} + b_{rq} \wedge F_{rq} + \Delta_k \quad (8)$$

où b_{rp} et b_{rq} représentent respectivement les bras de levier du rotor principal et du rotor de queue.

Le moment associé au fuselage est supposé négligeable en considérant que le centre de pression de fuselage coïncide

avec le centre de gravité de l'hélicoptère. Dans [10], les auteurs considèrent un couple de rappel Δ_k dû à la résistance de l'air à l'évolution des pales :

$$\Delta_k = k_\beta (b_1 \ a_1 \ 0)^t$$

où k_β est le coefficient d'élasticité des pales.

C. Bilan des forces et moments perturbants \mathcal{F}_{ext} et \mathcal{M}_{ext} :

La rafale de vent produit sur les différents éléments de l'engin des forces et des couples aérologiques perturbants. Ces perturbations agissant sur le fuselage provoquent une force F_f^r :

$$F_f^r = -\frac{1}{2}\rho \begin{pmatrix} c_x^r S_f^x V_\infty^r u_r \\ c_y^r S_f^y V_\infty^r v_r \\ c_z^r S_f^z V_\infty^r w_r \end{pmatrix}$$

où c_x^r , c_y^r , et c_z^r sont des coefficients aérodynamiques. La vitesse V_∞^r est la norme de la vitesse de la rafale de vent :

$$V_\infty^r = \sqrt{u_r^2 + v_r^2 + w_r^2}$$

La présence de la rafale de vent produit F_{rp}^r

$$F_{rp}^r = (0 \quad 0 \quad 4\rho\pi R_{rp}^2 c_{rp} V_\infty^r w_r)^t$$

et un couple M_{rp}^r :

$$M_{rp}^r = b_{rp} \wedge F_{rp}^r$$

Les effets de la rafale de vent sur le rotor principal créent un phénomène aérodynamique nommé l'effet de dièdre ([11]). Ce phénomène produit un couple M_d^r et déstabilise le mouvement de roulis :

$$M_d^r = \left(\frac{1}{4k_\beta} \rho S_{rp} c_{rp}^r R_{rp} \gamma V_\infty^r \sqrt{(0.75R_{rp})^2 + b_{rp}^2} \quad 0 \quad 0 \right)^t$$

où S_{rp} est la surface du disque rotor formé par le rotor principal, c_{rp}^r est le coefficient aérodynamique, et γ représente l'angle d'azimut des pales du rotor principal.

La rafale produit également une perturbation sur le rotor de queue qui se résume par une force F_{rq}^r

$$F_{rq}^r = (0 \quad 4\rho\pi R_{rq}^2 c_{rq} V_\infty^r v_r \quad 0)^t$$

et un moment M_{rq}^r : $M_{rq}^r = b_{rq} \wedge F_{rq}^r$

Ainsi, les efforts et les couples aérologiques s'en déduisent :

$$\mathcal{F}_{ext} = \mathcal{R}.(F_f^r + F_{rq}^r + F_{rp}^r) \quad (9)$$

$$\mathcal{M}_{ext} = M_{rp}^r + M_d^r + M_{rq}^r \quad (10)$$

IV. ESTIMATION D'ÉTAT ET DES PERTURBATIONS AÉROLOGIQUES

A. Estimation ellipsoïdale

L'approche à erreurs bornées permet de déterminer l'estimé de l'état réel du système sous la forme d'un ensemble. Cette approche garantit que l'état réel appartient, a priori, à un ensemble dont on cherchera à caractériser les frontières en considérant une variation inconnue mais bornée des vecteurs de bruit de perturbation d'état et de bruit de mesures. Plusieurs approches d'estimation ensembliste ont été développées. De nombreuses approches se basent sur une

caractérisation sous forme d'ellipsoïdes de l'ensemble solution, tandis que d'autres fournissent une caractérisation polyédrique ou une détermination d'une union d'intervalles à laquelle tous les vecteurs d'état appartiennent ([12], [17]). L'approche ellipsoïdale a été choisie dans cette étude pour sa simplicité de mise en oeuvre. Cette approche a été initialement introduite dans [13] et [14]. Un certain nombre d'algorithmes ont ensuite été développés, permettant l'amélioration des performances ([15],[16]). Dans la suite, après une description du problème, nous allons présenter les différentes étapes de l'algorithme d'estimation ([16]). L'algorithme utilisé est a priori défini pour des systèmes linéaires mais peut être étendu à des problèmes d'estimation non linéaires.

B. Formulation du problème

Soit le modèle non linéaire discret suivant :

$$\begin{cases} X_{k+1} = \varphi(X_k, u_k) + w_k \\ Z_k = C_k X_k + v_k \end{cases} \quad (11)$$

où X_k et Z_k sont respectivement le vecteur d'état à estimer et le vecteur de sortie mesuré ($X_k \in \mathbb{R}^n$, $Z_k \in \mathbb{R}^p$), et la fonction $\varphi(X_k, u_k)$ représente l'évolution du système.

Définition : Soit ξ l'ellipsoïde de dimension n défini par le centre X_c de dimension n et par une matrice définie positive P définissant sa taille et sa direction. Pour tout point X appartenant à ξ , la condition suivante est satisfaite :

$$\xi(X_c, P) = \{X \in \mathbb{R}^n / (X - X_c)^t P^{-1} (X - X_c) \leq 1\} \quad (12)$$

Les vecteurs w_k et v_k représentent les vecteurs de bruits de perturbation sur l'état et de mesures. Il est seulement requis que leurs réalisations appartiennent aux ellipsoïdes ξ_1 et ξ_2 d'équations (Aucune hypothèse probabiliste n'est faite sur leur distribution) :

$$\xi_1 = \{w_k \in \xi(0, W_k)\} = \{w_k \in \mathbb{R}^n / w_k^t W_k^{-1} w_k \leq 1\}$$

$$\xi_2 = \{v_k \in \xi(0, V_k)\} = \{v_k \in \mathbb{R}^p / v_k^t V_k^{-1} v_k \leq 1\}$$

où W_k et V_k sont les matrices définies positives permettant de choisir un domaine de variation adéquat.

Dans la suite, on cherche à caractériser récursivement l'ellipsoïde de centre \hat{X}_k et de matrice caractéristique P_k contenant tout les vecteurs d'état compatibles avec la dynamique du modèle et les hypothèses sur les vecteurs de bruits d'état et de mesures.

La première étape consiste à initialiser l'ellipsoïde caractéristique qui doit contenir toutes les valeurs du vecteur d'état initial. Cet ellipsoïde est caractérisé par son centre \hat{X}_0 et sa matrice associée P_0 qui définit ses axes principaux et sa taille ($P_0 > 0_{n \times n}$). Soient \hat{X}_{k-1} et P_{k-1} les caractéristiques de l'ensemble du résultat obtenu à un instant t_k .

Avant qu'une nouvelle mesure soit disponible, l'étape de prédiction consiste à déterminer l'évolution de l'ellipsoïde en utilisant la dynamique du modèle.

Tout d'abord le centre peut être prédit par :

$$\hat{X}_{k/k-1} = \varphi(\hat{X}_{k-1}, u_{k-1})$$

Ensuite, l'évolution de la matrice caractéristique est réalisé de façon à augmenter la taille de l'ellipsoïde afin qu'elle tienne compte des variations dues aux bruits d'état. Tout d'abord, la matrice est prédite en utilisant la dynamique de l'état par :

$$P_{k/k-1}^0 = A_k P_k A_k^t$$

où la matrice A_k est la discrétisation, au premier ordre, du linéarisé tangent de la dynamique de l'engin :

$$A_k = I_d + t_e F_k$$

où I_d est la matrice identité ($I_d \in \mathbb{R}^{n \times n}$), t_e est la période d'échantillonnage et F_k est le linéarisé tangent de l'évolution du système autour d'une trajectoire :

$$F_k = \left. \frac{\partial \varphi(X, u)}{\partial X} \right|_{(X, u) = (X_{tra_j}, u_{tra_j})}$$

La matrice caractéristique est ensuite modifiée récursivement en intégrant les variations de bruit d'état composante par composante. Une description détaillée de la procédure peut être trouvée dans la référence [16].

Quand une nouvelle mesure est disponible, la mise à jour de l'ellipsoïde est obtenue par le calcul de son centre \hat{X}_k :

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k/k-1} + \tau_k \frac{P_{k/k-1} h_k}{\sqrt{h_k^t P_{k/k-1} h_k}} \quad (13)$$

et par sa matrice caractéristique P_k

$$P_k = \beta_k (P_{k/k-1} - \sigma_k \frac{P_{k/k-1} h_k h_k^t P_{k/k-1}}{h_k^t P_{k/k-1} h_k}) \quad (14)$$

où

$$\tau_k = \frac{1 + n\alpha}{1 + n}; \sigma_k = \frac{2\tau_k}{(1 + \alpha)}; \beta_k = \frac{n^2(1 - \alpha^2)}{n^2 - 1}; h_k = A_k^t V_k^{-1} e_k$$

avec α donné par l'équation (15) :

$$\alpha = \frac{e_k^t V_k^{-1} e_k - \sqrt{e_k^t V_k^{-1} e_k}}{\sqrt{h_k^t P_{k/k-1} h_k}} \quad (15)$$

où e_k est l'innovation ($e_k = Z_k - C_k \hat{X}_{k/k-1}$).

La mise à jour doit être effectuée quand $\alpha \in]\frac{-1}{n}, 1[$. Si α n'appartient pas à cet intervalle, on peut conclure que la mesure est erronée ou que l'hypothèse sur les bornes du bruit est fautive. Nous savons que notre modèle n'est pas totalement approprié à la représentation du vol perturbé par le vent. Il est donc vraisemblable que nos hypothèses de bruit puissent s'avérer à certains moments inexactes. De ce fait, nous avons défini une procédure d'adaptation de l'estimation au cas où $\alpha \notin]\frac{-1}{n}, 1[$. Comme nous supposons a priori nos hypothèses erronées et non la mesure, la méthode mise en oeuvre consiste tout d'abord à effectuer une pondération entre la mesure et l'état prédit pour recaler le centre de l'ellipsoïde :

$$\hat{X}_k = \frac{1}{p_1} C_k \hat{X}_k + \frac{1}{p_2} Z_k$$

où p_1 et p_2 sont les paramètres de pondération. Les valeurs de p_1 et p_2 sont choisies en fonction de la confiance accordée

à la mesure. Une méthode de sélection de ces coefficients consiste à fixer p_1 et à rechercher p_2 de façon à ce que $Z_k - C_k \hat{X}_k$ satisfasse

$$(Z_k - C_k \hat{X}_k)^t V_k^{-1} (Z_k - C_k \hat{X}_k) \leq 1$$

On effectue ensuite une homothétie, de centre correspondant au nouveau centre de cet ellipsoïde et de rapport p_3 supérieur à 1, sur les points de la frontière de l'ellipsoïde prédite en transformant sa matrice caractéristique par

$$\hat{P}_k = p_3 P_{k/k-1}$$

afin de limiter l'impact d'une borne trop faible du bruit sur les valeurs futures de l'estimée.

V. APPLICATION À LA DYNAMIQUE DU MINI-DRONE HÉLICOPTÈRE :

Modèle de la rafale de vent :

L'évolution réelle de la vitesse de la rafale de vent est supposée être définie par les équations (16)(17)(18) :

– Composante de la rafale suivant l'axe x :

$$\begin{cases} u_r = \frac{u_m}{2}(1 - \cos(\pi x/L_{u_x})) & \text{pour } x_{sg} < x < x_{eg} \\ u_r = 0 & \text{sinon} \end{cases} \quad (16)$$

– Composante de la rafale suivant l'axe y :

$$\begin{cases} v_r = \frac{v_m}{2}(1 - \cos(\pi x/L_{u_y})) & \text{pour } x_{sg} < x < x_{eg} \\ v_r = 0 & \text{sinon} \end{cases} \quad (17)$$

– Composante de la rafale suivant l'axe z :

$$\begin{cases} w_r = \frac{w_m}{2}(1 - \cos(\pi x/L_{u_z})) & \text{pour } x_{sg} < x < x_{eg} \\ w_r = 0 & \text{sinon} \end{cases} \quad (18)$$

où x_{sg} et x_{eg} représentent respectivement la distance de localisation de la rafale et la distance où l'hélicoptère quitte la rafale de vent. Les vitesses u_m , v_m , et w_m sont les composantes de la densité de la rafale de vent, et $L_{u_{x,y,z}}$ est la demi-longueur de la rafale.

Application de l'algorithme à l'hélicoptère miniature :

L'algorithme a été appliqué à la dynamique de vol de l'hélicoptère miniature. L'objectif de cette application a été la caractérisation d'un domaine de vol en cherchant à restituer l'évolution de la vitesse de perturbations aérologiques et, à estimer l'état et les paramètres du système. Soit Z le vecteur de mesure défini par l'équation suivante :

$$Z = (\zeta, v, \Theta, \Omega)^t$$

L'état et les paramètres du système à estimer sont définis par l'évolution de la dynamique telle que :

$$X_h = (\zeta, v, \Theta, \Omega, \omega_r)^t$$

Pour modéliser la vitesse des perturbations aérologiques, nous avons utilisé une dynamique d'évolution du premier ordre :

$$\dot{V}_r = A_r V_r \quad (19)$$

où V_r représente la vitesse de la perturbation aérologique ($V_r = (u_r, v_r, w_r)^t$), et A_r est une matrice diagonale définie comme suit :

$$A_r = \text{diag}(-1/\tau_x, -1/\tau_y, -1/\tau_z)$$

avec τ_x , τ_y , et τ_z des constantes de temps.

Ainsi, le vecteur d'état à estimer peut être défini par la relation suivante :

$$X = (\zeta, v, \Theta, \Omega, \omega_r, V_r)^t$$

VI. RÉSULTATS DE SIMULATION

Cette section présente les résultats de simulation de l'estimation de l'état de l'hélicoptère miniature en présence des perturbations aérologiques. Les simulations ont montré les bonnes performances de l'approche ensembliste pour l'observation des paramètres d'état et des perturbations aérologiques. Les figures (2) et (3) représentent respective-

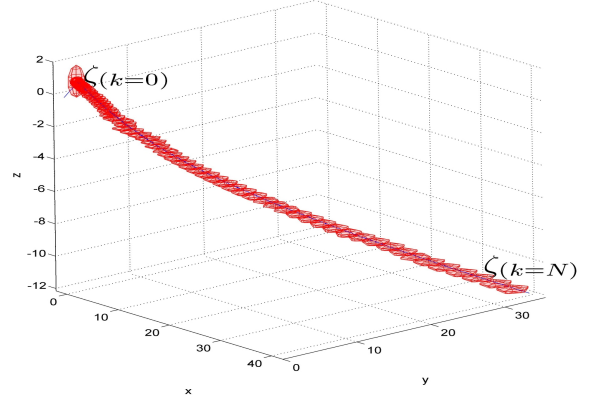


Fig. 2. Évolution de la trajectoire (-) et son estimée (ellipsoïde)

ment l'évolution de la trajectoire réelle ζ et la vitesse de l'hélicoptère v (tracé (-)). Leurs estimées sont représentées par les ellipsoïdes. Pour les autres figures, les courbes (- -)

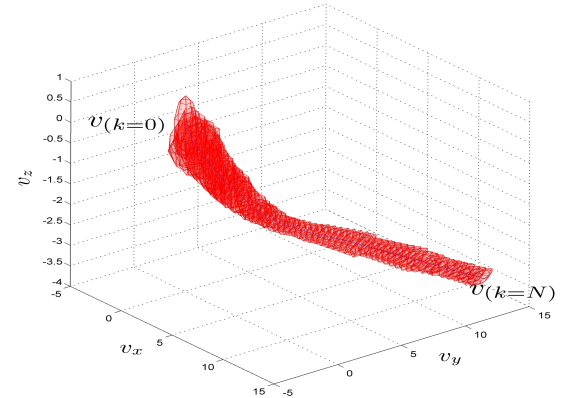


Fig. 3. Évolution de la vitesse v (-) et son estimée (ellipsoïde)

correspondent à l'évolution de l'état réel du système à estimer. Les courbes (-.-) représentent l'évolution des centres des ellipsoïdes. Les bornes des ellipsoïdes, représentées par les courbes (-), ont été obtenues par le calcul des valeurs propres de la matrice caractéristique :

$$\hat{X}_{k\mp} = \hat{X}_k \mp \sqrt{\text{eig}(P_k)}$$

Les figures (4)-(6) montrent l'évolution des angles d'Euler (ϕ, θ, ψ) et les estimés. L'évolution des composantes de la vitesse de la rafale de vent est présentée dans les figures (7)-(9). Les figures (10)-(13) présentent l'estimation de la dynamique du battement vertical du rotor principal et la dynamique de la barre de Bell stabilisante.

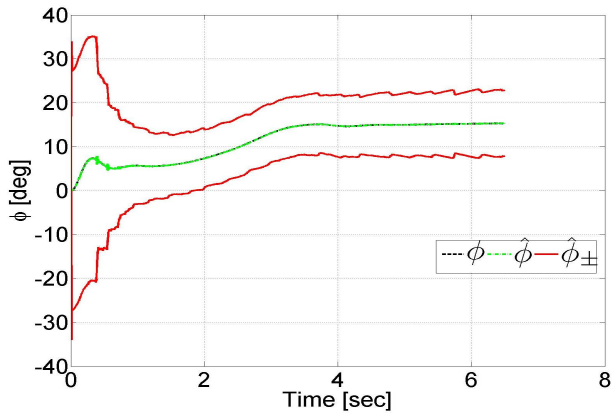


Fig. 4. Évolution de l'angle ϕ et son estimé

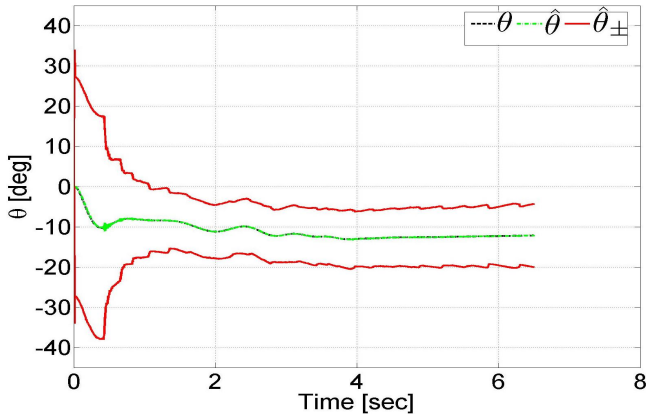


Fig. 5. Évolution de l'angle θ et son estimé

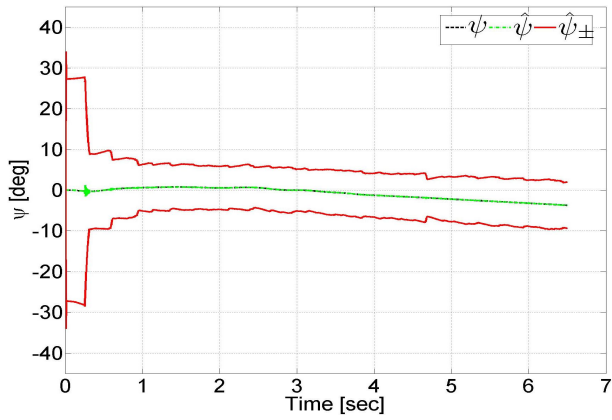


Fig. 6. Évolution de l'angle ψ et son estimé

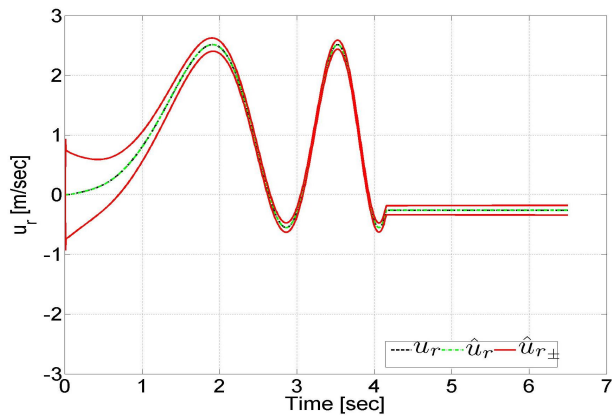


Fig. 7. Évolution de la vitesse u_r et son estimée

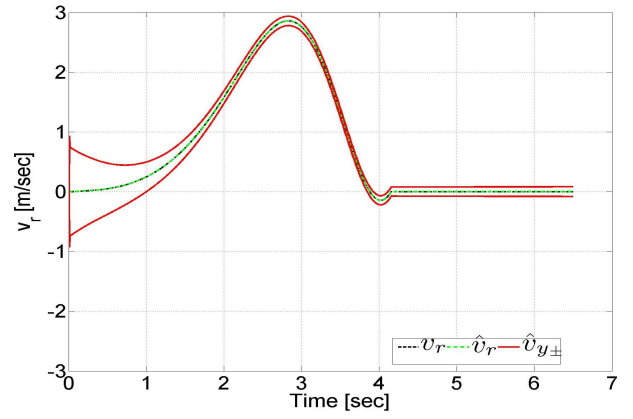


Fig. 8. Évolution de la vitesse v_r et son estimé

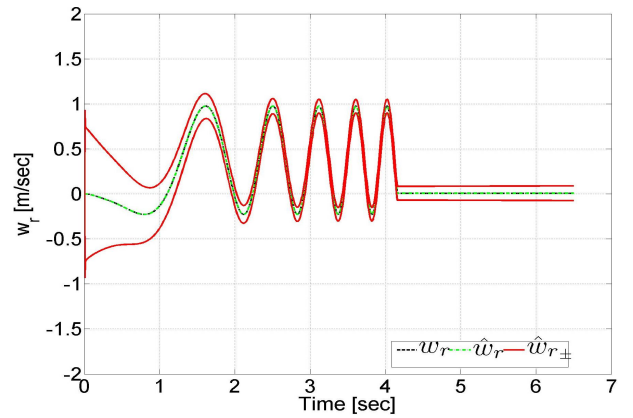


Fig. 9. Évolution de la vitesse w_r et son estimé

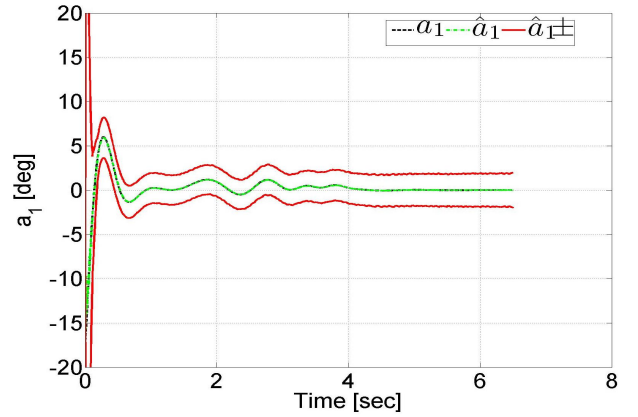


Fig. 10. Évolution de battement vertical longitudinal du rotor principal et son estimé

VII. CONCLUSION

Dans ce papier, nous avons décrit l'application d'une approche d'estimation ensembliste à un mini-drone hélicoptère soumis à des perturbations aérologiques. Les résultats de simulation ont montré qu'il est possible d'estimer l'état, les paramètres du système et les perturbations aérologiques sans aucune hypothèse sur la distribution des bruits. Ces résultats sont particulièrement utiles à l'élaboration d'une loi de guidage robuste en présence des perturbations aérologiques. L'évaluation des performances de l'algorithme en temps réel est en cours de finalisation et sera présenté dans un futur proche.

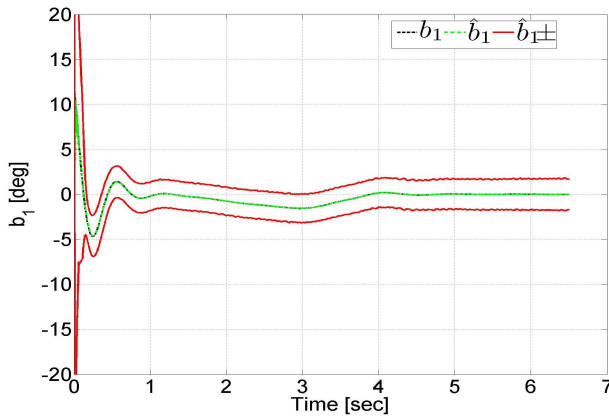


Fig. 11. Évolution de battement vertical latéral du rotor principal et son estimé

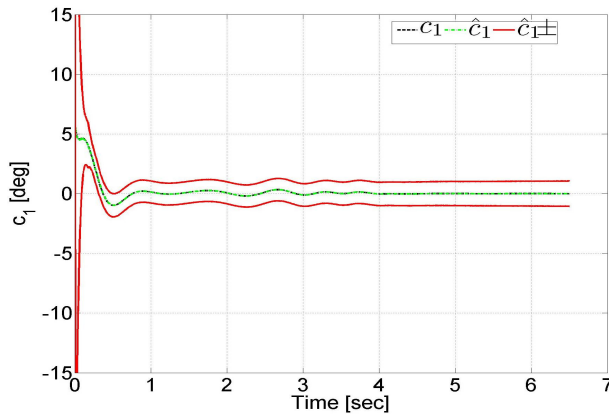


Fig. 12. Évolution longitudinale de la barre de Bell stabilisante et son estimée

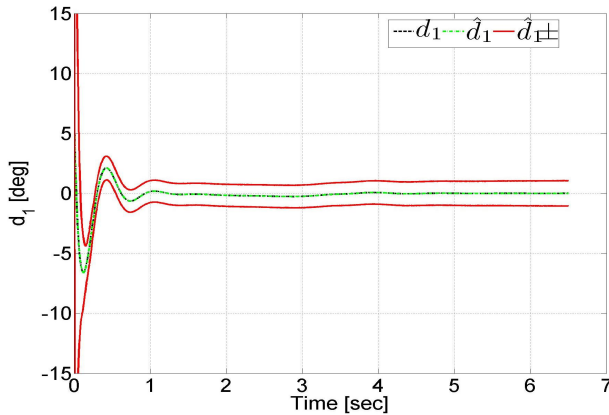


Fig. 13. Évolution latérale de la barre de Bell stabilisante et son estimée

RÉFÉRENCES

[1] Pffimlin J.M., Soueres P. et Hamel T. Hovering flight stabilization in wind gusts for ducted fan UAV. 43rd IEEE Conference on decision and Control, Atlantis, Paradise Island, Bahamas, vol. 4, pp.3491-3496, 2004.

[2] Martini A. Modélisation et commande de vol d'un hélicoptère drone soumis à une rafale de vent. Thèse de doctorat de l'Université PAUL VERLAINE-METZ, 2008.

[3] Cheviron T., Plestan F. et Chriette A. Robust guidance and control scheme of an autonomous scale helicopter in presence of wind gusts. *International Journal of Control*, vol. 82, pp. 2206-2220, 2009.

[4] Osborne J. et Rysdyk R. Waypoint Guidance for Small UAVs in Wind. AIAA Infotech@Aerospace, Arlington, Virginia, 2005.

[5] Mokhtari A., Benallegue A. et Orlov Y. Exact linearization and sliding mode observer for a quadrotor unmanned aerial vehicle.

International Journal of Robotics and Automation, vol. 21, pp. 49, 2006.

[6] Murray R.M., Li Z. et Sastry S. *A Mathematical Introduction to Robotic Manipulation*. CRC Press, Florida U.S.A, 1994.

[7] Achour W., Piet-Lahanier H. et Siguerdidjane H. Bounded error detection of the wind gusts effect on a small-scaled helicopter. IFAC Workshop AGNFCS'09, Samara, Russie, 2009.

[8] Vissière D., Bristeau P.-J., Martin, A.P. et Petit, N. Experimental autonomous flight of a small-scaled helicopter using accurate dynamics model and low-cost sensors. Proc. of the 17th IFAC World Congress, Seoul, Korea, 2008.

[9] Gavrillets V. Aerobatic maneuvering of miniature helicopters. Thèse de doctorat de l'Institut de technologie du Massachusetts, 2003.

[10] Mahony R., Hamel T. et Dzul, A. Hover control via approximate lyapunov control for a model helicopter. The conference on Decision and Control, Phoenix, Arizona, USA, 1999.

[11] Prouty R.W. *Helicopter Performance, Stability and Control*. Robert E. Krieger, Malabar, Florida, 1995.

[12] Milanese M., Norton J., Piet-Lahanier H. et Walter E. *Bounding approaches to system identification*. Plenum Press, New York, 1996.

[13] Schweppe F. Recursive state estimation : Unknown but bounded errors and system inputs. *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 13, n° 1, pp. 22-28, 1968.

[14] Bertsekas D. et Rhodes I. Recursive state estimation for a set-membership description of uncertainty. *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 16, n° 2, pp. 117-128, 1971.

[15] Pronzato L. et Walter E. Minimal volume ellipsoids. *International Journal Of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 8, n° 1, pp. 15-30, 1994.

[16] Maksarov D.G. et Norton J.P. Computationally efficient algorithms for state estimation with ellipsoidal approximations. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 16, n° 6, pp. 411-434, 2002.

[17] Raïssi T., Videau G. et Zolghadri A. Interval observers design for consistency checks of nonlinear continuous-time systems. *Automatica*, 2010. (accepted)