

Estimation à erreurs bornées et guidage pilotage des aéronefs autonomes en milieu perturbé

Soutenance de Thèse de Doctorat

Walid ACHOUR

Le 20 juin 2011

Directeurs:

Hélène PIET-LAHANIER
Houria SIGUERDIDJANE



Plan

- 1 Introduction, contexte de l'étude et objectifs
- 2 Modélisation, estimation d'état et expérimentation
- 3 Synthèse de lois de navigation guidage pilotage
- 4 Résultats de simulations
- 5 Conclusion et perspectives

Plan

- 1 Introduction, contexte de l'étude et objectifs
- 2 Modélisation, estimation d'état et expérimentation
- 3 Synthèse de lois de navigation guidage pilotage
- 4 Résultats de simulations
- 5 Conclusion et perspectives

Introduction



État de l'art, contexte, et objectifs

État de l'art :

- Thèse A.Martini (2008), Osborne&Rysdyk (2005), PFlimlin et al. (2004)
- ...

Contexte :

- Mini drones à voitures tournantes :
 - ↪ possibilité de vol stationnaire
 - ↪ meilleure manœuvrabilité dans un espace confiné
- Réalisation d'une mission compte tenu :
 - ↪ sensibilité aux perturbations atmosphériques
 - ↪ nombre de capteurs limités et qualité des mesures

Objectifs :

Amélioration de la sécurité de vol en présence des perturbations :

- ↪ estimation d'état avec **hypothèses réalistes** sur la méconnaissance du modèle et sur les bruits de mesures
- ↪ synthèse de guidage pilotage **robuste** vis-à-vis de la perturbation atmosphérique

Plan

- 1 Introduction, contexte de l'étude et objectifs
- 2 Modélisation, estimation d'état et expérimentation
- 3 Synthèse de lois de navigation guidage pilotage
- 4 Résultats de simulations
- 5 Conclusion et perspectives

Modélisation du mini drone

- Équations d'état :

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = v \\ m\dot{v} = \mathcal{F} + \mathcal{F}_{wind} \\ \dot{\mathcal{R}} = \mathcal{R}\Omega_x \\ I\dot{\Omega} = -\Omega \wedge I\Omega + \mathcal{M} + \mathcal{M}_{wind} \end{cases}$$



- Forces et moments agissant sur le système :

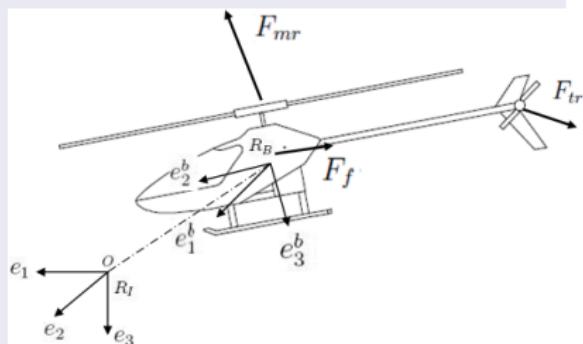
- \mathcal{F} et \mathcal{M} : Force et moment résultants en **absence** des perturbations atmosphériques
- \mathcal{F}_{wind} et \mathcal{M}_{wind} : Force et moment résultants dus à la **présence** des perturbations atmosphériques

Forces et moments en absence des perturbations atmosphériques 1/2

- Force résultante \mathcal{F} :

$$\mathcal{F} = mge_3 + \mathcal{R}.(F_{mr} + F_{tr} + F_{fus})$$

- mge_3 : poids ($e_3 = (0 \ 0 \ 1)^t$)
- F_{mr}, F_{tr} : force de poussée de rotor principal et de rotor de queue
- F_{fus} : force aérodynamique de fuselage
- \mathcal{R} : matrice de passage de R_B à R_I ,
 $\mathcal{R} \in \mathcal{SO}(3) = \{\mathcal{R} \in \mathbb{R}^{3 \times 3} / \mathcal{R}^t \mathcal{R} = Id \text{ et } \det(\mathcal{R}) = 1\}$



- Moment résultant \mathcal{M} :

$$\mathcal{M} = b_{mr} \wedge F_{mr} + b_{tr} \wedge F_{tr} + \Delta_k$$

- b_{mr} et b_{tr} : bras de levier de rotor principal et de rotor de queue
- Δ_k : moment de roulis correspondant à l'élasticité des pales de rotor principal ^a

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

Forces et moments en absence des perturbations atmosphériques 2/2

- Force de poussée de rotor principal F_{mr} :

$$F_{mr} = f^{ct}(\delta_{col}, \textcolor{blue}{a}_1(\delta_{lon}, \textcolor{blue}{c}_1), \textcolor{blue}{b}_1(\delta_{lat}, \textcolor{blue}{d}_1))$$

- $\textcolor{blue}{a}_1, \textcolor{blue}{b}_1$: orientation de la force de poussée
- $\textcolor{blue}{c}_1, \textcolor{blue}{d}_1$: angles de la barre de Bell stabilisante ($(\textcolor{red}{a}_1, \textcolor{blue}{b}_1, \textcolor{blue}{c}_1, \textcolor{blue}{d}_1)^t = \omega_r$)
- δ_{col} : commande de pas collectif
- δ_{lon} : commande de pas cyclique longitudinal
- δ_{lat} : commande de pas cyclique latéral

- Force de poussée de rotor de queue F_{tr} :

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

avec δ_{ped} : commande de direction

- Force de fuselage F_{fus} :

$$\textcolor{blue}{F}_{fus}^{\textcolor{blue}{a}} = -\frac{1}{2}\rho \begin{pmatrix} c_f^x S_f^x V_\infty u_a \\ c_f^y S_f^y V_\infty v_a \\ c_f^z S_f^z V_\infty (w_a + w_{in}) \end{pmatrix}$$

a. V. Gavrilets. Aerobatic maneuvering of miniature helicopters. Ph.D. Thesis. Massachusetts Institute of Technology, 2003.

Forces et moments en présence des perturbations atmosphériques

- Force résultante \mathcal{F}_{wind} :

$$\mathcal{F}_{wind} = \mathcal{R}.(F_{fus}^w + F_{mr}^w + F_{tr}^w)$$

- forces de fuselage :

$$F_{fus}^w = -\frac{1}{2} \rho \begin{pmatrix} c_x^w S_f^x V_w u_w \\ c_y^w S_f^y V_w v_w \\ c_z^w S_f^z V_w w_w \end{pmatrix}$$

- forces de rotor principal :

$$F_{mr}^w = (0 \ 0 \ 4\rho\pi R_{mr}^2 c_{mr} V_w w_w)^t$$

- forces de rotor de queue :

$$F_{tr}^w = (0 \ 4\rho\pi R_{tr}^2 V_w v_w \ 0)^t$$

- Moment résultant \mathcal{M}_{wind} :

$$\mathcal{M}_{wind} = b_{mr} \wedge F_{mr}^w + b_{tr} \wedge F_{tr}^w + M_d^w$$

- Effet de dièdre ^a : $M_d^w = \left(\frac{1}{4k_\beta} \rho S_{mr} c_{mr}^w R_{mr} \dot{\gamma} V_w \sqrt{(0.75 R_{mr})^2 + b_{mr}^2} \quad 0 \quad 0 \right)^t$

^{a.} Raymond W. Prouty. Helicopter Performance, Stability and Control. Krieger Publishing Company, Inc. Malabar, Florida, 2003.

Estimation d'état

Système discréтиisé :

$$\begin{cases} X_{k+1} = \varphi_k(X_k, U_k) + w_k \\ Z_k = g_k(X_k, U_k) + v_k \\ k = 1, \dots, N \end{cases}$$

w_k et v_k : vecteurs de méconnaissance sur la dynamique de l'état et sur la sortie

Estimation : restituer les paramètres ou l'état d'un système dynamique à partir de mesures et de modèle

Méconnaissance et estimation :

- Méconnaissance : erreurs de modèle et bruits sur les mesures ,
- Différentes approches pour tenir compte des méconnaissances : valeurs nulles, valeurs à distributions probabilistes, ou valeurs dans un ensemble borné

Qualité de l'estimation : Résultat dépend fortement des hypothèses sur les erreurs w_k et v_k

Approches stochastiques

Représentation statistique :

En général :

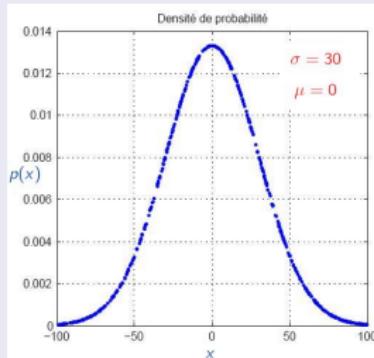
- Loi normale :

- Densité de probabilité :

$$p(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{x-\mu}{\sigma}\right)^2}$$

- Variable gaussienne :

$$x \sim \mathcal{N}(\mu, \sigma^2)$$



- Loi de w_k et v_k :

$$p(w_k) \sim \mathcal{N}(0, Q_k) \quad p(v_k) \sim \mathcal{N}(0, R_k)$$

Filtrage de Kalman :

Minimisation de la covariance de l'erreur d'estimation

Approches à erreurs bornées 1/2

Représentation des méconnaissances sous formes d'ensembles :

- w_k et v_k : inconnues mais à variations bornées

$$w_k \in \mathcal{W}_k$$

$$v_k \in \mathcal{V}_k$$

- État à estimer :

→ n'est plus une valeur moyenne associée à une fonction de densité
 → appartient à un ensemble de valeurs :

$$X_k \in \mathcal{X}_k$$

Approches à erreurs bornées :

Trouver les plus petits ensembles compatibles avec les mesures, le modèle et les ensembles initiaux \mathcal{X}_0 , \mathcal{W}_0 , et \mathcal{V}_0

Approches à erreurs bornées 2/2

Ensemble estimé \mathcal{X}_k :

- **système linéaire** à erreur additive :
→ Polyèdre convexe (souvent complexe)
- **système non linéaire** :
→ Ensemble non-convexe/non-connexe

Caractérisation géométrique approchée :

- unions d'intervalles, polytopes à complexité limitée, ellipsoides, ...
- compromis entre complexité et précision

Caractérisation choisie :

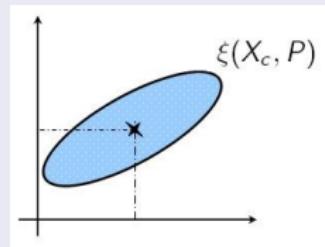
- **Ellipsoïde** pour sa simplicité de représentation

Estimation d'état ellipsoïdale 1/3

Caractérisation géométrique approchée par ellipsoïdes :

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

- X_c : centre de l'ellipsoïde
- P : matrice caractéristique (SDP)



Ensembles d'appartenance des bruits :

$$w_k \in \mathcal{W}_k = \xi_k(0, W_k)$$

$$v_k \in \mathcal{V}_k = \xi_k(0, V_k)$$

Ensemble d'appartenance de l'état :

$$X_{k+1} \in \xi_{k+1}(\hat{X}_{k+1}, P_{k+1})$$

↪ construction et minimisation de $\xi_{k+1}(\hat{X}_{k+1}, P_{k+1})$ contenant un ensemble donné : recherche sur une famille donnée

Estimation d'état ellipsoïdale 2/3

Algorithmes ellipsoïdaux :

- algorithme prédicteur correcteur :

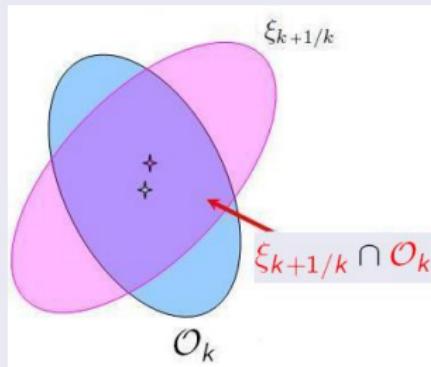
- Phase de prédiction : construction de $\xi_{k+1/k}(\hat{X}_{k+1/k}, P_{k+1/k})$
- Phase de correction : construction de $\xi_{k+1}(\hat{X}_{k+1}, P_{k+1})$ de taille minimale tel que :

$$Z_k \in \mathcal{O}_k$$

— \mathcal{O}_k : ensemble ellipsoïdal d'observation

$$\mathcal{O}_k = \{(Z_k - C_k X_k)^t V_k^{-1} (Z_k - C_k X_k) \leq 1\}$$

- construction de l'ellipsoïde ξ_k :

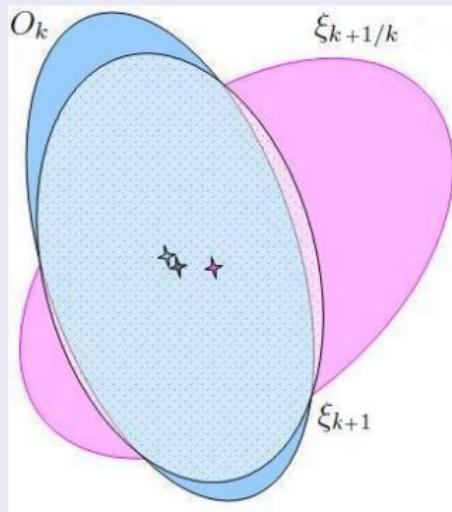


$$\xi_{k+1} \supset \xi_{k+1/k} \cap \mathcal{O}_k$$

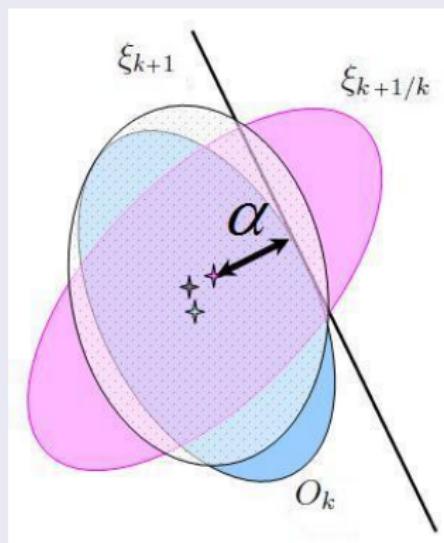
Estimation d'état ellipsoïdale 3/3

- construction de $\xi_{k+1} \supset \xi_{k+1/k} \cap O_k$:

Catégorie 1 : famille paramétrée d'ellipsoïdes englobant l'intersection de deux ellipsoïdes (ou plus)



Catégorie 2 : approximation de O_k par deux hyperplans tangents symétrique \hookrightarrow calcul d'une distance normalisée



- minimisation de ξ_{k+1} : critère de trace ou de déterminant

Comparaison d'estimateurs 1/3

Cas d'application :

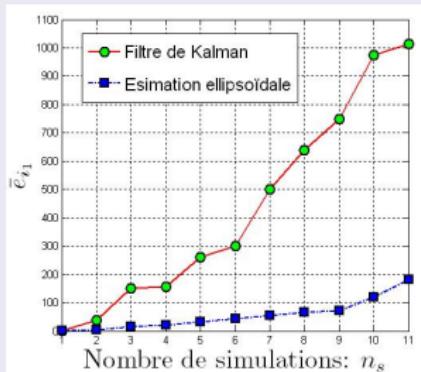
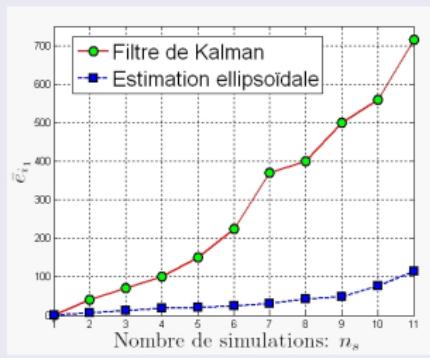
- Modèle non perturbé du mini drone
- méconnaissance w_k et bruit v_k : simulation par des distributions non-gaussiennes

Étude de sensibilité des estimateurs aux méconnaissances w_k et v_k :

- Critère : erreur quadratique ($e_{i_k} = \|\hat{X}_k - X_k\|$)
 - ↪ entre l'estimé de Kalman et la vraie valeur
 - ↪ entre le centre de l'ellipsoïde et la vraie valeur
- Comparaison : filtre de Kalman étendu et estimation ellipsoidale :
 - méthode d'étude :
 - ↪ estimateurs supposés bien réglés au début de la simulation
 - ↪ variation de l'intensité du bruit à chaque nouvelle simulation
- Comparaison : estimateurs ellipsoïdaux :
 - Catégorie 1 avec critère de la trace
 - Catégorie 2 avec critère de déterminant

Comparaison d'estimateurs : FKE/estimation ellipsoïdale 2/3

Sensibilité des estimateurs à la méconnaissance w_k et au bruit v_k :



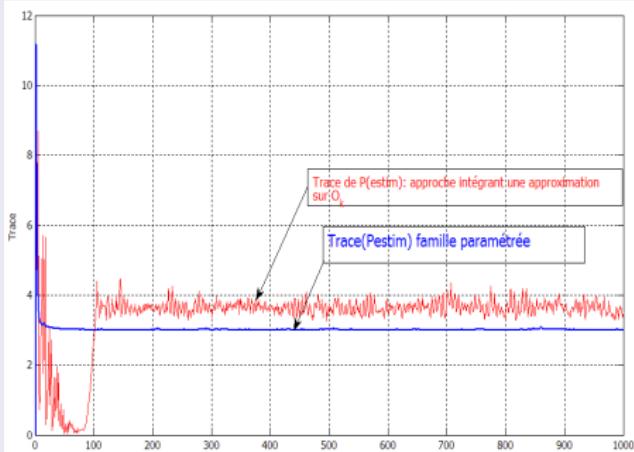
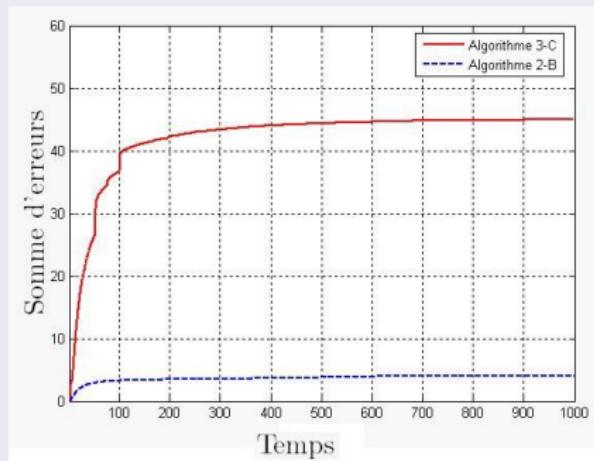
Erreur quadratique fonction de w_k

Erreur quadratique fonction de v_k

- ↪ forte sensibilité du filtrage de Kalman au bruit **non-gaussien**
- ↪ l'approche ellipsoïdale est peu sensible aux distributions de bruits

Étude comparative en estimateurs ellipsoïdaux 3/3

Erreurs d'estimation et calcul de trace :



- **Tracé bleu** : Minimisation d'ellipsoïdes avec critère de trace
- **Tracé rouge** : Minimisation d'ellipsoïdes avec critère de déterminant

Détection de perturbations par cohérence entre ellipsoïdes

Cadre d'étude pour la détection :

- complexité de représentation du comportement de mini drone en milieu perturbé
- capteurs de mesures souvent perturbés par le flux d'air produit par les rotors ou les hélices
- pas de capteurs de mesures de la perturbation atmosphérique

Hypothèse : le mini drone est en bon état de fonctionnement : aucun défaut actionneur/capteur

Solution proposée : détecter la perturbation atmosphérique sans chercher à l'estimer

→ comparaison entre le comportement attendu, hors perturbation, et le comportement observé

Test de cohérence pour la détection des perturbations

Modèle perturbé du mini drone :

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

avec V_{w_k} : vitesse de la perturbation atmosphérique

Prédiction de l'état :

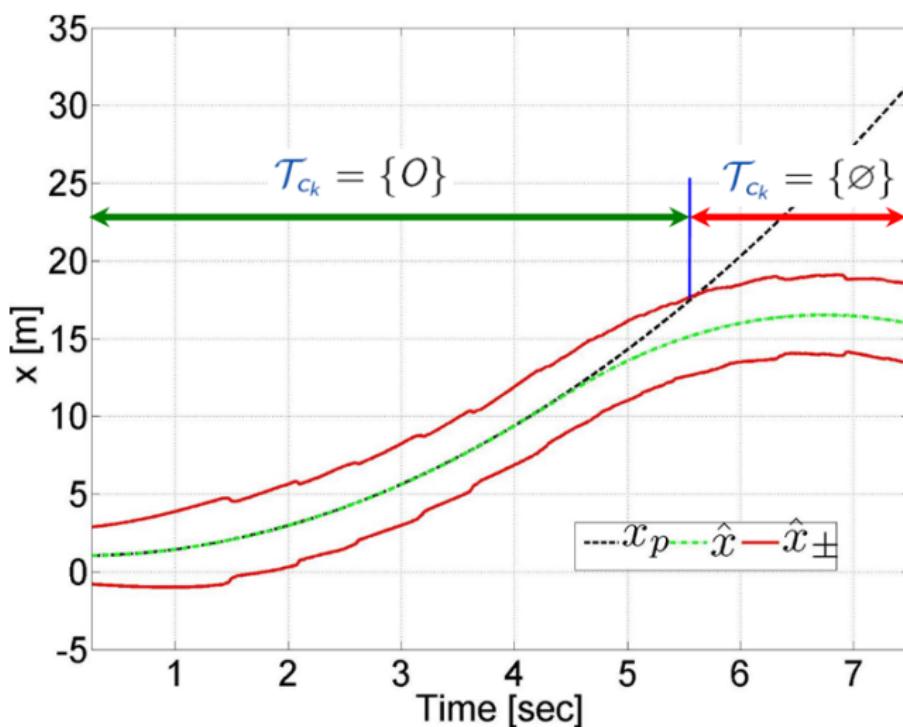
$$X_{k+1/k} = \varphi(X_k, U_k, 0) |_{X_k = \hat{X}_k}$$

Test de cohérence :

$$\mathcal{T}_{c_k} = \{X_{k+1/k} \cap \xi_{k+1}(\hat{X}_{k+1}, P_k)\}$$

- Si $\mathcal{T}_{c_k} = \{\emptyset\}$: perturbation atmosphérique détectée
- Si $\mathcal{T}_{c_k} = \{O\}$: perturbation atmosphérique non détectée

Application au mini drone hélicoptère



Expérimentation dans le générateur de rafale 1/4

Générateur de rafale B20 (Onera) :

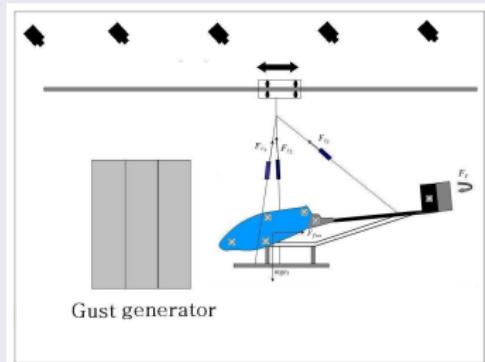
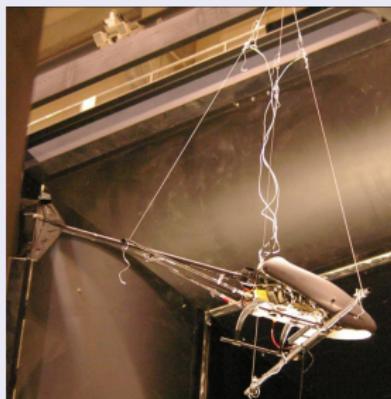
- Pont roulant : vitesse $\in [0 \text{ m/sec}, 5 \text{ m/sec}]$
- Trajectographie optique car GPS non-fonctionnel à l'intérieur de B20
- Générateur de rafale : vitesse de perturbation $\in [0 \text{ m/sec}, 5 \text{ m/sec}]$
- Largeur du générateur de rafale : **6 m**



- ↪ distance de sécurité **insuffisante** pour des essais avec le mini drone
- ↪ développement d'un banc d'essai expérimental

Expérimentation dans le générateur de rafale 2/4

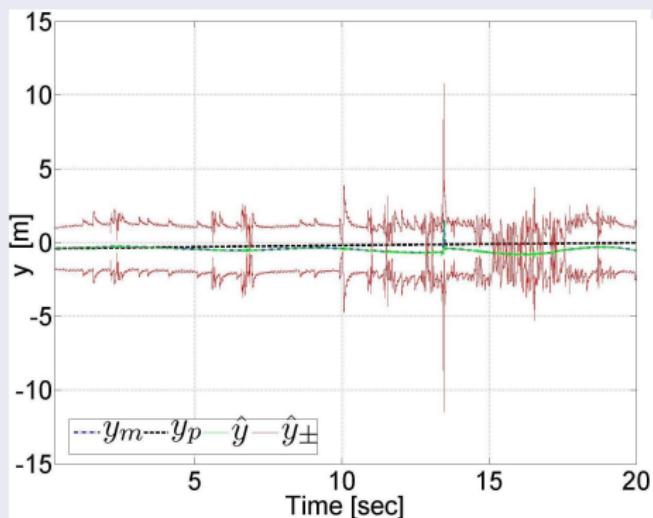
Banc expérimental :



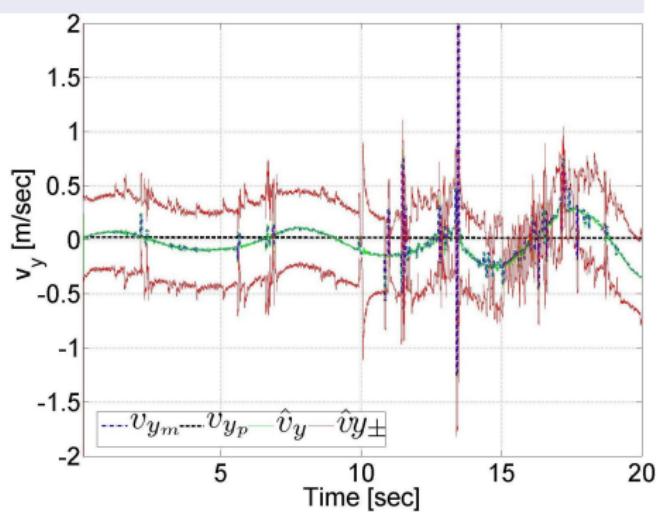
- Mesures des tensions de câbles : 3 balances $+/- 125N$
- Mesures de vitesse angulaire et accélération : 3 gyromètres et 3 accéléromètres
- Mesures de la position : trajectographie optique (caméras + mires réfléchissantes)

Expérimentation dans le générateur de rafale 3/4

Position y et vitesse v_y :



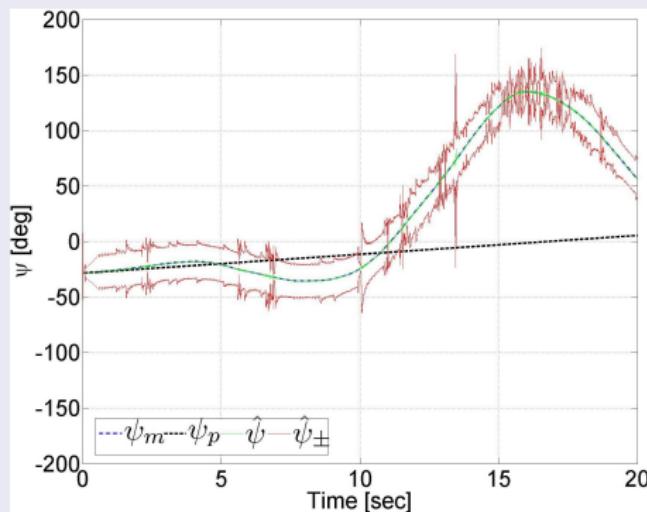
(a) Position y



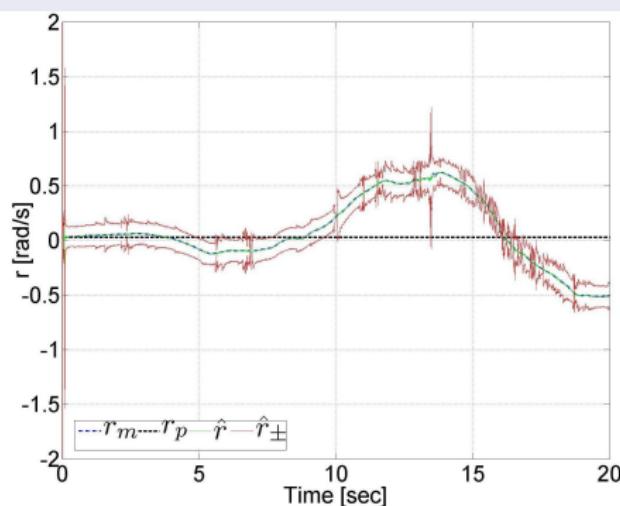
(b) Vitesse v_y

Expérimentation dans le générateur de rafale 4/4

Angle de lacet ψ et vitesse angulaire r :



(c) Angle de lacet ψ



(d) Vitesse angulaire r

Estimation d'état et des perturbations atmosphériques 1/5

État à estimer X_k ($X_k \in \mathbb{R}^{19}$) :

$$X_k = (\zeta_k, v_k, \Theta_k, \Omega_k, \omega_{r_k}, V_{w_k})^t$$

- ζ_k, v_k : position et vitesse du véhicule ($\zeta_k \in \mathbb{R}^3; v_k \in \mathbb{R}^3$)
- Θ_k, Ω_k : angles d'Euler et vitesse angulaire ($\Theta_k \in \mathbb{R}^3; \Omega_k \in \mathbb{R}^3$)
- $\omega_{r_k} = (a_1, b_1, c_1, d_1)^t$: dynamique du battement vertical et de la barre de Bell stabilisante ($\omega_{r_k} \in \mathbb{R}^4$)
- V_{w_k} : évolution réelle de la vitesse de la perturbation ($V_{w_k} \in \mathbb{R}^3$)

Vecteur de mesures Z_k ($Z_k \in \mathbb{R}^{12}$) :

$$Z_k = (\zeta_k, v_k, \Theta_k, \Omega_k)^t + v_k$$

- simulation des mesures à partir du modèle perturbé du mini drone
- perturbation atmosphérique V_{w_k} et angles de rotor principal ω_{r_k} ne sont pas disponibles à la mesure

Estimation d'état et des perturbations atmosphériques 2/5

Dynamique d'évolutions pour le modèle de prédiction :

- Perturbation atmosphérique :

$$\dot{V}_w = A_r V_w$$

$$A_r = \begin{pmatrix} -1/\tau_1 & 0 & 0 \\ 0 & -1/\tau_2 & 0 \\ 0 & 0 & -1/\tau_3 \end{pmatrix}$$

- Dynamique de battement vertical :

$$\dot{\omega}_r = B_r \omega_r$$

$$B_r = \begin{pmatrix} -1/\tau_4 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1/\tau_5 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1/\tau_6 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/\tau_7 \end{pmatrix}$$

Estimation d'état et des perturbations atmosphériques 3/5

Exemple

Conditions initiales :

- État initial :

$$X_0 = (1, 1, 1, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0.3, 0.2, 0.1, 0.1)^t$$

- Paramètres de l'estimateur :

$$P_0 = (10, 10, 10, 5, 5, 5, 10, 10, 10, 10, 3, 3, 3, 10, 10, 10, 10)^t$$

$$W_0 = 10^{-4} \text{diag}(5, 5, 5, 0.1, 0.1, 0.5, 0.5, .5, 0.5, 0.1, 0.1, .1, 0.1, .1, 0.1, 0.1)$$

$$V_0 = \text{diag}(.2, .2, .2, .01, .01, .01, .001, 0.001, .001, .01, .01, .01)$$

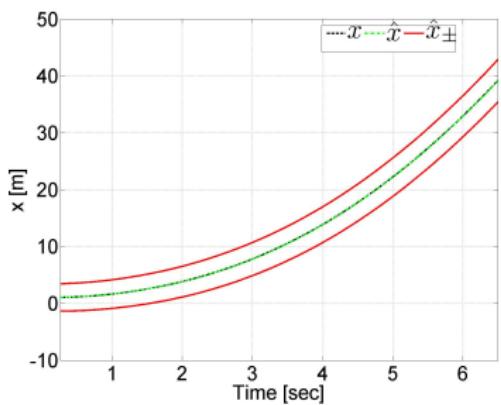
- Paramètres du bruit : $D_I = 2$; $q_I = 1.5$; $\tau_I = 0.4$

- Paramètres du modèle de prédiction :

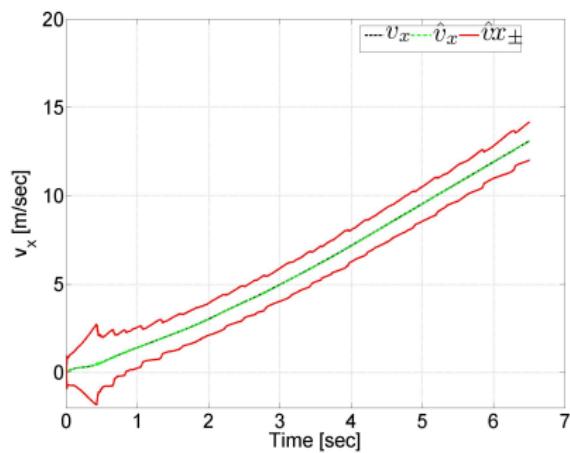
$$\tau_{1,2,3} = 30s; \quad \tau_{4,5,6,7} = 25s$$

Estimation d'état et des perturbations atmosphériques 4/5

Position x et vitesse v_x :



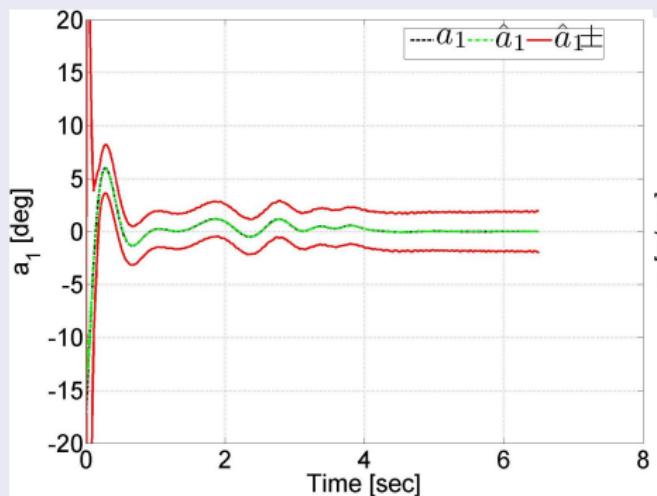
(e) Position x



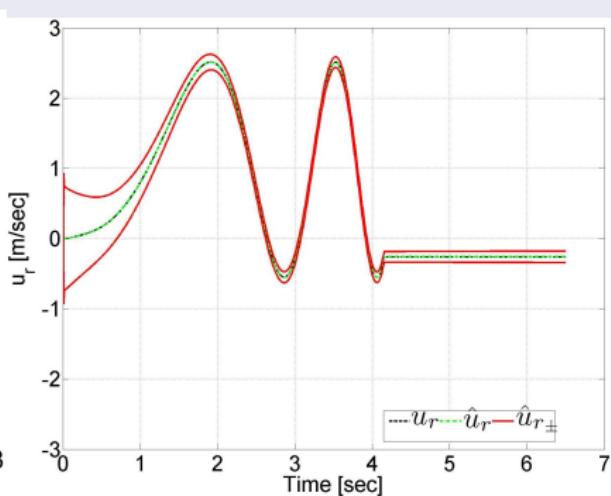
(f) Vitesse v_x

Estimation d'état et des perturbations atmosphériques 5/5

Restitution du battement vertical et de la perturbation :



(g) Battement vertical longitudinal a_1

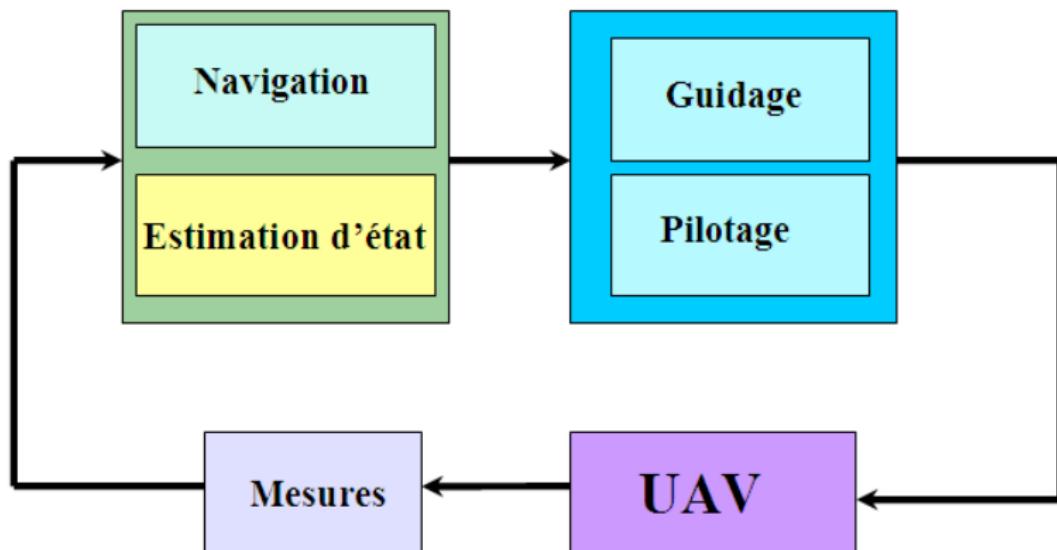


(h) Vitesse de la perturbation u_r

Plan

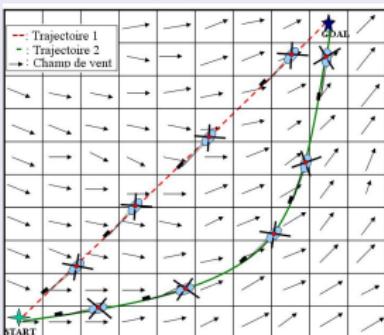
- 1 Introduction, contexte de l'étude et objectifs
- 2 Modélisation, estimation d'état et expérimentation
- 3 Synthèse de lois de navigation guidage pilotage
- 4 Résultats de simulations
- 5 Conclusion et perspectives

Boucle de Navigation Guidage Pilotage



Approche proposée

Missions en présence des perturbations :



Approches classiques : Trajectoire 1

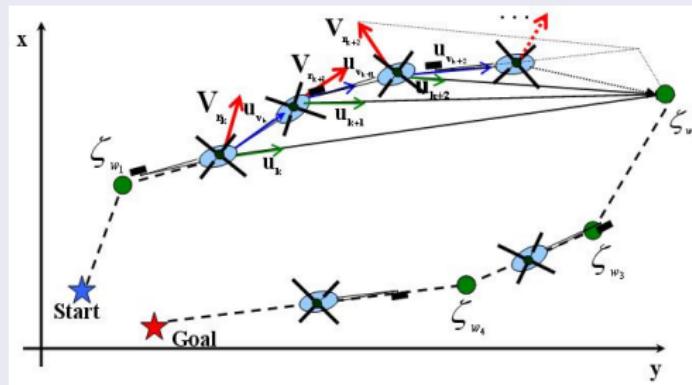
- chemin dangereux (vent latéral)
- saturation potentielle des actionneurs
- pertes d'énergie pour compenser la perturbation

Approche proposée : Trajectoire 2

- chemin sécurisé
- chemin souvent plus rapide
- réduction des pertes d'énergie

Stratégie développée

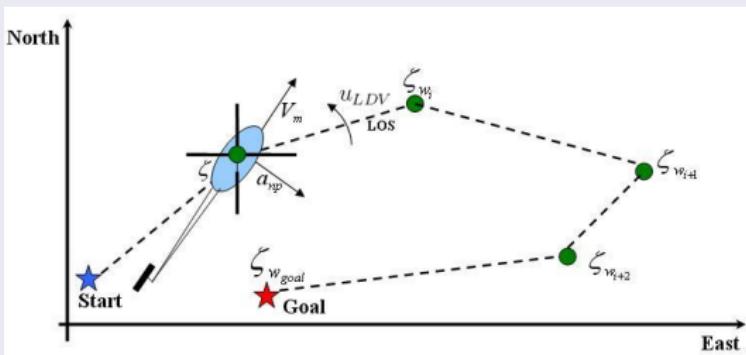
Synoptique de fonctionnement :



Stratégie développée :

→ trouver une direction u_{v_k} : compromis entre la direction de la perturbation V_r et celle du prochain point de passage u_k

Guidage par Navigation Proportionnelle



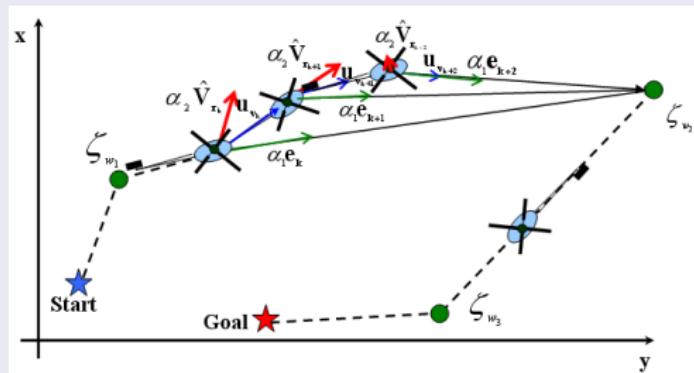
- Critère de la loi PN :
Annulation : vitesse de rotation \perp vecteur LDV ($\dot{u} \wedge u$)
 $\vec{u} = \frac{\vec{e}}{D}$
- Loi PN : calcul d'accélération pour atteindre le point désiré :

$$\vec{a}_{pn} = N_p \frac{1}{D} \vec{v} \wedge \vec{V}_1$$

$$V_1 = \frac{1}{D} \vec{v} \wedge \vec{u}$$

Loi de guidage PND 1/4

- Modification de la loi classique \Rightarrow loi PND (Proportional Navigation with Disturbance)
 ↳ favoriser le déplacement partiel dans la direction de la perturbation



- Soit \vec{u}_r le vecteur de ligne de vue virtuelle.
 $\Rightarrow \vec{u}_r$ appartient au plan formé par le vecteur \vec{u} et le gradient de perturbation $\hat{\vec{V}}_r$ estimé :

$$\vec{u}_r = \frac{1}{D_r} (\alpha_1 \vec{e} + \alpha_2 \hat{\vec{V}}_r)$$

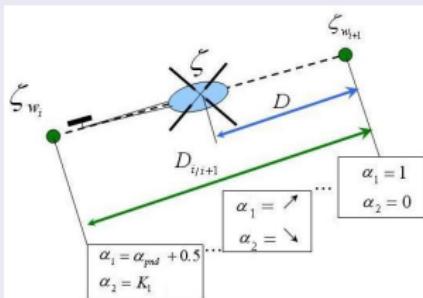
Loi de guidage PND 2/4

- α_1 et α_2 : paramètres de la PND

- $\alpha_1 = \alpha_{pnd} \frac{D}{D_{i/i+1}} + \frac{1}{1 + \frac{D}{D_{i/i+1}}}$

- $\alpha_2 = \frac{D}{D_{i/i+1}} K_1$

- α_{pnd} : constante de la loi PND
- $D_{i/i+1}$: distance entre deux points successifs
- K_1 : favoriser le déplacement horizontal



→ augmenter (diminuer) la pondération avec la direction de la perturbation quand le véhicule est assez loin (proche) du prochain point de passage

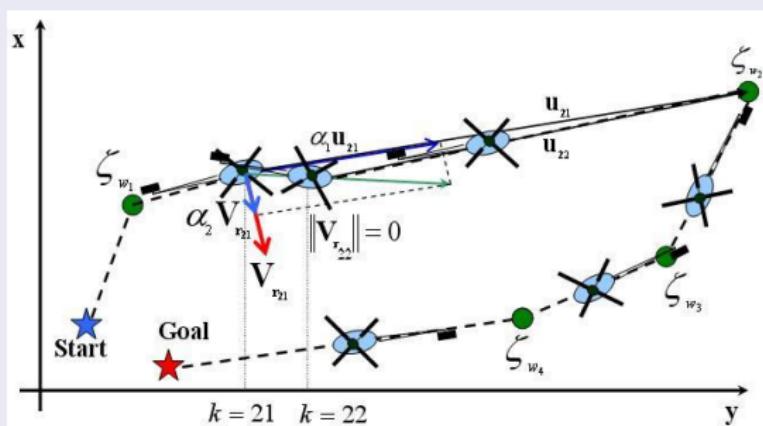
- Expression de l'accélération commandée par PND :

$$\vec{a}_{pnd} = N_p \frac{1}{D_r} \vec{v} \wedge \vec{V}_2$$

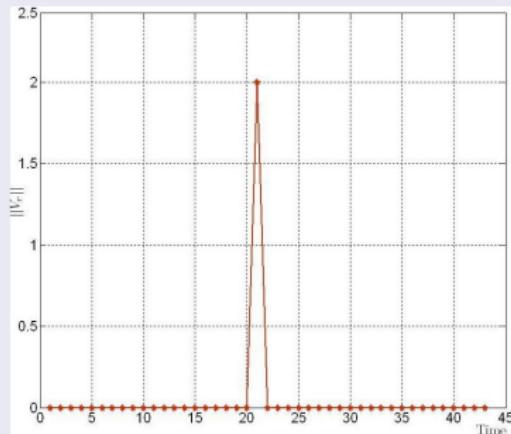
avec $\vec{V}_2 = \frac{1}{D_r} \vec{v} \wedge \vec{u}_r$

Loi de guidage PND 3/4

Cas : guidage PND en présence d'une rafale



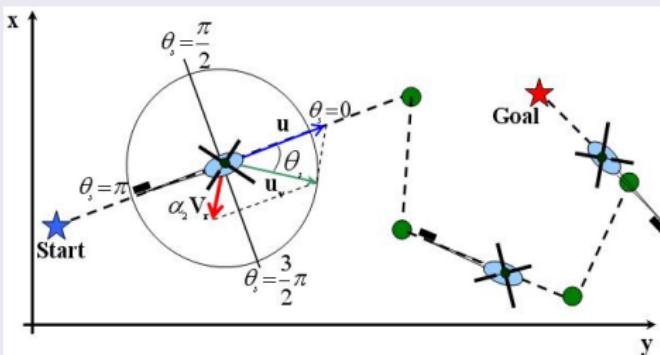
(i) Évolution du mini drone en présence d'une rafale



(j) Modèle de rafale

Loi de guidage PND 4/4

Cas : direction de perturbation opposée à celle du prochain point de passage



$$\theta_s = \arctan \frac{\mathbf{u}_v \cdot \mathbf{u}}{\|\mathbf{u}_v\| \cdot \|\mathbf{u}\|}$$

- Si $\theta_s \in [-\pi/2, \pi/2]_\pi$: guidage PND
- Si $\theta_s \notin [-\pi/2, \pi/2]_\pi$: guidage PN

Pilotage de la force de poussée et du couple 1/2

Modèle du mini drone pour la synthèse des lois de commande

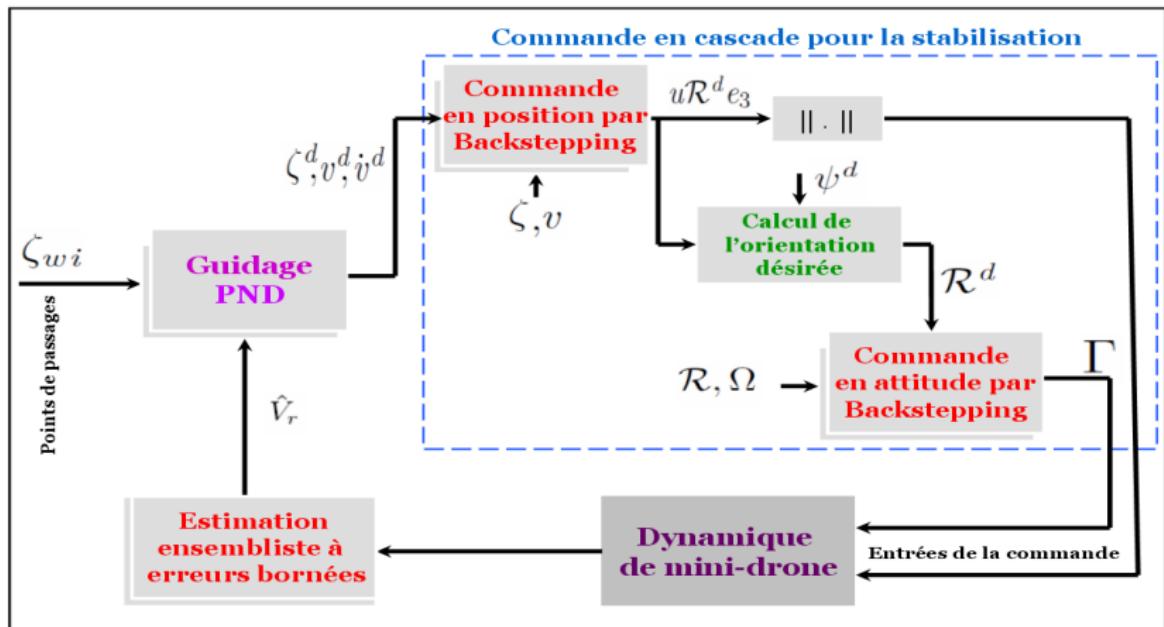
- **Hypothèse 1 :** Séparation des échelles de temps de la dynamique de translation et de la dynamique de rotation
- **Hypothèse 2 :** Négliger le terme de couplage entre la dynamique de translation et la dynamique de rotation ('**small body force**')

Commande pour la stabilisation

- Mise en cascade d'un **contrôleur en position** et d'un **contrôleur en rotation**
- Contrôleurs développés par les techniques du backstepping à partir des travaux de **Pflimlin et al.**¹

1. JM. Pflimlin and T. Hamel and P. Soueres and R. Mahony. A hierarchical control strategy for the autonomous navigation of a ducted fan flying robot. *Proceedings 2006 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2006. ICRA 2006.*

Pilotage de la force de poussée et du couple 2/2



Plan

- 1 Introduction, contexte de l'étude et objectifs
- 2 Modélisation, estimation d'état et expérimentation
- 3 Synthèse de lois de navigation guidage pilotage
- 4 Résultats de simulations
- 5 Conclusion et perspectives

Réalisation d'une mission

Mission du mini drone

- Position initiale

$$\zeta_i = (2, 3, 1)^t$$

- Position finale

$$\zeta_f = (190, 90, 0)^t$$

- Points de passage

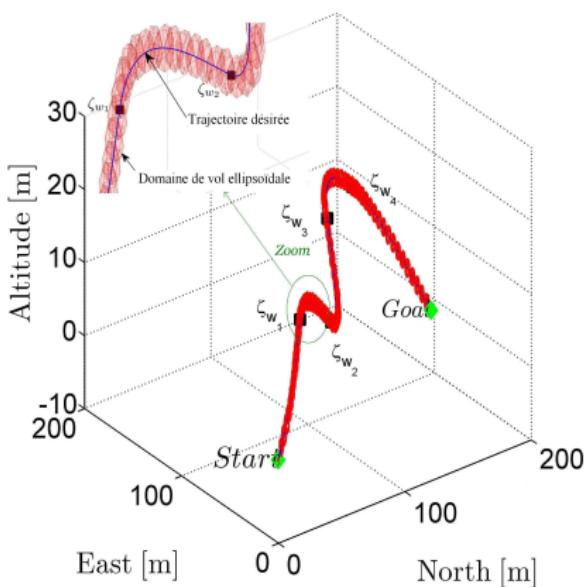
$$\zeta_{w_i} = \begin{pmatrix} 40 & 80 & 10 & 135 \\ 30 & 50 & 80 & 100 \\ 15 & 10 & 20 & 20 \end{pmatrix}$$

Prendre en compte :

- Présence de la perturbation atmosphérique (vitesse non mesurée)
- Angles de battement vertical et de barre de Bell inconnus

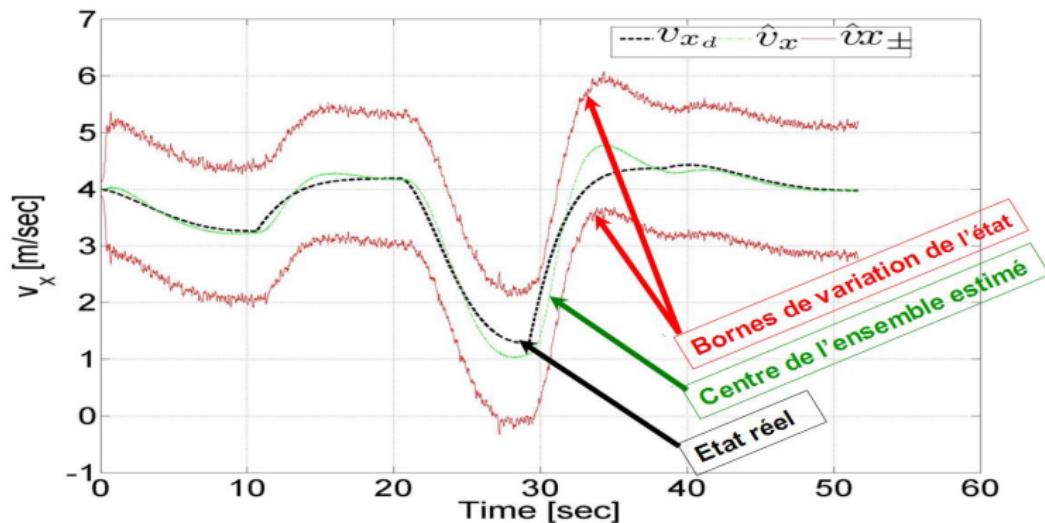
Résultats de simulation (1/5)

Trajectoire du mini-drone : Domaine de vol ellipsoidal sécurisé



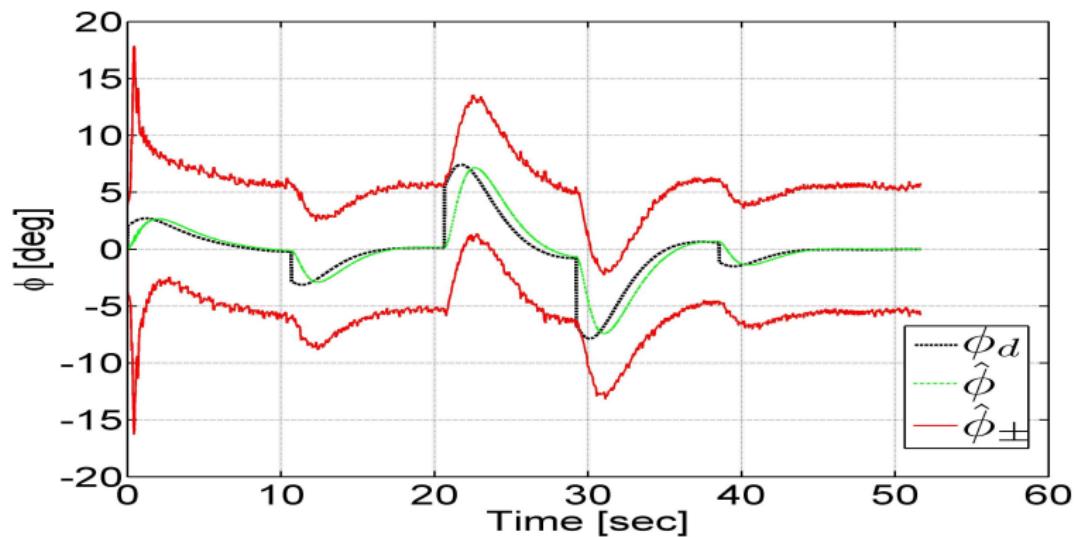
Résultats de simulation (2/5) :

Évolution de l'état et de l'estimé de la vitesse v_x



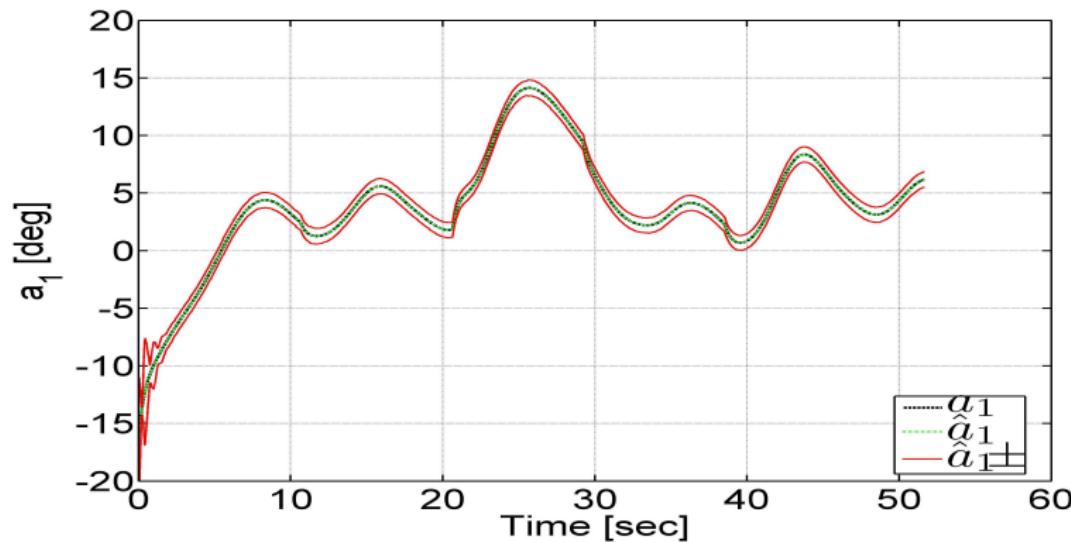
Résultats de simulation (3/5) :

Évolution de l'**état** et de l'**estimé** de l'angle d'Euler ϕ



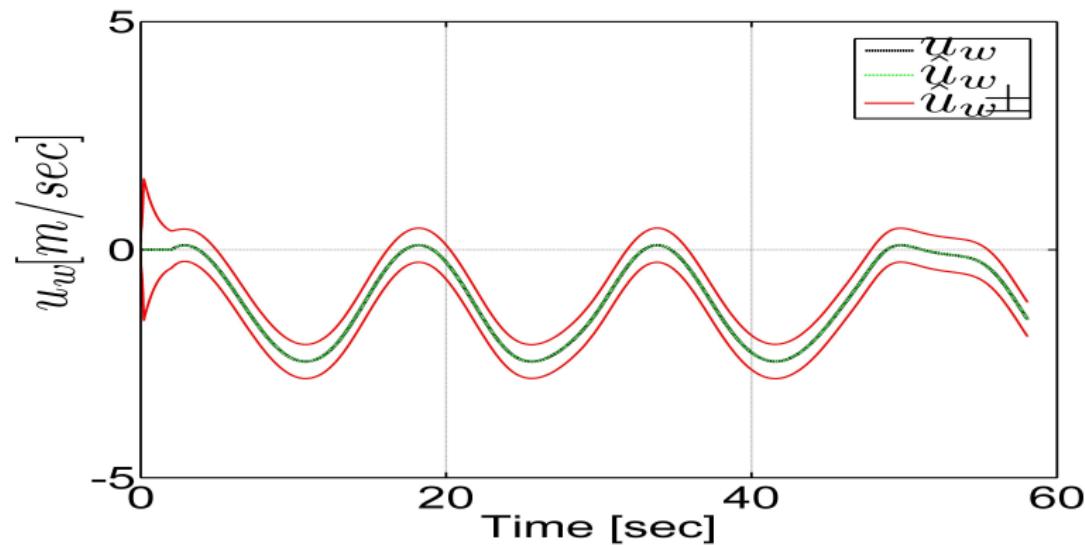
Résultats de simulation (4/5) :

Évolution de l'état et de l'estimé de l'angle du battement vertical \hat{a}_1



Résultats de simulation (5/5) :

Évolution de l'état et de l'estimé de la vitesse de la perturbation u_w



Plan

- 1 Introduction, contexte de l'étude et objectifs
- 2 Modélisation, estimation d'état et expérimentation
- 3 Synthèse de lois de navigation guidage pilotage
- 4 Résultats de simulations
- 5 Conclusion et perspectives

Conclusion et perspectives

Conclusion

- Détection des perturbations atmosphériques agissant sur le mini drone (test en simulation et en expérimentation)
- Estimation d'état, des paramètres du mini drone et des perturbations atmosphériques
- Proposition d'une nouvelle loi de guidage exploitant ces informations
→ amélioration de la sécurité de vol du mini drone

Perspectives

- Pour la modélisation : Prise en compte de l'effet de sol et modélisation d'autres drones
- Validation des méthodes d'estimation et guidage pilotage par expérimentation sur le mini drone
- Extension à l'évitement d'obstacles (avec guidage PND)
- Extension au suivi de cibles (points de passage mobiles)

Publications

- ① Achour, W., Piet-Lahanier, H. and Siguerdidjane, H.
Wind field bounded error identification and robust guidance law design for a small-scaled helicopter.
IFAC Symposium ACA'10, NARA, JAPAN, 2010.
- ② Achour, W., Piet-Lahanier, H. et Siguerdidjane, H.
Estimation ensembliste des perturbations aérologiques agissant sur un hélicoptère miniature.
Confrence IEEE Internationale Francophone d'Automatique (CIFA'2010). Nancy, France. 2010.
- ③ Achour, W., Piet-Lahanier, H. and Siguerdidjane, H.
Bounded error detection of the wind gusts effect on a small-scaled helicopter.
IFAC Workshop AGNFC'S'09, Samara, Russie, 2009. **Best paper award**
- ④ Achour, W., Piet-Lahanier, H. and Siguerdidjane, H.
Modeling and bounded error detection of the wind gusts effect on a small-scaled helicopter
(soumis à CEP).
- ⑤ Achour, W., Piet-Lahanier, H. and Siguerdidjane, H.
Wind field bounded error estimation and guidance law design for a small-scaled helicopter.
(en cours de soumission à CEP).