

## Détermination d'un domaine de vol sécurisé pour un hélicoptère miniature en milieu incertain

Walid.achour@onera.fr

RÉUNION GT-Avril 2010

retour

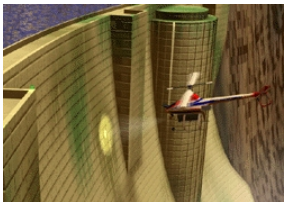
ONERA

THE FRENCH AEROSPACE LAB

retour sur innovation

- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - Estimation ensembliste à erreurs bornées
  - Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives

- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - Estimation ensembliste à erreurs bornées
  - Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives



## Applications possibles des UAV :

- reconnaissance et surveillance
- inspection des sites sensibles
- supervision de trafic routier
- recherche et sauvetage
- applications militaires

## Mais :

- petite taille : sensibilité aux perturbations aérologiques
- bas coût : précision et bruits de mesure
- saturation des actionneurs
- modèle simplifié pour la synthèse guidage pilotage et estimation

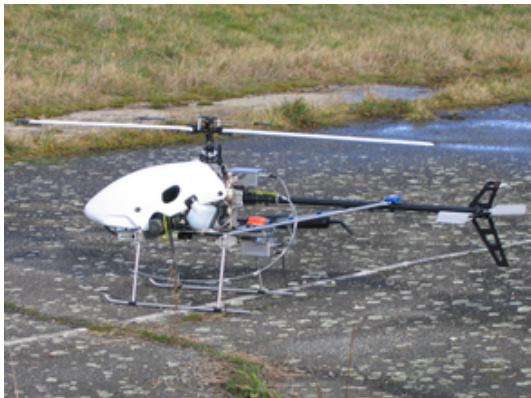
## Solution possible : Caractérisation d'un domaine de vol sécurisé

Amélioration de la sécurité du vol en environnement perturbé  $\implies$  limiter les pertes d'énergie dues à la présence de perturbations aérologiques

- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - Estimation ensembliste à erreurs bornées
  - Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives

- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - Estimation ensembliste à erreurs bornées
  - Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives

# Description du mini drone



## Éléments constitutifs :

- type : VARIO Benzin-Acrobatic
- moteur : 23 cm<sup>3</sup> Zenoah
- diamètre des pales de rotor principal : 1.80m
- poids nominal : 6.5 kg

## Système embarqué :

- GPS :  $\mu$ blox (5Hz)
- IMU : Xsens (100 Hz)
- Calculateur

- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - Estimation ensembliste à erreurs bornées
  - Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives



- Dynamique de l'hélicoptère miniature :

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

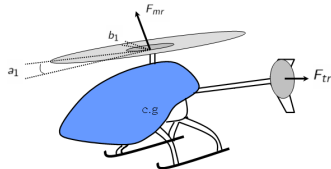
- Forces et moments agissant sur le système :
  - $\mathcal{F}$  et  $\mathcal{M}$  : Force et moment résultants en **absence** des perturbations aérologiques
  - $\mathcal{F}_{wind}$  et  $\mathcal{M}_{wind}$  : Force et moment résultants dus à la **présence** des perturbations aérologiques

## Forces et moments en absence des perturbations aérologiques

- Force résultante  $\mathcal{F}$  :

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

- $mge_3$  : poids de la machine ( $e_3 = (0 \ 0 \ 1)^t$ )
- $F_{mr}, F_{tr}$  : force de poussée de rotor principal et de rotor de queue
- $F_{fus}$  : force aérodynamique de fuselage



- 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
- $\Delta_k$  : moment de roulis correspondant à l'élasticité des pales de rotor principal<sup>1</sup>

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

---

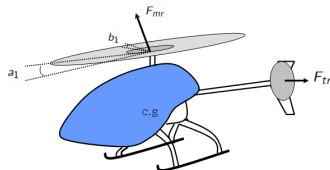
1. R. Mahony, T. Hamel, and A. Dzul. Hover control via approximate lyapunov control for a model helicopter. *In The conference on Decision and Control. Phoenix, Arizona, USA, 1999*

## Forces et moments en absence des perturbations aérologiques

- Force résultante  $\mathcal{F}$  :

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

- $mge_3$  : poids de la machine ( $e_3 = (0 \ 0 \ 1)^t$ )
- $F_{mr}, F_{tr}$  : force de poussée de rotor principal et de rotor de queue
- $F_{fus}$  : force aérodynamique de fuselage



- 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
- $\Delta_k$  : moment de roulis correspondant à l'élasticité des pales de rotor principal<sup>1</sup>

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

---

1. R. Mahony, T. Hamel, and A. Dzul. Hover control via approximate lyapunov control for a model helicopter. *In The conference on Decision and Control. Phoenix, Arizona, USA, 1999*

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

$$F_{mr} = f^{ct}(\delta_{col}, a_1(\delta_{lon}), b_1(\delta_{lat}))$$

- $a_1, b_1$  : orientation de la force de poussée
- $\delta_{col}$  : commande de pas collectif
- $\delta_{lon}$  : commande de pas cyclique longitudinal
- $\delta_{lat}$  : commande de pas cyclique latéral

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

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

- $\delta_{ped}$  : commande de direction

- Forces de fuselage  $F_{fus}^2$  :

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

---

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

## Forces et moments en présence des perturbations aérogiques

- 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 :
- forces de rotor de queue :

$$\begin{aligned} F_{mr}^w &= (0 \ 0 \ 4\rho\pi R_{mr}^2 c_{mr} V_w w_w)^t \\ F_{tr}^w &= (0 \ 4\rho\pi R_{tr}^2 V_w v_w \ 0)^t \end{aligned}$$

- 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<sup>3</sup> :  $M_d^w = \left( \frac{1}{4k\beta} \rho S_{mr} c_{mr}^w R_{mr} \gamma V_w \sqrt{(0.75 R_{mr})^2 + b_{mr}^2} \quad 0 \quad 0 \right)^t$

3. Raymond W. Prouty. Helicopter Performance, Stability and Control. Krieger Publishing Company, Inc. Malabar, Florida, 2003.

## Forces et moments en présence des perturbations aérologiques

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

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

- 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 :
- forces de rotor de queue :

$$\begin{aligned} F_{mr}^w &= (0 \ 0 \ 4\rho\pi R_{mr}^2 c_{mr} V_w w_w)^t \\ F_{tr}^w &= (0 \ 4\rho\pi R_{tr}^2 V_w v_w \ 0)^t \end{aligned}$$

- 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<sup>3</sup> :  $M_d^w = \left( \frac{1}{4k\beta} \rho S_{mr} c_{mr}^w R_{mr} \dot{\gamma} V_w \sqrt{(0.75 R_{mr})^2 + b_{mr}^2} \quad 0 \quad 0 \right)^t$

3. Raymond W. Prouty. Helicopter Performance, Stability and Control. Krieger Publishing Company, Inc. Malabar, Florida, 2003.

- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - Estimation ensembliste à erreurs bornées
  - Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives

- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - Estimation ensembliste à erreurs bornées
  - Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives



# Caractérisation d'un domaine de vol sécurisé

## Analyse de deux missions différentes en milieu perturbé

### ● Approches classiques : trajectoire

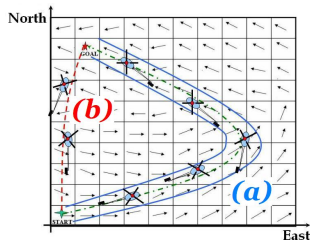
(b)

- parcours dangereux : "(vent traversier)",
- saturation des actionneurs.

### ● Approche proposée : trajectoire

(a)

- domaine de vol sécurisé,
- réduction des pertes d'énergie dues aux perturbations aérologiques,
- exploitation de l'énergie produite par le vent : chemin le plus rapide.



## Amélioration de la sécurité du vol :

De nombreuses études suggèrent que les performances de vol peuvent être moins dégradées si on tient compte de l'énergie produite par les perturbations aérologiques

- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - **Estimation ensembliste à erreurs bornées**
  - Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives

## Formulation du problème et méthodes d'estimation

- Système discret :

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

- $X_k$  : vecteur d'état à estimer
- $u_k$  : vecteur de commande
- $z_k$  : vecteur de mesure
- $w_k$  : vecteur de perturbation d'état
- $v_k$  : vecteur bruit de mesure

### Approche stochastique

- vecteurs de bruits ( $w_k, v_k$ ) : distribution connue (probabilistique)
- solution ponctuelle associée à une PDF a posteriori

### Approche ensembliste à erreurs bornées

- vecteurs de bruits ( $w_k, v_k$ ) : inconnus mais à variation bornée
- solution ensembliste

### Pourquoi choisir l'approche ensembliste ?

- ensemble d'estimation garantie (sous réserve d'hypothèse correcte sur les bornes)
- détermination des bornes de l'état : le véhicule se trouve-t-il dans le domaine de vol ?

### Caractérisation d'ensembles

- Polyèdres
- Ellipsoïdes
- Union d'intervalles

## Estimation d'état ellipsoïdale

### Algorithme d'estimation ellipsoïdale<sup>4</sup> :

#### Définition et notation

$$x_k \in \xi(\hat{x}_k, P_k)$$

$x_k$  : appartient à l'ellipsoïde  $\xi$

$\hat{x}_k$  : centre de  $\xi$

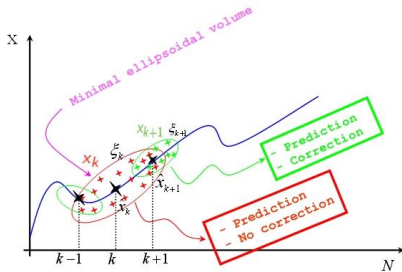
$P_k$  : définit la forme et la répartition suivant les axes de  $\xi$

#### Caractéristiques

- structure similaire au filtre de Kalman
- vecteurs de bruits inconnus mais bornés :

$$\omega_k \in \xi(0, Q_k) \quad ; \quad v_k \in \xi(0, R_k)$$

- estimation garantie : le vrai état  $x_k$  appartient a priori à l'ellipsoïde  $\xi : x_k \in \xi(\hat{x}_k, P_k)$
- minimisation du volume de l'ellipsoïde



4. D. Maksarov and J. Norton. Computationally efficient algorithms for state estimation with ellipsoidal approximations. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2002.

## Application à la dynamique du mini drone

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

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

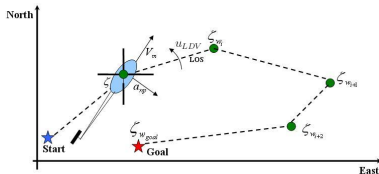
- $\zeta_k, v_k$  : position et vitesse du véhicule ( $\zeta_k \in \mathbb{R}^3; v_k \in \mathbb{R}^3$ )
  - $\Theta_k, \Omega_k$  : angles d'Euler et vitesse angulaire ( $\Theta_k \in \mathbb{R}^3; \Omega_k \in \mathbb{R}^3$ )
  - $\omega_{r_k}$  : dynamique du battement vertical et de la barre de Bell 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  $z_k$  ( $z_k \in \mathbb{R}^{12}$ ) :

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

- restitution de la perturbation aérologique  $V_{w_k}$
- restitution des paramètres du modèle  $\omega_{r_k}$
- $v_k$  : bruit non gaussien (processus markovien basé sur l'équation de Langevin)

- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - Estimation ensembliste à erreurs bornées
  - **Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques**
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives

## Rappel (1) : Calcul géométrique

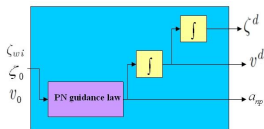


Soit  $\vec{u}$  le vecteur ligne de vue (LOS) :

$$\vec{u} = \frac{\vec{e}}{D} = \frac{\zeta_{w_i} - \zeta}{D}$$

- $D$  : distance entre le véhicule et le prochain point de passage
- $\zeta_{w_i}$  :  $i^{\text{ème}}$  position du point de passage
- $\zeta$  : position du véhicule

## Rappel (2) : Guidage NP par points de passages



- La loi NP est basée sur le critère suivant :  
**Annulation du taux de rotation de la LOS :  $(\dot{u} \wedge u)$**
- La loi NP permet le calcul de l'accélération permettant à l'engin d'atteindre un point désiré :

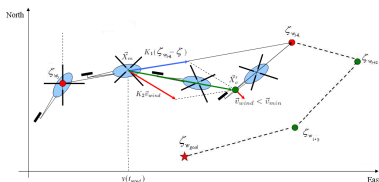
$$\vec{a}_{np} = N_p \frac{1}{D} \vec{v} \wedge \vec{V}_1$$

- $v$  : vitesse du véhicule
- $N_p$  : gain de navigation
- $V_1 = \frac{1}{D} \vec{v} \wedge \vec{u}$



La loi PND (Proportional Navigation with Disturbance) :

- La loi PND favorise l'évolution du véhicule dans une direction qui est un compromis entre la direction du point de passage et 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  $\hat{v}_{\text{wind}}$  :

$$\vec{u}_r = \frac{1}{D_r} (K_1 \vec{e} + K_2 \hat{v}_{\text{wind}})$$

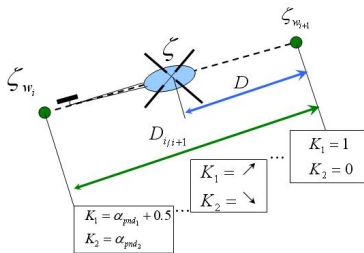
La loi PND (Proportional Navigation with Disturbance) :

- Choix de  $K_1$  et  $K_2$  :

$$K_1 = \alpha_{pnd1} \frac{D}{D_{i/i+1}} + \frac{1}{1 + \frac{D}{D_{i/i+1}}}$$

$$K_2 = \alpha_{pnd2} \frac{D}{D_{i/i+1}}$$

$\alpha_{pnd1}, \alpha_{pnd2}$  : constantes



- Accélération de la loi PND :

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

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

- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - Estimation ensembliste à erreurs bornées
  - Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives

## Modèle du mini drone pour la synthèse des lois de commande

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

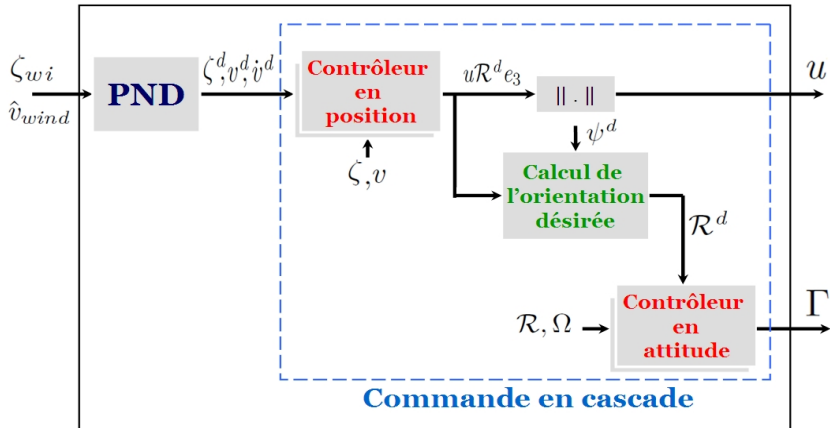
## Commande pour la stabilisation

- 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.**<sup>5</sup>

---

5. 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



- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - Estimation ensembliste à erreurs bornées
  - Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives

- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - Estimation ensembliste à erreurs bornées
  - Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives

# Résultats de simulation 1/6 :

## Réalisation d'une mission :

- Position initiale

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

- Position finale

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

- Points de passages :

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

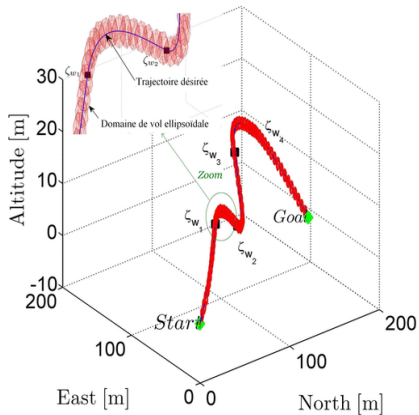
## Prise en compte :

- Présence de la perturbation aérologique (vitesse non mesurée)
- Pas de mesure du battement vertical des pales du rotor principal et de la barre de Bell stabilisante



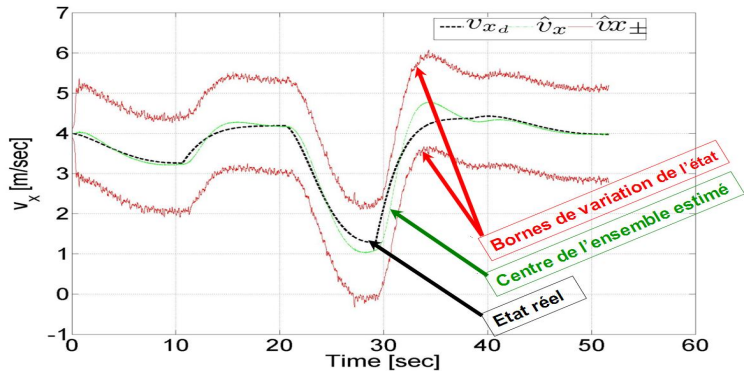
# Résultats de simulation 2/6 :

## Trajectoire guidée et son estimée :



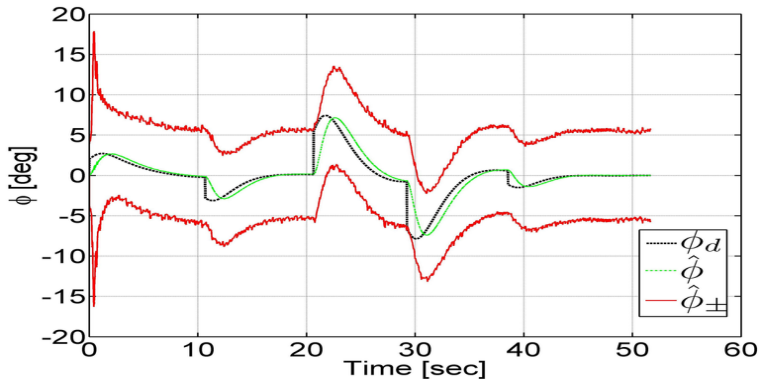
# Résultats de simulation 3/6 :

Evolution de la vitesse  $v_x$  et son estimée :



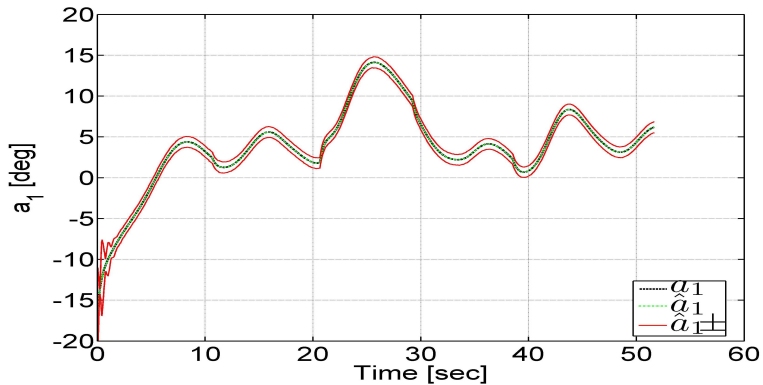
# Résultats de simulation 4/6 :

Angle d'Euler  $\phi$  et son estimé :



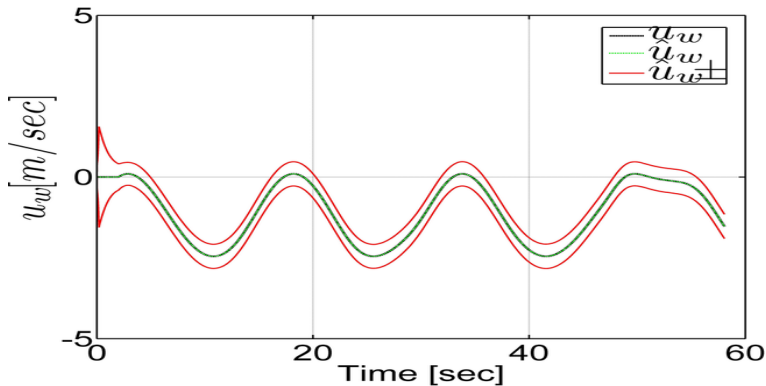
# Résultats de simulation 5/6 :

## Restitution de la dynamique du battement vertical



# Résultats de simulation 6/6 :

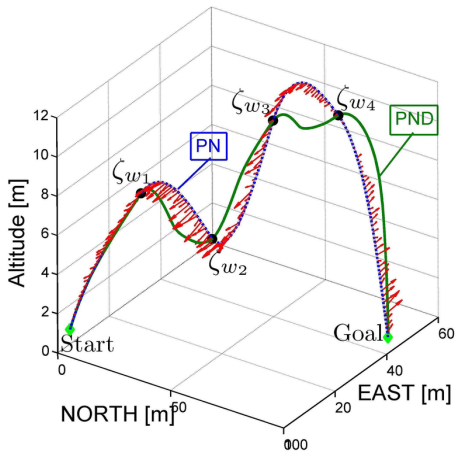
Restitution de la vitesse de la perturbation  $u_w$



- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - Estimation ensembliste à erreurs bornées
  - Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives

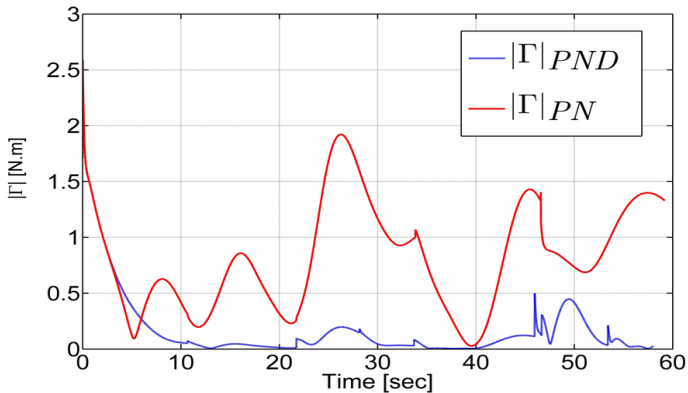
# Analyse des performances 1/4 :

## Comparaison des trajectoires :



# Analyse des performances 2/4 :

Comparaison des couples :

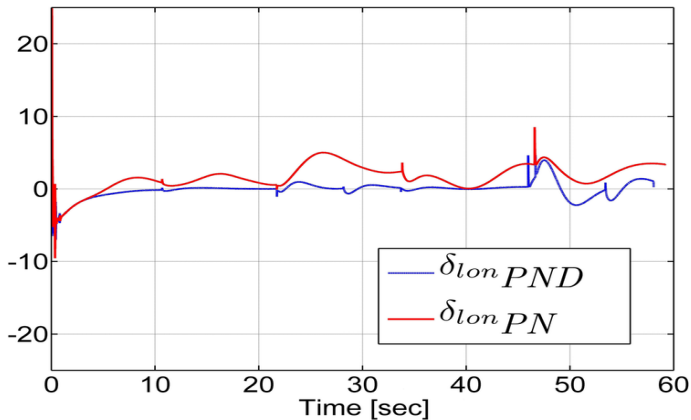


Gain d'énergie en commande de couple : 26.76%



# Analyse des performances 3/4 :

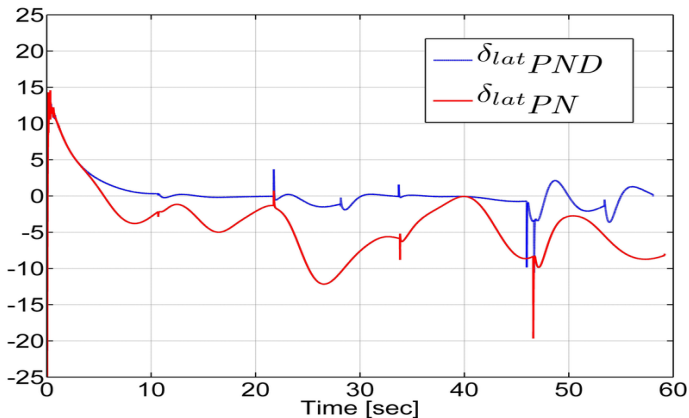
## Comparaison du battement vertical longitudinal :



Gain d'énergie en commande du pas cyclique longitudinal : 11.6%

# Analyse des performances 4/4 :

## Comparaison du battement vertical latéral :



Gain d'énergie en commande du pas cyclique latéral : 19.34%

- 1 Introduction
- 2 Description et modélisation du mini drone
  - Description du mini drone
  - Équations de la dynamique
- 3 Algorithmes permettant la détermination d'un domaine de vol sécurisé
  - Amélioration de la sécurité du vol : problématique
  - Estimation ensembliste à erreurs bornées
  - Guidage robuste à la présence des perturbations aérologiques
  - Pilotage de la force de poussée et du couple
- 4 Résultats de simulation
  - Réalisation d'une mission
  - Analyse des performances : Comparaison des lois PN et PND
- 5 Conclusion et perspectives

## Conclusion

- Détermination d'un domaine de vol sécurisé permettant à l'engin d'effectuer sa mission en toute sécurité

## Perspectives

- Modèle du mini drone : identification des paramètres du modèle (recalage)
- Estimation : comparaison de l'approche ellipsoïdale avec les approches stochastiques (et/ou) les approches ensemblistes par intervalles
- Expérimentation : Évaluer les performances de l'approche proposée en expérimentation

- Publications acceptées :



W.ACHOUR, H. PIET-LAHANIER, and H. SIGUERDIDJANE

Bounded error identification of the wind gust effect on a small scaled helicopter.  
*IFAC Workshop AGNFCS'09, Samara, Russia, June-July 2009. (Best paper)*



W.ACHOUR, H. PIET-LAHANIER, and H. SIGUERDIDJANE

Estimation ensembliste de l'état d'un hélicoptère miniature en présence des perturbations aérologiques  
*Conférence IEEE Internationale Francophone d'Automatique. Nancy, France, 2-4 juin 2010.*

- Publications soumises :



W.ACHOUR, H. PIET-LAHANIER, and H. SIGUERDIDJANE

Set-membership state estimation and wind gust detection for a small-scaled helicopter  
*Journal Control Engineering Practice (IFAC).*



W.ACHOUR, and H. PIET-LAHANIER , H. SIGUERDIDJANE

Wind field bounded error identification and robust guidance law design for a small-scaled helicopter  
*18th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, Nara, JAPAN, Sep.2010.*

*Merci pour votre attention*